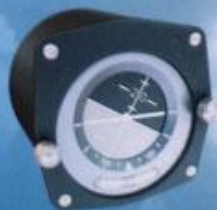


**В. О. Рогожин, А. В. Скрипець,
М. К. Філяшкін, М. П. Мухіна**

АВТОНОМНІ СИСТЕМИ НАВІГАЦІЇ КОНКРЕТНОГО ТИПУ ПОВІТРЯНОГО СУДНА ТА ЇХ ТЕХНІЧНЕ ОБСЛУГОВУВАННЯ



МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
Національний авіаційний університет

В.О. Рогожин, А.В. Скрипець,
М.К. Філяшкін, М. П. Мухіна

АВТОНОМНІ СИСТЕМИ
НАВІГАЦІЇ КОНКРЕТНОГО
ТИПУ ПОВІТРЯНОГО
СУДНА ТА ЇХ ТЕХНІЧНЕ
ОБСЛУГОВУВАННЯ

*Рекомендовано Міністерством освіти і науки України
як навчальний посібник для студентів вищих
навчальних закладів*

Київ 2015

УДК 629.735.054.07(075.8)
ББК 0571.5-5я7
Р598

Тиражувати без офіційного дозволу НАУ забороняється

Рецензенти: *В.С. Дем'янчук* – д-р техн. наук, проф. (Державне підприємства обслуговування повітряного руху „Украерорух”);
Л.С. Беляєвський – д-р техн. наук, проф., двічі лауреат Державної премії України в галузі науки і техніки, заслужений діяч науки і техніки України (Державна академія водного транспорту імені Гетьмана Сагайдачного);
М.М. Дмитрієв – д-р техн. наук, проф., лауреат Державної премії України в галузі науки і техніки, заслужений працівник народної освіти України (Національний транспортний університет).

*Рекомендовано Міністерством освіти і науки України,
(лист за № 1/11-9257 від 16.06.2014)*

Рогожин В.О.

Р598 Автономні системи навігації конкретного типу повітряного судна та їх технічне обслуговування: навч. посібник / В.О. Рогожин, А.В. Скрипець, М.К. Філяшкін, М.П. Мухіна – К.: НАУ, 2015. – 308 с.

ISBN 978-966-598-852-6

Систематизовано викладено принципи побудови автономних навігаційних систем та особливості їх технічної експлуатації. Розглянуто теоретичні основи навігації, де показано роль автономних навігаційних систем у складі бортового обладнання. Наведено призначення, принципи роботи, структуру побудови та класифікації існуючих систем повітряних сигналів, платформних і безплатформних інерціальних навігаційних систем, астрономічних засобів навігації, а також радіовисотомірів, доплеровських вимірників швидкості та кута знесення і оглядово-порівняльних систем навігації, зокрема кореляційно-екстремальних навігаційних систем.

Для студентів вищих навчальних закладів. Може бути корисним інженерно-технічному складу авіаційних підприємств, а також інженерам у галузі розробки та досліджень автономних систем навігації.

**УДК 629.735.054.07(075.8)
ББК 0571.5-5я7**

© Рогожин В.О., Скрипець А.В.,
Філяшкін М.К., Мухіна М.П., 2015
© НАУ, 2015

ISBN 978-966-598-852-6

ПЕРЕЛІК СКОРОЧЕНЬ

АРК	– автоматичний радіокомпас
АЦК	– аналогово-цифровий перетворювач
БІНС	– безплатформна інерціально-навігаційна система
БПнП	– перетворювання напруги потенціометричний
БСЦО	– бортовий спеціалізований цифровий обчислювач
БЦОМ	– бортова цифрова обчислювальна машина
ВПМ	– вихідний пункт маршруту
ГВЧ	– генератор високої частоти
ГНС	– груба навігаційна система
ДАП	– датчик аеродинамічних параметрів
ДВШЗ	– доплерівський вимірник швидкості та кута знесення
ДКК	– датчик курсових кутів
ДНА	– діаграма напрямленості антени
ЕПТ	– електронно-променева трубка
ЗПС	– злітно-посадкова смуга
ЗСО	– зірково-сонячний орієнтатор
ІК ВШП	– інформаційний комплекс висотно-швидкісних параметрів
ІНС	– інерціальна навігаційна система
КЕНС	– кореляційно екстремальна навігаційна система
КЗВ	– коректор задавач висоти
КНС	– комплектована навігаційна система
ЛА	– літальний апарат
ЛЗШ	– лінія заданого шляху
МНРЛС	– метеонавігаційна радіолокаційна станція
НВЧ	– надвисокочастотний
НЛПЛ	– норми льотної придатності літаків
НТ	– навігаційна точка
ОЗП	– оперативний запам'ятовувальний пристрій
ПВВ	– пристрій введення виведення
ПЗП	– постійний запам'ятовувальний пристрій
ПНК	– пілотажно-навігаційний комплекс
ПНФ	– перетворювач напруги функціональний
ППК	– приймач передавач коду
ППТ	– приймач повного тиску
ПСТ	– приймач статичного тиску
РВ	– радіовисотомір
РГМ	– різниця глибини модуляції
РЛО	– радіолокаційний об'єкт

РЛС	- радіолокаційна станція
РСБН	- радіотехнічна система ближньої навігації
РСДН	- радіотехнічна система дальньої навігації
САК	- система автоматичного керування
СЗП	- спеціальний запам'ятовувальний пристрій
СК	- система координат
СА	- стандартна атмосфера
СНС	- супутникова навігаційна система
СПС	- система повітряних сигналів
ТЗМ	- точка зламу маршруту
ПАП	- цифро-аналоговий перетворювач
ЦВК	- цифровий обчислювальний комплекс
ЦП	- центральний пристрій
DME	- « <i>Distance Measure Equipment</i> » (далекомір)
EGPWS	- <i>Enhanced Ground Proximity Warning System</i> (система попередження наближення землі)
GRID	- <i>Global Resource Information Database</i> (глобальна ресурсно-інформаційна база даних)
ICAO	- <i>International Civil Aviation Organization</i> (Міжнародна організація цивільної авіації)
IEEE	- <i>Institute of Electrical and Electronic Engineers</i> (Інститут інженерів з електротехніки та електроніки)
ILS	- <i>Instrument Landing System</i> — система посадки за приладами (система посадки)
MLS	- <i>Microwave Landing System</i> (мікрохвильова система посадки)
QFE	- <i>Q-code Field Elevation</i> (значення тиску на рівні порога ЗПС)
QNH	- <i>Q-code Nautical Height</i> (тиск у даній точці земної поверхні, приведений до рівня моря)
RVSM	- <i>Reduced Vertical Separation Minima</i> (скорочений мінімум вертикального ешелонування)
TA	- <i>Transition Altitude</i> (висота переходу при наборі висоти)
TCAS	- <i>Traffic Alert and Collision Avoidance System</i> (система попередження зіткнень)
TIN	- <i>Triangular Irregular Network</i> (триангуляційна сітка)
TL	- <i>Transition Level</i> (висота на ешелоні переходу при зниженні)
VOR	- <i>Very high frequency Omnidirectional Range beacon</i> (система радіонавігації)

Глава 1. ТЕОРЕТИЧНІ ОСНОВИ НАВІГАЦІЇ

1.1. Навігаційні системи у складі бортового обладнання

З розвитком і вдосконалюванням літальних апаратів (ЛА), ускладненням і розширенням виконуваних ними польотних завдань, розвивалося й вдосконалювалося їхнє бортове обладнання. Бортове обладнання це сукупність технічних засобів (агрегатів, приладів, машин і т.п.), установлюваних на борту ЛА. Структурно бортове обладнання ЛА об'єднують у системи, що призначені для розв'язання окремих завдань. Оскільки невід'ємною складовою частиною практично всіх систем ЛА є електроніка, те все бортове радіоелектронне обладнання ЛА зазвичай називають авіонікою (авіаційною електронікою).

Состав авіоніки для різних класів ЛА різний. Найбільше широко авіоніка представлена на пасажирських магістральних літаках, таких як Airbus A-320, Ту-204, Boeing 757. Її можна умовно розділити на такі групи: системи вимірювання параметрів літакових систем і двигунів, системи автоматичного управління (САУ) польотом ЛА, радіозв'язні системи, системи електронної індикації й сигналізації. Окрему велику групу представляють навігаційні системи

Перша група систем вимірює параметри різних загальнолітакових (загальновертолітних) систем: гідравлічної, паливної, кондиціонування, електропостачання та інших. На датчики впливають фізичні параметри: тиск, температура, переміщення, а вихідні сигнали датчиків мають електричну природу. За обмірюваними електричними сигналами система обчислює діюче на датчик значення параметра. За аналогічним принципом працюють системи вимірювання параметрів роботи авіаційного двигуна.

Системи автоматичного управління польотом ЛА призначені для підвищення ефективності застосування літака та дій пілотів, для зниження стомлюваності членів екіпажа, а також для підвищення безпеки польоту. На сучасних повітряних судах САУ перетворилися із пристроїв, що полегшують пілоту процес керування, у засоби, які істотно підвищують економічну ефективність і безпеку польоту.

Своє призначення САУ здійснює за рахунок виконання наступних функцій:

- поліпшення характеристик стійкості та керованості літака при ручному й сумісному керуванні (підсистема штурвального управління);
- автоматичної стабілізації основних параметрів польоту (обчислювальна система управління польотом);
- цілеспрямованого автоматичного й директорного управління на типових режимах польоту (обчислювальна система літаководіння);
- управління тягою авіаційного двигуна для стабілізації або зміни швидкості польоту (обчислювальна система управління тягою).

Радіозв'язні системи призначені для: двостороннього обміну інформацією між екіпажем ЛА й наземними радіостанціями; двостороннього обміну інформацією між екіпажем ЛА й іншими ЛА; для внутрішнього зв'язку між членами екіпажа; для зв'язку між екіпажем і пасажирами.

В обов'язковий мінімум радіозв'язного обладнання пасажирських літаків входять: радіостанція Свч-зв'язку; радіостанція Вч-зв'язку; радіостанція для аварійного зв'язку. На багатьох сучасних ЛА встановлюється станція супутникового зв'язку.

Система електронної індикації призначена для індикації пілотажної й навігаційної інформації.

Основною функцією **системи внутрікабінної сигналізації** є попередження екіпажа про виникнення небезпек у польоті й на борту ЛА. Система відображує аварійні та попереджуючі повідомлення, а також використовує інші способи сигналізації за допомогою мовних і звукових (дзвінки, гонги й т.п.) сигналів, а також тактильних впливів (тряска штурвала).

У групі **навігаційних систем** у свою чергу можна виділити:

- автономні навігаційні системи;
- автономні радіонавігаційні системи;
- неавтономні радіонавігаційні системи;
- інші інформаційно-навігаційні системи.

Задачею **автономних навігаційних систем** є вимірювання пілотажно-навігаційних параметрів, що характеризують політ літака, не використовуючи при цьому будь-яки випромінюючі сигнали. До класу таких систем можна віднести системи повітряних сигнала-

лів, інерціальні навігаційні системи, астрокомпаси й астроорієнтатори.

Система повітряних сигналів (СВС) визначає параметри польоту, здійснюючи вимірювання в зовнішньому повітряному середовищі. Вона вимірює й обчислює наступні висотно-швидкісні параметри: барометричну висоту польоту (абсолютна й відносна); швидкість зміни висоти; повітряну швидкість (дійсну й приладову); число Маху; температуру зовнішнього повітря; температуру загальмованого потоку повітря; кути атаки й ковзання; тиск (статичний й повний); максимально-допустиму повітряну швидкість. СВС також формує сигналізацію про перевищення припустимої швидкості та інших висотно-швидкісних параметрів польоту.

Інерціальна навігаційна система (ІНС) служить для вимірювання кутового положення ЛА в просторі й визначення його місця розташування. Вона вимірює кути курсу, крену, тангажа, швидкості зміни кутових параметрів, лінійні прискорення (перевантаження), вона також обчислює кут нахилу траєкторії, дійсний курс, шляхову швидкість, вертикальну швидкість, кут знесення, параметри вітру, географічні координати ЛА. Іноді замість ІНС на для тієї ж мети використовують більше просту за конструкцією систему – *курсовертикаль*. Курсовертикаль здатна вимірювати тільки поточні кути положення ЛА – курс, крен і тангаж.

Астрономічні компаси вимірюють дійсний або ортодромічний курс ЛА шляхом пеленгації небесних світил з урахуванням обертання Землі й координат місцеположення ЛА. З їхньою допомогою можна вимірювати курс у будь-яких районах Землі, у тому числі в районах географічних і магнітних полюсів, а також на будь-яких швидкостях і висотах польоту.

Астроорієнтатори використовують метод астрономічного орієнтування, заснований на астрономічних вимірах параметрів двох зірок, що пеленгуються автоматичними секстантами. В обчислювачі астроорієнтатора визначаються координати місця розташування літака, використовуючи залежності між астрономічними й навігаційними системами координат.

До *автономних радіонавігаційних систем* відносяться системи, що працюють на радіолокаційному принципі: радіовисотомір; доплеровський вимірник швидкості й кута знесення; метеонавігаційний радіолокатор.

Ці пристрої не використовують радіомаяки, а одержують інформацію із власного радіосигналу, відбитого земною поверхнею або метеоутвореннями.

Радіовисотомір (РВ) вимірює дійсну (геометричну) висоту польоту. Існують два різновиди РВ - для малих висот і для великих. Радіовисотомір малих висот випромінює радіосигнал, частота якого лінійно змінюється в діапазоні 4200-4400 МГц. Відбитий землею або водою сигнал знову приймається, вимірюється його частота й частота сигналу, випромінюваного в цей момент. Різниця частот пропорційна вимірюваній відстані.

Доплерівський вимірник швидкості й кута знесення (ДИСС) вимірює параметри вектора швидкості ЛА: шляхову швидкість, тобто швидкість відносно землі, і кут знесення – кут між напрямком поздовжньої осі ЛА й дійсним напрямком його руху.

ДИСС використовує похиле опромінення земної поверхні й визначає параметри вектора швидкості за спектром частот сигналу, відбитого землею. Внаслідок ефекту Доплера виникає зсув частот випроміненого й відбитого сигналів. Для підвищення точності ДИСС випромінює не один, а 3 або 4 променя в різних напрямках.

Метеонавігаційна радіолокаційна станція (МНРЛС) дозволяє виявити зони грозової активності й обійти їх. Для розв'язання навігаційних задач передбачений режим огляду рельєфу поверхні землі.

У польоті антена МНРЛС сканує вліво - вправо від напрямку польоту в заданому діапазоні. У діапазоні сканування метеолокатор випускає множину окремих радіопромінів, кожен промінь розбивається при прийомі на безліч розташованих один за одним точок і для кожної точки вимірюється рівень відбитого сигналу, який свідчить про наявність та густину хмар і про турбулентність.

Щоб прискорити огляд пілот може з пульта керування зменшити діапазон сканування. Також він може задавати кут нахилу антени в межах $\pm 15^\circ$ градусів від горизонтальної осі ЛА. Це дозволяє уникнути перешкод і підвищити чіткість зображення, розглядати вертикальну структуру хмарності, а при нахилі антени вниз, до землі - використовувати МНРЛС для огляду рельєфу земної поверхні з метою навігації.

До автономних радіонавігаційних систем можна віднести й оглядово-порівняльні системи навігації. Принципи роботи оглядово-порівняльних систем навігації засновані на огляді навколишньої

місцевості й порівнянні її зображення з картою або системою орієнтирів, закладених у бортову пам'ять системи. Радіолокаційні станції й, зокрема МНРЛС, зазвичай входять до складу оглядово-порівняльних систем навігації.

Основним недоліком оглядово-порівняльних методів навігації є їхня залежність від зовнішньої інформації, доступність до якої може бути обмежена через природні й штучні завади.

До *неавтономних радіонавігаційних систем* відносяться, системи, які визначають місце розташування ЛА, використовуючи для цієї цілі сигнали від радіомаяків. Радіомаяки, що використовуються неавтономними радіонавігаційними системами, можуть бути наземними, а також можуть знаходитися на борту літальних або космічних апаратів.

Наземні радіомаяки служать для водіння ЛА за маршрутом і для приводу на аеродром посадки. Їх встановлюють на поверхні землі в поворотних пунктах маршрутів і в зоні аеродрому. Сигнал, випромінюваний або ретрансльований радіомаяком, пеленгується бортовим приймачем. Вимірюючи параметри сигналу, приймач визначає напрямок на маяк, дальність до нього або величину відхилення від заданого напрямку. Радіомаяки зазвичай використовуються для забезпечення польоту ЛА на маяк або від маяка. Однак за двома рознесеними маяками можна визначити й поточне місце розташування літака.

До класу неавтономних радіонавігаційних систем можна віднести: автоматичний радіокомпас; систему радіонавігації VOR; далекомір DME; систему посадки ILS і мікрохвильову систему посадки MLS; радіотехнічну систему ближньої навігації; супутникову навігаційну систему.

Автоматичний радіокомпас (АРК) служить для навігації за сигналами приводних або ширококомовних радіостанцій. АРК містить дві антени (направлену і ненаправлену) і приймач. Принцип дії АРК заснований на порівнянні амплітуд і фаз сигналів, що надходять з направленої й ненаправленої антен, і обчисленні за цією інформацією напрямку на приводну радіостанцію, тобто її курсовий кут.

Система радіонавігації VOR (скорочення від англійського «Very high frequency Omnidirectional Range beacon» - всеспрямований СВЧ-маяк) визначає азимут ЛА відносно точки розташування

цього радіомаяка. За допомогою антеної системи радіомаяк формує дві діаграми спрямованості: направлену й ненаправлену. Через ненаправлену антену випромінюється опорний сигнал, модульований частотою 30 Гц. Направлена діаграма обертається із частотою 30°/с. На ЛА приймають обидва сигнали, причому сигнал від направленої антени виявляється амплітудно-модульованим (максимум сигналу – при напрямку антени на ЛА). Фаза опорного сигналу сполучається з фазою огинаючого амплітудно-модульованого сигналу у випадку, коли азимут дорівнює 0. Це дозволяє виміряти поточний азимут.

Приймач VOR приймає також сигнали маркерних радіомаяків. Ці сигнали однозначно показують пілотові, на якій відстані від зльотно-посадкової смуги (ЗПС) він знаходиться.

Далекомір DME (від англійського «Distance Measure Equipment» - апаратура вимірювання дальності) служить для точного визначення похилої дальності до радіомаяка. До складу комплекту входить блок запитувача й щілинна антена.

З ЛА посилається імпульсна послідовність-запит. У наземному обладнанні ця послідовність приймається й відсилається відповідна кодова послідовність, але відповідь затримується на сталу величину. Вимірюючи інтервал між послідовностями, бортовий далекомір визначає дальність.

Система посадки ILS (від англійського Instrument Landing System - «система посадки за приладами») працює за радіомаяками метрового діапазону типу ILS або СП і визначає за їх інформацією відхилення ЛА від курсу й глибини планерування при заході на посадку. На аеродромі встановлюється два радіомаяки - курсовий і глибінний.

Курсовий радіомаяк задає площину посадкового курсу рівносигнальним методом шляхом формування в горизонтальній площині двох пересічних діаграм спрямованості. Він розташовується так, щоб площина, яку він задає, проходила за віссю ЗПС. Бортовий приймач вимірює різницю глибин модуляції (РГМ) прийнятих випромінювань. У площині курсу ЗПС РГМ дорівнює нулю. РГМ збільшується пропорційно відхиленню від курсу посадки. Інформація про величину відхилення надходить у систему індикації, за інформацією на екрані пілот може судити, наскільки точно він заходить на посадку й у яку сторону від ідеального напрямку він відхилився - вправо або вліво.

Глісадний радіомаяк задає глісаду планерування, що дозволяє пілоту витримувати потрібний кут зниження. Глісада також задається рівносигнальним методом.

Недоліком роботи в метровому діапазоні хвиль є сильний вплив відбитих сигналів і як наслідок – викривлення при наведенні ЛА на ЗПС. Цей недолік суттєво зменшується в мікрохвильових системах посадки MLS (Microwave Landing System), які працюють у сантиметровому діапазоні хвиль. Мікрохвильова система посадки виконує ту ж функцію, що й система посадки ILS: приймає сигнали двох розташованих на аеродромі радіомаяків MLS, один із яких задає траєкторію наближення до ВПП за кутом місця, а другий - за азимутом.

У порівнянні із системами посадки ILS/СП вони мають наступні переваги: менше залежать від рельєфу й перешкод, кутові розміри зони дії в них ширше, точність визначення положення вище.

Радіотехнічна система ближньої навігації (РСБН) є аналогом систем VOR/DME. Вона використовувалася в СРСР для навігаційного забезпечення польотів за повітряними трасами, для привода ЛА в зону дії посадкових систем. Радіомаяки РСБН дозволяють отримати інформацію про полярні координати ЛА відносно цього маяка - азимут й похилу дальність. У порівнянні з VOR/DME система додатково дозволяє визначати азимут і дальність на землі й може використовуватися для впізнання ЛА за запитом диспетчера. Принцип дії каналу вимірювання дальності - такий же, як в DME.

Крім азимута й дальності РСБН забезпечує прийом сигналів відхилення від осі рівносигнальних зон курсового й глісадного радіомаяків, а також позивних сигналів наземних радіомаяків.

Супутникова навігаційна система (СНС) забезпечує пілота й інші системи навігаційними даними, отриманими шляхом вимірювання сигналів від навігаційних штучних супутників Землі. СНС визначає три координати ЛА (широту, довготу й висоту) і три складові вектори швидкості. Для цього СНС настроюється на орбітальне групування супутників. Завдяки використанню бортових атомних стандартів частоти забезпечується взаємна синхронізація навігаційних радіосигналів, випромінюваних орбітальним угрупованням.

Навігаційні виміри ґрунтуються на визначенні дальності до супутників, координати поточного положення яких точно відомі. Визначення дальності здійснюється за вимірюваною затримкою прийнятого коду відносно аналогічного коду, формованого в бортовій апаратурі. Визначення швидкості здійснюється за вимірюваним доплеровським зсувом частоти прийнятого сигналу відносно частоти опорного генератора.

Крім перерахованих систем, ще можуть використовуватися радіотехнічні системи дальньої навігації, які визначають географічні координати ЛА за сигналами наземних фазових радіонавігаційних систем типу РСДН-20, «Omega» або імпульсно-фазових радіонавігаційних систем типу РСДН-3, РСДН-10, «Loran-C». Ці станції працюють у діапазоні довгих хвиль і забезпечують можливість визначення місця розташування ЛА на великому видаленні від радіомаяків - у сотні й тисячі кілометрів, тобто по всій земній кулі. СНС поступово витісняють РСДН, на нових літаках приймачі РСДН уже не встановлюють, а наземні станції поступово демонтують.

Інші інформаційно-навігаційні системи

Система попередження зіткнень (СПС) визначає положення інших ЛА відносно даного. Ціль такої системи - уникнути зіткнень ЛА. Це можливо тільки у відношенні тих ЛА, які мають на борті таку ж систему. Тому США і Європа зробили наявність на борту системи СПС типу TCAS (від англійського позначення системи - Traffic Alert and Collision Avoidance System) обов'язковою умовою для виконання польотів у їхньому повітряному просторі.

Система попередження наближення землі (СППЗ) попереджає екіпаж про небезпеку зіткнення ЛА із землею поверхнею. Система безперервно аналізує положення ЛА відносно землі з метою виявлення небезпечної тенденції й завчасного попередження про це екіпажа. Сигналізація екіпажу видається в наступних випадках: ЛА наближається до поверхні землі занадто близько або занадто швидко; при втраті висоти на зльоті або при відході на друге коло; при польоті поблизу земної поверхні в не посадочній конфігурації (не випущені шасі, закриті не в посадковому положенні); при відхиленні вниз від глісади на етапі заходу на посадку.

Нове покоління СППЗ, що отримало позначення EGPWS (Enhanced Ground Proximity Warning System), використовує не тільки інформацію бортових датчиків, але й цифрову базу даних про

рельєф місцевості, над якою пролітає літак. Це дозволяє прогнозувати зіткнення заздалегідь, ще до підльоту до небезпечної височини рельєфу. Крім того, така система видає зображення рельєфу на індикатор, чим полегшує пілоту управління ЛА в умовах обмеженої видимості й уночі.

Система попередження критичних режимів сигналізує про досягнення експлуатаційних меж ЛА з вертикального перевантаження й кута атаки, з мінімальної та максимальної швидкості польоту, з кута крену. Крім того, система може здійснювати:

- контроль при розбігу, вчасно попереджаючи пілота про те, що довжина ЗПС, яка залишилася, не дозволяє відкладати рішення й необхідно або злітати, або припинити розбіг;
- контроль ешелону, сигналізуючи пілоту про відхилення від заданої висоти польоту;
- сигналізацію про зсув вітру.

Система попередження про грозу здатна вловлювати розряди блискавок і попереджувати оцьому пілота. Найбільше часто використовується система типу - *Stormscope* фірми BFGoodrich. Це пасивна система, що вимірює електричні розряди на відстані до 350 км. Система визначає азимут і дальність до зафіксованого місця розряду. Зображення цієї інформації на екрані навігаційного індикатора допомагає пілоту вчасно пізнати грозу, що починається, і обминути її стороною.

Електронний хронометр служить для забезпечення даними точного часу як самих пілотів, так й інших систем літака. Поточний час і дата індіціюється на циферблаті/екрані хронометра й одночасно видаються послідовним кодом бортовим споживачам. Хронометр також використовується пілотами для вимірювання інтервалів часу (секундомір), сповіщення про наступ заданого моменту (таймер) і для вимірювання/індикації тривалості польоту.

Система збору й локалізації відмов служить для організації технічного обслуговування ЛА. У польоті система фіксує всі несправності, що відбуваються, і зберігає їх в енергонезалежній пам'яті, а на землі індіціюєт обслуговуючому персоналу. Перед польотом система організує контроль бортових електронних систем.

Окремі навігаційні системи можуть поєднуватися, створюючи тим самим інтегровані (комплексні) системи, наприклад, інерціально-супутникові, повітряно-доплеровські, астро-інерціальні й т.д. Об'єднання навігаційних систем у більші структурні утворення називають навігаційними або пілотажно-навігаційними комплексами.

У подальшому розглядаються принципи побудови й експлуатації тільки автономних навігаційних систем (радіотехнічних і нерадіотехнічних).

1.2. Методи визначення навігаційних параметрів руху літального апарата

Навігація використовується для одержання інформації про місцезнаходження й особливості руху об'єктів відносно навколишнього середовища. У процесі еволюції засоби й методи навігації розвивалися залежно від розв'язуваних при русі об'єкта завдань.

Для визначення координат ЛА зокрема, використовуються різні методи, що зводяться до трьох основних: метод числення шляху, позиційний метод і оглядово-порівняльний метод.

Метод числення шляху. Цей метод заснований на безперервному обчисленні траєкторії руху ЛА за даними про вектор швидкості (інтегрування за часом обмірюваного вектора швидкості або прискорення відносно поверхні Землі) та про координати вихідної точки руху.

Інформація про швидкості ЛА може бути отримана від інерціальної навігаційної системи, від доплеровського вимірника швидкості або від системи повітряних сигналів.

При відомому курсі ЛА, враховуючи швидкість вітру й кут знесення ЛА, можна отримати складові швидкості в обраній системі координат, інтегрування яких подає інформацію про складові пройденого шляху.

Для визначення поточних координат ЛА в систему вводять координати вихідного пункту маршруту, з моменту прольоту якого починається числення шляху.

На цьому методі засновані системи повітряного, радіолокаційного, доплеровського й інерціального числення шляху.

Позиційний метод. Він заснований на використанні поверхонь або ліній положення для визначення місцеположення об'єкта.

Поверхня положення (або позиційна поверхня) – це геометричне місце точок імовірного місцезнаходження об'єкта *відносно Землі*, в яких вимірюваний на борту об'єкта або з поверхні Землі фізичний параметр має постійне значення.

Математичний опис поверхні положення має вигляд

$$F = f(x, y, z)$$

де x, y, z – координати місцезнаходження ЛА.

Властивості поверхонь положення визначаються наступними характеристиками: геометричною формою $f(x, y, z)$; градієнтом q ; погрішністю зсуву σ_{Π} . Геометрична форма знаходиться в результаті побудови функції $f(x, y, z) = \text{const}$ в прийнятій системі відліку. Градієнт характеризує швидкість і напрямок найшвидшої зміни функції $f(x, y, z)$. Напрямок градієнта завжди нормальний до поверхні положення. Вираз для градієнта має вигляд:

$$q = \lim_{\Delta n \rightarrow 0} \frac{\Delta f}{\Delta n},$$

де Δf – приріст функції; Δn – величина поступального переміщення поверхні положення.

Середньоквадратична погрішність зсуву поверхні положення відносно точки справжнього місцезнаходження ЛА визначається у вигляді:

$$\sigma_{\Pi} = \frac{\sigma_f}{q},$$

де σ_f – середньоквадратична похибка виміру параметра f , що визначає поверхню положення.

Для розв'язання навігаційних завдань, щодо визначення просторового положення ЛА (трьох координат x, y, z) потрібно мати три різні поверхні положення, що перетинаються $F_i = f_i(x, y, z)$, ($i = 1, 2, 3$). Перетинання двох поверхонь положення з поверхнею Землі визначає собою точку місцезнаходження об'єкта на поверхні Землі.

Лінією положення називається геометричне місце точок проєкцій можливого місця розташування ЛА на поверхні Землі, що визначається стійкістю деякого навігаційного параметра, тобто лі-

нія положення утворюється у результаті перетинання поверхні положення та поверхні Землі. Властивості ліній положення, як і поверхонь, визначаються геометричною формою, градієнтом і похибкою зсуву.

Використання ліній положення для навігації має давню традицію. Штурман визначав навігаційний параметр (наприклад, пеленг навігаційної точки(НТ)), будуючи на карті лінію, що відповідає обмірюваному параметру, до речі це й обумовила її назву – лінія положення, потім робив аналогічну операцію, вимірюючи інший навігаційний параметр, і за точкою перетинання двох ліній визначав своє місце розташування.

В аеронавігації можуть використовуватися наступні лінії положення:

- лінія рівних азимутів (радіопеленгів),
- лінія рівних відстаней,
- лінія рівних різниць відстаней,
- астрономічна лінія положення.

До ліній положення також відносять локсодромію – лінію, що перетинає географічні меридіани під однаковими кутами, і ортодромію – дугу великого кола, що є найкоротшою відстанню між двома точками на поверхні земної кулі.

У радіонавігаційних системах найчастіше використовують наступні лінії положення (рис. 1.1):

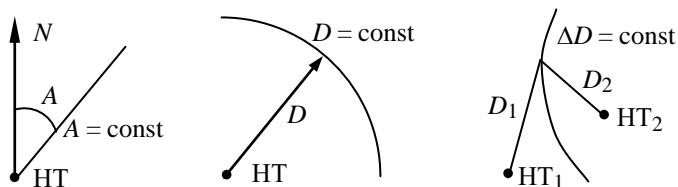


Рис. 1.1

– лінії рівних пеленгів ($P = A = \text{const}$) – прямі, що проходять через НТ;

– лінії рівних відстаней ($P = D = \text{const}$) – окружність із центром у НТ;

– лінії рівних різниць відстаней до двох навігаційних точок НТ1 і НТ2 ($P = \Delta D = D_1 - D_2 = \text{const}$) – гіперболи

Позиційний метод лежить в основі побудови систем ближньої й дальньої радіонавігації, супутникової навігації, систем визначення місця розташування літака за даними, одержуваним від бортових оптичних або радіолокаційних станцій про напрямок і дальність до наземного орієнтира, координати якого відомі. Такими орієнтирами можуть бути мости, окремі будинки, нафтосховища й т.п.

Оглядово-порівняльні методи. Суть оглядово-порівняльних методів навігації полягає у визначенні місцезнаходження об'єкта шляхом порівняння місцевості, зображеної на карті або той, що перебуває в машинній пам'яті навігаційної системи, з її фактичним видом, спостережуваним за допомогою бортових оглядових пристроїв (прицілів, візирів, телевізійних, радіолокаційних і інших) або візуально. Якщо зображення місцевості на карті збігається з її спостережуваним виглядом, то місцезнаходження об'єкта вважається впізнаним, а координати його визначені. Крім цього, можуть бути визначені координати місцезнаходження орієнтирів, цілей, аеродромів та інших об'єктів, а також різних астрономічних орієнтирів.

Системи, що реалізують оглядово-порівняльні методи навігації зазвичай називають *кореляційно-екстремальними*, оскільки екстремум (максимум або мінімум) кореляційної функції обмірюваних і закладених в пам'ять системи характеристик досягається при точній відповідності траєкторії польоту заданої.

При оглядово-порівняльному методі немає необхідності в зовнішніх відносно ЛА радіостанціях, ослаблений вплив перешкод і відсутні накопичувані похибки. Однак складність методу, який вимагає апріорної інформації про характеристики місцевості на всьому маршруті й великий обсяг пам'яті системи, а також труднощі обчислення кореляційної функції обмежують поки широке його застосування

Найпоширенішим і використовуваним майже на всіх видах пілотованих літальних апаратів є візуальне орієнтування. У польоті член екіпажу спостерігає через вікно кабіни або за допомогою оптичного прицілу (візира) навколишню місцевість і порівнює її з географічною картою. Практична точність такого орієнтування без спеціальних приладів порядку 0,3...0,6 км на висотах польоту 2...3

км і 2...4 км - на висотах 6...10 км. Застосування оптичного візира дозволяє визначити місцезнаходження з точністю близько 4% від висоти польоту.

Взагалі ж методи визначення навігаційних параметрів можна класифікувати залежно від природи вимірюваних навігаційних параметрів. Наприклад: аерометричні методи базуються на вимірах фізичних параметрів земної атмосфери. Геомагнітні методи, використовують навігаційні властивості магнітного поля Землі. Астрономічні методи, засновані на визначенні положення відомих небесних світил відносно обраної системи координат і т.п.

Вибір методу або сукупності методів навігації для використання на конкретному типі ЛА обумовлюється рядом умов, а саме:

- характером середовища, у якому рухається ЛА (вода, повітря, космічне середовище);
- діапазоном зміни навігаційних параметрів (дальності, швидкості, прискорення й ін.);
- потрібною точністю вимірювання навігаційних параметрів;
- рівнем автономності, завадозахищеності й надійності навігаційних вимірів;
- ступенем фізичної можливості, щодо реалізації методу навігації (мається на увазі можливість створення навігаційних пристроїв, що задовольняють експлуатаційним вимогам).

Суть навігаційного процесу полягає в тому, що за допомогою приладів первинної інформації вимірюються різні фізичні параметри, що залежать від положення й руху відносно обраної системи координат, прив'язаною до земної поверхні. Пристрої обробки інформації, використовуючи отримані данні, визначають навігаційні елементи, що характеризують швидкість і координати місцезнаходження об'єкта відносно прийнятої системи відліку.

Таким чином, для здійснення навігації керованого польоту потрібно мати певний обсяг інформації, що включає інформацію про первинні навігаційні параметри, про обрану систему координат, а також відомості про форму Землі, про її магнітні й гравітаційні поля й про повітряне середовище, в якому літак здійснює політ.

1.3. Стисла характеристика географічних полів та земної атмосфери

1.3.1. Відомості про форму Землі

Для правильного орієнтування під час польоту над землею поверхнею необхідно знати форму Землі, її геометричні розміри точну карту, а також характеристики магнітного поля, що оточує земну кулю. При цьому всі навігаційні завдання вирішуються на поверхні деяких фігур (еліпсоїда, сфери) або на площині, на які за певними законами проектується поверхня Землі. Таким чином, розробка засобів розв'язання завдань навігації, оцінка їх можливостей, визначення точнісних характеристик потребує знання розмірів і форми Землі.

Під формою Землі зазвичай розуміють одну з рівневих поверхонь сили тяжіння, що збігається з не обуреною поверхнею океану. При точних навігаційних розрахунках форму Землі подають як поверхню геоїда .

Геоїдом називають тіло, обмежене поверхнею світового океану в спокійному стані. Під поверхнею світового океану розуміють поверхню морів і океанів, зв'язаних між собою й утворюючих єдину водну масу. Поверхня геоїда не має розривів, складок і ребер, отже кривина її змінюється таким чином, що описати її математично дуже складно. Ось чому обчислення на цій поверхні суворо математично не виконуються.

Оскільки поверхня геоїда досить складна, то на практиці фігуру Землі апроксимують більш простими поверхнями, наприклад, еліпсоїдом обертання.

В Україні за таку фігуру прийнято референт-еліпсоїд Красовського Ф.М. Поверхня цього еліпсоїда досить близька до поверхні геоїда в межах території України та сусідніх країн. Відхилення не становлять більше 40 м. Це обумовлено не тільки вибраними параметрами еліпсоїда, але і його орієнтацією в тілі геоїда.

У закордонних країнах застосовують еліпсоїди Кларка 1866 р. (США, Канада, Мексика), Кларка 1880 р. (Франція), Беселя (Австрія), Хейфорда (Єгипет, Фінляндія інші). Найпоширенішим у західних країнах для проведення навігаційних розрахунків є еліпсоїд GRS 80. На ньому заснована загальносвітова геодезична система координат WGS 84.

Еліпсоїд Красовського (рис. 1.2), сформований як результат обертання еліпса $EP_N E'P_S$ навколо малої осі $P_N P_S$, має такі характеристики:

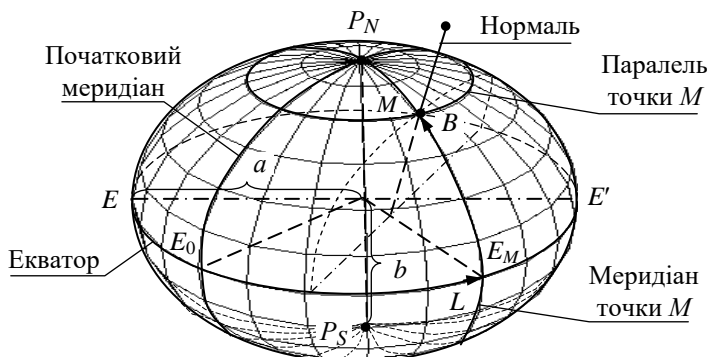


Рис. 1.2

– велика піввісь

$$a = 6378245 \text{ м;}$$

– мала піввісь

$$b = 6356863 \text{ м;}$$

– стиснення

$$c = \frac{a - b}{b} = 0,00355233;$$

– 1-й ексцентриситет

$$e = \frac{\sqrt{a^2 - b^2}}{a} = 0,081813334;$$

– 2-й ексцентриситет

$$e' = \frac{\sqrt{a^2 - b^2}}{b} = 0,082088521.$$

Геодезичний екватор розподіляє еліпсоїд на північну та південну півкулю, а гринвіцький меридіан є початком відліку довготи.

Положення точки M на поверхні еліпсоїда визначається геодезичною широтою B і геодезичною довготою L . При цьому *геодезичною широтою* точки M називають кут між площиною гео-

дезичного екватора $EE_0E_M E'$ і напрямком геодезичної вертикалі, тобто нормалі до поверхні еліпсоїда в точці M .

Геодезичною довготою називається двограний кут між площиною геодезичного меридіана $P_S E_0 P_N$ (гринвіцького меридіана) та площиною геодезичного меридіана $P_S E_M M P_N$ точки M .

Геодезичні координати точок (інколи їх називають географічними координатами) використовуються при розробці програми польоту ЛА, вони можуть бути отримані з польотних карт різних масштабів або зі спеціальних каталогів.

Відношення різниці півосей еліпсоїда до його великої півосі величина дуже мала – 0,00355233, тому при розв’язанні навігаційних задач, що не потребують великої точності, а також для складання карт дрібних масштабів форму Землі вважають сферою (рис.1.3). Радіус цієї сфери – 6371 км, довжина екватора 40076 км.

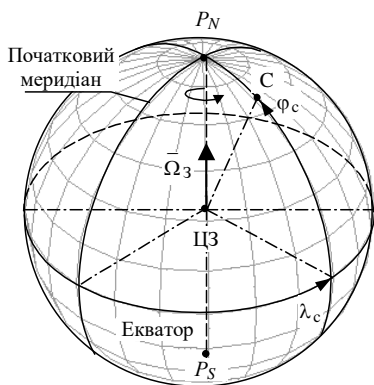


Рис. 1.3

При такому уявленні поверхні Землі погрішність розв’язання завдань повітряної навігації при визначенні відстані на земній поверхні не буде перевищувати 0,5%, а похибки визначення напрямку не будуть більше 12'. При цьому довжина дуги будь-якого великого кола, що відповідає 1', дорівнює 1852 метрам (1 морська миля).

При складанні карт поверхня референц-еліпсоїда за прийнятим законом зображується на поверхні сфери. Цей закон зображення визначає розміри земної сфери, тобто величину її радіуса R . Професором В.В. Карвайським розраховані радіуси земної сфери, які забезпечують найменше викривлення при різних засобах проєктування.

Частіше всього застосовують такі значення радіусів земної сфери:

- $R = 6366707$ м для зображень, що відповідають нормалям;
- $R = 6367616$ м для рівно кутових зображень;
- $R = 6371116$ м для рівновеликих зображень;
- $R = 6372900$ м для зображень рівнопроміжних за меридіанами;

$R = 6378245$ м для зображень засобом центральної перспективи.

При апроксимації поверхні Землі сферою положення точки на поверхні сфери визначається її сферичними координатами.

Сферичною широтою точки C називається кут φ_C між площиною екватора і напрямком у дану точку із центра Землі.

Сферичною довготою точки C називається двограний кут λ_C між площинами початкового меридіана і меридіана даної точки.

Діапазони та позитивні напрямки відліку геодезичних і сферичних координат збігаються.

Діапазон відліку широт: $0 \dots 90^\circ$ (" + " північний напрямок, " – " південний);

Діапазон відліку довготи: $0 \dots 180^\circ$ (" + " східний напрямок, " – " західний).

Зауважимо, що визначення геодезичної та сферичної довготи будь-якої точки земної поверхні збігаються, а значення сферичної широти даної точки залежить від того, яким чином вона переноситься з поверхні еліпсоїда на сферу.

При розв'язанні завдань повітряної навігації часто виникає необхідність переходу від геодезичної системи координат (геодезичних координат) до сферичної системи координат (сферичних координат).

Такий перехід здійснюється за допомогою таких співвідношень:

$$\varphi_C = B - 8' 39'' \sin 2B, \quad \lambda_C = L$$

а зворотній перехід – за допомогою співвідношень

$$B = \varphi_C + 8' 39'' \sin 2\varphi_C, \quad L = \lambda_C$$

1.3.2. Характеристика гравітаційного поля Землі

Земля має масу біля $5,976 \cdot 10^{24}$ кг і тому створює навколо себе гравітаційне поле (поле сил земного тяжіння). Гравітаційне поле, яке створює силу тяжіння, викликає прискорений рух матеріальних тіл. Якщо тіло нерухомо відносно земної поверхні, то виникає сила ваги, що діє на будь-яке тіло, яке знаходиться в гравітаційному полі Землі.

При вирішенні завдань повітряної навігації гравітаційне поле Землі розглядається як джерело сил, які викликають прискорений

рух тіл, і як поверхня положення, яка дозволяє визначити відстань від об'єкту до поверхні Землі.

Гравітаційне поле Землі можна характеризувати скалярною величиною $U_{\Gamma}(\bar{R})$ – гравітаційним потенціалом, де \bar{R} – радіус-вектор, який має початок у центрі мас Землі.

У гравітаційному полі Землі, як у потенційному полі можна визначити еквопотенційні поверхні або поверхні однакового рівня гравітаційного потенціалу.

Векторною характеристикою гравітаційного поля є його *вектор напруженості*

$$\bar{g}_{\Gamma} = \nabla U_{\Gamma}(\bar{R}),$$

де ∇ – символ градієнта функції (оператор Гамільтона).

Напрямок вектора напруженості гравітаційного поля є нормаллю до еквопотенційної поверхні й збігається з напрямком дії сил гравітаційного тяжіння.

Орієнтація вектора напруженості гравітаційного поля характеризує напрямок *гравітаційної вертикалі* в кожній точці навколоземного простору. Чисельно вектор напруженості гравітаційного поля дорівнює гравітаційній силі тяжіння Землі, яка діє на одиничну масу, а, значить, дорівнює і прискоренню руху вільної матеріальної точки, яка знаходиться під впливом тільки сил гравітаційного тяжіння. Тому вектор напруженості гравітаційного поля часто називають *вектором гравітаційного прискорення*.

Внаслідок обертання Землі будь-яке, нерухоме відносно її поверхні, тіло рухається по дузі кола. Радіус кола добового руху тіла, що не рухається відносно Землі, визначається його відстанню l до полярної осі $P_M P_S$. Тіло масою m , що рухається по дузі кола, знає доцентрове прискорення $\bar{w}_{\text{дц}}$ (рис. 1.4).

При цьому

$$\bar{w}_{\text{дц}} = \frac{V^2}{l} = \Omega_3^2 l = V\Omega_3$$

де $V = l\Omega_3$ – лінійна швидкість тіла, яка обумовлена добовим обертанням Землі з кутовою швидкістю Ω_3 .

Джерелом доцентрової сили $F_{\text{дц}}$ (див. рис. 1.4) є складова сили гравітаційного тяжіння у напрямку, перпендикулярному осі

$P_M P_S$. Ця складова може бути: знайдена як векторна різниця, сили гравітаційного тяжіння Q та сили ваги G даного тіла.

Нагадаємо, що силою ваги прийнято називати силу, з якою тіло, що зважується, тиснить на опору або натягує підвіс.

Поле сил ваги тіл одиничної маси для різних точок навколосемного простору прийнято називати геопотенційним полем сил ваги. Лінії напруженості поля сил ваги Землі збігаються за напрямком з силами ваги нерухомих відносно Землі матеріальних тіл. Експериментальним шляхом напрямок цих ліній визначається напрямком нитки висока з нерухомою відносно Землі точкою підвісу, або за допомогою бульбашкового рівня.

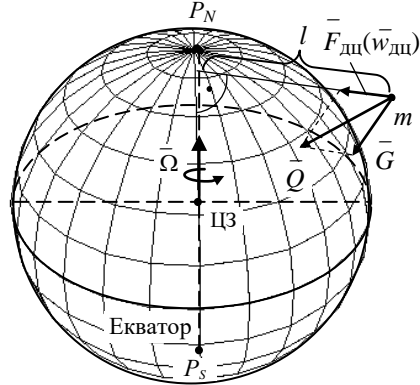


Рис. 1.4

Цей напрям прийнято називати *дійсною або астрономічною вертикаллю*, оскільки висок та бульбашкові рівні знаходять широке застосування в приладах, які дозволяють визначити координати точки на поверхні Землі шляхом астрономічних спостережень.

Площина, яка перпендикулярна дійсній вертикалі, називається площиною дійсного горизонту.

Потенційною характеристикою поля сил ваги є скалярна функція $U(\bar{R})$ – потенціал поля сил ваги. Векторною характеристикою цього поля є вектор напруженості $\bar{g} = (\bar{R})$, який дорівнює векторній різниці вектора напруженості гравітаційного поля $\bar{g}_Г = (\bar{R})$ і доцентрового прискорення $\bar{w}_{дц}(\bar{R})$.

При цьому

$$\bar{g}(\bar{R}) = \nabla U(\bar{R}) = \bar{g}_Г(\bar{R}) - \bar{w}_{дц}(\bar{R}) = \bar{g}_Г(\bar{R}) - \bar{l}_0 \Omega_3^2 l$$

де \bar{l}_0 – одиничний вектор, який спрямований за перпендикуляром до осі обертання Землі із даної точки.

1.3.3. Стисла характеристика магнітного поля Землі

Для цілей повітряної навігації широко застосовуються властивості магнітного поля Землі. Земна куля являє собою величезний природний магніт з віссю, яка нахилена до полярної осі на кут близько 11° .

У кожній точці навколо земного простору магнітне поле характеризується *вектором напруженості* \vec{T} . Величина й напрямок цього вектора є досить добре вивченими функціями географічних координат місця спостереження й часу.

Вектор напруженості магнітного поля \vec{T} зазвичай розкладають на дві складові: вертикальну \vec{Z} та горизонтальну \vec{H} ; або на три: східну \vec{Y}_E , північну \vec{X}_N та вертикальну \vec{Z} .

Зв'язок окремих складових між собою й з повним вектором магнітного поля відповідно до рис. 1.4 визначається такими співвідношеннями:

$$\begin{aligned} \vec{H} &= \vec{T} \cos \theta_M; & \vec{Z} &= \vec{T} \sin \theta_M \\ \vec{X}_N &= \vec{H} \cos \Delta_M; & \vec{Y}_E &= \vec{H} \sin \Delta_M \end{aligned}$$

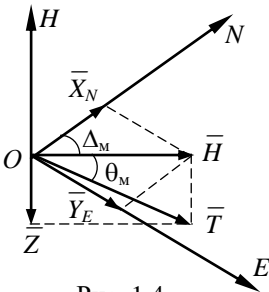


Рис. 1.4

Кути θ_M і Δ_M називають кутами магнітного нахилення та магнітного схилення, відповідно. Стрілками показані позитивні напрямки відліку кутів.

У звичайних умовах величина та напрямок вектора \vec{T} можуть незначно змінюватися залежно від часу. Періодичні зміни цього вектора (річні, місячні, добові) достатньо добре вивчені. Тому інформація про значення \vec{T} , \vec{H} , θ_M і Δ_M картографується.

Зазвичай на карти наносяться: лінії однакових магнітних схилень $\Delta_M = \text{const}$ – ізогони; лінії однакових магнітних нахилень $\theta_M = \text{const}$ – ізокліни; лінії однакових напруженостей магнітного поля $\vec{T} = \text{const}$ – ізодіни.

Відносна нестационарність характеристик магнітного поля Землі в значній мірі може бути врахована за допомогою спеціальних графіків і таблиць залежно від пори року і доби, а також періо-

дичним оновленням (приблизно через кожні 5 років) карт магнітного поля Землі.

Разом з тим потрібно пам'ятати про можливості випадкових варіацій магнітного поля Землі (наприклад, внаслідок магнітних бурь), які можуть істотно ускладнити використання магнітного поля Землі для цілей навігації.

Організація вимірювань у польоті вказаних вище параметрів магнітного поля Землі при наявності відповідної картографічної інформації дозволяє розв'язати основну задачу повітряної навігації – визначення координат місцезнаходження ЛА. Однак, найбільш поширеною навігаційною задачею, яка вирішується на борту ЛА з використанням властивості магнітного поля Землі, є задача вимірювання курсу.

1.3.4. Стисла характеристика властивостей земної атмосфери. Стандартна атмосфера

Політ літального апарата здійснюється в атмосфері - повітряній оболонці, яка оточує земну кулю, при цьому наявність інформації про значення величин параметрів атмосфери, характеристики обтікання ЛА повітрям і його орієнтацію в повітряному потоці має велике значення для розв'язання пілотажно-навігаційних завдань.

У кожній точці навколосемного простору атмосферне повітря характеризується составом, температурою, тиском, густиною, а також градієнтами цих та інших величин.

Крім того, район польоту ЛА зазвичай характеризується такими важливими метеорологічними елементами як швидкість і напрямок вітру, хмарність, наявність туману, турбулентність, інше.

Параметри атмосфери та метеорологічні явища, які відбуваються в ній, істотно залежать від координат спостереження та часу. Тимчасові залежності значень більшості атмосферних параметрів мають випадковий характер. Проте довгочасове спостереження та вивчення властивостей земної атмосфери дозволяють виявити певні просторово-часові закономірності зміни атмосферних параметрів.

За складом повітря атмосфера діляться на такі шари:

– *гомосфера* (до 80...100 км) – характеризується сталістю хімічного складу повітря (78,09% азот, 20,95% кисень, 0,95% інші гази);

– *гетеросфера* (більше 100 км) – хімічний склад повітря змінюється з висотою.

За характером зміни температури атмосферу, яка простягається до висоти 2500...3000 км, зазвичай ділять: на тропосферу (до висоти 10...12 км у помірних широтах, 16...18 км у тропіках, 9...10 км у полярних широтах), стратосферу (до висоти 40...55 км), мезосферу (до 80 км), термосферу (до висоти 800 км) і екзосферу (вище 800 км).

Екзосфера не має верхньої межі й поступово переходить у міжпланетний простір. Серед вказаних сфер знаходяться проміжні перехідні шари, які відповідно називаються: тропопауза, стратопауза, мезопауза, термопауза.

У тропосфері міститься до 80% усієї маси повітря та до 90% водяної пари. В ній відбуваються процеси, які формують погоду на Землі: утворення хмарності, випадання опадів, грозові явища, вітри, струмові течії. Температура тут знижується при зростанні висоти у середньому на $6,5^{\circ}$ за 1 км.

Стратосфера містить у собі близько 20% усієї маси повітря. Температура в цьому шарі до висоти 30...35 км майже постійна, у середньому вона складає – 56° С, а потім із зростанням висоти підвищується майже до 0° С. Це обумовлено інтенсивним убиранням сонячної радіації озоном, максимальна концентрація якого знаходиться в стратосфері.

У мезосфері температура з висотою швидко знижується і на верхній межі досягає – 88° С. Густина повітря тут мала – майже у 10 разів менша, ніж на поверхні Землі.

У термосфері температура підвищується з висотою, досягає на верхній межі значень 800...1000° С. У термосфері розміщуються шари з підвищеною концентрацією іонів.

Виявлені середньостатистичні закономірності зміни певних атмосферних параметрів і перш за все закономірності таких залежностей, як залежність зміни температури і тиску повітря від зміни геодезичної висоти, дозволили широко застосовувати інформацію про обмірювані значення параметрів різних атмосферних полів для цілей повітряної навігації.

Слід відмітити, що розв'язання задач повітряної навігації шляхом аерометричних вимірювань базується на використанні так

званої стандартної атмосфери.

Стандартна атмосфера – це умовна модель земної атмосфери, яка являє собою залежність фізичних параметрів атмосфери як функції абсолютної висоти. У стандартній атмосфері (СА) замість дійсних значень атмосферних параметрів, які є випадковими функціями часу та координат, наводяться їх певні значення.

Ці значення з більшим ступенем точності відповідають математичним сподіванням значень параметрів атмосфери на даній висоті.

У теперішній час на Україні залежності СА встановлює ГОСТ 4401-81, який відповідає міжнародному стандарту. У ньому приводяться числові значення основних параметрів атмосфери для висот від -2000 м до $1\,200\,000$ м. Для висот від -2000 м до $80\,000$ м приводяться дані про температуру повітря, його густину, атмосферний тиск, прискорення вільного падіння, швидкість звуку на цій висоті та деякі інші дані. Для висот від $80\,000$ м до $1\,200\,000$ м тут приводяться довідникові дані.

У стандарті є обов'язковий додаток, у якому вміщуються основні положення, константи, формули і допоміжні таблиці, які необхідні для розрахунку параметрів атмосфери.

Значення параметрів атмосфери за СА-81 на нульовій висоті навіваються стандартними. Перелічимо основні з них:

- тиск $P_0 = 760$ мм рт. ст. (101325 Па);
- температура $T_0 = 288,15$ К;
- густина $\rho_0 = 1,225$ кг/м³;
- прискорення сили ваги $g_0 = 9,80665$ м/с² (відповідає значенню g_T на широті $45^\circ 32' 33''$);
- швидкість звуку $a = 340,294$ м/с.

Отримання залежності тиску від висоти за СА базується на рівнянні статки атмосфери

$$dP = -\rho g_T dh. \quad (1.1)$$

Воно відповідає, рівновазі вертикальних сил тиску $(P + dP)S$; PS та ваги $(\rho g_T S dh)$, які діють на стовп повітря з перерізом S і висотою h (рис. 1.5)

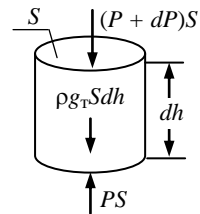


Рис. 1.5

Запишемо також рівняння ідеального газу

$$\rho = \frac{P}{RT}, \quad (1.2)$$

де $R = 287,05287 \text{ Дж}/(\text{кг}\cdot\text{К})$ – питома стала повітря.

Підставляючи (1.2) в (1.1) одержимо

$$\frac{dP}{P} = -\frac{g_T dh}{RT}. \quad (1.3)$$

У рівнянні (1.2) враховується залежність g_T від h , яка з високою точністю подається у вигляді

$$g_T(h) = g_0 \frac{r^2}{(r+h)^2}, \quad (1.4)$$

де $r = 6356766 \text{ м}$ – умовний радіус Землі, при якому g_T і його градієнт близькі до дійсних значень для широти $45^\circ 32' 33''$.

З метою спрощення розв'язання диференціального рівняння (1.3) а також спрощення запису кінцевих виразів залежності тиску від висоти в (1.3) переходить від h до нової незалежної змінної – так званої геопотенційної висоти $H_{\text{ГП}}$.

Геопотенційна висота, це поняття, яке використовується у фізиці атмосфери і визначається як співвідношення

$$H_{\text{ГП}} = \frac{\Phi}{g_0}, \quad (1.5)$$

де $\Phi = \int_0^h g_T dh$ – потенціал поля сили ваги.

Геопотенційна висота відраховується від середнього рівня моря. З урахуванням (1.4) з (1.5) одержимо

$$H_{\text{ГП}} = r^2 \int_0^h \frac{dh}{(r+h)^2} = h \frac{r}{r+h}. \quad (1.6)$$

Відповідно до (1.6) $H_T \leq h$, при цьому різниця

$$h - H_{\text{ГП}} = \frac{h^2}{r+h}$$

вважається незначною (для $h = 10 \text{ км}$ вона складає 16 м , а для $h = 20 \text{ км}$ – 63 м). На основі (1.5) запишемо

$$dH_{\Gamma\Pi} = \frac{d\Phi}{g_0} = \frac{g_{\Gamma} dh}{g_0}. \quad (1.7)$$

При інтегруванні рівнянь (1.3) потрібно також враховувати залежність температури повітря T від висоти (рис. 1.6). Згідно СА-81

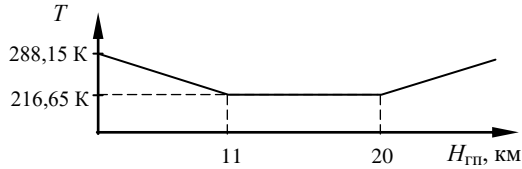


Рис. 1.6

існують такі залежності $T = f(H_{\Gamma\Pi})$:

$$1) H_{\Gamma\Pi} \leq 11 \text{ км}$$

$$T = T_0 + \beta H_{\Gamma\Pi}, \quad (1.8)$$

де $\beta = \frac{dT}{dH_{\Gamma\Pi}} = -6,5 \cdot 10^{-3} \text{ К/м}$ – вертикальний температурний градієнт;

$$2) 11 \text{ км} < H_{\Gamma\Pi} \leq 21 \text{ км}$$

$$T = T_{11}, \quad (1.9)$$

де $T_{11} = 216,65 \text{ К} = \text{const}$;

$$3) 20 \text{ км} < H_{\Gamma\Pi} \leq 32 \text{ км}$$

$$T = T_{20} + \beta(H_{\Gamma\Pi} - 20000), \quad (1.10)$$

де $\beta = 10^{-3} \text{ К/м}$; $T_{20} = T_{11}$.

З урахуванням (1.3), (1.7), (1.8) для $H_{\Gamma\Pi} \leq 11 \text{ км}$ одержимо

$$\int_{P_c}^P \frac{dP}{P} = -\frac{g_0}{R} \int_0^{H_{\Gamma\Pi}} \frac{dH_{\Gamma\Pi}}{T_0 + \beta H_{\Gamma\Pi}},$$

позначимо обчислений таким чином тиск індексом “СА”

$$P_{\text{СА}} = P_0 \left(1 + \frac{\beta}{T_0} H_{\Gamma\Pi} \right)^{\frac{-g_0}{\beta R}}. \quad (1.11)$$

де P_0, T_0, g_0 – стандартні значення для $H_{\Gamma\Pi} = 0$; $\beta = -6,5 \cdot 10^{-3} \text{ К/м}$.

Аналогічно з урахуванням (1.9), (1.10) одержимо:

– для $11\text{км} < H_{\text{ГП}} \leq 20\text{км}$

$$P_{\text{CA}} = P_{11} \exp \left[-\frac{g_0}{RT_{11}} (H_{\text{ГП}} - 11000) \right], \quad (1.12)$$

де $P_{11} = 22632 \text{ Па}$ (169,75 мм. рт. ст.); $T_{11} = 216,65 \text{ К}$;

– для $20 \text{ км} < H_{\text{ГП}} \leq 32 \text{ км}$

$$P_{\text{CA}} = P_{20} \left[1 + \frac{\beta}{T_{20}} (H_{\text{ГП}} - 20000) \right]^{-\frac{g_0}{\beta R}}, \quad (1.13)$$

де $P_{20} = 5474,87 \text{ Па}$ (41,065 мм. рт. ст.); $\beta = -6,5 \cdot 10^{-3} \text{ К/м}$.

Формули (1.11)...(1.13) встановлюють залежність атмосферного (статичного) тиску від геопотенційної висоти згідно з СА-8І. Висота яка з цих формул відповідає фактичному статичному тиску $P_{\text{ст}}$, називається в авіації абсолютною барометричною висотою позначається як $H_{\text{абс}}$. Із (1.11)...(1.13) замінюючи $H_{\text{ГП}}$ на $H_{\text{абс}}$, P_{CA} на $P_{\text{ст}}$ після перетворень отримаємо:

– для $H_{\text{абс}} \leq 11 \text{ км}$

$$H_{\text{абс}} = \frac{T_0}{\beta} \left[\left(\frac{P_{\text{ст}}}{P_0} \right)^{-\frac{\beta R}{g_0}} - 1 \right], \quad (1.14)$$

де $\beta = -6,5 \cdot 10^{-3} \text{ К/м}$.

– для $11 \text{ км} < H_{\text{абс}} \leq 20 \text{ км}$

$$H_{\text{абс}} = 11000 + \frac{RT_{11}}{g_0} \ln \frac{P_{11}}{P_{\text{ст}}}, \quad (1.15)$$

– для $20 \text{ км} < H_{\text{абс}} \leq 32 \text{ км}$

$$H_{\text{абс}} = 20000 + \frac{T_{20}}{\beta} \left[\left(\frac{P_{\text{ст}}}{P_{20}} \right)^{-\frac{\beta R}{g_0}} - 1 \right] \quad (1.16)$$

де $\beta = 10^{-3} \text{ К/м}$.

Формули (1.14)...(1.16) носять назву гіпсометричні залежності й призначені для градування вимірників барометричної висоти польоту.

Проте вимірювання висоти має сенс тільки у випадку прив'язки до деякого рівня початку відліку. Якщо за рівень початку відліку прийнятий тиск 760 мм рт. ст., то атмосферному тиску в точці визначення висоти відповідає абсолютна барометрична висота. При завданні будь-якого іншого початкового рівня, що відповідає, наприклад, атмосферному тиску на аеродромі посадки, то атмосферному тиску в точці визначення висоти відповідає відносна барометрична висота.

Політ ЛА при фіксованому значенні барометричної висоти (з постійним значенням атмосферного тиску) це рух за ізобаричною поверхнею в атмосфері Землі. Зазвичай ізобаричні поверхні стандартної атмосфери не можуть точно відповідати ізобаричним поверхням реальної атмосфери, тим більше що останні безупинно змінюються в часі. Однак, ізобаричні поверхні як стандартної, так і реальної атмосфери ніде не перетинаються в гравітаційному полі Землі. Тому ЛА, які пілотуються при різних значеннях точно обумовленої абсолютної барометричної висоти, застраховані від зіткнення. Пілотування з контролем відносної барометричної висоти широко застосовується при здійсненні зльоту та посадки ЛА.

У таблицях СА-81 також наводяться значення густини повітря ρ , його питомої ваги γ та швидкості звуку a для різних висот, які розраховуються за формулами

$$\rho = \frac{P}{RT};$$

$$\gamma = \frac{G}{V_r} = \frac{mg}{V_r} = \rho g;$$

$$a = \sqrt{\aleph \frac{RT}{\mu}} = 20.045796 \sqrt{T},$$

Тут V_r – об'єм газу, маса якого m , а вага G ; $\aleph = \frac{c_p}{c_v} = 1,4$ – показник адіабати, який дорівнює відношенню питомих теплоємностей повітря при постійному тиску c_p та постійному об'ємі c_v ; μ – молярна маса повітря.

1.4 Основні системи координат

1.4.1. Основні навігаційні системи координат

Розв'язання будь-яких задач літаководіння вимагає визначення пілотажно-навігаційних параметрів польоту. Для їх кількісної оцінки вводять у розгляд відповідні системи координат (СК).

Навігаційні СК будують, як правило, так щоб їх характерні точки, лінії, поверхні початку відліку збігались з характерними точками, лініями, поверхнями відповідних фізичних тіл і полів.

Як точки початку відліку частіше всього вибирають:

- точку в центрі Землі (центрі мас Землі) для геоцентричних систем відліку;
- точку на поверхні Землі для геотопічних систем відліку;
- точку на борту ЛА для рухомих (ЛА-центричних) систем відліку.

При виборі СК, яка використовується на борту ЛА для розв'язання задач навігації, необхідно враховувати те, що обрана СК повинна забезпечувати:

- програмування траєкторії польоту ЛА за найменший час;
- охоплення достатньої за площею території для використання єдиної СК;
- розв'язання навігаційних задач із необхідною точністю;
- одержання найбільш простих співвідношень при розв'язанні задач навігації та управління;
- розв'язання спеціальних задач, в інтересах яких виконується політ;
- наочну інформацію про місцеположення ЛА відносно лінії заданого шляху (ЛЗШ) або основних її точок;
- простоту знаходження місцеположення ЛА на карті, планшеті або на індикаторі за його координатами, а також просте визначення координат різних об'єктів.

Використання конкретних СК залежить від характеристик точності пілотажно-навігаційного обладнання літака, від методики підготовки обладнання до польоту, від особливостей його роботи в польоті, а також від специфіки використання екіпажем навігаційної інформації.

Застосування на борту ЛА різноманітних датчиків пілотажно-навігаційної інформації, а також велика кількість задач, що ви-

рішуються при підготовки до польоту та в польоті, є причиною використання в сучасній ПНК великої кількості різноманітних СК.

У теперішній час на борту ЛА частіше всього використовуються такі СК:

- геоцентричні (геодезична, нормальна сферична, ортодромічна, екваторіальна, горизонтальна);
- геотопічні (полярна (сферична або циліндрична) та прямокутна);
- рухомі СК, у яких початок збігається з центром мас літака, так звані ЛА-центричні СК (нормальна рухома (горизонтована), зв'язана, траєкторна, швидкісна).

Стандартом геоцентричної системи координат у ряді країн СНД, у Росії й у Польщі є геоцентрична СК ПЗ-90, а у більшості західних країн – геоцентрична СК WGS-84.

Відмінності систем координат WGS-84 і ПЗ-90 зводяться до зміщення центра початку координат (WGS-84 вище ПЗ-90 на 4 м) і до повороту однієї системи відносно іншої на $0,6'$. Середньоквадратична похибка визначення координат при використанні різних систем координат не перевищує 5 м.

Інколи можливе застосування й деяких інших СК, не вказаних у цьому переліку.

Зауважимо, що геодезична СК відноситься до геоцентричних умовно, оскільки геодезична система не має центра. У геодезичній СК положення точки на поверхні земного еліпсоїда визначається двома координатами – широтою B і довготою L .

Нормальна сферична СК – це СК на поверхні земної сфери. У цій системі положення точки визначається сферичною широтою φ і сферичною довготою λ . Ця СК застосовується для безпосереднього розв'язання задач навігації. При цьому використовуються формули сферичної тригонометрії.

У деяких випадках нормальна сферична СК є проміжною між геодезичною, яка використовується для складання програми польоту й індикації положення ЛА, і ортодромічними, які більш зручні та природні для деяких датчиків навігаційної інформації (інерціальні навігаційні системи, курсові системи).

Зазвичай, нормальна сферична СК зв'язана із земною поверхнею й обертається разом з нею з кутовою швидкістю Ω_3 .

При розв'язанні задач повітряної навігації широко застосовують ортодромічні СК. Ці СК також є сферичними. Особливістю ортодромічних СК є те, що початкові площини відліку в них можливо змінювати відповідно з призначенням навігаційної системи, типом ЛА, характером задачі, яка вирішується у польоті, і т.п.

Дійсно, у ряді випадків зручніше використовувати таку сферичну СК, екватор якої сполучається з заданою лінією шляху або розташовується поблизу неї. Це дає ряд переваг, у тому числі дозволяє скористатися більш простими співвідношеннями для розв'язанні навігаційних задач, дозволяє застосовувати формули плоскої тригонометрії при зберіганні необхідної точності розв'язання задач.

Основними площинами, від яких починається відлік координат місцезнаходження ЛА є площина ортодромічного екватора (площина ортодромії) і площина початкового ортодромічного меридіана (рис.1.6).

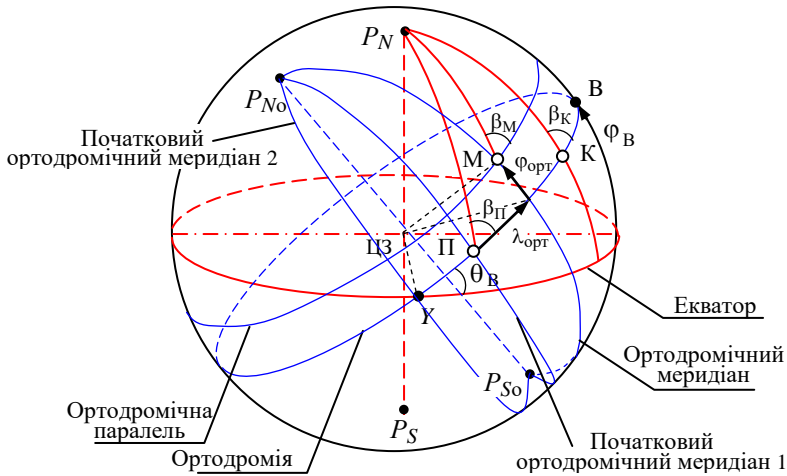


Рис. 1.6

Ортодромія – це плоска крива, яка являє собою дугу великого кола, що утворюється при перерізі сфери площиною, яка проходить через її центр. З цього виходить, що ортодромія – це лінія найкоротшої відстані між двома точками на поверхні сфери, а тому широко застосовується при прокладанні маршруту для польоту між двома точками на поверхні Землі.

Для створення ортодромії на поверхні Землі або карті необхідно задати ортодромічну сферичну СК з початком у центрі Землі. При цьому визначаються *полюси ортодромії* (північний P_{N_0} у північній півкулі, південний P_{S_0} у південній півкулі) як кінці діаметра сфери, нормального до основної площини – площини ортодромії.

Умовимося вважати *точкою висхідного вузла ортодромії* Y – точку, в якій ортодромія переходить у північну географічну півкулю при польоті вздовж ортодромії проти годинникової стрілки, якщо дивитися з точки північного ортодромічного полюса P_{N_0} .

Вертексом називається точка B на ортодромії, яка найбільш віддалена від площини географічного екватора.

Ортодромічними координатами точки M на земній сфері є: *ортодромічна широта* $\varphi_{\text{орт}}$ – кут між площиною ортодромії (площиною ортодромічного екватора) і геоцентричною вертикаллю цієї точки; *ортодромічна довгота* $\lambda_{\text{орт}}$ – двогранний кут між площиною початкового ортодромічного меридіана та площиною ортодромічного меридіана точки M .

Якщо положення початкового меридіана спеціально не оговорено, то ним зазвичай стає ортодромічний меридіан, який проходить крізь точку висхідного вузла ортодромії Y .

Проте часто за початковий ортодромічний меридіан обирають меридіан, який проходить крізь характерну для даного польоту фіксовану точку ортодромії, наприклад, крізь точку початку Π або кінця K деякої дуги ортодромії, що збігається з ділянкою маршруту.

При визначенні положення ЛА в ортодромічній СК одночасно, як правило, визначають кутову орієнтацію ортодромічної паралелі відносно географічного меридіана в цій же точці. Ця орієнтація визначається *дійсним шляховим кутом ортодромії* $\beta_{\text{орт}}$ (β_M), який вимірюється в горизонтальній площині й визначається, як кут між проєкціями на горизонтальну площину дотичних до географічного меридіана і ортодромічної паралелі. Позитивний напрямок $\beta_{\text{орт}}$ відлічується за годинниковою стрілкою від північного напрямку дотичної до меридіана.

Різниця значень дійсних шляхових кутів ортодромії в двох точках ортодромії називається *кутом збіжності меридіанів* на цій ділянці маршруту.

Положення ортодромії на земній сфері частіше всього визначають:

- зазначенням географічних координат двох точок, наприклад, початкової P і кінцевої K деякої дуги ортодромії;
- зазначенням географічних координат деякої точки ортодромії P та дійсного шляхового кута ортодромії $\beta_{\text{орт}}$ (β_{Π}) в тій же точці;
- зазначенням координат північного полюса ортодромії P_{N0} ;
- зазначенням довготи висхідного вузла ортодромії Y та кута нахилу ортодромії до площини екватора θ_B або широти φ_B точки вертекса B ортодромії (при цьому $\theta_B = \varphi_B$).

Застосування ортодромічної СК найбільш доцільно у припущенні, що значення ортодромічної широти під час польоту будуть невеликі (менше $5 \dots 10^\circ$). У цьому випадку замість кутових ортодромічних координат застосовують лінійні координати: дальність за ортодромією u та відхід від ортодромії x .

При цьому

$$x = \varphi_{\text{орт}}R; \quad y = \lambda_{\text{орт}}R.$$

де R – розрахункове значення радіуса земної сфери.

Розрізняють праву та ліву ортодромічні СК. У правій ортодромічній СК ортодромічна широта x відлічується вправо від напрямку відліку ортодромічної довготи y , а ортодромічні шляхові кути $\beta_{\text{орт}}$ і ортодромічний курс $\psi_{\text{орт}}$ відлічуються від дордтичної до ортодромічної паралелі (рис. 1.7, *a*).

У лівій ортодромічній СК ортодромічна широта відлічується вліво від напрямку відліку ортодромічної довготи, а ортодромічний курс – від дотичної до ортодромічного меридіана (рис. 1.7, *б*).

В окремому випадку, ортодромічний екватор правої ортодромічної СК може бути сполучений з дійсним меридіаном деякої точки. Ортодромічну довготу в цьому випадку відлічують або від земного екватора, або від ортодромічного меридіана цієї точки.

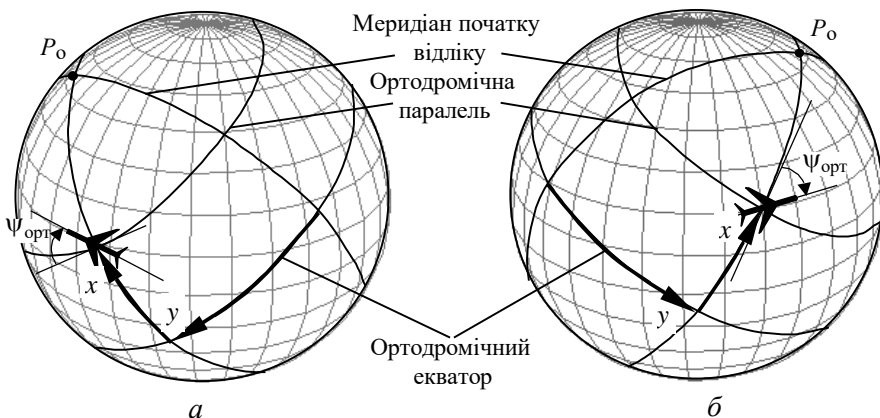


Рис. 1.7

Іншим окремим випадком правої ортодромічної СК є так звана *етапно-ортодромічна СК*. У цій системі кожному етапу польоту відповідає своя власна права ортодромічна СК. Це здійснюється за рахунок сполучення ортодромічного екватора з ЛЗШ – ортодромією кожного навігаційного етапу маршруту польоту. Така СК забезпечує простоту та наочність визначення пройденої на етапі відстані та бічного відхилення від ЛЗШ. Ортодромічна довгота в цьому випадку відлічується від точки зламу маршруту (ТЗМ), вона характеризує пройдену відстань від ТЗМ, а ортодромічна широта – величину бічного відхилення ЛА від ЛЗШ.

Ортодромічні СК є основою для квазіортодромічних СК. Такі СК відрізняються від ортодромічних тим, що в них радіус екватора відрізняється від радіусів меридіанів.

Перехід від ортодромічних координат точки до координат у квазіортодромічній СК здійснюється за допомогою таких співвідношень:

$$x = \varphi_{орт} R_x; \quad y = \lambda_{орт} R_y.$$

де $\varphi_{орт}$, $\lambda_{орт}$ – кутові координати точки в ортодромічній СК, трансформацією якої створюється квазіортодромічна СК; R_x , R_y – величини прийнятих у даній СК радіусів меридіана й екватора, напри-

клад, радіуса кривизни меридіана та першого вертикала земного еліпсоїда.

Якщо екватор цієї СК сполучити з дійсним меридіаном деякої точки і взяти радіуси R_x і R_y , що дорівнюють радіусу кривизни першого вертикала та меридіана, які проходять через цю точку, то в межах деякої області біля цієї точки буде отримана проекція поверхні земного еліпсоїда з достатньо малими спотвореннями. Такою точкою може бути, наприклад, центр району польотів або аеродром вильоту. Характер і величина спотворень у цьому випадку залежать від геодезичної широти обраної точки та розмірів аналізованої (робочої) області.

Сферичними є також *екваторіальна та горизонтальна* СК. Вони застосовуються, наприклад, при застосуванні астрономічних датчиків навігаційної інформації та супутникових навігаційних систем.

До числа геотопічних навігаційних СК відносяться такі СК, початок яких знаходиться у рухомій або нерухомій точці на поверхні Землі.

За нерухомий початок відліку геотопічної СК зазвичай обирають: точку розташування наземних засобів радіотехнічної системи навігації; точку на аеродромі зльоту або посадки; початкові, кінцеві, проміжні пункти маршруту; орієнтирі та цілі.

За рухомий початок відліку частіше всього вибирають точку (проекцію ЛА) на поверхні Землі.

Осі *прямокутній* геотопічної СК можуть бути орієнтовані самими різними способами, частіше всього вони орієнтуються таким чином: дві з них лежать у площині горизонту, а третя збігається з місцевою вертикаллю.

Азимутальна орієнтація горизонтальних осей визначається характером вирішуваних задач, складом і призначенням технічних засобів навігації літака. Такі прямокутні СК у випадку фіксованої відносно Землі точки початку відліку називаються нормальними земними СК і позначаються $O_0X_gY_gZ_g$. Частіше за все орієнтація горизонтальних осей визначається напрямком географічних або ортодромічних меридіанів і паралелей.

Одночасно з прямокутними геотопічними СК широко використовують полярні (сферичні та циліндричні) системи координат.

На рис. 1.8 зображені геотопічна прямокутна (нормальна земна СК $O_0X_gY_gZ_g$) та полярні O_0NHE (сферична та циліндрична) СК з загальним центром у точці O_0 і з орієнтацією горизонтальних осей за напрямком географічної паралелі – вісь O_0Z_g (O_0Z – східний напрямок) і географічного меридіана – вісь O_0X_g (O_0N – напрямок на північ). Вісь O_0Z_g (O_0H) спрямована за напрямком дійсної вертикалі.

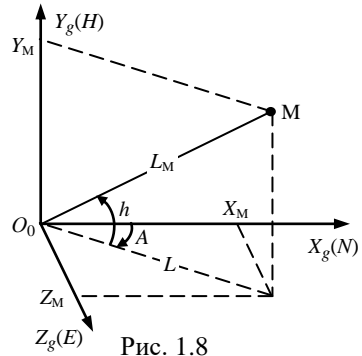


Рис. 1.8

Координати точки M у цих системах визначаються такими величинами:

- відрізками X_M, Y_M, Z_M – в прямокутній СК;
- кутами A, h і відрізком L_M – у сферичній полярній СК;
- кутом A та відрізками L і $Y_M(H)$ – в циліндричній полярній СК.

При цьому кут A називається азимутом або дійсним пеленгом об'єкта M , в точки O_0 він відлічується в горизонтальній площині від напрямку на північ O_0N до напрямку на об'єкт O_0M' за годинниковою стрілкою у межах від 0° до 360° .

Кут h – кутова висота (кутове перевищення) об'єкту відлічується від горизонтальній площини в межах -90° (нижче площини $X_gO_0Z_g$) до $+90^\circ$ (вище площини $X_gO_0Z_g$).

Відрізки $L, L_M, H (Y_M)$ відповідно називаються: дальність (горизонтальна дальність від точки O_0), похила дальність і висота об'єкту над горизонтальною площиною $X_gO_0Z_g$.

У випадку орієнтації горизонтальних осей геотопічних СК за напрямком ортодромічної паралелі (ортодромічного екватора) від цього напрямку відлічується пеленг Π або умовний азимут об'єкта. Іноді на відміну від азимуту цей кут називають ортодромічним або умовним пеленгом об'єкта.

Рухомими (ЛА-центричними) системами координат прийнято називати навігаційні системи відліку з центром у точці, яка збігається з центром мас ЛА.

Серед рухомих СК особливе місце займає зв'язана прямокутна СК $OXYZ$, яка створена поздовжньою, нормальною та поперечною осями ЛА. У цій СК початок сполучається з центром мас ЛА, вісь OX сполучається з напрямком поздовжньої осі ЛА, вісь OZ спрямована в бік правого півкрила, а вісь OY перпендикулярна першим двом осям, спрямована вгору і розташована у площині симетрії ЛА.

У зв'язаній з ЛА горизонтованій системі координат (нормальна рухома СК $OX_gY_gZ_g$) початок координат сполучається з центром мас ЛА, вісь OX_g , визначається як проекція поздовжньої осі ЛА на площину дійсного горизонту, вісь OZ_g розташована у площині горизонту і спрямована вправо від осі OX_g , а вісь OY_g паралельна нормалі до площини горизонту.

У швидкісній СК $OX_aY_aZ_a$ швидкісна вісь OX_a збігається з вектором повітряної швидкості, вісь підіймальної сили OY_a лежить у площині симетрії, а бокова вісь OZ_a доповнює систему до правої.

Траєкторна СК $OX_kY_kZ_k$ – це рухома система координат, вісь OX_k якої збігається з напрямком вектора земної швидкості (швидкість ЛА відносно земної поверхні), а вісь OY_k спрямована уверх від поверхні Землі й лежить у вертикальній площині, яка проходить крізь вісь OX_k . При відсутності вітру вісь OX_k траєкторної СК сполучається з віссю OX_a швидкісної системи координат.

ЛА-центричні (рухомі) навігаційні СК використовуються, як правило, для отримання інформації за допомогою деяких систем і засобів, які знаходяться на борту ЛА, наприклад, РЛС, оптичних візирів, гіроскопічних систем.

Часто при вирішуванні задач навігації з'являється необхідність переходу з однієї СК в іншу. Такий перехід виконується за допомогою матриць переходу (матриць напрямляючих косинусів).

1.4.2. Астрономічні системи координат

Принципи побудови астрономічних навігаційних систем для визначення координат місцезнаходження та курсу ЛА засновані на геометричному або аналітичному моделюванні положення небесних тіл відносно навігаційної СК. Оскільки літакові астрономічні пристрої пеленгують природні небесні тіла – світила, то з'ясування змісту такого моделювання передбачає знання основ авіаційної астрономії й зокрема астрономічних СК і задач вимірювання часу.

В авіаційній астрономії відстані до небесних світил не представляють інтересу, важливі тільки їхні кутові положення. Тому для зручності розв'язання координатних задач використовується поняття небесної сфери довільного радіуса з центром у точки M місцезнаходження ЛА (рис.1.9). Точки P'_N і P'_S , що лежать на осі, паралельної осі власного обертання Землі, називаються північним і південним полюсами світу, а саму цю вісь – віссю світу. Вводиться також поняття

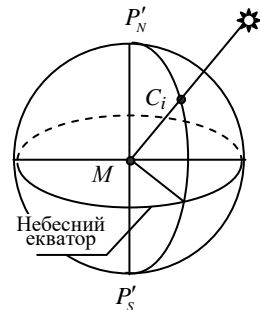


Рис. 1.9

площини небесного екватора, яка паралельна площини земного екватора. Усі світила проектується на небесну сферу в точках C_i із дотриманням їх відносної кутової орієнтації.

У ряді випадків центр небесної сфери зручніше сполучати із центром Землі, а саму небесну сферу – із землею, що цілком припустимо через віддаленість світил і як правило використовується в авіаційній астрономії. У цьому випадку точку C_i називають *географічним місцем світила*.

Залежно від розв'язуваних задач використовують горизонтальну і екваторіальні (рухомі і нерухомі) системи астрономічних координат. Центр небесної сфери екваторіальних систем зазвичай сполучають із центром Землі.

Екваторіальна нерухома система (рис.1.10, а), яка не обертається в інерціальному просторі, зручна для вивчення відносного положення світил. Площинами відліку кутових координат є площина небесного екватора і *коло схилення світила* – площина, яка

проходить через світило C і вісь світу і співпадає з площиною меридіана світила.

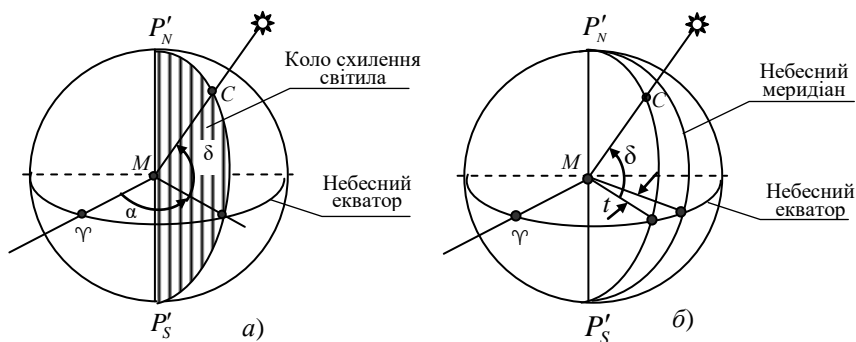


Рис.1.10

Згідно з назвою цієї СК положення зірок у ній незмінні, в той час як Сонце в наслідок річного руху Землі робить оборот по окружності, площина якої – *екліптика* – нахилена до площини екватора на кут $23^{\circ}27'$. Точка перехрещення цієї окружності з екватором при переході Сонця в північну півсферу (21 березня) називається *точкою весняного рівнодення* і позначається символом γ .

Положення світила в нерухомій екваторіальній системі координат визначається кутами α і δ . Кут α – *пряме сходження*, вимірюється дугою небесного екватора від точки γ до кола схилення. Позитивний напрям відліку показаний стрілкою (див. рис. 1.10,а). Кут δ – *схилення* вимірюється дугою кола схилення від небесного екватора до світила. При знаходженні світила в північній півсфері кут δ вважається позитивним. Природно, що координати α і δ можна визначати також відповідними центральними кутами.

Екваторіальна рухома СК (рис.1.10, б) зв'язана з Землею й обертається відносно нерухомої системи з кутовою швидкістю Ω власного обертання Землі. Вона дозволяє визначати положення світил відносно навігаційних СК. Крім кута δ , координатою світила в цієї СК стає *годинний кут* t . Початком відліку t служить *небесний меридіан*, площина якого збігається з меридіаном точки M місця об'єкта. Кут t вимірюється між площинами небесного меридіана і кола схилення світила в напрямку, протилежному власному обер-

танню Землі. Зауважимо, що проходження світила через небесний меридіан, коли значення $t = 0$, називається *верхньою кульмінацією*.

Місцевий t і грінвичський $t_{Гр}$ годинні кути взаємозалежні

$$t = t_{Гр} + \lambda, \quad (1.17)$$

де λ – східна довгота місця.

Зауважимо, що годинникові кути зірок, Сонця і планет змінюються з різними кутовими швидкостями.

Оскільки значення $t_{Гр}$ залежить не тільки від часу, але і змінюється від світила до світила, то табулювання $t_{Гр}$ для великої кількості навігаційних зірок нераціонально. Для цього замість (1.17) доцільно використовувати іншу форму виразу t з урахуванням зв'язку між рухомою і нерухомою системами екваторіальних координат, що пояснюється

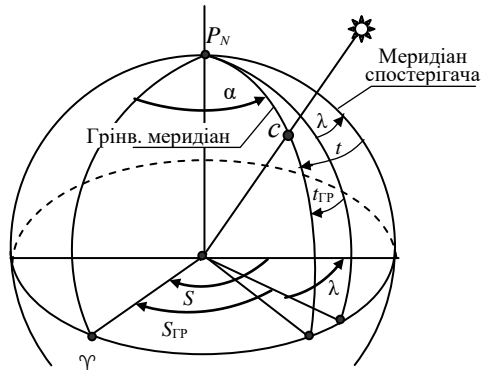


Рис.1.11

рис. 1.11. Цей зв'язок визначається *зоряним часом* S , під яким розуміється годинний кут точки весняного рівнодення. З визначення S випливає залежність

$$S = t + \alpha \quad (1.18)$$

За аналогією з (1.17) можна записати

$$S = S_{Гр} + \lambda \quad (1.18)$$

де $S_{Гр}$ – грінвичський зоряний час.

З (1.18) і (1.18) випливає

$$t = S_{Гр} + \lambda - \alpha. \quad (1.19)$$

Такий вираз зручний для практичного використання, оскільки значення прямого сходження зірок α незмінні протягом багатьох років, а $S_{Гр}$ табульовано у функції грінвичського часу.

У горизонтальній системі координат положення світила визначається висотою h та азимутом A світила (рис.1.12, а). Висота являє собою кут між горизонтальною площиною та напрямком на світило, а азимут – кут, вимірюваний від північного напрямку меридіана до горизонтальної проекції напрямку на світило. Для встановлення залежностей між екваторіальними та горизонтальними координатами останні зображують також на небесній сфері з центром у точці M місця розташування (рис. 1.12, б). Площинами відліку кутів A і h є горизонтальна площина і *вертикал світила* – вертикальна площина, що містить точку C . Точка Z вертикалі місця $Z'Z$ називається *зенітом*. Площина небесного меридіана, яка проходить за визначенням через точки Z і P_N , перетинає горизонтальну площину в точках півночі N' і півдня S' . Очевидно, що азимут A може бути визначений також як кут між площиною небесного меридіана і вертикалом. Дуга ZC , що дорівнює $90^\circ - h$, називається *зенітною відстанню*.

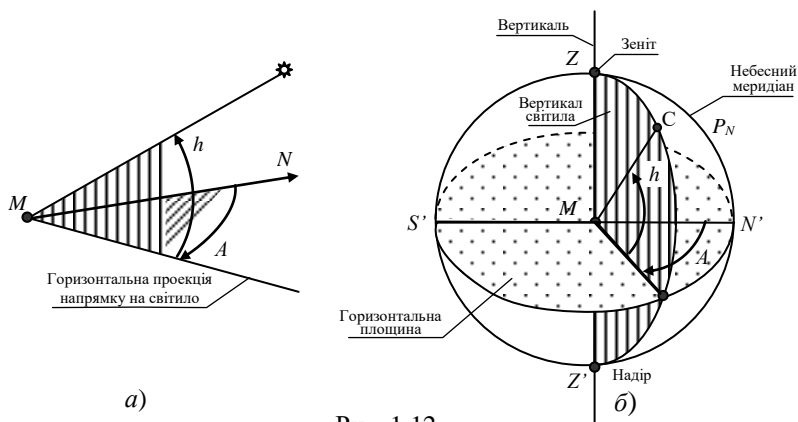


Рис. 1.12

Приведемо також стислі відомості щодо виміру часу. Зоряний час відповідно до свого визначення змінюється з кутовою швидкістю власного обертання Землі. *Зоряна доба* – проміжок часу між двома послідовними верхніми кульмінаціями точки весняного рівнодення (час одного оберту Землі навколо своєї осі) – коротше сонячних приблизно на 4 хвилини через річний руху Землі. Враху-

вання зоряного часу дуже важливо в астронавігаційних системах, що пеленгують зірки.

У повсякденному житті, зазвичай, використовується так званий *сонячний час*. Одиниця його виміру – секунда, яка визначається як $1/86400$ середньої сонячної доби, що дорівнює проміжку часу між двома послідовними кульмінаціями так званого середнього Сонця – фіктивної точки, яка рівномірно рухається за екватором (тривалість дійсної сонячної доби не постійна). Інше визначення секунди це $1/31556925,9747$ частина тропічного року (для 1900 р.), що відповідає осередненню даних спостереження за 300 років. Точність такого еталона часу порядку 10^{-11} . У зв'язку з підвищенням вимог до точності виміру часу в 1965 р. був прийнятий атомний еталон секунди, і вона визначається як час, за котрий відбувається 9192631770 переходів між двома надтонкими рівнями основного стану атома Cs 133, що дає точність порядку $5 \cdot 10^{-13}$.

Початок відліку сонячного часу – північ (момент нижньої кульмінації Сонця, коли його годинний кут дорівнює π) – залежить від меридіана місця. Тому місцевий час T_m , що залежить від довготи λ , не використовується на практиці. Для зручності прийнятий *поясний час* T_p , який розрізняється на 1 годину відносно сусідніх поясів (всього 24 пояса), а на території СНГ уведений *декретний час* T_d , який більше поясного на 1 годину ($T_d = T_p + 1$).

При астрономічних вимірах за T_d з урахуванням номера N поясу визначають *грінвичський час* $T_{гр} = T_d - N - 1$.

За $T_{гр}$ для дати вимірювання з Авіаційного астрономічного щорічника відшуковують $t_{гр}$ і δ Сонця та планет і єдине $S_{гр}$ зірок.

1.4.3. Зв'язок між астрономічними та навігаційними системами координат

Усі методи визначення координат місця розташування та курсу ЛА шляхом астрономічних вимірів базуються на залежностях між астрономічними і навігаційними СК. При цьому основний є взаємозв'язок геоцентричної (географічної) і астрономічних – екваторіальної (рухомої) і горизонтальної – координатних систем, що пояснюється для сферичної моделі Землі на рис. 1.13, а (див. також

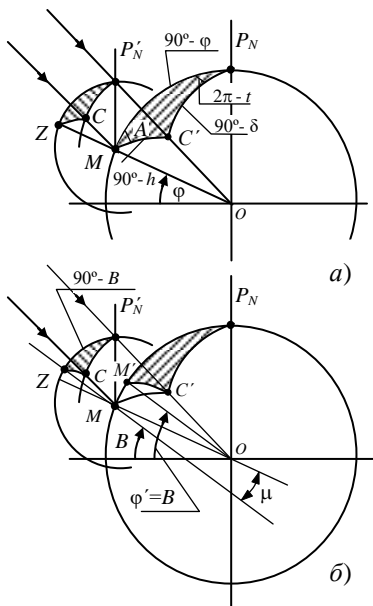


Рис.1.13

рис. 1.10, б і 1.12). Вертикаль ZM вважається геоцентричної, а напрямки на світило з точки M і центра O Землі – паралельними.

Тоді сферичні трикутники $ZP'_N C$ на небесній сфері і $MP_N C'$ на Землі будуть подібні (трикутник $ZP'_N C$ має назву *паралактичний*). Природно, що дуги $ZP'_N(MP_N)$, $P'_N C(P_N C')$ і $ZC(MC')$ рівні відповідно $(90^\circ - \varphi)$, $(90^\circ - \delta)$ і $(90^\circ - h)$, кути при вершинах $Z(M)$ і $P'_N(P_N)$ – азимуту A та $(2\pi - t)$.

Для кожного з цих трикутників, наприклад, $MP_N C'$, можна записати рівняння, використовуючи формули сферичної тригонометрії, які встановлюють зв'язок між геоцентричними (географічними) координатами φ , λ точки M й астрономічними координатами світила. За теоремою синусів одержимо

$$\frac{\cos \delta}{\sin A} = -\frac{\cos h}{\sin t}$$

або, з урахуванням (1.19),

$$\sin A = -\frac{\cos \delta \sin t}{\cosh} = -\frac{\cos \delta \sin(S_{\text{Гр}} + \lambda - \alpha)}{\cosh} \quad (1.20)$$

Згідно з теоремою косинусів, можна записати

$$\begin{aligned} \sin h &= \sin \varphi \sin \delta + \cos \varphi \cos \delta \cos t = \\ &= \sin \varphi \sin \delta + \cos \varphi \cos \delta \cos(S_{\text{Гр}} + \lambda - \alpha) \end{aligned} \quad (1.21)$$

У рівняннях (1.20) і (1.21) параметри α , δ і $S_{\text{Гр}}$ заздалегідь відомі (задані). Отже, при відомих широті φ і довготі λ точки M розв'язком рівнянь є азимут A , використовуваний для визначення курсу. Рівняння (1.20) необхідно тільки для обчислення A , значен-

ня якого можна відразу ж знайти з нього при відомій довготі λ у випадку безпосереднього виміру h . Основна навігаційна задача визначення координат місця розташування може бути розв'язана при вимірі висот двох світил C_1 і C_2 , якщо, аналогічно (1.21), одержимо систему двох рівнянь:

$$\begin{aligned} \sin h_1 &= \sin \varphi \sin \delta_1 + \cos \varphi \cos \delta_1 \cos(S_{\text{ГР}} + \lambda - \alpha); \\ \sin h_2 &= \sin \varphi \sin \delta_2 + \cos \varphi \cos \delta_2 \cos(S_{\text{ГР}} + \lambda - \alpha), \end{aligned} \quad (1.22)$$

де індекси «1» і «2» відповідають номерам світил. З цих рівнянь можна знайти значення φ і λ .

Можливі й інші форми запису тригонометричних рівнянь зв'язку навігаційних і астрономічних координат, еквівалентні приведенню вище, а також різні методи розв'язання цих рівнянь.

Зробимо тепер важливе зауваження щодо залежності розв'язку навігаційної задачі за допомогою астрозасобів від виду використовуваної в них вертикалі. Справа в тому, що часто астрономічні виміри базуються не на геоцентричній, а на астрономічній (дійсній) вертикалі, яка апроксимується геодезичної. У цьому випадку трикутник $ZP'_N C$ зміниться, оскільки точка зеніту Z зміститься, так, що дуга ZP'_N стане рівної $90^\circ - B$, де B – геодезична широта (див. рис. Д 2.8, б, де для наочності розходження між кутами B і φ перебільшене). Трикутник $MP'_N C'$ вже не буде подібний трикутнику $ZP'_N C$. Для збереження подоби достатньо, очевидно, замінити точку M точкою M' , зміщеною до півночі на кут μ .

$$\mu = B - \varphi$$

Для кожного з отриманих таким чином подібних трикутників можна записати, замінюючи φ на B , систему рівнянь, аналогічних розглянутим. Отже, при вимірі висот світил h_1 і h_2 , які відлічуються від площини дійсного (точніше, геодезичного) горизонту, рівняння (1.22) безпосередньо визначають геодезичні координати точки M : широту B і довготу $L = \lambda$. Величина B , яка задається на еліпсоїді, в даному випадку через застосування сферичних побудов (для «земного» трикутника $MP'_N C'$) чисельно дорівнює її геоцентричному куту $\varphi' = B$. З (1.20) при цьому визначається азимут світила, який декілька відрізняється від кута A , одержуваного для геоцентричної вертикалі.

1.5. Пілотажно-навігаційні параметри польоту

Роздивимось деякі найбільш важливі пілотажно-навігаційні параметри польоту.

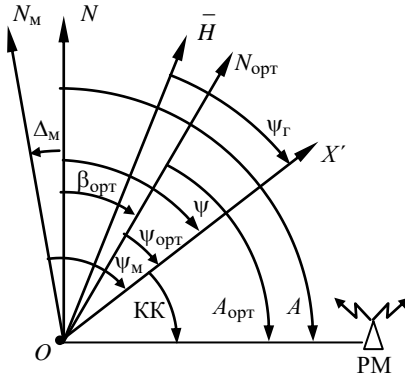


Рис. 1.14

При розв'язанні задач повітряної навігації широко застосовується поняття курсу ЛА.

Курс – це кут між певним напрямком початку відліку в площині місцевого горизонту і проекцією поздовжньої осі ЛА OX' на горизонтальну площину (рис. 1.14).

Відлік курсу ведеться за годинниковою стрілкою від обраного початкового напрямку. За напрямком початку відліку курсу частіше за все обирають:

- напрямком на північ ON у площині горизонту, у цьому випадку визначають *дійсний або географічний курс* ψ ;
- горизонтальний напрямком ортодромічної паралелі $ON_{\text{орт}}$ (меридіана) у випадку визначення *ортодромічного курсу* $\psi_{\text{орт}}$;
- північний напрямком магнітного меридіана ON_M при визначенні *магнітного курсу* ψ_M ;
- горизонтальний напрямком, що вимірює бортовий курсовий прилад. У цьому випадку говориться про *приладовий або компасний курс*. Якщо напрямком відліку \bar{N} відтворюється за допомогою гіроскопа або гіроскопічної система, то курс, що визначається таким чином, називають *гіроскопічним курсом* ψ_G .

Діапазон вимірювання курсу ЛА – $0...360^\circ$.

Напрямок проекції поздовжньої осі ЛА на горизонтальну площину OX' використовується також для визначення курсових кутів (КК) деяких точкових об'єктів: орієнтирів, цілей, других ЛА, радіостанцій, ін.

Курсовим кутом КК орієнтира, наприклад РМ, називається кут між напрямком проекції поздовжньої осі ЛА на горизонтальну площину та горизонтальним напрямком на орієнтир (об'єкт). Позитивні значення курсового кута відлічуються за годинниковою стрілкою від горизонтальної проекції поздовжньої осі ЛА. Діапазон вимірювань курсового кута – $0...360^\circ$.

Азимутом об'єкта A ($A_{\text{орт}}$) називається кут, що відлічується в горизонтальній площині від напрямку на північ ON , або від горизонтального напрямку ортодромічної паралелі $ON_{\text{орт}}$ (для $A_{\text{орт}}$) до напрямку на об'єкт. Діапазон вимірювань азимута – $0...360^\circ$.

Важливішими пілотажно-навігаційними параметрами, які необхідні для розв'язання задач навігації, є висота та швидкість польоту ЛА.

Висотою польоту називається геометрична висота, яка характеризується відстанню за вертикаллю між певними рівнями початку відліку та ЛА.

Висота польоту понад рельєфом місцевості характеризується, *дійсною геометричною висотою* H_{Γ} (рис.1.15), вимірювання якої важливо для деяких етапів польоту. У міжнародних термінах дійсна геометрична висота називається True Height або Height.

Якщо висота польоту вимірюється відносно будь-якої поверхні, наприклад, від поверхні ЗПС, то така висота польоту називається *відносною* $H_{\text{від}}$ (див. рис.1.15). Вона відраховується від якогось умовного рівня, зазвичай від рівня аеродрому, з якого злітає (або на який сідає) літак. Відносній висоті відповідає тиск QFE (Q-code Field Elevation), тобто тиск на рівні порога ЗПС. Оскільки при польоті над ЗПС геометрична та відносна висота співпадають, то міжнародний термін Height застосовують й для відносної висоти польоту. Наприклад, Transition Height (висота переходу, відносна висота польоту, на якій і нижче якої вертикальне положення ЛА визначається за QFE). Цю висоту, як правило, контролюють при виконанні зльоту та посадки літака.

Якщо за початковий рівень відліку висоти польоту прийнятий умовний середній рівень моря, то таку висоту називають *абсолютною* $H_{\text{абс}}$ (див. рис.1.15). Міжнародне позначення абсолютної висоти – Altitude. Цієї висоті відповідає тиск QNH (Q-code Nautical Height), який означає тиск у даній точці земної поверхні, приведений до рівня моря.

Щоб отримати тиск QNH (тиск в даній точці, приведений до рівня моря) необхідно, знаючи перевищення порога ЗПС над рівнем моря (звичайний топографічний параметр) отримати зміну тиску на цьому перевищенні (для невеликих висот зміна висоти на 11,2 м призводить до зміни тиску на 1мм рт. ст., або підйом на висоту 800м відповідає спаду тиску на 100 ГПа). Додаючи до тиску QFE (тиску на рівні порога ЗПС), розраховану зміну тиску отримаємо тиск у даній точці, приведений до рівня моря (тиск QNH), тобто тиск у даній точці, якщо б вона знаходилася на рівні моря.

Середній рівень моря (міжнародне позначення MSL) у ряді країн СНД, в Росії і в Польщі ведеться з використанням Балтійської системи висот (тобто за рівнем Балтійського моря в Кронштадті), а за стандартами ICAO з використанням системи WGS-84 (поверхня еліпсоїда GRS 80), ці системи відліку дещо відрізняються.

Очевидно, що абсолютна й відносна висота польоту ЛА пов'язані між собою таким співвідношенням:

$$H_{\text{від}} = H_{\text{абс}} - H_3$$

де H_3 – геометрична висота точки, що прийнята за початок відліку на поверхні Землі.

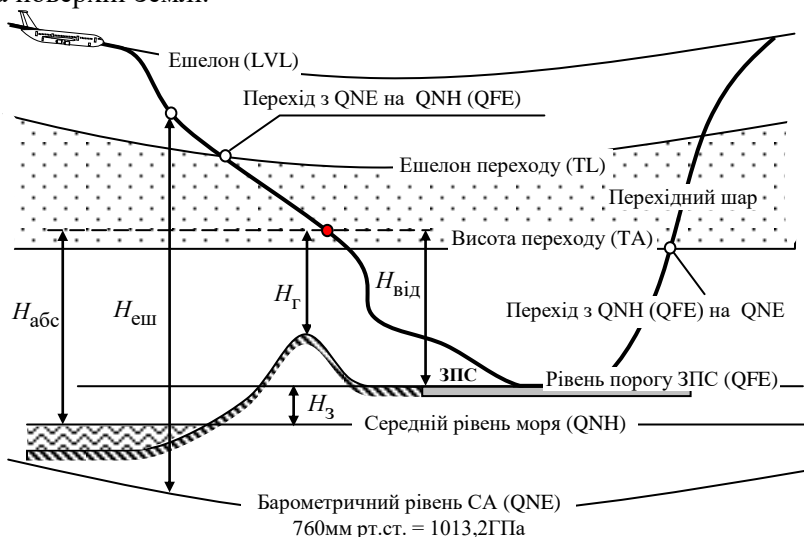


Рис. 1.15

Перед зльотом льотчик виставляє на показчику висотоміра тиск, який йому повідомляє диспетчер (керівник польотів). Для російських аеродромів та деяких аеродромів СНД - це тиск QFE, тобто висотомір при цьому показує нульову висоту. В Україні та за кордоном перед вильотом на висотомірі виставляється тиск, приведене до рівня моря, тобто QNH. Тому на висотомірі вже до зльоту стоїть висота перевищення аеродрому над рівнем моря, а не нуль.

Ще одне визначення рівня висоти (див. рис.1.15) це висота ешелону $H_{\text{еш}}$ (міжнародне позначення Flight Level), не плутати із заданою висотою ешелону. Для того щоб літаки, які знаходяться кожен на своєму ешелоні (міжнародне позначення LVL), були на заданому висотному інтервалі один від одного, необхідно, щоб їх висотоміри працювали однаково, для чого на кожному повинно бути встановлено один і той же початковий тиск. Це стандартний атмосферний тиск $1013,2 \text{ гПа} = 760 \text{ мм рт. ст.} = 29,92 \text{ дюйма рт. ст.}$ (міжнародне позначення QNE). Висота, яку при цьому показує барометричний висотомір, зазвичай називається стандартною (абсолютна висота за стандартною атмосферою). Вона використовується для забезпечення ешелонування польоту.

Зміна системи відліку від ешелонів до абсолютної висоті і навпаки відбувається (див. рис.1.15) на висоті переходу (Transition Altitude (TA)) при наборі висоти та на ешелоні переходу (Transition Level (TL)) при зниженні. Шар простору між висотою переходу та ешелонем переходу називається перехідним шаром. У цьому шарі дозволені тільки набір висоти і зниження, тобто перехідні еволюції з висоти на ешелон і з ешелону на висоту. Горизонтальний політ в перехідному шарі заборонений.

Відповідно до норм ІКАО існує стандартна номенклатура характерних висот і рівнів польоту в районі аеродрому та при заході на посадку. Наприклад, Critical Height (критична висота – мінімальна висота над аеродромом); Decision Height (висота прийняття рішення); Transition Altitude (висота переходу, абсолютна висота польоту, над якою і нижче якої вертикальне положення ЛА визначається за QNH); Transition Level (ешелон переходу, самий нижній ешелон польоту, який може бути використаний над висотою переходу, визначається за QNE) і т.п.

Крім того висоти польоту літака до 200м іменуються гранично малими, від 200 до 1000м малими, від 1000 до 4000м середніми, від 4000м до 12000м великими і вище 12000м - стратосферними.

Повертаючись до наступного пілотажне-навігаційного параметру польоту ЛА – швидкості, відзначимо, що залежно від обраної СК, відносно якої визначають швидкість польоту, ЛА відрізняють повітряну, земну і абсолютну швидкість польоту.

Дійсна повітряна швидкість \vec{V} – це швидкість ЛА відносно повітряного середовища (відносно набігаючого потоку повітря).

Земна швидкість ЛА \vec{V}_k – це швидкість ЛА відносно обраної системи координат, що зв'язана з Землею.

Проекція земної швидкості ЛА на горизонтальну площину (горизонтальна складова швидкості ЛА відносно Землі) називається *шляховою швидкістю* $\vec{V}_{ш}$. Вектор шляховою швидкості спрямований як дотична до лінії шляху.

Земна швидкість ЛА \vec{V}_k є векторною сумою його повітряної швидкості \vec{V} і швидкості вітру \vec{W} .

Швидкість вітру \vec{W} – це швидкість переміщення повітряного середовища, що не обурене ЛА, відносно обраної СК, яка зв'язана з Землею.

Якщо спроекувати вектори повітряної швидкості та швидкості вітру на площину місцевого горизонту, то горизонтальні складові вектора повітряної швидкості $\vec{V}_Г$ вектора швидкості вітру $\vec{W}_Г$,

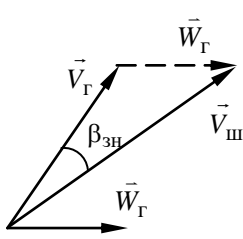


Рис. 1.16

а також вектора шляховою швидкості $\vec{V}_{ш}$ створюють так званий навігаційний трикутник швидкості, що зображених на рис. 1.16.

Кут β_{zn} між горизонтальною проекцією вектора повітряної швидкості $\vec{V}_Г$ і напрямком шляхової швидкості $\vec{V}_{ш}$ називають *кутом знесення*.

Вертикальна швидкість \vec{V}_y – це вертикальна складова швидкості руху літака відносно Землі або швидкість зміни висоти польоту.

Приладова швидкість – швидкість, що показує показчик швидкості, проградуєований за різницею між повним і статичним тисками повітря.

Індикаторна земна швидкість – приладова швидкість, яка враховує інструментальну похибку й аеродинамічне виправлення.

Індикаторна швидкість – індикаторна земна швидкість, яка враховує виправлення на стискальність, пов'язану з відмінністю тиску повітря від стандартного тиску на рівні моря.

Часто в технічній літературі не роблять різниць між приладовою й індикаторною швидкостями. При теоретичних розрахунках мають на увазі індикаторну швидкість. Приладова (індикаторна) швидкість є суто пілотажним параметром. Особливо часто використовується цей параметр на таких режимах руху літака як розбіг, зліт і посадка.

На кожному етапі руху літака нормами НЛГС і ІКАО присвоюються характерні значення приладової швидкості, які повинні бути витримані з умови забезпечення безпеки. У зв'язку із цим існує стандартна номенклатура швидкостей: мінімальна еволютивна швидкість розбігу, мінімальна швидкість відриву, швидкість прийняття рішення, швидкість підйому передньої стійки шасі, безпечна швидкість зльоту, швидкість відриву, мінімальна еволютивна швидкість заходу на посадку, максимальна швидкість заходу на посадку, швидкість звалювання, максимальна експлуатаційна швидкість і т.д.

У теперішній час у зв'язку з використанням на борту ЛА інерціальних систем навігації широко застосовують поняття *абсолютна швидкість* \vec{V}_a ЛА. Термін "абсолютна" тут застосовується з ціллю підкреслити той факт, що визначення швидкості здійснюється в деякій інерціальній або умовно інерціальній системі відліку. Зазвичай при цьому розглядається рух ЛА і відповідно визначають його абсолютну лінійну швидкість відносно геоцентричної СК, осі якої не обертаються в інерціальному просторі. Величина вектора абсолютної швидкості \vec{V}_a ЛА у цьому випадку може бути подана як су-

ма його відносної земної швидкості \vec{V}_k і переносної швидкості $\vec{V}_{\text{пер}}$, тобто лінійної швидкості точки повітряного простору, в якій знаходиться ЛА. Величина і напрямок переносної швидкості обумовлені обертальним переносним рухом Землі. При цьому

$$\vec{V}_a = \vec{V}_k + \vec{V}_{\text{пер}} = \vec{V}_k + \vec{\Omega}_3 \times \vec{R},$$

де $\vec{\Omega}_3$ – вектор кутової швидкості обертання Землі; \vec{R} – радіус-вектор, що спрямований із центра Землі в точку знаходження ЛА.

Величина переносної швидкості в цьому випадку може бути визначена за формулою

$$\vec{V}_{\text{пер}} = \Omega_3 R \cos \varphi = \Omega_3 l,$$

де φ – геоцентрична широта ЛА; l – відстань від літака до полярної осі.

Вектор переносної швидкості спрямований, як дотична до географічної паралелі від заходу на схід.

Застосовуючи термін абсолютна лінійна швидкість, необхідно мати на увазі, що він не може бути визнаним вдалим з точки зору принципу відносності класичної механіки (принципу Галілея), який встановлює рівність усіх інерціальних систем відліку.

Інформація про швидкість польоту ЛА використовується для розв'язання навігаційних задач: обчислення шляху, визначення часу прибуття літака в задану точку маршруту.

Для запобігання виходу літака або двигуна на критичні за керованістю режими використовується інформація про число M польоту.

Число M – це відношення дійсної повітряної швидкості V до швидкості звуку a :

$$M = \frac{V}{a} = \frac{V}{\sqrt{kRT}}$$

тут k – стала адіабатичного процесу; $R = 287,05287$ (дж/кг К) – питома стала повітря; T – температура повітря (К).

Кутову орієнтацію ЛА у повітряному потоці визначають кути атаки та ковзання.

Кут атаки α – кут між повздовжньою віссю ЛА та проекцією вектора повітряної швидкості на площину симетрії ЛА.

Кут ковзання β – кут між вектором повітряної швидкості та площиною симетрії ЛА.

Як кінематичні параметри, що характеризують рух центра мас ЛА, у повітряній навігації використовують траєкторні кути, які показані на рис.1.17.

При цьому кут Ψ визначається як кут шляху – кут між віссю OX_g , нормальної системи координат (напрямок дійсного меридіана) і напрямком вектора шляхової швидкості $\vec{V}_{ш}$.

Кут нахилу траєкторії Θ – кут між вектором земної швидкості $\vec{V}_к$ і горизонтальною площиною X_gOZ_g . На рис.1.17 показані позитивні напрямки відліку цих кутів.

Зауважимо, що поняття шляховий кут Ψ , яке використовується в навігації, відповідає поняттю кут шляху, але позитивні значення шляхового кута, як і курсу, відраховуються за годинниковою стрілкою від фіксованого у площині горизонту напрямку.

Положення ЛА (зв'язаної СК $OXYZ$) відносно площини горизонту (нормальної СК $OX_gY_gZ_g$) визначається кутами тангажа ϑ і крену γ .

Кут тангажа ϑ – це кут між поздовжньою віссю ЛА та горизонтальною площиною OX_gZ_g . Діапазон вимірювання кута тангажа визначається співвідношенням $-90^\circ \leq \vartheta \leq 90^\circ$.

Кут крену γ – це кут між нормальною віссю ЛА і вертикальною площиною, що проходить крізь поздовжню вісь ЛА. Діапазон вимірювання кута крену будемо визначати співвідношенням $-90^\circ \leq \gamma \leq 90^\circ$. При позитивному (правому) крені поперечна вісь ЛА знаходиться нижче горизонтальної площини OX_gZ_g .

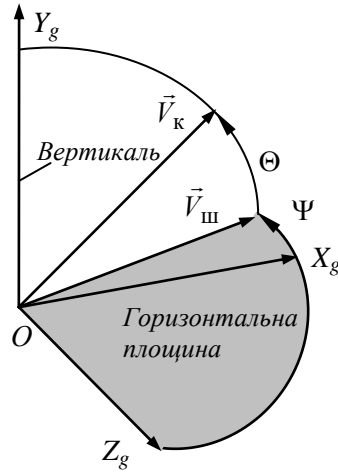


Рис. 1.17

На закінчення введемо ще два взаємозв'язаних параметри польоту ЛА – прискорення та перевантаження.

Абсолютне прискорення центра мас ЛА $\vec{w}_{абс}$ визначається відповідно другого закону Ньютона відношенням рівнодійній усіх зовнішніх сил, діючих на ЛА, до його маси m , тобто

$$\vec{w}_{абс} = \vec{F} / m . \quad (1.23)$$

Напрямок вектора абсолютного прискорення $\vec{w}_{абс}$ збігається з напрямком вектора рівнодійної сили \vec{F} . При розгляданні руху ЛА відносно поверхні Землі вектор абсолютного прискорення можна подати як суму відносного $\vec{w}_{від}$, переносного $\vec{w}_{пер}$ і коріолісового $\vec{w}_{кор}$ прискорень:

$$\vec{w}_{абс} = \vec{w}_{від} + \vec{w}_{пер} + \vec{w}_{кор}$$

Відносне прискорення $\vec{w}_{від}$ може бути визначене як похідна за часом вектора земної швидкості ЛА $\vec{V}_к$. Переносне прискорення $\vec{w}_{пер}$ – це прискорення точки навколоземного простору, в якій знаходиться ЛА, і яке обумовлене обертанням Землі. Вектор цього прискорення завжди спрямований як перпендикуляр до осі обертання Землі, а його величина визначається рівнянням

$$w_{пер} = \Omega_3^2 l ,$$

де l – відстань до осі обертання Землі

Величина та напрямок вектора коріолісового прискорення визначається залежністю

$$\vec{w}_{кор} = 2\vec{\Omega}_3 \times \vec{V}_к$$

Інколи здається зручним рівнодійну усіх зовнішніх сил, діючих на ЛА, подати як суму сил гравітаційного притягання \vec{Q} і, так званої, результуючої сили \vec{R} . Результуюча сила \vec{R} – це рівнодійна усіх сил негравітаційного походження (сила тяги двигуна, аеродинамічна сила, ін.). У цьому випадку замість рівняння (1.23) маємо

$$\vec{w}_{\text{абс}} = \frac{\vec{Q}}{m} + \frac{\vec{R}}{m} = \vec{g}_\Gamma + \vec{a}.$$

Звідси

$$\vec{a} = \vec{w}_{\text{абс}} - \vec{g}_\Gamma$$

де \vec{g}_Γ – вектор напруженості гравітаційного поля в точці знаходження ЛА; \vec{a} – вектор так званого уявного прискорення або прискорення від результуючої сили \vec{R} . Інколи вектор \vec{a} називається вектором питомої результуючої сили, яка припадає на одиницю маси ЛА. Практично тотожне цьому поняттю поняття "перевантаження ЛА".

Перевантаження об'єкта \vec{n} – це відношення результуючої сили \vec{R} , що діє на об'єкт, до добутку маси m об'єкта і стандартного прискорення сили ваги g , тобто

$$\vec{n} = \frac{\vec{R}}{mg}.$$

Враховуючи, що

$$\frac{\vec{R}}{m} = \vec{a}$$

маємо

$$\vec{n} = \frac{\vec{a}}{g}$$

Звідси видно, що перевантаження є безрозмірна векторна величина, яка кількісно відрізняється від вектора прискорення під впливом негравітаційних сил постійним множником $(g)^{-1}$, який має розмірність, зворотну розмірності прискорення.

Напрямок вектора перевантаження \vec{n} відповідає напрямку так званої позірної (уявної) вертикалі. Уявна вертикаль – це напрямок, який фіксує вестибулярний апарат людини або фізичний маятник, що застосовується для визначення напрямку вертикалі на рухомому об'єкті. В умовах рухомості основи напрямок, що фіксується фізичним маятником, визначається як напрямком вектора напруженості гравітаційного поля, так саме і складовими вектора абсолютного прискорення основи.

Контрольні питання

1. На які групи можна умовно поділити авіоніку літаків цивільної авіації?
2. Які системи можна віднести до класу автономних навігаційних систем і які – до класу автономних радіонавігаційних навігаційних систем?
3. Назвіть основні методи навігації.
4. На чому засновані позиційний метод навігації та метод числення шляху?
5. Які форми Землі використовують на практиці при точних навігаційних розрахунках?
6. За якими співвідношеннями здійснюється перехід від геодезичної системи координат до сферичної?
7. Який напрям прийнято називати справжньою або астрономічною вертикаллю?
8. Якими параметрами можна характеризувати магнітне поле Землі?
9. Що являє собою стандартна атмосфера?
10. Перелічите основні параметри стандартної атмосфери?
11. Яка назву носять формули, що встановлюють залежність висоти від атмосферного (статичного) тиску?
12. Які системи координат частіше всього використовуються в бортових системах ЛА?
13. У чому особливість ортодромічних систем координат?
14. Що являв собою ортодромія?
15. Які системи астрономічних координат зазвичай використовуються в астрономічних навігаційних системах?
16. Наведіть приклади рівнянь зв'язку навігаційних і астрономічних координат?
17. Які напрямки частіше за все обирають як початку відліку курсу і які при цьому курси ЛА визначаються?
18. Яка номенклатура висот польоту застосовується в авіації?
19. Як відносно обраної системи відліку відрізняють швидкості польоту ЛА?
20. Які кути визначають кутову орієнтацію ЛА в повітряному просторі й відносно площини горизонту?

Глава 2. АЕРОМЕТРИЧНІ НАВІГАЦІЙНІ СИСТЕМИ

2.1. Системи повітряних сигналів

2.1.1. Загальні відомості про системи повітряних сигналів

Аерометричні прилади забезпечують автономний безперервний вимір аерометричних параметрів для забезпечення заданих режимів пілотування та навігації. Принципи побудови механічних аерометричних вимірників: висотомірів, показчиків швидкості польоту та числа M , варіометрів – докладно викладаються в інших дисциплінах. Але більш раціональним вважається отримання великого числа аерометричних параметрів у рамках єдиної системи, яка здатна забезпечувати як роботу індикаторів, так і видавати інформацію у різноманітні бортові системи та комплекси.

Прикладами таких аерометричних систем є системи типу СВС (системи повітряних сигналів) і ИК ВСП (інформаційні комплекси висотно-швидкісних параметрів).

Система повітряних сигналів призначена для видачі основної пілотажної інформації на показчики контрольно-вимірювальних приладів у кабіні літака та у бортові системи. До впровадження СВС на ЛА використовувалися окремі датчики аерометричних параметрів, сигналізатори і показчики. Причому це робилося в інтересах окремих споживачів, незалежно від інших. У зв'язку з цим на борту літака могла бути надмірність неузгодженою між собою інформації, надмірність маси апаратури, невиправдані матеріальні витрати, ускладнення технології обслуговування обладнання в цілому.

Система повітряних сигналів об'єднала всі датчики і показчики в єдину ідеологію, виключивши дублювання і неузгодженість інформації. СВС – автономна система, що складається з датчиків первинних аеродинамічних параметрів, обчислювача і показчиків. Вона видає інформацію про значення основних аерометричних параметрів.

До таких параметрів відносять: число M , дійсну повітряну швидкість V та індикаторну швидкість V_i , барометричну висоту (абсолютну $H_{\text{абс}}$ та відносну $H_{\text{від}}$), температуру зовнішнього повітря T , відхилення числа M , висоти H , швидкості V_i (ΔM , ΔH , ΔV) від заданих значень.

В основу роботи таких систем покладений аерометричний метод визначення параметрів руху ЛА. Аерометричний метод базується на залежностях, що визначають стандартну атмосферу (див. п. 1.2.4), а також на певних рівняннях зв'язку між аерометричними параметрами. В якості рівнянь зв'язку в даному випадку виступають досліджувані в аеродинаміці функціональні залежності між вимірюваними й обчисленими параметрами.

Первинними вимірюваними величинами є: статичний (атмосферний) тиск $P_{ст}$, повний тиск $P_{п}$, та температура загальмованого потоку повітря T_T . Динамічний тиск $P_{д}$, що характеризує швидкісний напір, отримують шляхом віднімання з повного тиску $P_{п}$ статичного $P_{ст}$.

На практиці різниця $(P_{п} - P_{ст})$, що надходить від приймача повітряних тисків, відрізняється від швидкісного напору через неточність виготовлення приймача, тому при розрахунках динамічного тиску використовують поправочний коефіцієнт $\varepsilon_{пр}$, що може змінюватися у межах 1,02...0,98.

$$P_{д} = \varepsilon_{пр} (P_{п} - P_{ст})$$

Для обчислення аерометричних параметрів використовуються градуйовочні формули окремих аерометричних приладів. Безрозмірною характеристикою швидкості польоту літака є число Маху. Для обчислення числа М на дозвуковій швидкості польоту використовують відому градуйовочну формулу вимірника числа Маха

$$M = \sqrt{\frac{2}{k-1} \left[\left(\frac{P_{д}}{P_{ст}} + 1 \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]} = f_M \left(\frac{P_{д}}{P_{ст}} \right), \quad (2.1)$$

де $k = 1,4$ – стала адіабати.

При наявності інформації про число М формула для обчислення дійсної повітряної швидкості V перетворюється до вигляду

$$V = aM,$$

де a – швидкість звуку на даній висоті, що дозволяє спростити обчислювальні операції, тобто не використовувати для розрахунку дійсної повітряної швидкості градуйовочну формулу вимірника.

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

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

де T_Γ – температура загальмованого потоку повітря (температура повного гальмування повітряного потоку). Знаменник формули відображає фактор аеродинамічного нагрівання повітря при його гальмуванні.

Таким чином, при обчисленні дійсної повітряної швидкості використовується залежність

$$V = M\sqrt{kRT} = K_R\sqrt{T_\Gamma} f_V(M), \quad (2.2)$$

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

обчислення числа M .

Індикаторну швидкість $V_i = f(P_d)$ отримують як функцію тільки динамічного тиску P_d .

$$V_i = a_0 \sqrt{5 \left[\left(\frac{P_d}{P_0} + 1 \right)^{\frac{2}{7}} - 1 \right]},$$

де a_0 – значення швидкості звуку при нормальних умовах за стандартною атмосферою на рівні моря, P_0 – середнє значення атмосферного тиску, що відповідає нормальним умовам на рівні моря.

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

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

де $T_0 = 288\text{К}$ (15°C) – середнє значення температури на рівні моря; $\tau = -6,5 \cdot 10^{-3}$ град/м – температурний градієнт.

Або відповідно до формули Лапласа

$$H_{\text{абс}} = RT_{\text{ср}} \ln \frac{P_0}{P_{\text{ст}}}.$$

Величина середньої температури стовпа повітря $T_{\text{ср}}$ залежить від висоти і на середніх широтах визначається залежностями:

$$T_{\text{ср}} = \frac{T_0 + T_H}{2} \text{ для } H \leq 11000 \text{ м,}$$

$$T_{\text{ср}} = T_{11} + \frac{T_0 - T_{11}}{2} \frac{H_{11}}{H} \text{ для } 11000 < H < 30000 \text{ м,}$$

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

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

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

Перші системи повітряних сигналів і у нас в країні і за кордоном були аналогові. До них відноситься найбільш поширені аналогові системи СВС-ПН-15, СВС-72, що встановлена на багатьох літаках, в тому числі на Іл-62, Ан-22, Ту-154 Як-42, Ан-124 та ін.,

В перших аналогових СВС аерометричні параметри обчислювалися з використанням потенціометричних мостів, що самобалансуються. Для відтворення нелінійних функціональних залежностей у замкнені контури мостових схем обчислення включалися функціональні потенціометри або профільовані кулачки.

У більш розвинутих аналогових СВС для обчислення використовуються масштабні підсилювачі, для ділення та множення застосовують трансформатори, розв'язання градуйовочних залежностей здійснюється на безконтактних функціональних перетворювачах напруги, які відтворюють нелінійні функціональні залежності.

Наприкінці 80 років в експлуатацію почали інтенсивно впроваджуватися цифрові СВС. Обчислення аерометричних параметрів в цифрових СВС здійснюється за алгоритмами, що реалізовані у вигляді програм роботи цифрового процесора.

Вхідна інформація для обчислення аерометричних параметрів надходить в СВС від приймачів динамічного та повного тиску, датчика температура загальмованого потоку повітря, в деяких СВС використовується інформація датчиків кутів атаки та ковзання.

2.1.2. Датчики первинної інформації аерометричних систем

Параметри руху є однозначними функціями статичного й повного тисків. Повний і статичний тиски до приладів надходять від приймачів повітряних тисків, які разом з мережею пневмопроводів створюють систему живлення аерометричних приладів і систем.

Приймачі тисків багато в чому обумовлюють метрологічні й технологічні характеристики аерометричних систем, такі як точність, діапазони вимірювання, надійність, якість вихідної інформації системи та зручність її експлуатації. У зв'язку із цим фахівці авіаційної науки й техніки датчикам тиску приділяють особливу увагу.

Засобами сприйняття тисків у польоті займаються багато фірм і підприємств. До основних розробників цих засобів можна віднести: Ульяновське КБ приладобудування та підприємство «Аэроприбор-Восход» (Росія); Rosemaunt Inc. (США); Smiths (Англія); Badin-Crouset (Франція); Dornier (ФРН). Ці фірми розробляють і поставляють високоточні приймачі повітряних тисків для застосування їх на цивільних, військових літаках, вертольотах та інших літальних апаратах.

Приймачі повного тиску (так звані ППД) призначені для сприйняття тільки повного тиску зустрічного потоку повітря. Під повним тиском P_n розуміють тиск, що припадає на одиницю поверхні тіла, площина якого перпендикулярна вектору швидкості потоку повітря. Повний тиск P_n дорівнює сумі статичного $P_{ст}$ і динамічного P_d тисків.

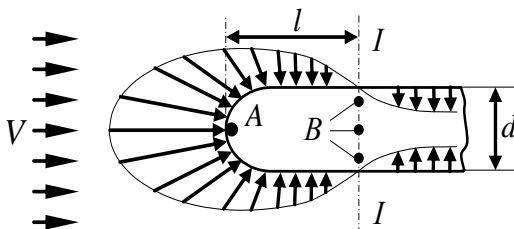


Рис. 2.1

Конструктивно ППД виконується у вигляді порожнього циліндричного тіла (рис. 2.1). З рис. 2.1 видно, що повний тиск P_n потоку повітря, що набігає на тіло, буде тільки в точці А. Якщо в циліндрі в

районі точки А зробити отвір, тоді уздовж його порожнини встановиться тиск, що дорівнює повному:

$$P_n = P_{ст} + \Delta P_A = P_{ст} + P_d.$$

Динамічний тиск P_d чисельно дорівнює надлишковому тиску, тобто швидкісному напору q :

$$P_d = P_n - P_{ст} = q = \frac{\rho V^2}{2}.$$

Як видно з рис. 2.2, що ілюструє обтікання приймача повітряним потоком, швидкісний напір q може бути сприйнятий повністю тільки в точці A . На рис. 2.2 d це діаметр порожнього циліндра l , – його довжина.

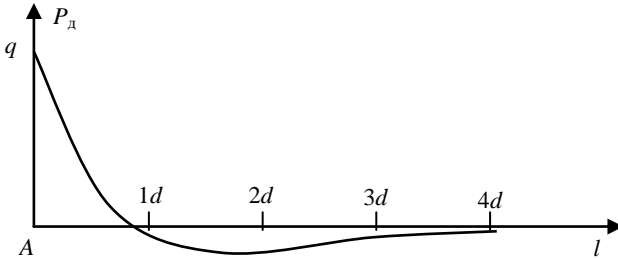


Рис. 2.2

На рис. 2.3а показаний варіант найпоширенішої конструктивної схеми приймача повного тиску типу ППД-4, а на рис. 2.3б зовнішній вигляд приймача повного тиску ППД-11.

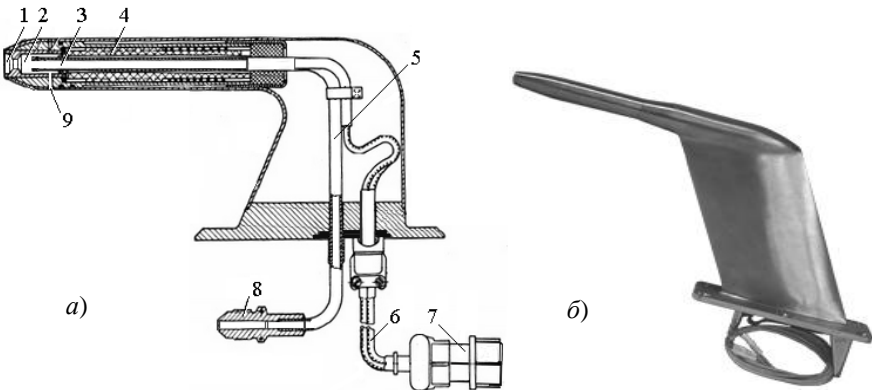


Рис. 2.3

Повітряний потік, що надходить (рис. 2.3а) через вхідний отвір 1 у камеру 2, гальмується. У результаті тиск у камері дорівнює повному тиску P_n , який через трубку 3 і пневмопровід 5 подається на штуцер 8, підключений до магістралі повного тиску.

Дренажні отвори 9 у корпусі призначені для відводу вологи з камери 2. Приймач обігривається елементом 4 з нікелевого дроту, який живиться напругою, що надходить через дроти 6 штепсельного роз'єму 7.

Очевидно, що кращим розташуванням ППД відносно потоку повітря є таке, коли площа перетину вхідного отвору приймача буде перпендикулярна вектору швидкості V . При цьому похибка приймача буде викликана тільки втратами потоку в порожнині каналу ППД. Ця умова рівносильна тому, що поздовжня вісь приймача збігається з напрямком повітряного потоку. Але навіть у цьому випадку приймач має похибку ΔP_n порядку 2 %.

На практиці напрямок поздовжньої осі приймача ППД і напрямок вектора повітряної швидкості відрізняються кутами атаки α і ковзання β . Це призводить до додаткових кутових похибок $\Delta P_n = f(\alpha)$ і $\Delta P_n = f(\beta)$. Наступною причиною появи кутової похибки ППД є скіс потоку повітря в місці встановлення приймача на борту літака. Ця похибка – похибка відмінності місцевого кута атаки від дійсного (нормується нормами льотної придатності літаків (НЛПЛ) у межах не більше 3 % у всьому діапазоні швидкостей ЛА).

Найбільш ефективними способами зменшення кутових похибок ППД є:

- встановлення ППД на пристрої, що орієнтує приймач за потоком повітря в польоті (використовується при вимірюванні малих швидкостей польоту);
- оптимізація конструкції ППД як аеродинамічного тіла з метою зменшення кутових похибок.

Дослідження конструкцій ППД в аеродинамічних трубах показують, що істотне значення на якість сприйняття повного тиску мають форма головки приймача й співвідношення внутрішнього й зовнішнього діаметрів. Доведено, що головці ППД не слід надавати округлену, добре обтічну форму, що, до речі, має місце в існуючих приймачах, а діаметр вхідного отвору робити як можна більшим.

Позитивний вплив на якість ППД має наявність стабілізуючої камери й вхідного кута в голівці (рис. 2.4а, 2.4б відповідно).

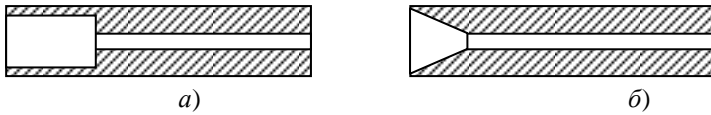


Рис. 2.4

Ефективними з погляду зменшення кутових похибок є екрановані ППД. Приймальна трубка в такому ППД поміщається в порожньому циліндрі (рис. 2.5) зі значно більшим внутрішнім діаметром.

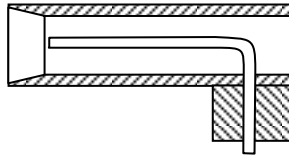


Рис. 2.5

Нечутливість такого типу приймачів до скосів потоку обумовлена тим, що протікання повітря через зовнішню трубку, забезпечує незмінний напрямок потоку усередині трубки в порівнянні з потоком, що набігає. Наявність вхідного конфузору зовнішньої трубки підсилює цей ефект. Оптимальним є розташування приймальної трубки наприкінці конфузору зовнішньої трубки.

Прикладами приймачів такого типу є екранований приймач 851FV фірми Роземаунт (США) (рис. 2.6 а) і приймач повного тиску ППД-8В Уляновського КБП (рис. 2.6 б).

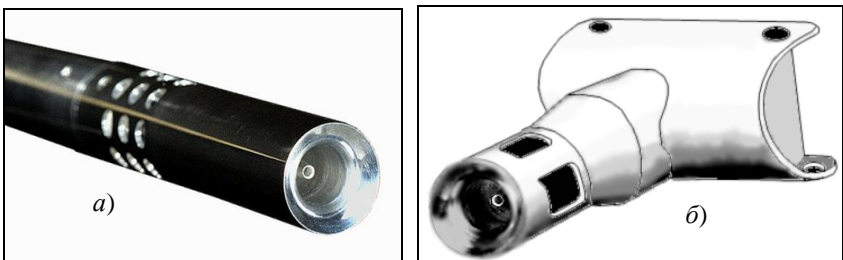


Рис. 2.6

За рахунок вибору місця встановлення на борті літака, за рахунок конструкторських прийомів і тарування в аеродинамічних трубах похибки ППД зводять до $\pm (0,005...0,01)$ від величини швидкісного напору.

Для сприйняття тільки статичного тиску зустрічного потоку повітря використовуються *приймачі статичного тиску* (так звані ПСД). Всі ПСД незалежно від конкретного конструктивного виконання можна умовно розділити на дві основні групи: протічні й непротічні.

У ПСД проточного типу відбір статичного тиску здійснюється з внутрішньої (зазвичай профільованої) поверхні порожнього циліндричного тіла. Для непротічних ПСД характерний відбір тиску із зовнішньої обтічної поверхні, яка також може бути профільованою. Під профілюванням поверхні розуміється закономірна зміна поточного внутрішнього або зовнішнього діаметра ПСД, які виконуються у вигляді вісесиметричних тіл обертання. Обидва типи приймачів мають свої особливості й свою переважну область використання.

При русі об'єкта відносно повітряного середовища відбувається збурювання повітряного потоку. Тому статичний тиск необхідно вимірювати в такій точці на поверхні об'єкта, де потік найменше спотворюється. Під статичним тиском, що діє на об'єкт, який рухається в повітряному середовищі, розуміють тиск, що існував би у даній точці незбуреного об'єктом повітряного середовища.

Із епюри розподілу надлишкових тисків на поверхні порожнього циліндричного тіла (див. рис. 2.1) видно, що в площині перерізу $I...I$ тиск на поверхні тіла найменше спотворюється. Якщо вздовж периметру цього порожнього циліндра в перерізі $I...I$ зробити приймальні отвори B , то усередині тіла тиск буде дорівнює статичному. Співвідношення відстані l від отворів до носка циліндричного тіла й діаметра d циліндра утримуються в межах: $l \approx 3d$.

В авіації роль пустотілої циліндричної трубки на дозвуковій швидкості може виконувати фюзеляж літака, у якому роблять приймальні отвори (Пр) статичного тиску (рис. 2.7).

На рис. 2.7 показаний типовий дозвуковий розподіл вздовж лінії фюзеляжу обуреного надлишкового статичного тиску $\Delta P_{ст}$ повітряного середовища, викликаного літаком, l – з урахуванням

тільки вільного фюзеляжу; 2 – з урахуванням фюзеляжу разом із крилом і хвостовим оперенням.

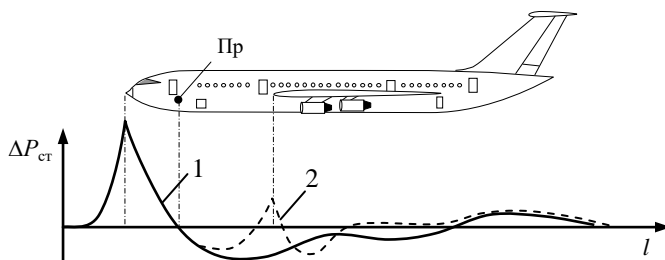


Рис. 2.7

Застосовувані на практиці непротічні ПСД, що використовують фюзеляж літака як поверхню приймача статичного тиску, будуються або у вигляді приймальних отворів у певних точках на поверхні фюзеляжу (рис. 2.8а), або у вигляді спеціальних плит (плиткові приймачі) (рис. 2.8б) із отворами, які розташовуються у цих точках. Разом з корпусом плита відтворює прилад для сприйняття статичного тиску.

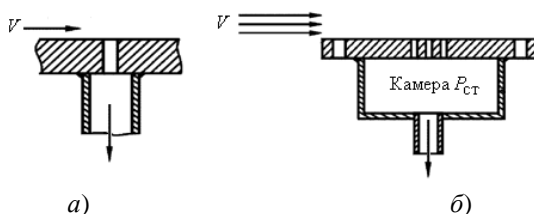


Рис. 2.8

На фюзеляжі вибирають такі місця для встановлення, де спостерігаються найменші значення $\Delta P_{ст}$ (рис. 2.3). Плита приймача встановлюється на літаку заподлицю з обшивкою. Загальний вигляд непротічного плиткового приймача типу ППСД наведений на рис. 2.9

У ПСД проточного типу статичний тиск відбирається із внутрішньої профільованої поверхні приймача. Конструктивна схема приймача проточного типу на-

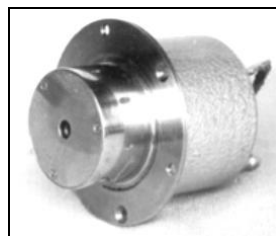


Рис. 2.9

ведена на рис. 2.10а, а на рис. 2.10б показаний зовнішній вигляд проточного приймача статичного тиску ПДС-В1.

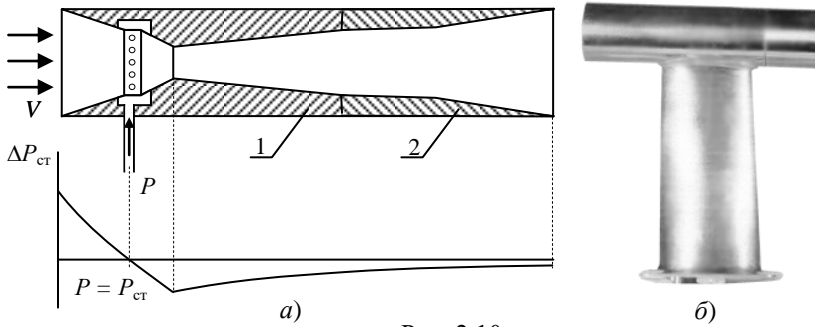


Рис. 2.10

Конструктивно приймач складається з конфузornoї (що звужується) і дифузornoї (що розширюється) частин. Причому конфузор складається із двох частин, розділених циліндричною ділянкою, з якої й здійснюється відбір статичного тиску.

Як видно із графіка, представленого на рис. 2.10а, на вході приймача створюється збільшений тиск ($\Delta P_{ст} > 0$). У міру звуження потоку і його розгону статичний тиск у проточній частині падає, досягаючи мінімального значення в самому вузькому перерізі потоки. Потім, через розширення потоку в дифузорі, тиск збільшується. Отвори відбору тиску розташовуються в конфузорі на такому його діаметрі, де $P = P_{ст}$. Зрушуючи переріз відбору "статики", можна змінювати коефіцієнт тиску приймача (вправо – $\Delta P < 0$, уліво – $\Delta P > 0$) і здійснювати в такий спосіб аеродинамічну компенсацію погрішності вимірювання тиску.

Ця ж задача розв'язується шляхом зміною конфігурації дифузора, який складається з двох частин: основної частини 1 і змінного хвостовика 2. Для корекції швидкісної характеристики достатньо лише встановити на приймач необхідну хвостову насадку.

Діапазон швидкостей проточного приймача обмежений появою критичного режиму, коли швидкість потоку у вузькому перерізі досягає швидкості звуку. У цьому випадку швидкісна характеристика приймача сильно спотворюється. Тому проточні ПСД використовуються в основному на мало швидкісних ЛА й вертольотах.

Непротічні ПСД часто сполучають із приймачами повного тиску, створюючи тим самим комбіновані приймачі, що призначені для одночасного сприйняття в польоті повного та статичного тисків. Такі сполучені приймачі носять найменування **приймачі повітряних тисків** (авіаційна аббревіатура ПВД).

При встановленні такого приймача на фюзеляжі може з'явитися додаткова складова похибки вимірювання статичного тиску, що у відповідність із нормами льотної придатності літаків (НЛПЛ) не повинна перевищувати 5% від швидкісного напору.

У цьому випадку для вимірювання статичного тиску із припустимою точністю здійснюється корекція (компенсація) цієї похибки. Аеродинамічна компенсація заснована на штучній зміні величини статичного тиску в районі отворів сприйняття "статисти".

На рис. 2.11 показаний зовнішній вигляд приймача повітряного тиску ПВД-30, а на рис. 2.12 його конструктивна схема.



Рис. 2.11

Під час польоту ЛА частина зустрічного потоку гальмується біля торця наконечника ПВД і надходить через вхідний отвір 1 у камеру 2. При цьому кінетична енергія повітряного струменя пере-

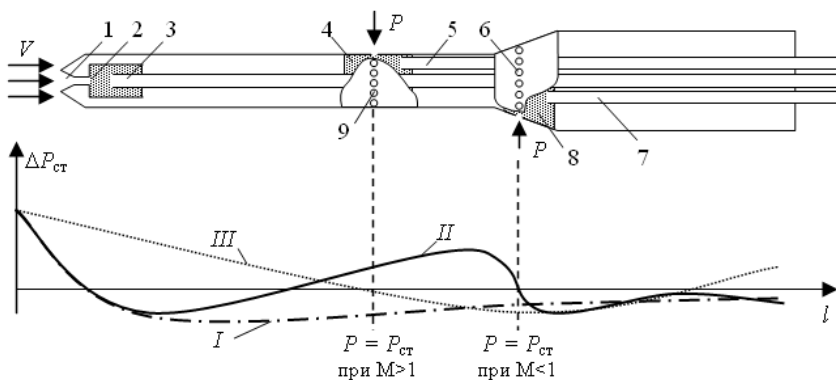


Рис. 2.12

ходить у потенційну енергію, внаслідок чого в камері 2 створюється повний тиск, який через пневмопровід 3 подається в магістраль повного тиску.

Статичний тиск повітря, що оточує ЛА, сприймається отворами 6, 9, які сполучаються із двома герметичними камерами 4, 8, виведеними на свої штуцера.

При дозвукових швидкостях набігаючого потоку ($M < 1$) навколо приймача формується трубка струму. На носку ПВД статичний тиск максимальний й близький до повного. У міру видалення від носка приймача, що має суто циліндричну форму (крива I на рис. 2.12) воно падає до мінімального значення ($\Delta P_{ст} < 0$).

За наявності коригувального контуру трубка струму навколо приймача має вигляд конуса, що розширюється, у якому тиск спершу падає, а потім починає зростати (крива II на рис. 2.12). Ріст тиску продовжується до компенсаційного гофра (коригувального конуса). Тут через звуження трубки струму компенсаційним гофром потік розганяється, а його тиск зменшується, досягаючи мінімального значення на максимальному діаметрі гофра. Відбір статичного тиску здійснюється з дозвукової камери статичного тиску 8 через отвори 6, що виконані вздовж діаметру гофра, у районі де $P = P_{ст}$.

При надзвуковому обтіканні ($M > 1$) перед приймачем утвориться стрибок ущільнення. Трубка струму, що формується навколо приймача, набуває форму сопла Лавалю. На ділянці трубки струму, що звужується, тиск падає, а швидкість зростає, досягаючи величини швидкості звуку в самому вузькому перерізі сопла Лавалю. Потім за рахунок розширення трубки струму швидкість зростає й на певному перерізі досягає значення швидкості потоку, що набігає на приймач. Тут величина $\Delta P_{ст}$ наближається до нуля (крива III на рис. 2.12). У цьому перерізі й здійснюється відбір тиску через отвори 9 і надзвукову камеру статичного тиску 4.

Тиск з обох камер приймача по пневмопроводам 5 і 7 подається в систему сприйняття статичного тиску. У системі сприйняття статичного тиску, підключеної до такого приймача, є спеціальний пристрій (пневмоперемикач), який забезпечує перемикання ліній статичного тиску залежно від швидкості польоту.

На надзвукових літаках складніше знайти місце на фюзеляжі, яке стабільно обтічне потоком повітря, у зв'язку з розвитком зривів потоку. Тому на таких літаках в основному застосовуються приймачі тисків з виносом їх на штанзі в потік перед літаком. На рис. 2.13а показаний зовнішній вигляд такого приймача – приймача ПВД-18.

У приймачі ПВД-18 передбачені три роздільні камери статичного тиску. Перші два ряди мають отвори, що розташовані на циліндричній частині приймача. Приймач має два обігрівальних елементи, з'єднаних послідовно між собою. Є один штуцер повного тиску й три штуцери статичного тиску.

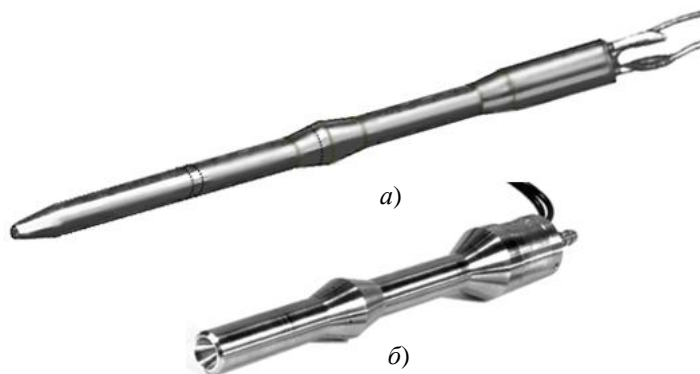


Рис. 2.13

Таке ж застосування ПВД знаходять і на вертольотах, щоб уникнути впливу потоку від несучого гвинта на сприйняття повітряних тисків. На рис. 2.13б показаний зовнішній вигляд вертолїтного приймача повітряних тисків ПВД-К.

Фірмами-розробниками постійно ведуться роботи як по вдосконалюванню конструкцій приймачів, що вже випускають серійно, так і по дослідженню можливості створення й впровадження перспективних приймачів повітряних тисків. Серед таких розробок можна виділити сферичний приймач статичного тиску, розроблений Уляновським КБП (рис. 2.14).



Рис. 2.14

Основним елементом приймача є сфера з пористого нікелю,

у середині якої знаходиться камера сприйняття статичного тиску з отворами певного діаметру. Відвід "статики" з камери здійснюється за допомогою пневмопроводу.

Коефіцієнт тиску сферичного ПСД, у загальному випадку, залежить від швидкості V обтічного потоку, що пояснюється залежністю сумарного ко-

$$Re = VD/\nu,$$

ефіцієнта лобового опору сфери приймача від числа Рейнольдса: де: D - діаметр сферичної насадки; ν - коефіцієнт кінематичної в'язкості.

При обтіканні повітряним потоком більша частина розподіленого по сферичній поверхні тиску за величиною менше $P_{ст}$ ($\Delta P_{ст} < 0$). А оскільки головним принципом роботи сферичного ПСД є інтегрування розподіленого по поверхні сфери тиску, то в статичній камері приймача утворюється, здебільшого, від'ємний тиск, що необхідно враховувати при таруванні датчика.

При побудові систем вимірювання статичного тиску з використанням сферичних приймачів достатньо, виконавши камеру "статики" у пористій сфері, перетворити отриманий тиск в електричний сигнал і подати його в цифровий обчислювач. Для одержання необхідної статичної характеристики в пам'ять обчислювача закладають ряд коригувальних коефіцієнтів, значення яких визначаються в результаті індивідуального тарування датчика.

Характеристикою приймача можна керувати, змінюючи місце розташування камера сприйняття статичного тиску усередині сфери, змінюючи діаметр отворів сприйняття статичного тиску, а також за допомогою зовнішньої перфорованої захисної оболонки сфери.

Широкому впровадженню сферичних ПСД заважають експлуатаційні труднощі, пов'язані із засміченням пор сфери частками, зваженими в повітрі. Крім того, не вирішені всі проблеми обігріву насадки.

Для вимірювання місцевих аеродинамічних кутів - кута атаки α і кута ковзання β найчастіше використовують аерометричний метод. Як чутливий елемент датчика, що реалізує аерометричний метод вимірювання, застосовують зонд у вигляді флюгарки з вузьким симетричним профілем, що у польоті встановлюється за напрямком потоку повітря, що набігає на датчик. На рис. 2.15 показаний зовнішній вигляд флюгерних датчиків аеродинамічних кутів (авіаційна аббревіатура ДАУ): ДАУ-19-1 (рис. 2.15, а) і ДАУ-72 (рис. 2.15, б).



Рис. 2.15

Такий *флюгерний датчик аеродинамічних кутів* встановлюється на фюзеляжі ЛА, де викривлення потоку мінімальні. При цьому флюгарка повинна виступати за межі прикордонного шару повітря в тому місці, де встановлений датчик.

Для вимірювання кута атаки ДАУ розташовується на борту фюзеляжу так, щоб вісь обертання флюгерки розташовувалася перпендикулярно площині симетрії ЛА якомога ближче до центру мас ЛА. Для вимірювання кута ковзання ЛА датчик зазвичай розміщують на нижній частині фюзеляжу, при цьому вісь обертання флюгарки повинна знаходитися в площині симетрії або в площині їй паралельній.

Для флюгерного датчика визначальне значення має конструкція флюгарки, тому що від її характеристик залежать усі метрологічні параметри: статична й динамічна похибки; стійкість до дестабілізуючих кліматичних і механічних факторів (зміна температури, удари, вібрації).

За аеродинамічними характеристиками кращою для дозвуквої швидкості конструкцією флюгарки є флюгер із трапецією в

плані, з прямим до потоку кутом передньої кромки (з нульовим кутом стріловидності), з тонким клиноподібним профілем, з великим подовженням (рис. 2.15, б). Подовження флюгерів знаходиться в межах 1,5...2. Для вимірювання аеродинамічних кутів на надзвукових швидкостях бажано мати стріловидну форму флюгера (кут стріловидності порядку 50°) із трапецією в плані, із пластинчастою формою поперечного перерізу (рис. 2.15, а).

Принцип роботи флюгерного датчика аеродинамічних кутів ілюструється кінематичною схемою (рис. 2.16).

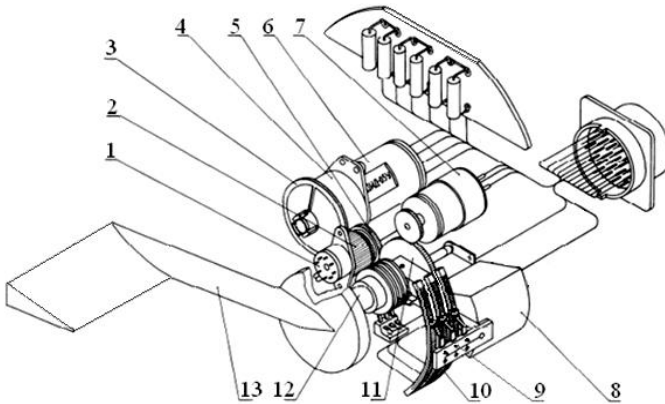


Рис. 2.16

При відсутності швидкісного напору маса флюгера 13 рівноважується відносно осі його обертання 12 масою противаги 8. Флюгер у зв'язку із цим займає довільне положення в просторі. У польоті флюгер займає положення строго за потоком повітря, обертаючись навколо осі 12 разом з жорстко закріпленими на ній щітками 9 потенціометра 10, фіксуючи тим самим кут повороту флюгера. Для гасіння коливань рухомої маси датчика слугує рідинний демпфер 7, ротор якого з'єднаний із шестірнею 11, жорстко закріпленою на осі 12. Для нормальної роботи в умовах зледеніння усередині флюгера є трубчастий електронагрівач. Елементи схеми 1...6 не беруть участь у режимі вимірювання і використовуються для формування системи стеження при тестуванні датчика без знімання його з борту ЛА.

У режимі вимірювання електромагніт 1 знеструмлений, шестірня 5 виведена із зачеплення із шестірнями 3 і 11, вісь 12 обертається незалежно від елементів схеми 1...6. У режимі тест-контролю подається сигнал на електромагніт 1, фрикційна муфта 2 притягає до себе шестірню 5, уводячи її в зачеплення із шестірнями 3 і 11. Елементи схеми 1...6 і 10 разом з потенціометром, що задає кут повороту флюгарки, створюють потенціометричну систему стеження, за допомогою якої перевіряється працездатність датчика. Потенціометр, за допомогою якого задається кут повороту флюгарки, розташований на пульті керування системи тестового контролю в кабіні ЛА.

До переваг флюгерних ДАУ слід віднести простоту конструкції, а до недоліків слабке демпфірування й низьку точність (похибка від 1° до 4°), особливо на малих швидкостях польоту. Із проблемами слабого демпфірування виробники борються шляхом удосконалювання конструкцій рідинних демпферів, а для підвищення точності шукаються нові варіанти вимірювання аеродинамічних кутів.

Одним з таких варіантів є *пневматичний ДАУ*. На рис. 2.17 показаний зовнішній вигляд пневматичного ДАУ типу 60ТР фірми Томсон.

Також як і флюгерний, пневматичний датчик вимірює місцеві аеродинамічні кути. Принциповими його відмінностями від флюгерного датчика є підвищені динамічні характеристики, більш коректна форма чутливого елемента, підвищена точність і висока чутливість до скосу потоку на малих швидкостях польоту.

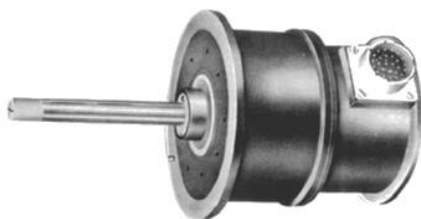


Рис.2.17

В основу роботи пневматичного датчика аеродинамічних кутів покладена залежність розподілу тисків на поверхні чутливого елемента у вигляді симетричного тіла від кута напрямку повітряного потоку. Чутливий елемент перебуває в повітряному потоці за межами обшивки ЛА. У процесі польоту чутливий елемент обдувається повітряним потоком різним за інтенсивністю й напрямком.

Навколо тіла чутливого елемента утвориться епіюра тисків. Закон обтікання залежить від форми чутливого елемента й інтенсивності потоку.

Рис. 2.18 ілюструє роботу пневматичного ДАУ. На поверхні чутливого елемента датчика 1, виконаного у вигляді циліндра під кутом λ встановлені два приймачі тиску Π_1 і Π_2 . За допомогою пневмотрактів 6 і 5, прокладених у тілі циліндра, приймачі тиску Π_1 і Π_2 з'єднуються з відповідними камерами пневмодвигуна 2. Коли приймачі розташовуються симетрично відносно повітряного потоку, вимірювані ними тиски P_1 і P_2 рівні між собою (див. епіюру розподілу тиску на поверхні чутливого елемента).

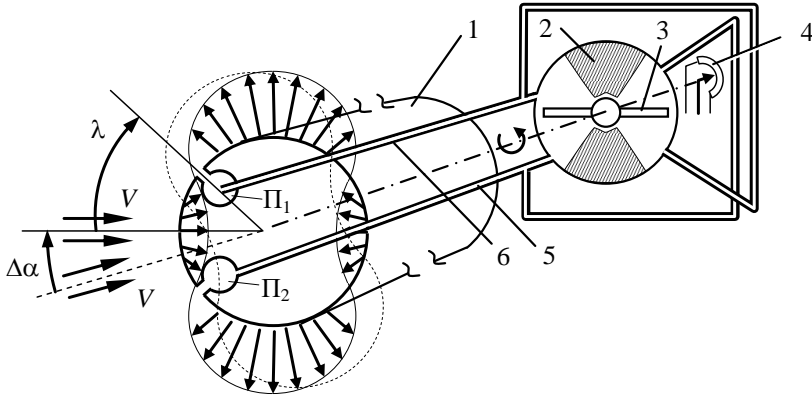


Рис. 2.18

Якщо напрямок потоку зміниться на кут атаки $\Delta\alpha$, то приймачі Π_1 і Π_2 опиняться в різних умовах і між вимірюваними ними тисками виникає різниця тисків $\Delta P = P_1 - P_2$. Ця різниця тисків впливає на крильчатку 3 пневмодвигуна, пов'язану із чутливим елементом 1, на якому розміщені приймачі. Двигун 2 починає обертати чутливий елемент. Обертання триває доти, поки приймачі Π_1 і Π_2 знову не займуть симетричне положення відносно нового напрямку повітряного потоку. З віссю пневмодвигуна з'єднаний вихідний пристрій 4, з якого й знімається обмірюваний кут атаки.

З метою зменшення похибок пневматичного ДАУ застосовуються комбіновані зонди. Наприклад, у датчику ДАУ-ПФ (рис. 2.19) розробки Уляновського КБП разом із ученими Московського

авіаційного інституту як комбінований зонд використовується пневматичний 2 і флюгерний 1 чутливий елемент. У такій конструкції флюгерний чутливий елемент, збільшуючи момент, що повертає приймачі пневматичного чутливого елемента в симетричне положення відносно повітряного потоку, знімає навантаження з пневмодвигуна. Особливістю пристрою є те, що пневмодвигун крім формування обертаючого моменту, виконує роль пристрою демпфування.

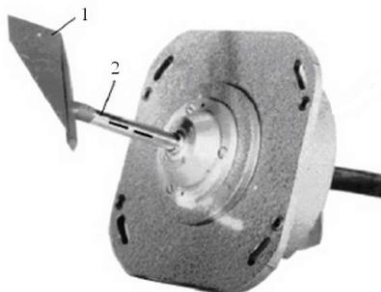


Рис. 2.19

Необхідність вимірювання аеродинамічних кутів на білянульових швидкостях польоту призвела до розробки електромеханічних датчиків, що відрізняються наявністю стежачого електропривода – підсилювача корисного моменту для подолання моменту тертя його рухомої частини.

Наприклад, у компенсаційному датчику ДАУ-К (рис. 2.20) полегшений багатолопатевий пневмодвигун, виконує роль індикатора. Підсилений електричний сигнал з індикатора через елементи схеми надходить на електродвигун, який через редуктор повертає зонд у рівноважне положення. Із прийнятною точністю такий датчик починає вимірювати аеродинамічні кути, починаючи зі швидкості польоту 15...20 км/ч.



Рис. 2.20

Принциповим у конструкції пневматичних ДАУ є взагалі відмова від поворотних зондів, що реалізовано в **багатофункціональних датчиках аерометричних параметрів**.

Багатофункціональність досягається єднанням функцій вимірювання кутів атаки, кутів ковзання, статичного тиску, повного тиску, а іноді й температури загальмованого потоку повітря в одній конструкції.

Прикладом сполучених вимірників аеродинамічних параметрів є вертолітний вимірник кутів атаки й ковзання – ДУАС-В



Рис. 2.21

що монтується на виносній штанзі. У вимірнику ДУАС-В сполучені в одній конструкції дві функції: вимірювання кутів атаки й кутів ковзання, для кожного з яких передбачено два флюгера, що закріплені на своїх осях під кутом 90° друг до друга.

У датчику ДУАС-ПВД сполучені вже чотири функції в одній конструкції: вимірювання кутів атаки, кутів ковзання, повного тиску й статичного тиску (рис. 2.22).

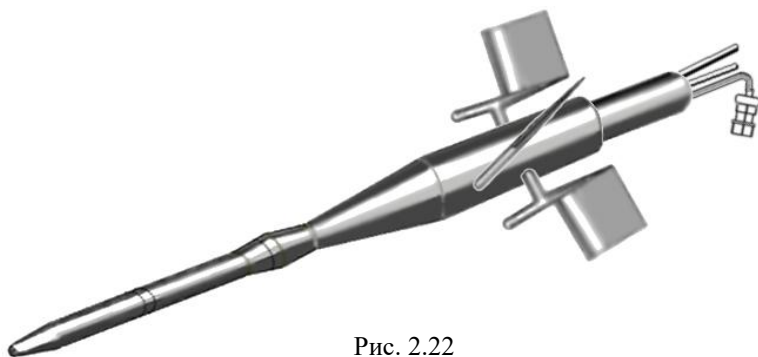


Рис. 2.22

Ці прилади, як і флюгерні ДАУ вимірюють місцеві аеродинамічні кути в польоті ЛА. Однак при цьому значно підвищується точність сприйняття тисків і вимірювання кутів атаки й ковзання за рахунок виносу конструкції датчика за межі обшивки ЛА в незбурений повітряний потік, що набігає на ЛА. Крім того, зменшується загальна маса приладів і число елементів конструкцій, що виходять за межі обшивки.

У конструкціях ДУАС-В і ДУАС-ПВД досягається максимальне наближення місцевих кутів атаки й ковзання до їхніх дійсних

значень. У межах $\alpha_M = \beta_M = \pm 15$ градусів досягається також максимальна точність сприйняття тисків P_n і $P_{ст}$.

Претензії до датчиків ДУАС-В і ДУАС-ПВД можуть бути наступні: вони спотворюють аеродинаміку ЛА й затінують пілотам огляд простору попереду ЛА.

Тому в штатному варіанті ДУАС-В і ДУАС-ПВД встановлюються в основному на вертольотах, де інші варіанти датчиків не можуть працювати, та на надзвукових літаках.

Істотним недоліком ДУАС-ПВД є вузький діапазон кутів атаки й ковзання ($\pm 15^\circ$), де сприйняття P_n і $P_{ст}$ здійснюється із прийнятною точністю. За межею цього діапазону кутова похибка ППД зростає катастрофічно.

Для підвищення точності виміру P_n і $P_{ст}$ на великих кутах α і β використовується ППД орієнтований за вектором повітряного потоку (рис.2.23). Такі датчики

отримали найменування «датчик аеродинамічних параметрів» (ДАП). Датчик вимірює три аеродинамічних параметри:

- P_n – сприймається приймачем повного тиску 3;
- $P_{ст}$ – сприймається отворами 2, які сполучаються із двома герметичними камерами, виведеними на свої штуцера;

- кути α (або β) – вимірюються за допомогою флюгарки 1, яка у польоті встановлюється за напрямком потоку повітря, що набігає на ЛА.

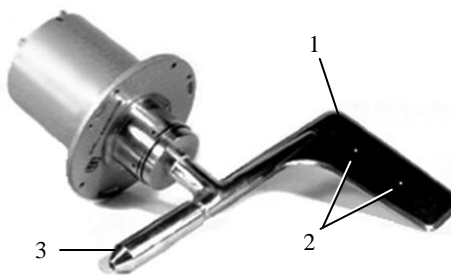


Рис. 2.23

Датчик працює на швидкостях 70...400 км/год і при кутах атаки (ковзання) у діапазоні $\pm 30^\circ$ з похибками по кутах $\pm 0,3^\circ$, а по сприйняттю повного тиску $\pm (0,02... 0,03)q$.

На відміну від жорстко закріплених на борту ЛА приймачів тисків типу ППД і ДУАС-ПВД приймачі ДАП працездатні при польоті з великими кутами атаки та ковзання. Ця властивість ДАП використовується при установці їх на борту високоманеврених ЛА, які здатні літати при кутах атаки рівних, наприклад, ± 90 градусів.

Щоб уникнути хвильової кризи при польоті на великих швидкостях флюгер має форму трикутного напівкрила (див. рис. 2.24), кут стріловидності якого вибирається залежно від максимального значення числа Маху. На бічних поверхнях флюгера є дві групи повітрязабірників 1, симетрично розташованих відносно передньої кромки флюгера. Ці забірники служать для підвищення точності сприйняття аеродинамічного кута аналогічно тому, як це відбувається в ДАУ-ПФ із комбінованим зондом (рис. 2.19) за різницею тисків у двох групах забірників.

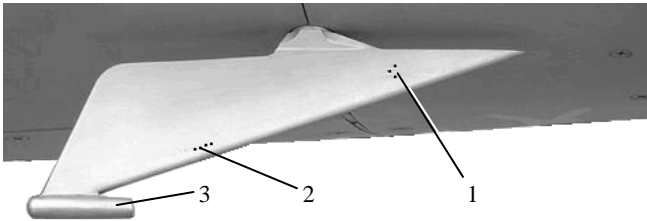


Рис. 2.24

Дві групи забірників 2 також симетрично розташованих відносно передньої кромки флюгера служать для сприйняття статичного тиску в польоті. За рахунок кута стріловидності та конфігурації бічних поверхонь флюгера можна отримати статичний тиск із урахуванням компенсації скривлень атмосферного тиску конструкцією ЛА в місці встановлення ДАП. Повний тиск сприймається приймачем 3.

Багатофункціональний приймач-передавач повітряних тисків



Рис. 2.25

ППВД-40-Б (рис. 2.25), розроблений у КБ «Аэроприбор-Восход» забезпечує сприйняття: повного та статичного тисків, двох тисків, що функціонально залежать від кута атаки, а також температури загальмованого потоку повітря. Сприймані тиски (у тому числі статичний тиск сприйманий за допомогою двох незалежних камер), вимірюються за допомогою вбудованих у приймач високоточ-

них частотних датчиків тиску, перетворюється з використанням процесорного пристрою в цифрові сигнали й у вигляді послідовного коду передаються цифровим споживачам аерометричних параметрів. При цьому за рахунок відсутності передавальних пневмопроводів радикально знижується динамічне запізнювання й відповідно підвищується точність вимірювання тисків. Для забезпечення повітряним тиском резервних приладів у приймачі-перетворювачі ППВД-40-Б є пневматичні виходи повного тиску й другої статики.

Тиски, що функціонально залежать від кута атаки, забираються з отворів, симетрично розташованих відносно обтічного корпусу приймача. Кут атаки обчислюється за різницею цих двох тисків. Тим самим за рахунок виключення датчиків аеродинамічних кутів з рухомими механічними частинами підвищується надійність роботи датчика й спрощується його конструкція.

Температура загальмованого потоку повітря вимірюється в стабілізуючій камері повного тиску. Принцип вимірювання температури такий самий, як, наприклад, у приймачі температури типу П-69-2М (рис. 2.26, б).

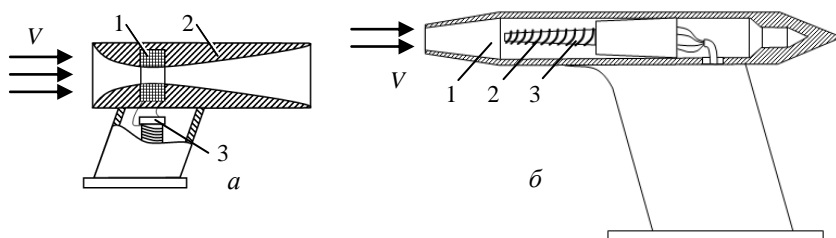


Рис. 2.26

У широко розповсюдженому проточному приймачі температури типу П-5 (рис. 2.26, а) теплочутливий елемент 1 розміщується в корпусі, внутрішній канал якого розточений за профілем сопла Лавалю 2. У самому вузькому перерізі профілю швидкість потоку, розганяючись, досягає свого максимального критичного значення, при якому відношення температури, сприйнятої датчиком, до температури повного гальмування є постійною величиною рівної 0,978.

Таким чином, датчик 1, що встановлюється в самому вузькому перерізі профілю, вимірює температуру $T_d = 0,978T_T$. З датчика

температури через налагоджувальний резистор 3 інформація про температуру загальмованого потоку надходить споживачам. Теплочутливий елемент приймача виготовлений з нікелевого дроту.

Теплочутливий елемент приймача П-69-2М (рис. 2.26, б) являє собою циліндричну ізоляційну котушку 3, на якій біфілярно намотані дві незалежні одна від другої спіралі з платиногового дроту 2 діаметром 0,04 мм.

Кінетична енергія потоку повітря в камері гальмування 1, яка у цьому випадку є приймачем температури загальмованого потоку, перетворюється в теплову енергію. Температура загальмованого потоку вимірюється терморезисторним чутливим елементом і видається споживачам.

Поряд з заходами щодо вдосконалювання датчиків аеродинамічних кутів, розроблені методи визначення кутів атаки й ковзання шляхом моделювання рівнянь динаміки руху ЛА.

За характером використання первинної інформації бортові засоби визначення дійсних кутів атаки можна розділити на кілька груп:

- засоби, що визначають аеродинамічні кути на основі аналізу переважань, що діють на ЛА;
- засоби, що визначають кути атаки й ковзання шляхом моделювання динаміки руху ЛА відносно центра мас;
- засоби, що використовують у своїх алгоритмах рівняння кінематичних і геометричних зв'язків між параметрами руху ЛА в різних системах координат.

В інформаційних системах першої групи моделюються рівняння сил і моментів сил, що діють на ЛА, рух якого розглядається як рух твердого тіла змінної маси. Точність визначення кута атаки в такій системі визначається похибками апріорного завдання значень аеродинамічних коефіцієнтів та їхніх похідних, а також похибками вимірювання в процесі польоту маси ЛА, швидкісного напору та прискорень. Систематична похибка визначення кута атаки в такій системі може досягати $1^\circ \dots 2^\circ$, при цьому похибка вимірювання точного значення маси ЛА є визначальною.

В інформаційній системі другої групи вихідною інформацією є величини поточної швидкості польоту, переважань n_x , n_y , n_z , кутових швидкостей ω_x і ω_z , кутів тангажа ϑ і крену γ .

Наприклад, сигнал, пропорційний швидкості зміни кута ковзання, з урахуванням співвідношення

$$n_z = \frac{c_z^\beta qS}{G} \beta$$

(c_z^β – похідна коефіцієнта бічної сили за кутом ковзання; S – площа крила; G – сила ваги) може бути отриманий шляхом перетворення показів акселерометра, встановленого за напрямком бічної осі ЛА:

$$\dot{\beta} = \frac{G}{c_z^\beta qS} \dot{n}_z = K \dot{n}_z$$

З іншого боку, з рівнянь динаміки руху ЛА з урахуванням деяких спрощень можна отримати

$$\dot{\beta} = \omega_x \sin \alpha + \omega_y \cos \alpha$$

або

$$K \dot{n}_z = \omega_x \sin \alpha + \omega_y \cos \alpha \quad (2.3)$$

Використовуючи відоме кінематичне співвідношення для кутової швидкості крену

$$\dot{\gamma} = \omega_x \cos \alpha - \omega_y \sin \alpha \quad (2.4)$$

і вирішуючи спільно рівняння (2.3), (2.4), можна отримати значення дійсного кута атаки α .

Така система працездатна при змінах кута атаки до 80° , при цьому статична похибка визначення кута атаки має величину порядку 1.5° . При зменшенні верхньої межі зміни кута атаки до 45° точність підвищується до 1° .

Засоби визначення дійсного кута атаки третьої групи розв'язують рівняння кінематичних і геометричних зв'язків між параметрами ЛА, обмірюваними в різних системах координат: нормальній, зв'язаній й швидкісній.

Наприклад, один з методів визначення дійсного кута атаки впливає з рівняння зв'язку параметрів орієнтації ЛА в нормальній і швидкісній системах координат:

$$\sin \theta = \sin \vartheta \cos \alpha - \cos \vartheta \cos \gamma \sin \alpha \cos \beta - \cos \vartheta \sin \gamma \sin \beta \quad (2.5)$$

де θ – кут нахилу траєкторії, який зазвичай обчислюється через відношення вертикальної й повітряної швидкостей польоту.

Використовуючи сигнали датчиків вертикальної та дійсної повітряної швидкостей, тангажа, крену й бортового датчика кута ковзання, можна обчислити значення дійсного кута атаки, який задовольняє рівнянню (2.5).

Найкраща точність визначення аеродинамічних кутів у польоті забезпечується при комплексній обробці сигналів бортових датчиків місцевих кутів атаки і ковзання та сигналів, отриманих від однієї або декількох розглянутих вище інформаційних систем.

Такий підхід реалізований зокрема в системі вимірювання висотно-швидкісних параметрів вертольота СИ ВПВ-52 і в системі вимірювання СИ ВСП-35 (обидві є розробками КБ «Аероприбор-Восход»). На рис. 2.27, а показаний зовнішній вигляд ПВД системи СИ ВПВ-52.

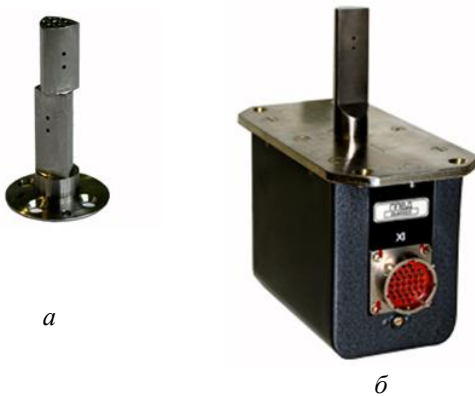


Рис. 2.27

Приймач являє собою монолітне металеве тіло, яке складається з двох трикутних призм із опуклими гранями, зміщених одна відносно другої на кут 60° . На кожній грані приймача є два приймальних отвори, що з'єднані з пневмопроводом, який закінчується штуцером. Таким чином, кожен приймач має шість пневматичних каналів.

Вибір каналів сприйняття повного й статичного тисків, а також двох тисків, що функціонально залежать від кута атаки (ковзання), здійснюється в обчислювачі системи. Там же за інформацією, що надходить від зовнішніх систем (про складові вектора абсолютної кутової швидкості відносно зв'язаних осей; про складові вектора перевантаження вздовж зв'язаних осей; про кути крену, тангажа, курсу; про поточну масу вертольота) аналітично розраховуються дійсні аеродинамічні кути й інші аерометричні параметри.

Для обігріву приймача використовується трубчастий електронагрівач, вбудований у корпус ПВД. Частина приймача, що перебуває в потоці, має висоту 35 мм і максимальний повздовжній розмір 10 мм. Маса ПВД не перевищує 0,1 кг.

На рис. 2.27, б наведений зовнішній вигляд приймача перетворювача повітряних тисків, що входить до складу системи вимірювання СИ ВСП-35. Чутливий елемент приймача у вигляді трикутної призми аналогічний одному модулю розглянутого раніше приймача повітряних тисків системи СИ ВПВ-52. Приймач призначений для вимірювання, обчислення й видачі в бортові автоматичні системи інформації про висотно-швидкісні й аеродинамічні параметри. Обчислення дійсних кутів атаки (ковзання) здійснюється в процесорному пристрої приймача з використанням зовнішньої інформації про складові кутової швидкості обертання літака відносно зв'язаних осей та про величину нормального перевантаження.

Для вимірювання тиску в корпусі приймача розміщені малогабаритні датчики тисків з резонуючим циліндром типу ДДГМ (датчик тиску генераторний). Обчислені й обмірювані аерометричні параметри по електричній мережі передаються в систему СИ ВСП-35 та іншим цифровим споживачам.

Однак у своїй більшості на ЛА споживачі отримують інформацію від приймачів повітряних тисків через систему живлення анероїдно-мембранних приладів і систем.

Схеми систем живлення залежать від конструктивних особливостей літака та встановлених на ньому споживачів повного й статичного тисків. На рис. 2.28 наведена літакова система живлення анероїдно-мембранних приладів, що складається з двох магістралей повного тиску й трьох магістралей статичного тиску, одна з яких є резервною (на рис. 2.28 магістралі статичного тиску показані стовщеними лініями). На рис. 2.28 також показані датчики аеродинамічних кутів (датчики кутів атаки) правого й лівого бортів 10, 13 і датчики температури 11, 12.

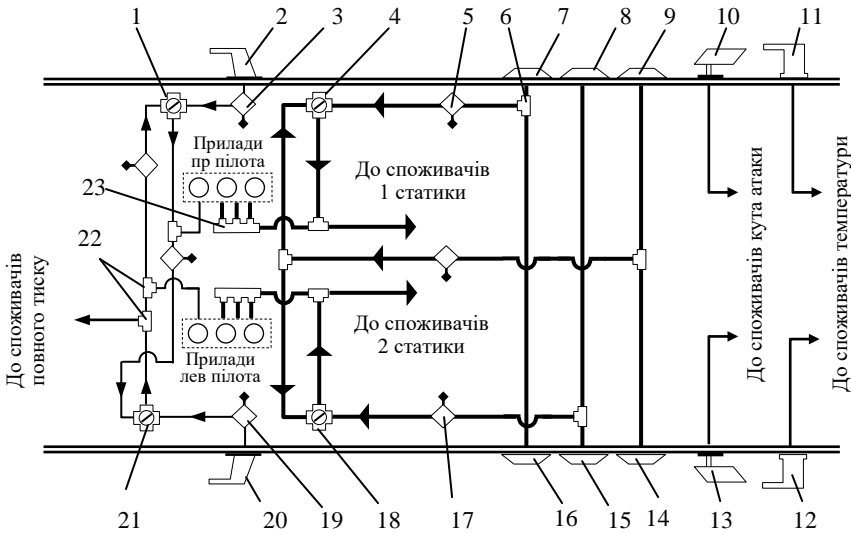


Рис. 2.28

Повний тиск надходить від двох приймачів 2, 20 повного тиску, розташованих на обшивці фюзеляжу літака праворуч і ліворуч. Один із приймачів живить прилади командира екіпажа, систему повітряних сигналів, інші споживачі повітряних параметрів і є резервним для приладів другого пілота. Другий приймач 2 є основним для приладів другого пілота, резервним для приладів командира екіпажа й споживачів аерометричних параметрів. Перемикання з одного приймача на інший здійснюється кранами 1, 21 повного тиску.

Симетричне розташування приймачів 7...9, 14...16 статичного тиску (на обшивці фюзеляжу літака по три на лівому і правому бортах) і попарне об'єднання їх у три об'єднані магістралі забезпечує вирівнювання статичного тиску при еволюціях літака. Перемикання з основного живлення на резервне здійснюється кранами статичного тиску 4, 18. Керування кранами перемикання здійснюється з кабіни за допомогою рукояток, розташованих на пультах керування й пов'язаних із кранами безпосередньо або тросами.

Під магістралями повного й статичного тиску мають на увазі пневмопроводи, які з'єднують приймачі повітряних параметрів

рів зі споживачами. Пневмопроводи являють собою металеві або дюрітові труби. Внутрішній діаметр пневмопровода статичного каналу повинен бути не менш 6 мм, а повного каналу – не менш 4 мм.

Пневмопроводи забезпечені вологовідстійниками (3, 5, 17, 19, інші), які захищають пневмопроводи від скупчення вологи. Вологовідстійники, зовнішній вигляд яких показаний на рис. 2.29, призначені для збору та зливу конденсату вологи, що утворилася в трубопроводах.

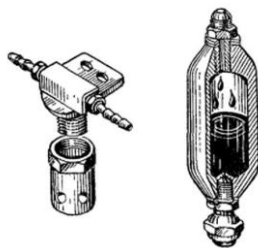


Рис. 2.29

Вологовідстійники являють собою невеликі ємності, що виготовлені із прозорого матеріалу, мають у верхній частині штуцер для підключення в магістраль і зливну пробку, яка ввертається в нижню частину вологовідстійника. У цьому випадку скупчення води в нижній частині при її замерзанні не викликає закупорки системи.

Вологовідстійники розміщуються поблизу місця встановлення приймачів тисків, а також у найбільш низьких місцях пневмопроводів.

Для розгалуження відповідного тиску при підведенні його до приладів і систем використовують колектори 23 і трійники 22 (рис. 2.28). Зовнішній вигляд колектора показаний на рис. 2.30, *а*, на рис. 2.30, *б* наведений зовнішній вигляд трійника.

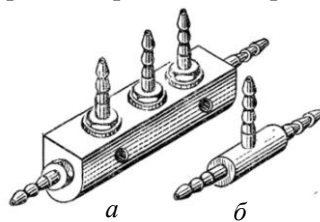


Рис. 2.30

У сталому режимі польоту параметри пневмопроводів не позначаються на процесах вимірювання. Однак у динамічному режимі запізнювання в магістралях повного й статичного тисків позначаються на точності вимірювання висотно-швидкісних параметрів. Для цивільних транспортних літаків нормуються коефіцієнти запізнювання каналів $P_{\text{п}}$ і $P_{\text{ст}}$. Так, коефіцієнт запізнювання на рівні землі кожної статичної системи при підключенні всіх споживачів повинен бути не більше 0,4 секунди при живленні датчиків САУ й не більше 1,0 секунди - при живленні пілотажно-навігаційних приладів.

2.1.3. Аналогові системи повітряних сигналів

Прикладом аналогової системи повітряних сигналів є СВС-ПН-15-4. Система являє собою обчислювальний пристрій аналогового типу для визначення основних аерометричних параметрів на основі вимірювань статичного $P_{ст}$ і динамічного $P_{д}$ тисків та температури загальмованого потоку повітря $T_{г}$.

Система СВС-ПН-15 встановлюється на дозвукові літаки й служить для обчислення сигналів абсолютної $H_{аб}$ і відносної $H_{від}$ барометричної висоти, числа M , індикаторної (приладової) V_i й дійсної V повітряних швидкостей, а також відхилень від заданих значень абсолютної барометричної висоти, числа M и індикаторної швидкості. Крім того, передбачена можливість індикації на покажчиках системи шляхової швидкості $V_{ш}$, вимірюваної доплеровським вимірником типу ДИСС, а також видачі сигналу, пропорційного відносній висоті, у літаковий відповідач СОМ-64, оскільки за вимогами ІСАО всі повітряні судна повинні передавати в автоматичному режимі дані про свою висоту диспетчеру.

Структурна схема СВС-ПН-15 представлена на рис. 2.31.

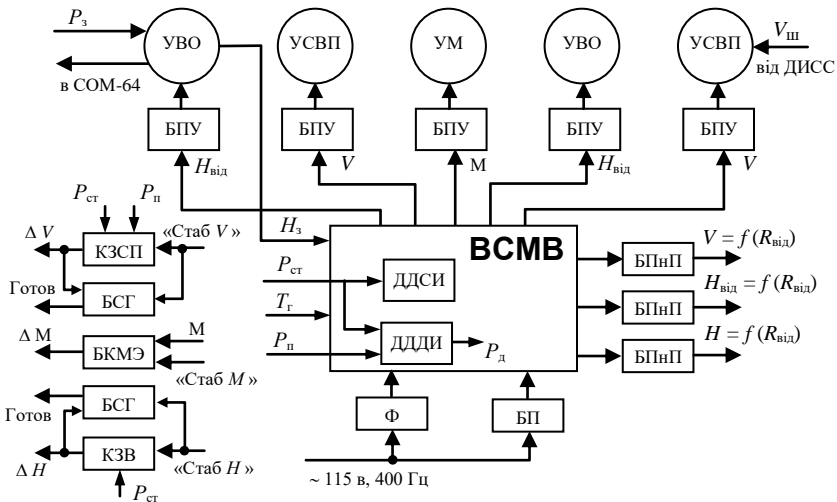


Рис. 2.31

У комплект системи входять:

- обчислювач швидкості, числа M и висоти ВСМВ-1-15;

- показчики висоти УВО-15 із блоками живлення й посилення БПУ-3;
- показчики швидкості УСВП із блоками БПУ-3;
- показчики числа Маху УМ-1К с блоком БПУ-3;
- блоки перетворення напруги потенціометричні БПнП;
- коректор-здатчик висоти КЗВ-0-15;
- блоки сигналів готовності БСГ;
- коректор-здатчик швидкості приладової КЗСП;
- блок коректора числа Маха БКМЭ;
- блок живлення БП-27-2;
- фільтр Ф-115-1.

Кількість показчиків, коректорів-здатчиків і блоків сигналу готовності визначається конкретною комплектацією системи. Крім того, у комплект можуть входити уніфіковані обчислювачі аеродинамічних поправок типу УВАП, закони, формування яких залежать від типу літального апарата.

Основним елементом системи є обчислювач ВСМВ, у якому розміщені також анероїдно-мембранні датчики статичного $P_{ст}$ і динамічного $P_{д}$ тисків індуктивного типу – ДДСИ і ДДДИ відповідно. Динамічний тиск формується безпосередньо на манометричній коробці датчика ДДДИ шляхом віднімання з повного тиску $P_{п}$ статичного тиску $P_{ст}$. Для зменшення інструментальних температурних похибок датчиків у них за допомогою системи термостатування підтримується температура $45 \pm 5^{\circ}\text{C}$.

Температура загальмованого потоку повітря $T_{г}$ вимірюється датчиком П-5 термометра зовнішнього повітря ТНВ-15, який не входить у комплект СВС.

Сигнал H_3 надходить в обчислювач із показчика УВО лівого пілота (формується за інформацією про тиск QFE – тиск на рівні порога ЗПС, що встановлюється кремальєрой УВО як P_3) і використовується для визначення відносної висоти $H_{від}$.

До складу обчислювача крім датчиків входять функціональні перетворювачі напруги ПНФ, підсилювачі, трансформатори, елементи комутаційної апаратури та система терморегулювання.

Обчислювач ВСМВ-1-15М призначений для розв'язання градуовальних формул (1.1)...(1.4) і видачі споживачам сигналів, пропорційних $H, H_{\text{від}} V$ у вигляді відносних $R_{\text{від}}$ опорів. Це перетворення сигналів здійснюється в блоках БПНП, що підключаються до виходів обчислювача.

Для підвищення точності обчислення функціональні залежності градуовальних формул перетворюються на логарифмічні, у цьому випадку операції множення і ділення замінюються відповідно додаванням і відніманням логарифмів шуканих величин з наступним потенціюванням отриманого результату за допомогою перетворювачів напруги ПНФ. З цією ж метою датчики ДДСИ і ДДДИ також мають нелінійні залежності, які близькі до логарифмічних.

Операції додавання і віднімання виконуються в обчислювачі за допомогою підсилювачів. Нелінійні функції реалізуються діодними функціональними перетворювачами ПНФ шляхом їхньої частково-лінійної апроксимації. Перетворювачі ПНФ складаються з окремих комірок, кожна з яких розрахована на апроксимацію функції одним відрізком.

Зокрема при розрахунках числа M при $M \leq 1$ використовується співвідношення аналогічні (2.1)

$$\frac{P_d}{P_{ct}} = f_1(M), \quad (2.5)$$

де $f_1(M) = (1 - 0,2M)^{3,5} - 1$

В обчислювачі даний вираз перетворюється до виразу:

$$\lg P_d - \lg P_{ct} = \lg f_1(M)$$

Функціональна схема каналу числення числа M в обчислювачі ВСМВ-1-15М наведена на рис. 2.32.

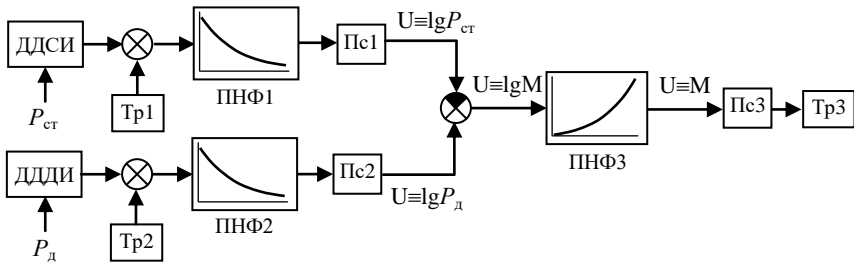


Рис. 2.32

Як вже відзначалося, статичні характеристики датчиків ДДСИ й ДДДИ підбираються таким чином, щоб залежності вихідних напруг від відповідних тисків на більшій частині робочої ділянки були близькі до логарифмічних. За допомогою перетворювачів ПНФ1 і ПНФ2, підсилювачів Пс1 і Пс2 і напруг зсуву, сформованих трансформаторами Тр1, Тр2, вихідні сигнали датчиків статичного й динамічного тисків коректуються до їх точного збігу з логарифмічними залежностями. У результаті на виході підсилювача Пс1 формується напруга, що пропорційна $\lg P_{ст}$, а на виході підсилювача Пс2 напруга, пропорційна $\lg P_{д}$.

Ці напруги підсумовуються, формуючи логарифмічну залежність $\lg f_1(M)$. На перетворювачі ПНФ реалізується потенціювання даної логарифмічної залежності.

Напруга, що пропорційна числу M , через підсилювач Пс3 надходить на трансформатор Тр3, де розмножується, і відтіля видається споживачам.

Дійсна швидкість V обчислюється з урахуванням визначеного відповідно до (2.5) значення числа M за формулою, ідентичною (2.2):

$$V = f_2(M) \sqrt{T_r},$$

де $f_2(M) = \frac{c \cdot M}{\sqrt{1 + 0,2 M^2}}$, $c = \sqrt{k R}$, $k = 1,4$ – стала адіабатичного

процесу; $R = 287,053$ Дж/кг·К - питома стала повітря.

Канал обчислення дійсної повітряної швидкості будується аналогічно розглянутому вище каналу обчислення числа M .

Сформована в каналі обчислення числа M напруга пропорційна функції $\lg f_1(M)$ у каналі обчислення швидкості на діодфункціональних перетворювачах ПНФ і підсилювачах доводить до її точної відповідності логарифмічної залежності $\lg f_2(M)$. Потенціюючи, з використанням перетворювача ПНФ цю залежність, одержують функцію $f_2(M)$. Введення функції $\sqrt{T_r}$ забезпечується транс-

форматорною схемою множення, на виході якої формується напруга, що пропорційна величині дійсної повітряної швидкості V .

Так само як і в каналі обчислення числа M , споживачам сигнал дійсної повітряної швидкості надходить через трансформатор розмноження.

Абсолютна барометрична висота обчислюється за гіпсометричними формулами стандартної атмосфери.

$$H_{\text{абс}} = \frac{T_0}{\beta} \left[\left(\frac{P_{\text{ст}}}{P_0} \right)^{\frac{\beta R}{g_0}} - 1 \right]$$

При розрахунках абсолютної барометричної висоти $H_{\text{абс}}$ використовується сформована датчиком ДДСИ залежність $\lg P_{\text{ст}}$. Цю залежність, використовуючи діод-функціональні перетворювачі, доводять до логарифмічної залежності.

$$\lg f_H(H_{\text{абс}}) = f_P(\lg P_{\text{ст}})$$

Далі виконується розглянута раніше процедура потенціювання, й напруга, що пропорційна абсолютній барометричній висоті видається споживачам.

Для видачі споживачам сигналів, пропорційних, $H_{\text{абс}}$, M , V у вигляді відносних опорів, використовуються блоки перетворення напруги потенціометричні (БПнП), які підключають до виходів обчислювача. БПнП являє собою електромеханічну систему стеження, яка працює за принципом компенсаційної схеми, що самобалансується. Вхідним сигналом БПнП є відповідний вихідний сигнал обчислювача, а вихідним – опір вихідного потенціометра, щітки якого повертаються синхронно із щітками потенціометра зворотного зв'язку електромеханічної системи стеження.

Відносна барометрична висота формується в обчислювачі як різниця $H_{\text{від}} = H_{\text{абс}} - H_3$. Задана висота H_3 формується в показчику висоти УВО-15 за інформацією про атмосферний тиск P_3 (тиск дня

заданого рівня відліку), що виставляється лівим пілотом на лічильнику атмосферного тиску приладу УВО.

Як і в каналі обчислення числа M , споживачам сигнал дійсної повітряної швидкості надходить через трансформатор, що розмножує сигнал повітряної швидкості.

При розрахунках абсолютної барометричної висоти $H_{\text{абс}}$ використовується сформована датчиком ДДСИ залежність $\lg P_{\text{ст}}$. Цю залежність, використовуючи функціональні перетворювачі, доводять до відповідності гіпсометричним формулам стандартної атмосфери. Далі використовується розглянута раніше процедура потенціювання й напруга пропорційна абсолютній барометричній висоті видається споживачам.

Для видачі споживачам сигналів, пропорційних $H_{\text{абс}}$, M , V у вигляді відносних опорів використовуються блоки перетворення напруги потенціометричні – БПнП, які підключають до виходів обчислювача. БПнП являє собою електромеханічну систему стеження, яка працює за принципом компенсаційної схеми, що самобалансується. Вхідним сигналом БПнП є відповідний вихідний сигнал обчислювача, а вихідним (опір вихідного потенціометра, щітки якого повертаються синхронно із щітками потенціометра зворотного зв'язку електромеханічної системи стеження.

Відносна барометрична висота формується в обчислювачі як різниця $H_{\text{від}} = H_{\text{абс}} - H_3$. Задана висота H_3 формується в покажчику висоти УВО-15 за інформацією про атмосферний тиск P_3 (тиск на рівні порога ЗПС). Тиск P_3 виставляється лівим льотчиком на покажчику атмосферного тиску приладу УВО.

Основним споживачем інформації про відхилення поточних значень абсолютної барометричної висоти, числа M та індикаторної швидкості від заданих є система автоматичного управління польотом ЛА. Інформація про відхилення ΔM , ΔH , ΔV формується блоками БКМЭ, КЗВ і КЗСП відповідно.

Обчислене у ВСМВ-1-15М значення числа M надходить у блок корекції числа M (у БКМЭ), в якому виробляється сигнал ΔM , якщо фактичне значення числа M відрізняється від значення, що мав літак у момент перемикання САУ в режим стабілізації числа M . БКМЭ є, по суті, електромеханічною системою, яка обнуляє поточ-

не значення числа M у режимі стеження. При вмиканні режиму корекції двигун системи стеження стопориться й на виході БКМЭ формується сигнал зміни числа M відносно того значення, при якому система стеження була застопорена.

Сигнал ΔH виробляється в коректорі-здатчці висоти (у КЗВ) за інформацією про статичний тиск, що надходить у корпус приладу. КЗВ видає сигнали у вигляді напруг постійного та змінного струмів частотою 400 Гц, що пропорційні відхиленню від заданої висоти польоту. Конструктивно КЗВ являє собою електромеханічний вимірник відхилення поточної барометричної висоти від заданої. Заданою висотою є та висота, на якій знаходиться літак у момент вмикання режиму стабілізації барометричної висоти польоту (натискання кнопки «Стаб Нб» на пульті керування САУ. Цей момент часу і є точкою початку відліку виміру барометричної висоти.

Коректор-здатчик швидкості приладової типу КЗСП видає сигнал ΔV – сигнал відхилення поточної індикаторної (приладової) швидкості від заданої. Заданою приладовою швидкістю є швидкість, що мав літак у момент вмикання режиму стабілізації швидкості польоту, зокрема, у момент натискання кнопки «Стаб Vпр» на пульті керування САУ. Конструктивно КЗСП являє собою електромеханічний вимірник індикаторної швидкості, яка є функцією динамічного тиску. Для формування динамічного тиску $P_d = (P_{\Pi} - P_{ст})$ в КЗСП подається статичний $P_{ст}$ і повний P_{Π} тиск.

Система СВС-ПН-15-4 має діапазон вимірів по висоті 0...15000м, по швидкості 100...1200км/год і по числу Маху від 0,3 до 1,0. Інструментальні похибки вимірювання висоти в діапазоні від 0 до 3000 м складають ± 10 м ($\pm 1\%$ від поточної висоти), а на висотах від 3 до 13 км – (± 50 м). Інструментальні похибки вимірювання дійсної повітряної швидкості V у діапазоні швидкостей від 150 до 400 км/год складають ± 25 км/год; у діапазоні швидкостей 400...900км/год - ± 12 км/год, а при швидкості більше 900 км/год - ± 24 км/ч.

2.1.4. Цифрові системи повітряних сигналів

Цифрові СВС так саме як й аналогові призначені для обчислювання і видачі в бортові системи та на індикацію екіпажу висотно-швидкісних параметрів. Залежно від модифікації ці системи можуть також видавати додаткові параметри, наприклад, швидкісний напір, атмосферний та динамічний тиски, а також одноразові сигнали при досягненні деякими параметрами польоту певних фіксованих значень

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

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

По закінченню обчислення інформація передається до пристрою виводу, який формує та видає споживачам кодові, аналогові й одноразові сигнали.

Обчислені параметри також видаються на окремі стрілочні індикатори, а також в систему електронної індикації.

Для підвищення точності обчислювання аеродинамічних параметрів у деяких цифрових системах можуть використовуватися алгоритми компенсації систематичних складових похибок приймача ПВД у вигляді функцій кутів атаки та ковзання, числа М і висоти польоту, як додаток до аеродинамічного способу компенсації похибок ПВД.

У цей час на всіх сучасних ЛА в якості основних бортових засобів вимірювання висотно-швидкісних параметрів використовуються цифрові СВС трьох поколінь: СВС-2Ц-1 і її модифікації; СВС-85 (СВС-2Ц-У) і їхні модифікації; ВБЭ-СВС, СВС-2Ц-2 серія.

Прикладом цифрової СВС другого покоління може служити система СВС-85. Вона призначена для обчислення і видачі на інди-

кацію екіпажу і в бортові системи низки аерометричних параметрів на основі вимірювань статичного $P_{ст}$ та повного $P_{п}$ тисків, температури загальмованого потоку повітря $T_{г}$, місцевого кута атаки $\alpha_{м}$ та введеного в систему значення атмосферного тиску на рівні порога ЗПС (тиску дня) $P_{з}$. Крім того, для функціонування системи потрібна дискретна інформація про положення закрилків і шасі, про справність систем обігріву приймачів повного і статичного тисків і датчиків кута атаки. До аерометричних параметрів, що надходять від системи СВС-85, відносяться:

- абсолютна барометрична висота $H_{абс}$;
- відносна барометрична висота $H_{від}$;
- індикаторна (приладова) швидкість V_i ;
- дійсна повітряна швидкість V ;
- вертикальна швидкість V_y ;
- число M ;
- максимально допустима приладова швидкість $V_{м.д}$;
- температура зовнішнього повітря $T_{з. п}$;
- температура загальмованого потоку $T_{г}$;
- динамічний тиск $P_{д}$;
- повний тиск $P_{п}$;
- місцевий кут атаки $\alpha_{м}$;
- дійсний кут атаки α ;
- сигнали барокорекції (значення тиску на висоті рівня моря й значення тиску на рівні порога ЗПС $P_{з}$).

Датчиками первинної інформації системи є частотні датчики повного й статичного тисків, які вбудовані в обчислювач системи, флюгерні датчики кута атаки й датчик температури загальмованого потоку повітря типу П-104. Статичний і повний тиск підводять до системи від літакових приймачів тисків. Система здійснює корекцію сприйняття кута атаки, а також статичного і повного тисків.

Система може використовуватися на літаках 16 типів, для кожного з яких у запам'ятовуючому пристрої системи зберігаються коефіцієнти корекції для аеродинамічного виправлення висотно-швидкісних параметрів і кута атаки.

Система може перемикатися в режим обчислення без виправлень при подачі спеціальних керуючих сигналів або при відсутності в пам'яті обчислювача коефіцієнтів для даного типу літака.

Основні споживачі інформації системи показані на рис. 2.33 (на рисунку застосовані загальноприйняті авіаційні аббревіатури).

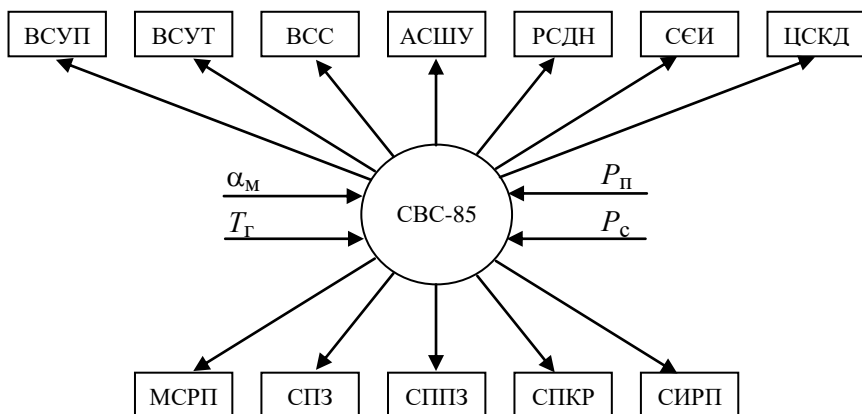


Рис. 2.33

- СЭИ – система електронної індикації;
- ЦСКД - цифрова система команд по тиску;
- МСРП - магнітна система реєстрації параметрів;
- РСДН - радіотехнічна система дальньої навігації;
- СИРП - система індикації розбігу й пробігу;
- СПЗ - система попередження зіткнення в повітрі;
- ВСС - обчислювальна система літаководіння;
- ВСУП - обчислювальна система управління польотом;
- ВСУТ - обчислювальна система управління тягою;
- СПКР - система попередження критичних режимів;
- АСШУ - автоматична система штурвального управління;
- СППЗ - система попередження наближення землі.

Основою системи CBC-85 є бортовий спеціалізований цифровий обчислювач (БСЦО) класу *SISD* (single instruction, stream single data) - з одиночним потоком команд і одиночним потоком даних, що є найбільш простим і найпоширенішим типом БСЦО. Структура цифрового обчислювача класу *SISD* зображена на рис. 2.34.

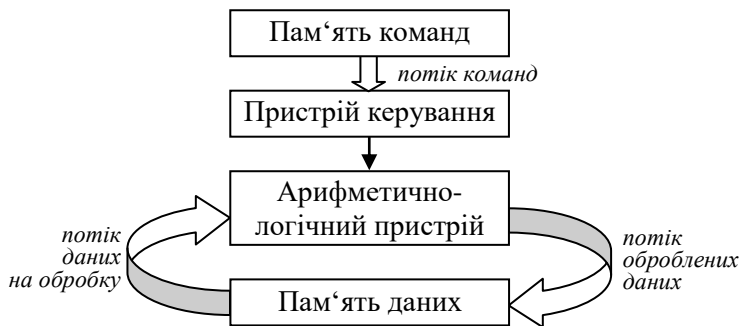


Рис. 2.34

Для БСЦВ класу *SISD* характерним є: тільки один потік команд, сталість і однорідність інформаційних зв'язків, жорстка послідовність розв'язання завдань. Всі команди обробляються послідовно один за одним, і кожна команда ініціює одну операцію з одним потоком даних. Керування такими обчислювачами здійснюється за допомогою невеликої кількості сигналів і команд.

Структурна схема системи СВС-85 на основі БСЦО представлена на рис. 2.35.

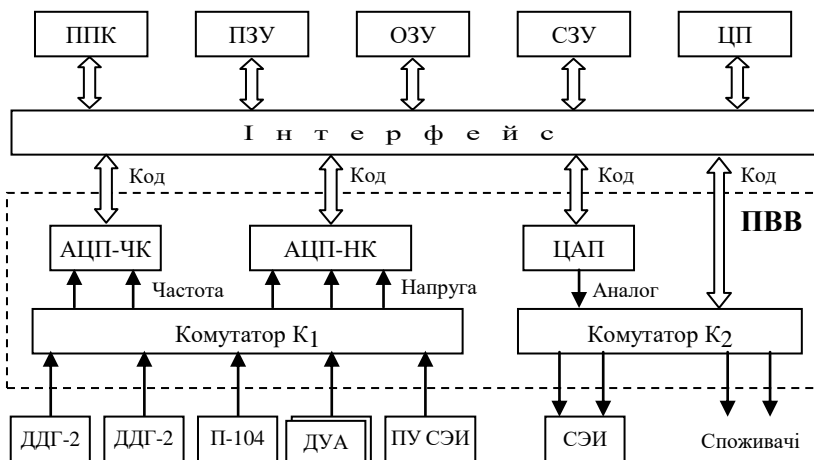


Рис. 2.35

Любою БСЦО включає такі основні функціональні блоки: центральний процесор (ЦП), запам'ятовувальний пристрій (ЗУ), що складається з оперативного запам'ятовувального пристрою (ОЗУ) і постійного запам'ятовувального пристрою (ПЗУ), пристрою вводу-виводу (ПВВ). До складу БСЦО СВС-85 також входить спеціальний оперативний запам'ятовувальний пристрій (СЗУ).

СЗУ забезпечує: прийом дискретних керуючих і інформаційних сигналів (разових команд) і передачу їх у вигляді паралельного коду в ЦП; зберігання й вибір специфічних поправочних коефіцієнтів для різних літаків; можливість читання ЦП коефіцієнтів датчиків тиску.

Функціональні вузли зв'язані між собою системною шиною інтерфейсу, до якої підключаються всі основні компоненти обчислювальної системи. Інтерфейс містить адресні лінії, лінії даних, керування, синхронізації, контролю й т.д. Лінії інтерфейсу об'єднуються в групи для виконання однієї з операцій у процесі передачі даних. Ці групи називаються шинами інтерфейсу.

Сигнали з датчиків первинної інформації надходять на вхід ПВВ. Сигнали про повний і статичний тиск надходять із частотних датчиків тисків типу ДДГ-2 (датчик тиску генераторний). ДДГ-2 являють собою об'ємні вібруючі резонатори, у внутрішню порожнину яких надходить статичний або повний тиск. Частота вібрацій резонатора, тобто частота прямування імпульсів, залежить від величини тиску повітря в середині резонатора.

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

Значення тисків $P_{ст}$ і $P_{п}$ обчислюються ЦП з використанням коду періоду датчиків, коду температури й індивідуальних значень коефіцієнтів кожного датчика, які описуються математичними виразами й зберігаються в ПЗУ і СЗУ.

Частотні сигнали датчиків в аналого-цифровому перетворювачі «частота - код» (АЦП-ЧК) перетворюються в числовий код. В АЦП-ЧК використовується часово-імпульсний метод перетворення: період - час - код. За час малого циклу роботи системи (62,5 мс) в

одноканальному АЦП-ЧК здійснюються послідовно перетворення сигналів датчика статичного тиску, датчика повного тиску й сигналу контрольної частоти.

Аналогові сигнали з виходу датчика температури загальмованого потоку П-104 та з синусно-косинусних трансформаторів (СКТ) двох датчиків кута атаки ДУА-85 перетворюються в числові коди за допомогою аналого-цифрових перетворювачів «напруга-код» (АЦП-НК).

Основною частиною АЦП-НК є 11-ти розрядний перетворювач постійної однополярної напруги у двійковий код. У пристрої АЦП-НК використовується принцип послідовного лічення. Для збільшення швидкодії застосовується попередній запис попереднього значення перетвореного сигналу й підвищена швидкість лічення при значній неузгодженості.

У систему СВС-85 надходять значення місцевих кутів атаки з датчиків кута атаки двох бортів (лівого й правого). У системі здійснюється осереднення значень кута атаки з правого й лівого датчиків. Режим осереднення може бути відключений подачею спеціальної команди, при цьому система переходить на використання значення тільки одного датчика. У системі також здійснюється порівняння значень кута атаки з лівого й правого датчиків. У випадку появи неузгодженості значень більше граничного для даного типу літака, видається повідомлення про несправність. Порівняння блокується при швидкості меншій 140 км/год.

Для обчислення дійсного кута атаки в системі використовується вираз

$$\alpha_{\text{іст}} = \frac{\alpha_{\text{м}}}{K} - I_0$$

де $\alpha_{\text{м}}$ - місцевий кут атаки; K, I_0 - константи, які задаються для кожного типу літака.

При швидкості літака меншій 111 км/год значення дійсного кута атаки на виході системи дорівнює нулю при будь-якому значенні місцевого кута атаки.

Сигнали барокорекції надходять на вхід системи з пульта керування системи електронної індикації (ПУ СЕІ). У систему передаються два значення барокорекції QNH і QFE. (QNH - значення тиску на висоті середнього рівня моря; QFE - значення тиску на рі-

вні порога ЗПС). Сигнали барокорекції, що надходять на вхід системи, можуть бути двох видів: аналоговий або цифровий. Вид сигналів, сприйманих системою, визначається станом контактів електричних з'єднань.

Аналогові сигнали барокорекції зі СКТ пульта ПУ СЭИ перетворюються в числовий код за допомогою АЦП-НК. Сигнали цифрової барокорекції надходять на вхід системи у вигляді послідовного біполярного коду.

На вхід АЦП-ЧК і АЦП-НК сигнали надходять через комутатор K_1 ПВВ. Числові кодовані сигнали з виходів АЦП-ЧК і АЦП-НК надходять у ЦП.

ЦП є обчислювальним ядром системи й забезпечує обробку даних, що надходять у ЗУ, за заданою програмою, записаною в машинному коді. ЦП містить декілька операційних і арифметично-логічних пристроїв, пристрій керування й локальну пам'ять.

У ЦП за заданими алгоритмами відбувається обчислення всіх аерометричних параметрів. При цьому ЦП керує роботою всіх зовнішніх пристроїв, зчитує інформацію з первинних датчиків, формує вихідну кодову інформацію й виконує підпрограму контролю.

ЗП складається із ПЗУ й ОЗУ. ПЗУ має ємність 6144 16-розрядних слів і програмується при виготовленні системи. У пристрої ПЗУ зберігається вся послідовність виконуваних вузлом ЦП команд і константи, необхідних для обчислення значень аерометричних параметрів. Пристрій ОЗУ ємністю 1024 16-розрядного слова використовується для зберігання проміжних результатів при обчисленнях, а також коефіцієнтів, які переписуються з ПЗУ, датчиків і вузла СЗУ.

В основу алгоритмів обчислення покладений метод кусочно-поліноміальної апроксимації нелінійних градуовальних функцій, що мають бути обчислені, аналогічних розглянутим раніше в аналогових СВС. Сутність методу полягає в тому, що інтервал, на якому задана функція, розбивається на певне число підінтервалів і усередині кожного підінтервалу нелінійна функція замінюється лінійним відрізком. Гнучкість методу при забезпеченні необхідної точності полягає в тому, що точність обчислень досягається збільшенням числа підінтервалів і відповідно ступеню полінома. Для однієї й тієї ж точності при більшому числі підінтервалів потрібний мен-

ший ступінь полінома й забезпечується більша швидкодія. Для кожної функції, що обчислюється, існує певне поєднання числа підінтервалів і ступеня полінома, коефіцієнти апроксимуючого полінома зберігаються в ПЗП.

У другому й третьому поколіннях цифрових СПС для літаків цивільної авіації реалізована концепція уніфікації систем для застосування на 16 типах ЛА. Для корекції коефіцієнтів апроксимуючого полінома під конкретний тип літака використовують додаткові функції.

При цьому відповідно до рекомендацій стандарту ARINC-706 компенсація аеродинамічних похибок реалізується у вигляді функції трьох параметрів: висоти, швидкості й кута атаки. Вплив кута ковзання на похибку сприйняття статичного тиску компенсується закольцовкою приймачів статичного тиску, розташованих симетрично на правому і лівому бортах ЛА.

Для корекції похибки сприйняття статичного тиску (ПССТ) у функції числа М задається крива $f(M)$

$$f(M) = \frac{\Delta P}{P_{ст}}$$

Зазначена функція задається своїми значеннями в таких точках числа М: 0,1; 0,2; 0,4; 0,5; 0,6; 0,7; 0,8; 0,82; 0,84; 0,86; 0,88; 0,9; 0,92; 0,94. Ці значення повинні бути записані у вузлі СЗП для двох польотних режимів кожного типу літака.

Для корекції ПССТ у функції числа М и кута атаки задається крива $f(M) = \frac{\Delta P}{P_{ст}}$ в таких точках числа М: 0,2; 0,4; 0,7; 0,8; 0,82; 0,84; 0,86; 0,88; 0,9; 0,92. У цих точках виправлення обчислюється за формулою:

$$\frac{\Delta P}{P_{ст}} = A_2 \alpha_{іст}^2 + A_1 \alpha_{іст} + A_0,$$

де A_2, A_1, A_0 - сталі коефіцієнти, $\alpha_{іст}$ - дійсний кут атаки.

Для кожного типу літака в СЗП повинні бути записані значення A_2, A_1, A_0 у всіх десяти зазначених точках числа М для двох польотних режимів. Один з режимів корекції ПССТ вибирається відповідно до стану вхідної разової команди.

Обчислені параметри у вигляді кодованих числових сигналів і у вигляді напруг (після цифро-аналогового перетворювача) надходять через комутатор К₂ ПБВ споживачам і на індикацію.

Інтегральний цифро-аналоговий перетворювач (ЦАП) є перетворювачем з дискретністю в 12 двійкових розрядів. Вхідні сигнали вузла ЦАП перетворюються в постійну напругу, що змінюється в діапазоні від 0,1 до 9,9 В.

Вузол прийомопередавача коду (ППК) формує й видає в лінії кодові 32-х розрядні слова. Формати слів несуть інформацію про стан і працездатність самої системи і її датчиків; про вмикання або несправність обігріву приймачів повітряного тиску; про особливості корекції кута атаки та про особливості корекції похибки сприйняття статичного тиску, а також про перевищення приладової швидкості польоту.

Значення максимально припустимої приладової швидкості - $V_{м.п}$ визначається за кривими, заданих значень $V_{м.п}$ для висот, починаючи з 2048 футів з приростом в 4096 футів. Для кожного літака ці значення задаються набором кривих для дев'яти висот. Вибір однієї з них здійснюється подачею відповідної команди. При відсутності команд керування вибирається «0» графік. При одночасному надходженні декількох керуючих команд вибирається графік з меншим значенням $V_{м.п}$.

Засоби вбудованого контролю СВС-85 забезпечують контроль стану функціональних вузлів системи й первинних датчиків у двох режимах: у режимі наземної перевірки й у польотному режимі на фоні виконання робочої програми.

Як приклад цифрової СВС третього покоління – систем, побудованих на основі сучасної мікропроцесорної техніки, розглянемо систему повітряних сигналів «ВБЭ-СВС» (система повітряних сигналів з висотоміром барометричним електронним).

Система ВБЭ-СВС призначена для вимірювання, обчислення й видачі в бортові системи інформації про висотно-швидкісні параметри, індикацію барометричної висоти й висоти ешелону, завдання висоти ешелону, а також видачі візуальних і звукових сигналів про відхилення від заданої висоти ешелону. Система надає допуск літаку до польотів в умовах скороченого мінімуму вертикального

ешелонування RVSM (Reduced Vertical Separation Minimum) і може встановлюється на 16 типах літаків, зокрема, на Бе-103, Іл-62, Іл-76, Ту-154.

Система забезпечує:

- вимірювання, обчислення й видачу інформації у вигляді 32-розрядного двійкового послідовного коду за ДСТ 18977-79, РТМ 1495-75 і ARINC 429 про такі аеродинамічні параметри: висота абсолютна, висота відносна, вертикальна швидкість, приладова швидкість, дійсна швидкість, температура зовнішнього повітря, температура загальмованого потоку повітря, повний тиск;
- індикацію в метрах і футах відносної барометричної висоти, скоректованої з урахуванням аеродинамічних виправлень за висотою та швидкістю для даного типу літака;
- ручний ввід, індикацію в метрах і футах, видачу електричного сигналу заданої висоти ешелону;
- ручний ввід й індикацію в гПа атмосферного тиску на рівні землі;
- ручний ввід й сигналізацію про виставлення атмосферного тиску на рівні землі, що дорівнює 1013,25 гПа;
- сигналізацію про політ на висоті менш 1000 м;
- сигналізацію про відхилення від заданої висоти ешелону на 60...150 м;
- сигналізацію й видачу електричного сигналу при відхиленні від заданої висоти ешелону більш ніж на 150 м;
- зняття візуальної сигналізації при відхиленні від заданої висоти ешелону більш ніж на 150 м.

Зовнішній вигляд системи показаний на рис. 2.36. Конструктивно система ВБЭ-СВС являє собою моноприлад (електронний барометричний висотомір), до складу якого входять вузол датчиків статистичного й повного тисків, обчислювач і монохромний рідкокристалічний індикатор.

Структурна схема системи представлена на рис. 2.37. ВБЭ-СВС, як і система СВС-85 являє собою бортовий спеціалізований цифровий об-



Рис. 2.36

числювач класу *SISD*, виконаний на базі мікропроцесорного комплексу (ЦП, ПЗП, ОЗП). ВБЭ-СВС складається з датчиків статистичного й повного тисків (ДТ) і пристрою індикації (ПІ) з органами керування (ОК).

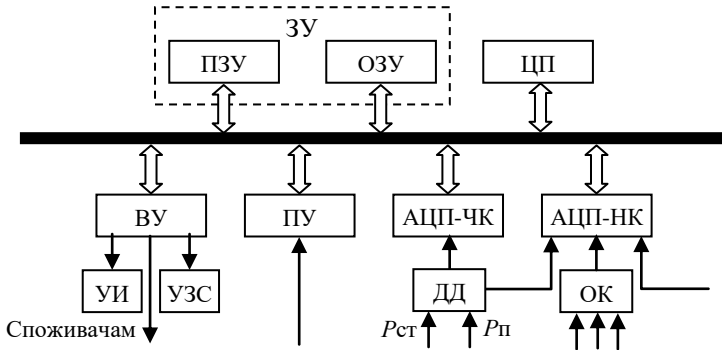


Рис. 2.37

Структура системи багато в чому повторює структуру СВС-85. У ній так само як і у СВС-85 за датчики повного й статичного тиску використовуються частотні датчики. Частотний перетворювач АЦП-ЧК призначений для перетворення частотних сигналів датчиків у двійковий код. АЦП-ЧК перетворює інформацію за двома каналами від датчиків $P_{ст}$ і $P_{п}$, а також каналу контрольної частоти.

Вхідними сигналами АЦП-НК є: сигнал приймача температури гальмування, сигнали температурного каналу датчиків тисків і сигнал контрольної напруги.

Запам'ятовуючий пристрій (ЗУ) містить у собі постійний запам'ятовувальний пристрій (ПЗУ) і оперативний запам'ятовувальний пристрій (ОЗУ) і призначений для зберігання алгоритму програми, констант і проміжних результатів при обчисленнях.

Приймальний пристрій (ПУ) призначений для приймання разових команд. Вихідний пристрій (ВУ) призначений для видачі споживачам інформації у вигляді послідовного двополярного коду, кодових сигналів на пристрій індикації системи (УИ) і електричних сигналів на пристрій звукової сигналізації системи (УЗС). Обмін інформацією ЦП із пристроєм ВУ здійснюється в програмному режимі.

УИ призначений для перетворення кодової інформації у візуальну інформацію. УЗС перетворює кодову інформацію в сигнал переговорного пристрою літака.

Робота системи заснована на вимірюванні статистичного й повного тисків ($P_{ст}$, $P_{п}$), переданих по пневмотракту від приймача ПВД та температури гальмування, що надходить від приймача П-104 (до складу системи не входить), і обчисленні на основі цієї інформації висотно-швидкісних параметрів. Статичний і повний тиск надходять на частотні датчики тиску (ДД), які видають електричні сигнали, що пропорційні вимірюваним тискам.

Сигнали з датчиків і керуючі сигнали надходять в обчислювач. Керуючі сигнали дозволяють виробляти електричні сигнали атмосферного тиску біля землі P_3 і заданої висоти ешелону H_e . У блоці обчислювача системи за сигналами $P_{ст}$, $P_{п}$ і сигналами P_3 і H_e відбувається обчислення висотно-швидкісних параметрів, корекція сигналів відносної ($H_{від}$) і абсолютної ($H_{абс}$) висоти, вироблення попереджуючих сигналів про відхилення від заданої висоти ешелону й інших разових сигналів. Сигнали, що пропорційні висотно-швидкісним параметрам, у вигляді коду видаються у взаємодіючі літакові системи. Значення P_3 і H_e , $H_{від}$ (у метрах або футах) вказуються на лічильниках рідкокристалічного індикатора (рис. 2.38, *а* – індикація у футах, рис. 2.38, *б* – індикація в метрах).

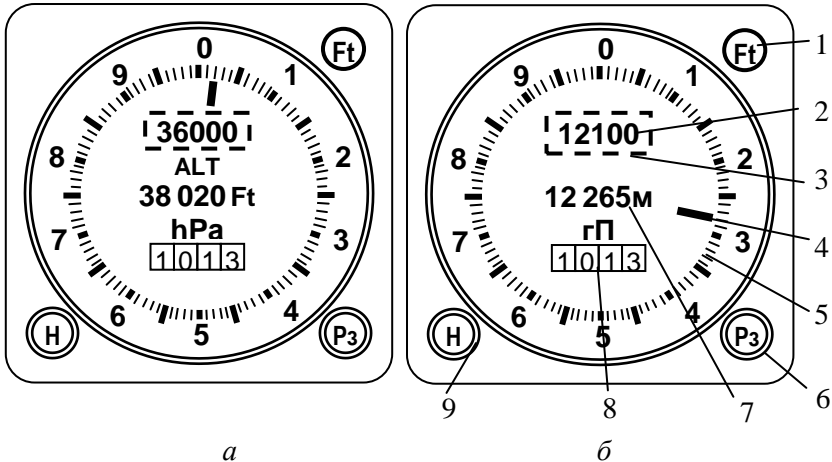


Рис. 2.38

Сигнал $H_{\text{від}}$ надходить на індикатор системи, де вказується на п'ятирозрядному лічильнику 7 і одночасне значення трьох молодших розрядів лічильника індикуються за допомогою рухомої стрілки 4 і нерухомої шкали 5. Попереджувачі сигнали про відхилення від заданої висоти ешелону, що надходять на індикатор системи, забезпечують сигналізацію про відхилення за допомогою світлової рамки 3 навколо значення H_e на п'ятирозрядному лічильнику 2 індикатора.

При відхиленні більш ніж на 150 м від заданої висоти ешелону на індикаторі з'являється візуальний сигнал у вигляді постійно видимої рамки 3 навколо значення висоти ешелону. При натисканні кремальєри 9 (Нэ) відбувається подавлення цього візуального сигналу (рамка пропадає). При відхиленні від заданої висоти ешелону в межах від 60 до 150 м (від 200 до 500 футів) рамка 3 перебуває в режимі миготіння. Якщо літак не відхиляється від заданої висоти ешелону більш ніж на 60 м (200 футів) індикація H_e й рамка 3 відсутні. При вході в зону ± 150 м від заданої висоти ешелону й при виході із зони ± 60 м система видає сигнал для звукової сигналізації.

Логіка видачі попереджувачих сигналів про відхилення від заданої висоти ешелону ілюструється рис. 2.39.

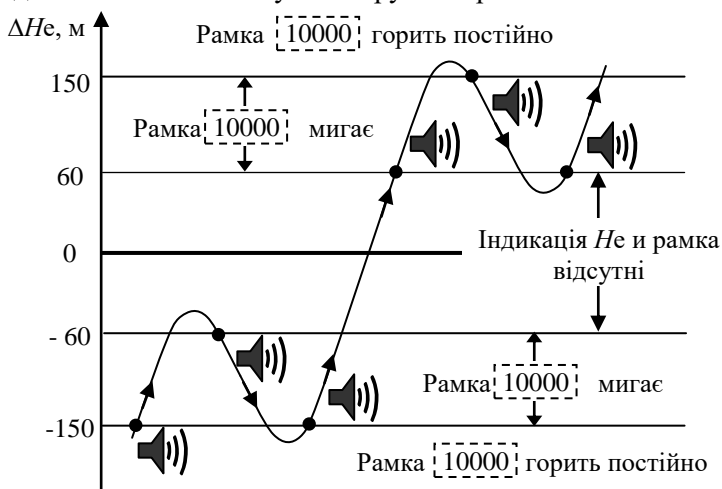


Рис. 2.39

Після натискання й відпускання кремальєри 6 (Рз) на індикаторі 8 встановлюється фіксоване значення атмосферного тиску біля землі, що дорівнює 1013 гПа.

Після натискання й відпускання кнопки 1 (Ft) відбувається зміна фона шкали індикатора із зеленого на жовтий або з жовтого на зелений. При цьому також змінюється режим індикації з метрів на фути й навпаки.

При польоті на відносній барометричній висоті менш 1000 м на лічильнику барометричної висоти 7 на місці старшого розряду з'являється візуальний сигнал у вигляді "≡". При від'ємній барометричній висоті на лічильнику з'являється знак "мінус" на позиції перед першою значущою цифрою, при цьому рухома стрілка 4 індикатора зникає.

ВБЭ-СВС є частиною системи висотно-швидкісного обладнання ББЭ-СВС-БСКА. Окрім двох ВБЭ-СВС (правого та лівого пілотів) до складу системи входять: два приймача температури гальмування П-104, два блока зв'язку та контролю типу БСКА, два сигнальних табло «ПРОВЕРЬ Н». Інформація від системи надходить до МСРП, до системи запобігання зіткнень літаків TCAS 2000, до літакового відповідача СО-72М. Структурна схема ББЭ-СВС-БСКА наведена на рис 2.40

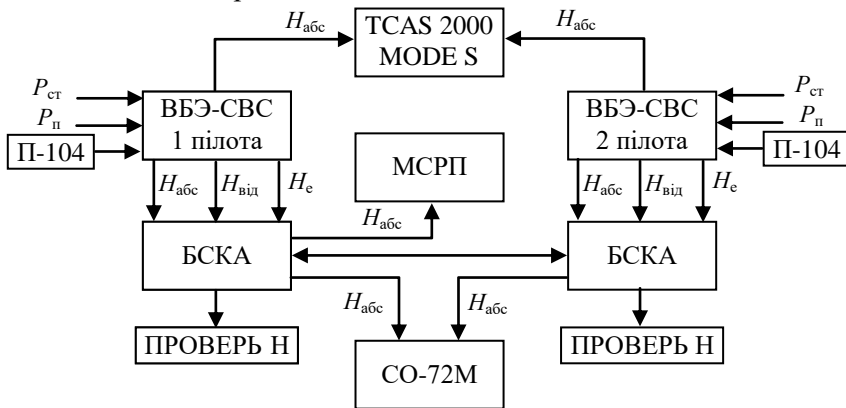


Рис. 2.40

Подальшим розвитком систем повітряних сигналів є інформаційні комплекси висотно-швидкісних параметрів.

2.2. Інформаційні комплекси висотно-швидкісних параметрів

Необхідність підвищення інформативності, точності та надійності систем повітряних сигналів, глибини їх контролю з сигналізацією відмов привели до створення інформаційних комплексів висотно-швидкісних параметрів, так званих ИК ВСП. ИК ВСП являють собою багатоканальні інформаційно-вимірювальні системи, з вбудованими системами автоматичного контролю, що призначені для вимірювання, обчислення, формування та видачі екіпажу та бортовим споживачам інформації про поточні значення висотно-швидкісних параметрів і про відхилення їх від заданих значень. При цьому комплекси (при необхідності) забезпечують реалізацію законів компенсації аеродинамічних похибок приймачів повітряного тиску як функцій числа M і кута атаки. При наявності в складі комплексу радіовисотоміра він також видає інформацію про поточну дійсну висоту польоту.

Крім того, комплекс формує інформацію про гранично-допустимі значення параметрів і виробляє попереджувальні сигнали екіпажу про наближення до них. Комплекс також забезпечує введення ряду заданих значень параметрів польоту та виконання норм скороченого мінімуму вертикального ешелонування через 300 метрів (1000 футів).

Основою комплексів ИК ВСП є системи повітряних сигналів, що використовуються як в нерезервованому, так і в резервованому вигляді. У деяких ИК ВСП інформація СВС з метою підвищення її точності комплексується з інформацією інших датчиків і підсистем, що входять в комплекс. В основному це стосується оцінки висоти та вертикальної швидкості – параметрів, що володіють інформаційною надмірністю.

У схемі комплексу типу ИК ВСП-1-6 (рис. 2.41) на базі системи типу СВС1-72-1 використовуються: система сигналізації небезпечної швидкості зближення із землею ССОС з блоком датчиків лінійних прискорень БДЛУ і радіовисотоміром РВ; пристрій індикування та сигналізації кутів атаки та перевантажень УДАУ-6; обчислювач критичних режимів каналу сигналізації ВКРС; система сигналізації висоти ешелонування ССВЭ; блок формування і контролю БФК.

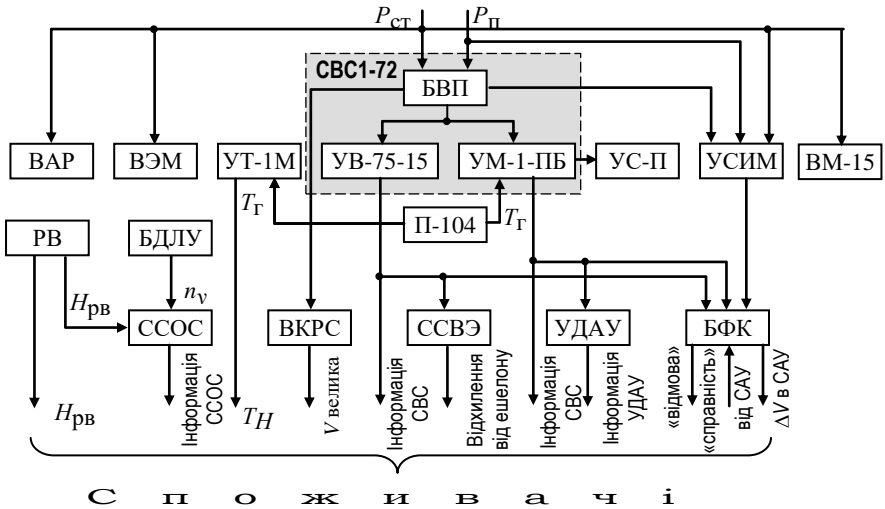


Рис. 2.41

У базовій системі типу CBC1-72-1 аеродинамічні параметри польоту формуються в обчислювачах, з'єднаних конструктивно з показниками. Сигнали, що пропорційні статичному і динамічному тискам, а також абсолютній висоті і приладовій швидкості, надходять в обчислювач з блоку повітряних параметрів БВП. Сигнал пропорційний температурі загальмованого потоку повітря надходить від датчика температури гальмування П-104. При необхідності в обчислювачі вручну вводяться значення тиску і температури біля поверхні Землі, а також тиск заданого рівня відліку

Система ССОС призначена для видачі сигналів попередження на зльоті та посадці при швидкості зниження $V_y > V_{y_{кр}}$, а також при зближенні літака із землею в небезпечному діапазоні висот. Небезпечний діапазон висот визначається в залежності від барорадіоінерціальної $V_{y_{брі}}$ або бароінерціальної $V_{y_{бі}}$ вертикальної швидкості. Швидкість $V_{y_{бі}}$ отримують як результат комплексування барометричної вертикальної швидкості V_y і вертикальної інерціальної швидкості, обчисленої шляхом інтегрування вертикальних прискорень. Швидкість $V_{y_{брі}}$ є наслідком комплексування вертикальної

швидкості $V_{урв}$, яку отримують диференціюванням сигналу радіовисотоміра, та вертикальної швидкості $V_{убі}$.

Пристрій УДУА-6, призначений для вимірювання, обчислення та індикації поточних значень кута атаки та вертикального перевантаження, а також гранично-допустимих значень цих параметрів у залежності від режиму польоту. При досягненні гранично-допустимих значень кута атаки і перевантаження УДУА-6 видає сигнали на пристрої сигналізації.

Обчислювач ВКРС видає в бортові системи попереджувальні сигнали про досягнення ЛА максимально-допустимого значення приладової швидкості.

Система сигналізації висоти ешелонування призначена для завдання висоти ешелону H_e і попередження екіпажа світловими і звуковими сигналами про підхід до заданого ешелону або про небезпечне відхилення від нього.

Блок формування та контролю БФК призначений для комутації та контролю справної роботи комплексу, для виявлення та видачі споживачам інформації про відмови каналів обчислення висоти та швидкості, а також для видачі сигналу ΔV в систему автоматичного управління польотом.

Інформація екіпажу про поточні значення висотно-швидкісних параметрів індикуються на покажчиках системи СВС1-72-1, які виконують функції електромеханічних обчислювальних пристроїв (покажчик висоти УВ-75-І5ПБ і покажчик швидкості та числа М УМ-1-ПБ). Ця інформація дублюється покажчиком-повторювачем швидкості – УС-П, комбінованим покажчиком швидкості й числа М – УСИМ, механічним висотоміром – ВМ-І5ПБ, висотоміром електромеханічним – ВЭМ-72ПБ, варіометром типу ВАР-30 і покажчиком температури зовнішнього повітря – УТ-1М.

В іншому варіанті аналогічного комплексу (комплекс типу ИК ВСП-1-1), з метою підвищення надійності інформаційного забезпечення використовуються три системи СВС-1-72-1.

ИК ВСП-1-1 являє собою інформаційно-вимірювальну систему, поділену на три незалежних підканали вимірювання, обчислен-

ня й формування сигналів висотно-швидкісних параметрів, охоплену єдиною системою контролю справності.

У кожному підканалі вимірювання висотно-швидкісних параметрів з метою підвищення надійності вимірювань і забезпечення незалежності виходів використовуються кворум-елементи. Кворум-елемент формує достовірний вихідний сигнал трьох однакових елементів схеми, що дорівнює середньому значенню більшості вхідних сигналів, які мало відрізняються за величиною. Контроль вихідних сигналів здійснюється за принципом мажоритарної логіки («голосування за більшістю»). При відмінності одного із сигналів від вихідного сигналу кворум-елементу на певну величину спрацьовує відповідний сигналізатор кворуму-елемента, який видає сигнал на логічну схему, що знімає сигнал справності з даного підканалу. У випадку відмовлення двох підканалів знімається сигнал справності з каналу в цілому. При виявленні такої відмови система сигналізації видає інформацію екіпажу про відмову.

Несправний блок системи визначається вбудованим контролем. Несправні блоки допускається замінити справними, після чого комплекс ИК ВСП повинен знову пройти перевірку вбудованим контролем.

Комплекс ИК ВСП-1-6 та його модифікації встановлюються на літаках Ан-72, Ан-74, Як-42.

Розглянутий варіант аналогового комплексу ИК ВСП, по суті є набором окремих підсистем (СВС, ССОС, ВКРС, ССВЭ, УДАУ), кожна з яких, працюючи за своїм алгоритмом, вирішує окрему задачу.

Більш високим ступенем комплексування володіють цифрові ИК ВСП, наприклад, інформаційний комплекс висотно-швидкісних параметрів ИК ВСП-10, до складу якого входять: цифровий обчислювач на базі системи СВС-2Ц; система обмежувальних сигналів СОС-2-72; радіовисотомір малих і середніх висот РВ-21 «Імпульс»; датчик температури гальмування П-104; комбінований прилад ДА-200П; автономні дублюючі прилади УСМ-2 і ВМ-30; приймачі повітряного тиску ПВД-18-3М серій 2 і ПВД-7.

При створенні СВС-2Ц-2 були розроблені й реалізовані на практиці алгоритми комплексної обробки інформації від аерометричної й інерціальної навігаційної системи (ІНС). Алгоритми забезпечують підвищення динамічної точності вимірювання параметрів

рів на несталих режимах польоту й поліпшення точності обчислення вертикальної швидкості.

Конструктивно система СВС-2Ц виконана у вигляді моноблока обчислювача В-2Ц-2 (рис. 2.42). Цифровим обчислювачем системи є обчислювач класу *SISD*. У складі системи використані нові прецизійні датчики тиску типу ДДГ-1. СВС такого типу призначені для роботи із системами СЭИ.



Рис. 2.42

Система обмежувальних сигналів СОС-2-72 містить у собі обчислювач сигналів обмеження ВСО-1-1, блок формування сигналів індикації БФСИ-2-1, показчик кута атаки й перевантаження УАП-5-13, датчик аеродинамічних кутів ДАУ-72-1, датчик аеродинамічних кутів ДАУ-72-4, датчик

лінійних прискорень ДЛУ-26-02 і показчик швидкості та числа *M* – УСМ-2.

До складу радіовисотоміра РВ-21Д входять: дві антени А-061-4, прийомопередавач А-35-1, і показчик висоти А-034-4. Структурна схема ИК ВСП-10 наведена на рис. 2.43.

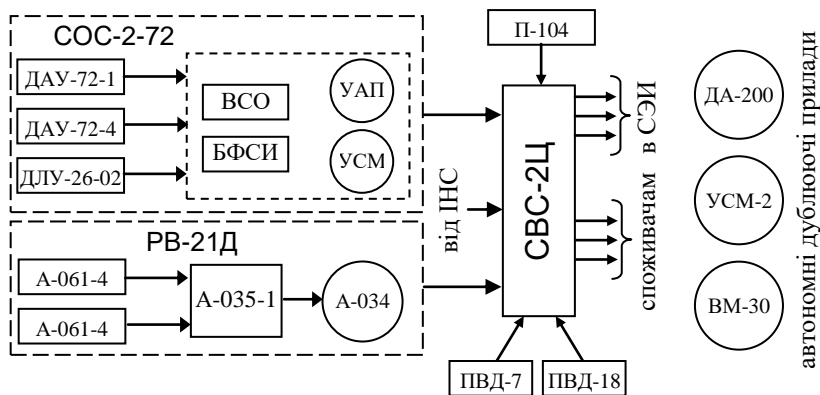


Рис. 2.43

Комплекс ИК ВСП-10 є складовою частиною пілотажно-навігаційного комплексу й призначений для обчислення й видачі на індикацію й в інші бортові системи інформації про поточні аерометричні параметри польоту, про дійсну геометричну висоту, про поточне нормальне перевантаження, а також про максимально та мінімально припустимі значення швидкості, нормального перевантаження, кута атаки.

Комплекс формує й видає для індикації й сигналізації сигнали попередження про наближення до граничних значень по куту атаки, нормальному перевантаженню, числу M , приладової швидкості.

Комплекс також забезпечує:

- формування й видачу в систему САУ сигналів відхилення поточних значень геометричної висоти (H_r), барометричної висоти, та числа M від зафіксованих у момент включення режимів стабільності;

- формування й видачу в бортові системи разових сигналів при досягненні фіксованих значенні H_r ;

- формування й видачу в бортові системи сигналів справності блоків, систем і ліній зв'язку;

- індикацію на дублюючих приладах параметрів $H_{\text{Від}}$, $V_{\text{пр}}$, V_y , H_r , n_y , та α .

В основу алгоритмів обчислення аерометричних параметрів покладений метод кусочно-поліноміальної апроксимації обчислюваних нелінійних градуївовочних функцій, аналогічних розглянутим раніше в аналогових й цифрових СВС. Повітряні параметри обчислюються з використанням відомих градуївовочних залежностей для стандартної атмосфери. Основною відмінністю обчислювальних процедур є перетворення алгоритмів обчислень, спеціальний алгоритм обчислення вертикальної швидкості, а також оптимальна фільтрація сигналів при обчисленнях вихідних параметрів.

Для обчислення основних параметрів використовується метод кусочно-лінійної апроксимації наступних залежностей:

$$\lg P_{\text{ст}} = f_{\text{ст}}(P_{\text{ст}});$$

$$\lg P_{\text{д}} = f_{\text{д}}(P_{\text{д}})$$

$$H_{\text{абс}} = f_H(\lg P_{\text{ст}});$$

$$M = f_M(\lg P_d - \lg P_{ст});$$

$$T_H = f_T(T_T);$$

$$V_i = f_V(\lg P_d).$$

У перерахованих залежностях $f_{ст}$, f_d , f_H , f_M , f_T , f_V – спеціальні перетворюючі й апроксимуючі функції, а T_T – температура загальмованого потоку повітря, обмірювана приймачем температури.

Функції в обчислювачі розбиваються на 16 інтервалів, у кожному з яких шукана функція апроксимується поліномом (від 2-го до 5-го порядку). Значення функції усередині інтервалу визначаються за так званою схемою Горнера (алгоритм обчислення значення багаточлена, записаного у вигляді суми одночленів, при заданому значенні перемінної).

Схема обчислення значення параметра x у точці $x = x_0$, наприклад, для полінома 5-й порядку, виглядає так:

$$f(x_0) = (((a_5 x_0 + a_4) x_0 + a_3) x_0 + a_2) x_0 + a_1) x_0 + a_0$$

тут $a_0 \dots a_5$ – коефіцієнти апроксимації функції на заданому інтервалі, які зберігаються в пам'яті обчислювача.

Крім перерахованих залежностей для корекції похибки сприйняття приймачем ПВД-18 статичного тиску обчислювач ИК ВСП використовує ще одну функцію: $P_{ст} = f(M, H_{абс})$. Ця функція визначається експериментально й зберігається в пам'яті обчислювача.

Викладений вище підхід до обчислень основних параметрів дозволяє:

- отримати досить високу точність обчислення параметрів при використанні відносно простих поліномів апроксимації;
- за рахунок логарифмування виключити операції ділення при розрахунках числа M , виконання яких у цифрових обчислювачах займає відносно великий час;
- використовувати єдиний метод обчислення й за рахунок цього спростити систему операцій і програму обчислювача.

У СВС-2Ц-1М для визначення V у провадиться чисельне диференціювання поточних значень абсолютної барометричної висоти. При цьому в обчислювачі системи реалізує двоточечний алгоритм чисельного диференціювання:

При чисельному диференціюванні заміняють відношення нескінченно малих приростів функцій і аргументу відношенням кінцевих різниць.

$$\frac{dy}{dx} \approx \frac{\Delta y}{\Delta x}$$

Очевидно, що чим менше буде приріст аргументу, тим точніше чисельне значення похідної.

Для двоточкових методів при обчисленні похідних використовується значення функції у двох точках. Приріст аргументу задається трьома способами, відкладаючи $\Delta x = h$ вправо, уліво й в обидва боки від досліджуваної точки. Відповідно виходить три двоточкових методи чисельного диференціювання:

$$\frac{dy}{dx} \approx \frac{\Delta y}{\Delta x} = \frac{y(x + \Delta x) - y(x)}{\Delta x} \quad - 1 \text{ метод};$$

$$\frac{dy}{dx} \approx \frac{\Delta y}{\Delta x} = \frac{y(x) - y(x - \Delta x)}{\Delta x} \quad - 2 \text{ метод};$$

$$\frac{dy}{dx} \approx \frac{\Delta y}{\Delta x} = \frac{y(x + \Delta x) - y(x - \Delta x)}{2\Delta x} \quad - 3 \text{ метод}.$$

У СВС-2Ц-1М для визначення V_y провадиться диференціювання поточних значень абсолютної барометричної висоти з використанням 1 методу чисельного диференціювання.

$$V_y \approx \frac{\Delta H_{\text{абс}}}{\Delta t} = \frac{H_{\text{абс}}(t + h) - H_{\text{абс}}(t)}{h}$$

де $H_{\text{абс}}(t + h), H_{\text{абс}}(t)$ – значення абсолютної барометричної висоти, що обчислені на попередньому й на поточному циклах обчислень відповідно; h – тривалість циклу обчислень.

Проте похибки даного методу обчислення вертикальної швидкості надто високі, оскільки вихідні похибки визначення $H_{\text{абс}}$ можуть бути значними (наприклад, тільки через запізнювання системи ПВД до 50м на окремих режимах польоту).

Суттєво зменшується похибка обчислення V_y при використанні замість диференціювання $H_{\text{абс}}$ оптимального фільтра спільної обробки $H_{\text{абс}}$ і сигналу вертикального акселерометра інерціальної системи.

Такий метод обчислення V_y застосований у модифікаціях комплексу ІК ВСП-10, де використовують оптимальну калмановську фільтрацію.

Рівняння фільтра формуються на основі рівнянь спостереження та рівнянь стану. Рівняння стану мають вигляд:

$$\begin{aligned}\dot{H} &= V_y; \\ \dot{V}_y &= a_y,\end{aligned}$$

де: H – поточна висота польоту; V_y , a_y – вертикальна швидкість і вертикальне прискорення.

Рівняння спостереження отримують з математичних моделей вимірювання барометричної висоти й вертикального прискорення, які мають вигляд:

$$\begin{aligned}T_H \dot{H}^* + H^* &= H + \Delta H + \xi_H(t) \\ a_y^* &= a_y + \Delta a_y + \xi_{a_y}(t)\end{aligned}$$

тут: H^* , a_y^* – обмірювана висота (показання СВС) і переносне поступальне прискорення, обчислене в ІНС; ΔH – повільно змінна похибка, що викликана відхиленням тиску на висоті H від його стандартного значення; Δa_y – повільно змінна похибка акселерометра ІНС; $\xi_H(t)$, $\xi_{a_y}(t)$ – білошумні складові вимірювання висоти й прискорення; T_H – стала часу інерційності вимірювання висоти, що обумовлена в основному наявністю проводки статичного тиску.

Уявне вертикальне прискорення \dot{w}_y , вимірюване акселерометром ІНС, представляють із урахуванням переносного поступального прискорення a_y й прискорення a_y^K , що враховує кориолісове (поворотне) прискорення й прискорення сили ваги – $\dot{w}_y = a_y + a_y^K$.

Величина кориолісова прискорення й прискорення сили ваги розраховується в ІНС за спеціальними алгоритмами. Тому величину $a_y = \dot{w}_y - a_y^K$ треба розглядати як обчислене за алгоритмами ІНС переносне поступальне прискорення.

Нехтуючи повільно змінними похибками вимірювання висоти ΔH и прискорення Δa_y , можна для розглянутих рівнянь спостереження й стану синтезувати оптимальний фільтр Калмана:

$$\begin{aligned}\dot{\hat{H}} &= \hat{V}_y + k_1(T_H \dot{H}^* + H^* - \hat{H}); \\ \dot{\hat{V}}_y &= a_y^* + k_2(T_H \dot{H}^* + H^* - \hat{H}).\end{aligned}$$

тут \hat{H} , \hat{V}_y – оцінені значення висоти й вертикальної швидкості.

Значення коефіцієнтів корекції k_1 і k_2 можна обчислювати, використовуючи рівняння коваріацій, а можна використовувати як сталі, заздалегідь розраховані коефіцієнти.

$$k_2 = \sqrt{\frac{i_{ay}}{i_H}}, \quad k_1 = \sqrt{2k_2}.$$

де i_{ay} , i_H – інтенсивності «білих шумів» ξ_{ay} і ξ_H .

Аналіз наведених рівнянь показує, що фільтр повністю усуває динамічні запізнювання при оцінці вертикальної швидкості й висоти. Зміни параметрів моделей похибок, що відрізняються від оптимальних на 60...70%, не призводить до помітного погіршення властивостей фільтра.

Невраховані повільно змінні похибки вимірювання висоти ΔH безпосередньо входять у похибки оцінки висоти й вертикальної швидкості і є непереборними. Складові похибок оцінки, що породжувані квазістаціонарною похибкою акселерометра Δa_y , можуть бути зменшені при використанні фільтра третього порядку.

Не враховуючи похибки вимірювання висоти ΔH , і вводячи в рівняння спостереження додаткове співвідношення $\Delta \dot{a}_y = 0$, синтезується оптимальний фільтр, аналогічний розглянутому раніше, але вже третього порядку:

$$\dot{\hat{H}} = \hat{V}_y + k_1(T_H \dot{H}^* + H^* - \hat{H});$$

$$\dot{\hat{V}}_y = a_y^* - \Delta \hat{a}_y + k_2(T_H \dot{H}^* + H^* - \hat{H});$$

$$\Delta \dot{\hat{a}}_y = k_3(T_H \dot{H}^* + H^* - \hat{H}).$$

При такому підході система оцінювання стає астатичною відносно повільно змінної похибки Δa_y вимірювання переносного поступального прискорення.

Подальшим розвитком цієї серії ІК ВСП є комплекс на базі строєної системи повітряних сигналів СВС-85. Використання потрійного резервування дозволяє не тільки підвищити надійність інформаційного забезпечення, але певною мірою точність обчислення висотно-швидкісних параметрів.

Для ближньомагістральних (регіональних) літаків фірми АНТК ім. О.К.Антонова підприємством «Авіаконтроль» (підприємство «Авіаконтроль» утворено з Харківського приладобудівного конструкторського бюро), що спеціалізується на розробці й виготовленні систем і приладів для авіації, серійно випускаються:

- інформаційні комплекси висотно-швидкісних параметрів ІК ВСП-140-01, ІК ВСП-140-74 для літаків Ан-140-100, Ан-74ТК-300, Ан-74ТК-200;
- інформаційний комплекс висотно-швидкісних параметрів ІК ВСП-148 для літаків Ан-148 і Ан-158;
- система сигналізації висоти ешелонування кодова - ССВЭК-1 для літака Ан-124;

Інформаційні комплекси ІКВСП-140-01, ІКВСП-140-74 і ІК ВСП-148 являють собою багатоканальні інформаційно-вимірювальні системи, що охоплені автоматичним контролем у польоті, й які призначені для вимірювання, обчислення, формування й видачі екіпажу й бортовим споживачам наступної інформації:

- поточні значення висотно-швидкісних параметрів, температури, кута атаки й вертикального перевантаження;
- максимально-припустимі значення параметрів польоту;
- попереджуючі сигнали про наближення до критичних режимів польоту;
- сигнали про справну роботу комплексу.

Комплекси забезпечують реалізацію законів, які реалізують компенсацію аеродинамічних похибок приймачів повітряного тиску у вигляді функцій числа М і кута атаки. Комплекси забезпечують виконання норм скороченого мінімуму вертикального ешелонування (RVSM) через 300 метрів (1000 футів).

Принципи побудови й алгоритми функціонування комплексів аналогічні розглянутим раніше цифровим ІК ВСП. Фотографія (рис. 2.44) ілюструє склад ІК ВСП-140-74.



Рис. 2.44

До складу комплексу входять:

- модуль повітряних параметрів МВП-1-1 - 3 шт.;
- блок сигналізації БС-1;
- система сигналізації висоти ешелону кодова ССВЭК-1;
- показчик кута атаки й перевантаження кодовий УАПК-1-ПБ1;
- показчик висоти кодовий УВК-1М-ПБ - 2 шт.;
- показчик висоти кодовий УВК-1Ф;
- показчик температури кодовий УТК-1.
- показчик швидкості й числа М кодовий УСМК-1 - 2 шт.;
- датчик аеродинамічних кутів ДАУ-72-1 - 2 шт.;
- блок датчика лінійних прискорень БДЛУ 1-5;
- датчик температури гальмування П-104.

Вироби, які входять до складу комплексу, мають «Свідотство про придатність комплектуючого виробу», що видані Міждержавним авіаційним комітетом і Державною авіаційною адміністрацією України.

Потрійне резервування обчислювача МВП-1-1 дозволяє підвищити надійність інформаційного забезпечення споживачів поточними значеннями висотно-швидкісних параметрів.

Представником системи вимірювання висотно-швидкісних і аеродинамічних параметрів, що належить до класу цифрових ІК ВСП, є сучасна система СИ ВСП-35 розробки ВАТ «Аэроприбор-Восход» (рис. 2.45).



Рис. 2.45

Система складається із двох двухканальних блоків обчислювачів ВВП, чотирьох блоків приймачів-перетворювачів тисків ППВД і двох двухканальних приймачів температури загальмованого потоку повітря П-104М.

Основні достоїнства системи полягають у наступному:

- скорочення числа й зменшення розмірів виступаючих у повітряний потік елементів, а також зниження маси аерометричного встаткування, що особливо важливо при багаторазовому резервуванні;
- підвищена надійність за рахунок виключення датчиків аеродинамічних кутів з рухливими механічними частинами;
- високий ступінь стійкості до відмов, обумовлений інформаційною надмірністю й спеціальними алгоритмами ідентифікації відмов;
- виключення на борту літака пневмопроводов за рахунок конструктивного сполучення датчиків тиску із приймачами повітряних тисків (виконання їх у єдиному блоці), що

істотно знижує динамічне запізнювання в пневмопроводах і підвищує точність вимірів.

Система побудована на основі приймача-перетворювача повітряних тисків, розглянутого раніше, що не тільки вимірює повітряні тиски, але й на основі зовнішньої інформації, що надходить у нього, аналітично обчислює дійсні значення кутів атаки й ковзання.

Ще одною розробкою цього підприємства є система вимірювання висотно-швидкісних параметрів СИ ВПВ-52.

СИ ВПВ-52 включається до складу бортового обладнання вертольота й призначена для визначення повного набору повітряних параметрів польоту вертольота й для інформаційного забезпечення бортових систем і екіпажа на всіх режимах польоту, включаючи польоти вперед, назад, убік, уверх, униз, а також режими біля нульових швидкостей і висіння. Система складається із двох функціонально закінчених модулів (МІВП (рис. 2.46), розташовуваних на консолях у зонах відносно «чистого» потоку й зв'язаних шиною обміну даними. Модуль виконаний у вигляді обтічного еліпсоїдного тіла діаметром 130мм і довжиною не більше 500мм.

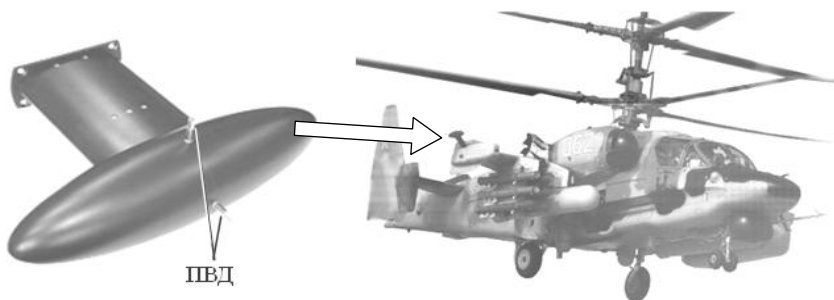


Рис. 2.46

Кожний модуль містить у собі:

- два ПВД (див. рис. 2.27а);
- блок контролю обігріву ПВД;
- блок датчиків тиску;
- датчики температури зовнішнього повітря;
- обчислювач повітряних параметрів польоту;
- джерело живлення.

2.3. Аерометричні обчислювальні системи

Аерометричні обчислювальні системи визначають координати ЛА методом повітряного числення шляху. Цей метод навігації заснований на безперервному обчисленні траєкторії руху ЛА за даними про величину та напрямок вектора шляхової швидкості, з урахуванням координат вихідної точки руху.

Літак відносно повітряних мас (при відсутності ковзання) переміщується із дійсною повітряною швидкістю V у напрямку своєї поздовжньої осі. Одночасно він переміщується відносно землі (в обраній навігаційній системі координат) разом з повітряною масою в напрямку вітру δ і з його швидкістю W .

У літаководінні напрямок вітру δ вимірюється між меридіаном і вектором вітру. Цей вітер називається навігаційним (куди дує вітер). Напрямок метеорологічного вітру відрізняється від навігаційного на 180° (звідки дує вітер).

У результаті рух літака відносно земної поверхні буде відбуватися за рівнодіючою, побудованою на складових вектора швидкості літака й вектора швидкості вітру. Таким чином, при польоті з бічним вітром вектори горизонтальної проекції дійсної повітряної швидкості V_r , шляхової швидкості $V_{ш}$ і швидкості вітру W утворюють трикутник (рис. 2.47), який називається навігаційним трикутником швидкостей.

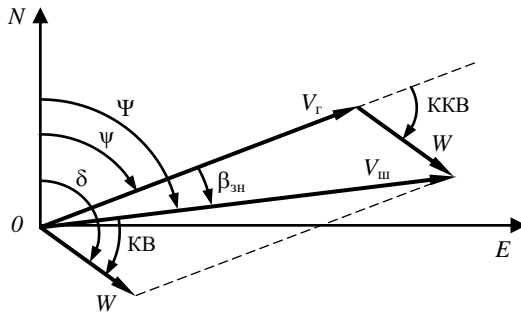


Рис. 2.47

Навігаційний трикутник швидкостей зазвичай будується в прямокутній геоцентричній (нормальній земній) системі координат. Найчастіше орієнтація осей горизонтальних прямокутних систем координат визначається напрямком географічних меридіанів і па-

ралелей. В обраній системі координат навігаційний трикутник швидкостей характеризується:

- дійсним (географічним) курсом ψ ;
- дійсною повітряною швидкістю (точніше її проекцією на площину горизонту) V_{Γ} ;
- шляховим кутом Ψ ;
- шляховою швидкістю $V_{\text{ш}}$;
- кутом знесення $\beta_{\text{зн}}$;
- швидкістю вітру W ;
- напрямком вітру δ .

Орієнтація вектора швидкості вітру відносно вектора шляхової швидкості характеризується кутом вітру, а відносно проекції поздовжньої осі ЛА на площину горизонту – курсовим кутом вітру.

Кут знесення $\beta_{\text{зн}}$ (кут між горизонтальною проекцією вектора повітряної швидкості V_{Γ} і напрямком шляхової швидкості $V_{\text{ш}}$) відлічується від вектора V_{Γ} до лінії шляху вправо зі знаком плюс і вліво зі знаком мінус. При сучасних швидкостях польоту величина кута знесення не перевищує 10...20°.

Кутом вітру (КВ) називається кут між напрямком шляхової швидкості й напрямком навігаційного вітру. Відраховує від лінії шляху до напрямку вітру за ходом годинникової стрілки від 0 до 360°.

Курсовим кутом вітру ККВ називається кут між горизонтальною проекцією вектора повітряної швидкості V_{Γ} і напрямком навігаційного вітру. Відлічується за ходом годинникової стрілки від 0 до 360°.

Визначимо проекції шляхової швидкості на осі обраної системи координат. Проектуючи швидкості V_{Γ} і W на осі ON , OE геоцентричної системи координат отримаємо:

$$V_{\text{ш}N} = V_{\Gamma} \cos \psi + W \cos \delta;$$

$$V_{\text{ш}E} = V_{\Gamma} \sin \psi + W \sin \delta;$$

тут $V_{\text{ш}N}$ – проекція шляхової швидкості на напрямок меридіана;

$V_{\text{ш}E}$ – проекція шляхової швидкості на напрямок паралелі.

Дійсна повітряна швидкість V і дійсний курс ψ безперервно вимірюються датчиками швидкості й курсу ЛА. Швидкість W і на-

прямок δ вітру визначаються за даними метеостанцій або одним з методів аеронавігації.

Числення пройденого лінійного шляху уздовж меридіана S_N й паралелі S_E здійснюється інтегруванням складових шляхової швидкості $V_{шN}$ й $V_{шE}$.

$$S_N = \int_{t_0}^t V_{шN} dt = \int_{t_0}^t (V_r \cos \psi + W \cos \delta) dt;$$

$$S_E = \int_{t_0}^t V_{шE} dt = \int_{t_0}^t (V_r \sin \psi + W \sin \delta) dt;$$

Ці рівняння носять назву рівнянь курсографа. Враховуючи зв'язок між лінійними й географічними координатами, у припущенні спрощеної (кульової) форми Землі, можна обчислити географічні координати φ і λ (широту й довготу) місця розташування ЛА:

$$\varphi = \varphi_0 + \frac{180^\circ}{\pi} \int_{t_0}^t \frac{V_r \cos \psi + W \cos \delta}{R_3} dt;$$

$$\lambda = \lambda_0 + \frac{180^\circ}{\pi} \int_{t_0}^t \frac{V_r \sin \psi + W \sin \delta}{R_3 \cos \varphi} dt,$$

тут: φ_0, λ_0 – координати вихідного пункту маршруту; R_3 – радіус Землі; $R_3 \cdot \cos \varphi$ – радіус окружності даної паралелі; φ – широта даної паралелі.

Положення ЛА не завжди визначається в географічній системі координат. Існуючі аерометричні обчислювальні системи вирішують цю задачу в умовній системі координат, у якості якої використовується прямокутна система XOY , що повернена відносно географічної системи координат на кут карти ψ_k (рис. 2.48).

Кутом карти (див. рис. 2.48) називається кут, між північним напрямком меридіана й віссю OY прямокутної системи координат. Відлічується кут карти від напрямку меридіана за ходом годинникової стрілки. Початок системи координат XOY сполучають із вихідним пунктом маршруту або з яким-небудь наземним орієнтиром.

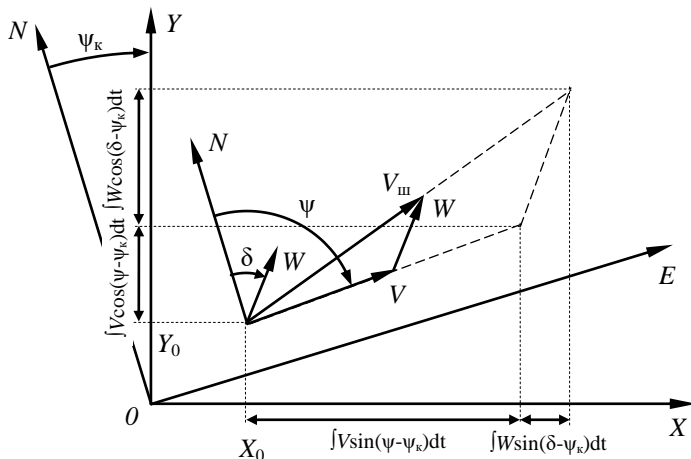


Рис. 2.48

Поточні координати місцезнаходження літака X, Y при допущенні, що навігаційна задача розв'язується в горизонтальному польоті ($V_T \approx V$), визначаються як:

$$\begin{aligned}
 X &= X_0 + \int_{t_0}^t [V \sin(\psi - \psi_k) + W \sin(\delta - \psi_k)] dt; \\
 Y &= Y_0 + \int_{t_0}^t [V \cos(\psi - \psi_k) + W \cos(\delta - \psi_k)] dt;
 \end{aligned}
 \tag{2.6}$$

де X_0, Y_0 – координати вихідного пункту маршруту.

Розглянуті алгоритми повітряного числення шляху реалізуються в навігаційних індикаторах типу НИ-50, а також в автоматичних навігаційних пристроях типу АНУ, НВУ й ЦНВУ.

Навігаційний індикатор НИ-50 використовується для визначення координат ЛА в умовній прямокутній системі координат, а також для визначення швидкості й напрямку вітру, контролю моменту виходу на заданий орієнтир, числення шляху, виходу на лінію заданого шляху й т.д.

Структурна схема навігаційного індикатора представлена на рис. 2.49.

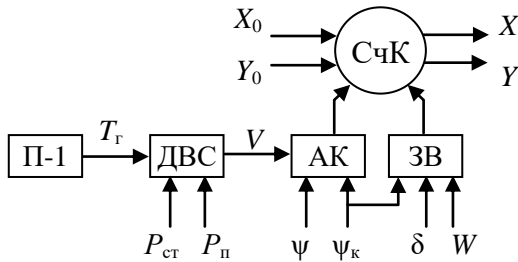


Рис. 2.49

У комплект навігаційного індикатора входять такі основні прилади (рис. 2.49): датчик повітряної швидкості (ДВС), автомат курсу (АК), задатчик вітру (ЗВ) і лічильник координат (СчК). Температура загальмованого потоку повітря T_{γ} , що необхідна для розрахунку дійсної швидкості польоту надходить від приймача температури П-1. Навігаційний індикатор є напівавтоматом. Одна частина вихідних даних уводиться в прилад автоматично, а інша - вручну.

Датчик повітряної швидкості являє собою електромеханічний обчислювальний прилад, що видає напругу, пропорційну V , величина якої визначається мембранним механізмом, до якого підводить повний $P_{\text{п}}$ і статичний $P_{\text{ст}}$ тиски. Дійсна повітряна швидкість визначається за формулою.

$$V = N \sqrt{T_{\gamma}} \left(\frac{P_{\text{дин}}}{P_{\text{ст}}} \right)^m$$

тут $N = \sqrt{2R \frac{k}{k-1}}$ – стала величина (R – питома стала повітря, k – показник адиабати); T_{γ} – температура загальмованого потоку; $P_{\text{дин}}$ – динамічний тиск повітряного потоку; $P_{\text{ст}}$ – статичний тиск; m – показник ступеня. Показник ступеня вибирається з умови.

$$\left(\frac{P_{\text{дин}}}{P_{\text{ст}}} \right)^m = \sqrt{1 - \left(\frac{P_{\text{дин}}}{P_{\text{ст}}} + 1 \right)^{\frac{1-k}{k}}}$$

Розв'язання залежності (2.6) забезпечується за рахунок перетворення обмірюваних величин T_{γ} , $P_{\text{п}}$, $P_{\text{ст}}$ в електричні сигнали й електромеханічне множення величин пропорційних $(1/P_{\text{ст}})^m$,

$P_{\text{дин}}^m, \sqrt{T_{\Gamma}}$. Температура T_{Γ} вимірюється за допомогою терморезистора, тиски $P_{\text{дин}}$ і $P_{\text{ст}}$ – за допомогою манометричної й анероїдної коробки, деформація яких перетворюється в напругу.

Сигнал дійсної повітряної швидкості від ДВС і сигнал поточного магнітного курсу від курсової системи надходять на обробку в обчислювальний пристрій системи. Туди ж надходять, уведені вручну з пультів НИ-50: кут карти, швидкість і напрямок вітру. У момент прольоту заданого ППМ стрілки лічильників пройденого шляху «С» і бічного відхилення «В» встановлюються на «0».

Функціональна схема навігаційного індикатора в режимі числення пройденого шляху в умовній прямокутній системі координат наведена на рис. 2.50.

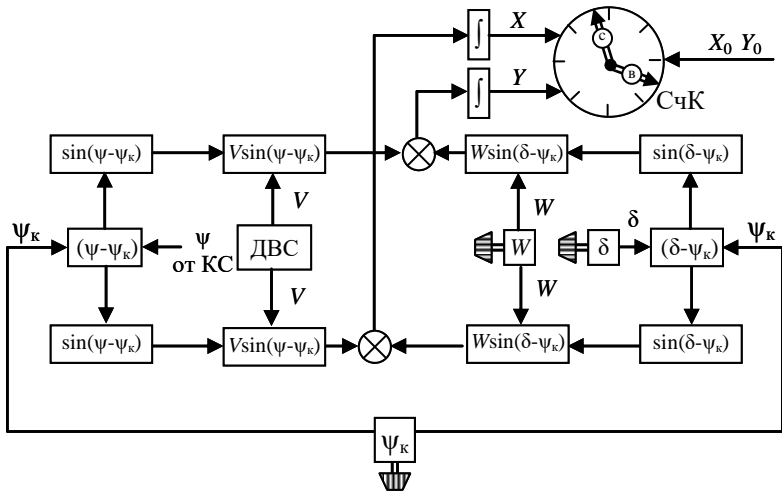


Рис. 2.50

Всі операції синусно-косинусного перетворення, множення й алгебраїчного додавання відповідно до рівнянь (2.6) виконуються за допомогою потенціометричних схем.

Інтегрування здійснюється за допомогою інтегруючих двигунів (двигунів постійного струму), в яких швидкість обертання прямо пропорційна підведеній напрузі.

Похибки навігаційних автоматів, як вимірювальних пристроїв непрямого методу вимірювання, складаються з методичних та ін-

струментальних. Інструментальна похибка навігаційного індикатора становить 5...7% від номіналу.

Основна методична похибка навігаційного автомата числення шляху, заснованого на інтегруванні шляхової швидкості, викликається відсутністю точної й безперервної інформації на літальному апараті про швидкість і напрямок вітру.

Помилка завдання швидкості вітру може досягати $10 \div 40$ км/год, а кута вітру $2 \div 3^\circ$. У зв'язку з цим в польоті періодично вводять корекцію виправлення на вітер. Частота введення виправлень на вітер залежить від середнього значенням швидкості вітру, яку не враховує навігаційний автомат.

Крім цього, існують методичні похибки, що викликані похибками датчиків дійсної повітряної швидкості й курсу. У польоті вектор дійсної повітряної швидкості не збігається з поздовжньою віссю літального апарата. Наявність кутів атаки й ковзання, кута нахилу траєкторії приводять до похибок числення шляху.

Найбільш істотні похибки числення шляху викликаються кутом ковзання й похибками датчика ДВС. Кути атаки й нахилу траєкторії впливають на похибки числення шляху в меншій мірі.

Так, наприклад, при сталих кутах $\alpha = \beta = \theta = 1^\circ$ похибки числення шляху від кута ковзання становлять 1,75%, а від кутів атаки й нахилу траєкторії – 0,03% від пройденої відстані. Однак для маневрених літальних апаратів кути θ можуть змінюватися в широких межах, внаслідок чого похибки числення шляху можуть виявитися значними.

Похибки датчика курсу можна розділити на незалежні від часу похибки (девіація, застій та ін.) і періодичні, залежні від часу похибки. Тому й похибки числення координат, що викликані похибками датчика курсу, носять аналогічний характер.

Навігаційні автомати типу НИ-50 є прообразами комплексних повітряно-доплеровських навігаційних систем. Аерометричний метод числення шляху як основний застосовується в навігаційному комплексі БНК-62 літака ІЛ-62. У цьому режимі числення виконується за даними ТКС (точної курсової системи), СВС і за параметрам вітру, що були запам'ятовуванні або уведені вручну. Аерометричні системи числення шляху, інтегровані зі супутниковими системами навігації, почали широко застосовуватися також й на малих безпілотних ЛА.

2.4. Особливості експлуатації аерометричних систем навігації

Льотна експлуатація систем

На етапі передпольотного огляду літака переконатися, що з приймачів повного і статичного тиску зняті чохла і заглушки, що на них немає механічних пошкоджень.

Після включення електроживлення, перевірити систему обігріву ПВД, вибрати і встановити одиниці вимірювання тиску (мм.рт. ст. або гПа) і висоти (метри або фути), ввести в систему значення тиску, який йому повідомляє диспетчер польотів. Для російських аеродромів та деяких аеродромів СНД це тиск QFE, в Україні та за кордоном це тиск QNH.

На попередньому старті переконатися, що покази на індикаторах системи відповідають виду і величині барометричного тиску (0 або перевищення місця зльоту) і немає сигналів повідомлень про відмови і несправності. На виконавчому старті включити обігрів ПВД.

При наборі висоти встановити тиск QNE – 760 мм рт. ст. (1013,25 гПа). Зміна системи відліку відбувається на висоті переходу – Transition Altitude (ТА). Так як на сучасних літаках, як правило, передбачається установка не менше двох основних комплектів вимірників висотно-швидкісних параметрів і резервного пілотажного комбінованого приладу типу ППКР-СВС, то необхідно проводити порівняння показань цих приладів, спостерігаючи за тим, щоб їх покази не відрізнялися на величину, визначену нормативними документами.

У польоті періодично порівнювати висоту польоту з висотою заданого ешелону а також показами показчиків висоти, повітряної і вертикальної швидкості польоту. При пілотуванні не допускати виходу за граничні значення швидкості польоту, вертикальної перевантаження і кута атаки.

На зниженні екіпаж повинен запросити величину тиску ЗПС аеродрому посадки QFE, або QNH залежно від прийнятої на аеродромі системи відліку. Після отримання даних про тиск і дозволу на посадку ввести в систему вид і величину отриманого тиску. Зміна системи відліку при зниженні відбувається на ешелоні переходу – Transition Level (TL).

Після посадки відключити обігрів ПВТ. Після зарулювання на стоянку вимкнути електроживлення системи.

Технічна експлуатація систем

У процесі передпольотної підготовки перед включенням електроживлення переконатися, що чохла і заглушки зняті з приймачів повного і статичного тиску, що на них немає механічних пошкоджень.

Відшукування і усунення несправностей виконується відповідно до рекомендацій «Керівництві з технічного обслуговування».

При виконанні монтажних і демонтажних робіт не допускається докладання великих зусиль при загортанні накидних гайок кріплення трубопроводів, застосування мастил, що викликають вибух кисню. Від'єднані трубопроводи повинні бути захищені целофановими заглушками. Перед продуванням трубопроводів від'єднання всіх споживачів системи обов'язково. Продувку магістралей повного і статичного тиску проводиться при тиску повітря 1,5 - 2 кгс/см².

При перевірці герметичності систем повного і статичного тиску та оцінці точностних характеристик в процесі створення розрядження показання вертикальної швидкості не повинні перевищувати значень, зазначених у «Керівництві з технічного обслуговування». Оцінка точностних характеристик системи виробляється порівнянням показань літакових індикаторів системи з контрольними приладами. Як тиск, так і розрядження створюються плавно, при цьому оцінюється плавність зміни показань індикаторів повітряних параметрів.

При перевірці приймачів повного і статичного тиску звертається увага на надійність їх кріплення, відсутності зовнішніх пошкоджень, чистоту входних і дренажних отворів. Влагодостійнікі перевіряються на відсутність механічних пошкоджень. За наявності вологи у вологовідстійниках вона повинна бути злита. Трубопроводи, дюритові шланги на трубопроводах і штуцерах приладів не повинні мати механічних пошкоджень, тріщин, порізів.

При перевірці системи обігріву нагрівальний елемент не повинен знаходитися у включеному стані більше 5 хвилин.

Контрольні питання

1. Сформулюйте призначення СВС. У чому принципова відмінність СВС від аерометричних приладів?
2. Перелічіть основні аерометричні параметри, що надходять від СВС.
3. Які вимірювані величини в СВС є первинними?
4. Наведіть рівняння зв'язку між первинними вимірюваними величинами, що реалізовані у СВС.
5. Перелічіть основні типи приймачів повітряних тисків.
6. У чому особливість приймачів тисків надзвукових літаків і вертольотів?
7. Який метод найчастіше використовують для вимірювання місцевих аеродинамічних кутів?
8. Що покладено в основу роботи пневматичного датчика аеродинамічних кутів?
9. За рахунок чого досягається багатфункціональність датчиків аерометричних параметрів?
10. Наведіть приклади аналогових і цифрових СВС.
11. Для чого функціональні залежності градуювальних формул в СВС перетворюються на логарифмічні?
12. Датчики тисків якого типу застосовуються в аналогових і якого типу в цифрових СВС?
13. Які основні функціональні блоки включає обчислювач цифрових СВС?
14. Який метод покладений в основу алгоритмів обчислення нелінійних градуювальних функцій в цифрових СВС?
15. Які підсистеми входять до складу комплексів типу ИК ВСП-1-6 та ИК ВСП-10?
16. Які алгоритми комплексної обробки інформації застосовуються в ИК ВСП-10?
17. У чому полягає метод навігації, що використовується в аерометричних обчислювальних системах?
18. За даними яких систем реалізується аерометричний метод числення шляху в навігаційному комплексі літака Іл-62?
19. На яких на висотах при наборі висоти та при зниженні відбувається зміна систем відліку тисків?
20. Під яким тиском виконується продувка магістралей повного та статичного тиску?

Глава 3. ІНЕРЦІАЛЬНІ НАВІГАЦІЙНІ СИСТЕМИ

3.1. Задачі, що вирішують інерціальні навігаційні системи та їх класифікація

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 й т.п.) 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 орієнтиру з відомими координатами, його азимут і пеленг, інші навігаційні параметри.

Висока інформативність, автономність, завадозахищеність ІНС визначили для ІНС 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 у спеціаль-

ному 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 напрямок осей інерціальної системи відліку, і платформа з акселерометрами, осі чутливості яких відтворюють деякі напрямки в площині горизонту і напрямок 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 напрямок нормальної (рухомої) системи відліку. З кутомірних пристроїв гіростабілізатора знімається інформація про кути крену, тангажа, курсу ЛА. Обчислювач ІНС розв'язує задачу визначення кінематичних параметрів руху центра мас ЛА і видає сигнали для корекції гіростабілізатора.

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

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.

3.2. Основи інерціального методу визначення параметрів руху

В основі інерціального методу числення шляху лежать основні закони механіки. Інерціальне числення шляху може бути виконано відносно інерціальної системи відліку, яка створюється опорними (інерціальними) тілами, що рівномірно і прямолінійно рухаються в просторі.

Інерціальний метод числення шляху заснований на фізичному й аналітичному моделюванні динаміки руху об'єкта під дією рівнодіючої зовнішніх сил і моментів, що прикладаються до нього.

У найпростішому випадку швидкість руху та координати місця розташування ЛА можна визначити відповідно шляхом одноразового і дворазового інтегрування прискорень, які вимірюють акселерометрами з урахуванням вихідних умов.

Розглянемо основне рівняння інерціального методу визначення динаміки руху об'єкта, яке записується у векторній формі у вигляді

$$m\ddot{\mathbf{R}} = \mathbf{F} ,$$

де m – маса об'єкта; \mathbf{R} – радіус-вектор (вектор положення) центра мас об'єкта в інерціальній СК; \mathbf{F} – рівнодіюча зовнішніх сил, прикладених до об'єкта. Для сили \mathbf{F} можна записати:

$$\mathbf{F} = m \sum_{i=0}^k \mathbf{g}_{0i}(\mathbf{R}_i) + \mathbf{F}_{\text{нр}} , \quad (3.1)$$

де $\mathbf{g}_{0i}(\mathbf{R}_i)$ – вектор прискорення сили тяжіння i -го небесного тіла (якщо політ відбувається у космічному просторі), що є функцією радіуса-вектора \mathbf{R}_i ; $\mathbf{F}_{\text{нр}}$ – вектор зовнішніх негравітаційних сил, прикладених до об'єкта. Розділивши рівняння (3.1) на m , одержимо:

$$\ddot{\mathbf{R}} = \sum_{i=0}^k \mathbf{g}_{0i}(\mathbf{R}_i) + \mathbf{A} , \quad (3.2)$$

де $\mathbf{A} = \mathbf{F}_{\text{нр}}/m$ – прискорення центра мас об'єкта, яке вимірюється акселерометром і яке називають уявним прискоренням.

Диференціальне рівняння (3.2) є рівнянням для загального випадку інерціальної навігації в довільній інерціальній СК. Для визначення параметрів просторової орієнтації об'єкта необхідно вихідне рівняння (3.2) представити в навігаційній СК, початок якої повинен бути певним чином зв'язаний з яким-небудь конкретним небесним тілом, наприклад, з центром Землі. Введемо праву ортогональну СК $O_0\xi_0\eta_0\zeta_0$ (рис. 3.1), в якій справедливі закони Ньютона, а також СК $O\xi\eta\zeta$ з початком у центрі мас Землі, орієнтація осей яких збігається.

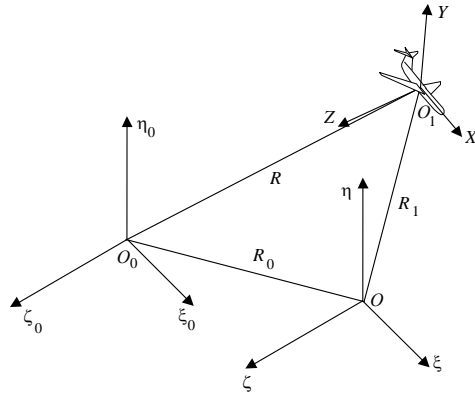


Рис.3.1

Тоді радіус-вектор об'єкта \mathbf{R} у довільній інерціальній системі зв'язується з радіусом-вектором \mathbf{R}_1 об'єкта в СК з початком у центрі Землі співвідношенням

$$\mathbf{R} = \mathbf{R}_1 + \mathbf{R}_0, \quad (3.3)$$

де \mathbf{R}_1 – радіус-вектор точки O_1 місцезнаходження центра мас об'єкта відносно центра мас Землі O ; \mathbf{R}_0 – радіус-вектор центра мас Землі точки O відносно початку O_0 інерціальної системи координат.

Підставляючи вираз (3.3) у рівняння (3.2), отримаємо:

$$\ddot{\mathbf{R}}_1 = \mathbf{A} + \sum_{i=0}^k \mathbf{g}_{0i}(\mathbf{R}_i) - \ddot{\mathbf{R}}_0. \quad (3.4)$$

У тому випадку, коли рух об'єкта відбувається поблизу Землі, тобто коли відстань \mathbf{R}_1 від центра Землі до об'єкта в багато разів менша, ніж відстань від центра Землі до інших небесних тіл ($\mathbf{R}_1 \ll \mathbf{R}_i$), різниця прискорень сил тяжіння, створюваних i -им небесним тілом у центрі Землі й у центрі мас об'єкта, стає зневажено малою в порівнянні з прискоренням сили тяжіння $g_0(R)$ гравітаційного поля Землі. З урахуванням цих міркувань рівняння, а також,

вважаючи, що початок O_0 інерціальної СК співпадає з центром мас Землі ($\mathbf{R}_0 = 0$; $\mathbf{R}_1 = \mathbf{R}$), рівняння (3.4) набуває вигляду:

$$\ddot{\mathbf{R}} = \mathbf{A} + \mathbf{g}_0(\mathbf{R}). \quad (3.5)$$

Вектор \mathbf{R} цілком характеризує поточне місце розташування об'єкта в інерціальній нерухомій СК і визначається в ІНС шляхом дворазового інтегрування диференціального рівняння (3.5). Однак, координати об'єкта, зазвичай, розраховуються в одній з навігаційних систем координат, зв'язаної з обертовою Землею, наприклад, у географічній (геодезичній) СК.

Абсолютна швидкість об'єкта в інерціальній СК у векторній формі може бути записана у вигляді

$$\dot{\mathbf{R}} = \mathbf{V}_r + \boldsymbol{\Omega} \times \mathbf{R}, \quad (3.6)$$

де \mathbf{V}_r – вектор відносної швидкості об'єкта (швидкість відносно земної поверхні); $\boldsymbol{\Omega}$ – вектор кутової швидкості обертання Землі; \mathbf{R} – радіус-вектор об'єкта в інерціальній СК відносно центра Землі; $\boldsymbol{\Omega} \times \mathbf{R}$ – лінійна периферична швидкість об'єкта, що обумовлена обертанням Землі.

Візьмемо похідні від лівої і правої частин (3.6). В результаті диференціювання отримаємо величину абсолютного (повного) прискорення

$$\ddot{\mathbf{R}} = \mathbf{w} = \dot{\mathbf{V}}_r + \boldsymbol{\Omega} \times \dot{\mathbf{R}}. \quad (3.7)$$

З урахуванням обертання вектора \mathbf{V}_r з абсолютною кутовою швидкістю $\boldsymbol{\omega}_a = \boldsymbol{\omega} + \boldsymbol{\Omega}$, обумовленою кутовою швидкістю $\boldsymbol{\omega}$, яка виникає при обльоті сферичної поверхні Землі, що, в свою чергу, обертається з кутовою швидкістю $\boldsymbol{\Omega}$, похідну вектора відносної швидкості \mathbf{V}_r , використовуючи теорему про похідну вектора в обертовій СК, можна представити у вигляді

$$\dot{\mathbf{V}}_r = (\dot{\mathbf{V}}_r)_3 + \boldsymbol{\omega}_a \times \mathbf{V}_r = (\dot{\mathbf{V}}_r)_3 + (\boldsymbol{\omega} + \boldsymbol{\Omega}) \times \mathbf{V}_r, \quad (3.8)$$

де $(\dot{\mathbf{V}}_r)_3$ – похідна від швидкості в земній СК (прискорення відносно Землі).

Підставляючи (3.6) і (3.8) у (3.7), одержимо

$$\begin{aligned} \mathbf{w} &= \left(\dot{\mathbf{V}}_{\mathbf{r}}\right)_3 + (\boldsymbol{\omega} + \boldsymbol{\Omega}) \times \mathbf{V}_{\mathbf{r}} + \boldsymbol{\Omega} \times \mathbf{V}_{\mathbf{r}} + \boldsymbol{\Omega} \times (\boldsymbol{\Omega} \times \mathbf{R}) = \\ &= \left(\dot{\mathbf{V}}_{\mathbf{r}}\right)_3 + (\boldsymbol{\omega} + 2\boldsymbol{\Omega}) \times \mathbf{V}_{\mathbf{r}} + \boldsymbol{\Omega} \times (\boldsymbol{\Omega} \times \mathbf{R}). \end{aligned} \quad (3.9)$$

Векторна сума в правій частині являє собою, відповідно, так звані відносне, коріолісове і переносне прискорення.

З урахуванням (3.5), тобто $\mathbf{w} = \ddot{\mathbf{R}} = \mathbf{A} + \mathbf{g}_0(\mathbf{R})$, уявне прискорення \mathbf{A} центра мас об'єкта, що вимірюється акселерометром, можна записати, використовуючи (3.9) у вигляді

$$\mathbf{A} = \left(\dot{\mathbf{V}}_{\mathbf{r}}\right)_3 + (\boldsymbol{\omega} + 2\boldsymbol{\Omega}) \times \mathbf{V}_{\mathbf{r}} + \boldsymbol{\Omega} \times (\boldsymbol{\Omega} \times \mathbf{R}) - \mathbf{g}_0(\mathbf{R}). \quad (3.10)$$

Зазвичай, переносне прискорення, обумовлене обертанням Землі, векторно підсумується з прискоренням сил земного тяжіння (рис. 3.2), утворюючи прискорення сили ваги

$$\mathbf{g} = \mathbf{g}_0(\mathbf{R}) - \boldsymbol{\Omega} \times (\boldsymbol{\Omega} \times \mathbf{R}). \quad (3.11)$$

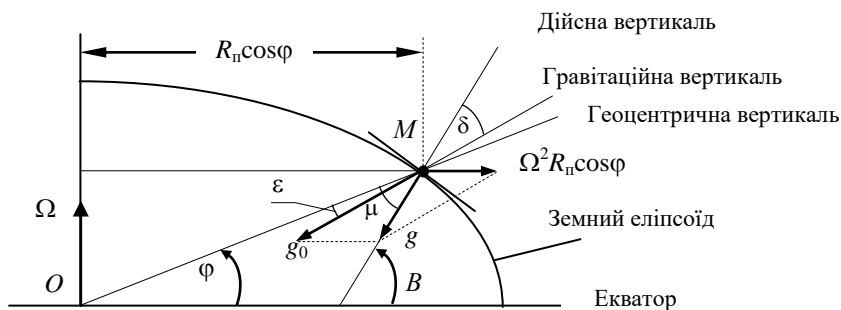


Рис. 3.2

Тоді з урахуванням (3.11) рівняння (3.10) для уявних прискорень центра мас об'єкта, вимірюваних акселерометром, набувають вигляду

$$\mathbf{A} = \left(\dot{\mathbf{V}}_{\mathbf{r}}\right)_3 + (\boldsymbol{\omega} + 2\boldsymbol{\Omega}) \times \mathbf{V}_{\mathbf{r}} - \mathbf{g}. \quad (3.12)$$

З рис. 3.2 випливає, що переносне прискорення в точці M , обумовлене обертанням Землі, являє собою відцентрове прискорення, спрямоване за нормаллю від осі обертання Землі

$$f_{\text{вц}} = \Omega^2 R_n \cos \varphi,$$

де $\Omega = 15,04107^\circ/\text{год}$ – кутова швидкість обертання Землі; R_n – геоцентрична відстань OM (радіус паралелі); φ – геоцентрична широта точки M .

Напрямок вектора прискорення сили земного тяжіння g_0 збігається з напрямком гравітаційної вертикалі, яка відрізняється від геоцентричної вертикалі (від напрямку на центр Землі) на кут

$$\varepsilon = \mu - \delta.$$

де $\delta \approx \frac{f_{\text{вц}}}{g} = \frac{\Omega^2 R_{\text{II}} \cos \varphi \sin \varphi}{g}$, а кут μ характеризує відмінності між географічною широтою B і геоцентричною широтою φ

$$\mu = B - \varphi \approx 11,5' \sin 2\varphi .$$

Вектор прискорення сили ваги g , як рівнодіюча відцентрової сили $f_{\text{вц}}$ і сили земного тяжіння g_0 , задає напрямок дійсної вертикалі, яка найчастіше вибирається як напрямок вертикальної осі геотопічних навігаційних систем координат, використовуваних в інерціальних навігаційних системах.

Як приклад, оберемо в якості навігаційної системи координат, зв'язаної з Землею, праву прямокутну геотопічну СК $OLR\Phi$ (див. рис. 3.3). Осі OL , $O\Phi$ цієї системи координат лежать у площині горизонту, а ось OR збігається з місцевою дійсною вертикаллю.

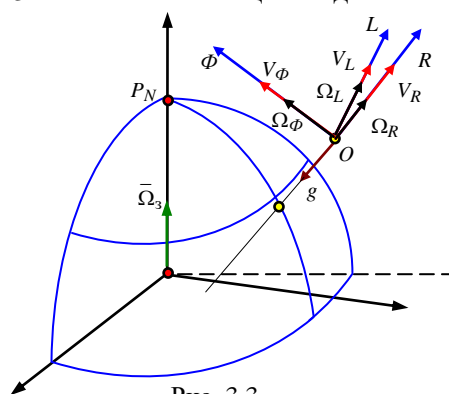


Рис. 3.3

Проектуючи векторне рівняння (3.12) на осі цієї СК, одержимо показання трьох ортогональних акселерометрів, зорієнтованих по осях OL , OR , $O\Phi$:

$$\begin{aligned}
a_L &= \dot{V}_L + V_R \omega_{\phi_\Sigma} - V_\phi \omega_{R_\Sigma} - g_L; \\
a_R &= \dot{V}_R + V_\phi \omega_{L_\Sigma} - V_L \omega_{\phi_\Sigma} - g_R; \\
a_\phi &= \dot{V}_\phi + V_L \omega_{R_\Sigma} - V_R \omega_{L_\Sigma} - g_\phi,
\end{aligned} \tag{3.13}$$

$$\begin{aligned}
\text{де } \omega_{\phi_\Sigma} &= \omega_{\phi_V} + 2\Omega_\phi; \\
\omega_{R_\Sigma} &= \omega_{R_V} + 2\Omega_R; \\
\omega_{L_\Sigma} &= \omega_{L_V} + 2\Omega_L.
\end{aligned}$$

Тут $\omega_{\phi_V}, \omega_{R_V}, \omega_{L_V}$ – проекції кутової швидкості обертання навігаційної СК $OLR\Phi$, що виникає при обльоті сферичної поверхні Землі, і яка розраховується за інформацією про швидкість польоту ЛА, радіуси кривизни земного сфероїда та про напрямок польоту ЛА відносно земного сфероїда; $\Omega_L, \Omega_R, \Omega_\phi$ – проекції кутової швидкості обертання Землі Ω_z на осі навігаційної СК $OLR\Phi$, які залежать від широти місцезнаходження ЛА, а також від азимутальної орієнтації СК $OLR\Phi$.

Для того, щоб у результаті інтегрування сигналів акселерометрів, які вимірюють уявне прискорення центра мас об'єкта, одержати значення вектора земної швидкості, необхідно з показань акселерометрів (3.13) відняти складові коріолісового прискорення і прискорення сили ваги. Тоді вектор земної швидкості можна одержати, інтегруючи рівняння

$$\begin{aligned}
\dot{V}_L &= a_L - (V_\phi \omega_{R_\Sigma} - V_R \omega_{\phi_\Sigma}) + g_L; \\
\dot{V}_R &= a_R - (V_L \omega_{\phi_\Sigma} - V_\phi \omega_{L_\Sigma}) + g_R; \\
\dot{V}_\phi &= a_\phi - (V_R \omega_{L_\Sigma} - V_L \omega_{R_\Sigma}) + g_\phi.
\end{aligned} \tag{3.14}$$

За інформацією про складові вектора земної швидкості і відомі координати точки старту можна розв'язати задачу числення поточних координат ЛА. Для визначення геодезичних (географічних) координат ЛА методом числення необхідно врахувати деякі геометричні фактори числення шляху.

3.3. Платформні інерціальні навігаційні системи

Платформні інерціальні системи навігації забезпечують можливість визначення пілотажно-навігаційних параметрів на основі вимірювання прискорень ЛА, що виникають при русі тіл у гравітаційному полі. Вимірювання прискорень здійснюється за допомогою акселерометрів, розташованих на платформі, яка утримується у певному положенні відносно інерціальної СК. Алгоритми визначення пілотажно-навігаційної інформації залежать від способу орієнтації гіроплатформи, застосованому в конкретній ИНС.

В існуючих платформних ИНС найбільше поширення одержали горизонтальні платформи з ортодромічною орієнтацією та з вільною в азимуті орієнтацією своїх осей. Розглянемо принципи побудови таких ИНС.

3.3.1. Принципи побудови платформних ИНС

Принцип дії платформної ИНС розглянемо на прикладі однокомпонентної ИНС. Зробимо такі припущення: ЛА рухається тільки в одній площині і на постійній відстані R від центра Землі; вектор напруженості гравітаційного поля спрямований до центра Землі. Коріолісові прискорення, викликані обертанням Землі та рухом ЛА при обльоті Землі, тут враховувати не будемо.

Починаючи рух із точки O_1 (рис. 3.4), ЛА переміщається в точку O , при цьому місцева вертикаль повертається на кут

$$\alpha = \frac{S}{R},$$

де S – відстань, яку пролетів ЛА.

Кутова швидкість супроводжуючого тригранника XYZ , у якого вісь OX дотична до траєкторії руху, а вісь OZ спрямована за місцевою гравітаційною вертикаллю, визначається співвідношенням

$$\dot{\alpha} = \omega_y = \frac{V}{R},$$

де V – швидкість польоту ЛА.

Крім того

$$\dot{S} = V, \quad \dot{V} = w$$

або

$$S = S_0 + \int_0^t V dt; \quad V = V_0 + \int_0^t w dt ,$$

де w – абсолютне прискорення центра мас ЛА.

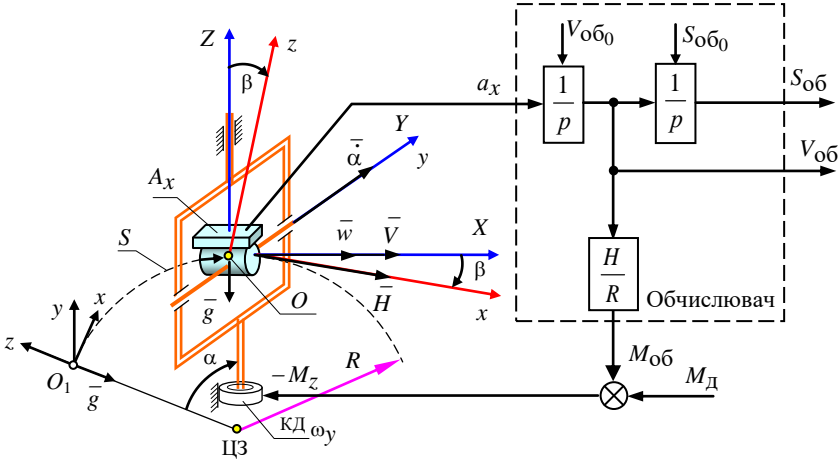


Рис. 3.4

Побудова на борту ЛА супроводжувачого тригранника забезпечується гіроплатформою, на якій встановлюється акселерометр A_x і осі якої утворюють приладовий тригранник $хуz$. Уздовж осі Ox приладового тригранника спрямована вісь чутливості акселерометра і вектор кінетичного моменту гіроскопа \vec{H} . У точці O_1 початку руху осі приладового тригранника $хуz$ з максимальною точністю сполучаються з осями XYZ супроводжувачого тригранника. Крім того встановлюються значення початкових сигналів $V_{об0}$ і $S_{об0}$ на виходах інтеграторів обчислювача. Величини цих сигналів відповідають початковим значенням швидкості ЛА V_0 і координати S_0 . Обчислювач за сигналами акселерометра безперервно обчислює в процесі руху значення швидкості $V_{об}$ і пройденої відстані $S_{об}$.

Для того, щоб гіроплатформа завжди залишалася в площині горизонту, необхідно створити швидкість прецесії платформи навколо осі Oy , тобто керувати двигуном корекції КД ω_y гіростабілізатора таким чином, щоб обертати платформу навколо осі Oy зі швидкістю, яка дорівнює кутовій швидкості обльоту ЛА Землі

$$\omega_{yоб} = \dot{\alpha} = \frac{V_{об}}{R} . \quad (3.15)$$

Відповідно до правила прецесії кутова швидкість гіроскопа ω_y з кінетичним моментом H під впливом зовнішнього моменту M_z визначається співвідношенням

$$\omega_y = -\frac{M_z}{H} . \quad (3.16)$$

Зіставляючи (3.15) і (3.16), можна знайти величину коригувального моменту

$$M_{об} = -M_z = K V_{об},$$

де

$$K = \frac{H}{R} . \quad (3.17)$$

Вираз (3.17) частіше надають у вигляді ($K/H = 1/R$) і називають умовою балістичної незбуреності. Виконання цієї умови забезпечує горизонтальність платформи при русі літака з довільним прискоренням.

Показання акселерометра, встановленого на гіроплатформі, мають вигляд

$$a_x = w_x - g_x,$$

де w_x , g_x – відповідно проекції абсолютного прискорення центра мас ЛА і прискорення сили ваги на вісь чутливості акселерометра.

Враховуючи, що гіроплатформа завжди залишається в площині горизонту, вплив прискорення сили ваги на показання акселерометра виключається, тобто при $\beta = 0$ (β – похибка горизонтування платформи) g_x також дорівнює нулю. У цьому випадку одержимо

$$a_x = w_x = w.$$

З цього рівняння випливає необхідність безперервного горизонтування осі чутливості акселерометра і, що, у свою чергу, дозволяє визначити задачі, розв'язувані ИНС у процесі руху літака:

– обчислення шляхом інтегрування кінематичних параметрів руху центра мас ЛА (у даному випадку швидкості $V_{об}$ і відстані $S_{об}$);

– безперервне відтворення напрямку осей супроводжуючого тригранника за допомогою гіростабілізатора, тобто відтворення вертикалі на борту ЛА (горизонтування платформи).

Алгоритм роботи обчислювача ИНС може бути поданий такою системою рівнянь:

$$V_{об} = V_{об0} + \int_0^t a_x dt;$$

$$S_{об} = S_{об0} + \int_0^t V_{об} dt;$$

$$M_{об} = -M_{z_{об}} = \frac{H}{R} V_{об}.$$

Замість останнього рівняння – рівняння для розрахунку моменту двигуна корекції гіростабілізатора – можна записати рівняння для розрахунку кутової швидкості гіроплатформи

$$\omega_{об} = \frac{M_{z_{об}}}{H} = \frac{V_{об}}{R}.$$

Розглянутий алгоритм роботи ИНС припускає ідеальну роботу акселерометра і гіростабілізатора із системою корекції. Проте, на практиці існує різниця $\dot{\beta}$ між кутовою швидкістю супроводжуючого тригранника $\dot{\alpha}$ і швидкістю прецесійного руху гіроскопа $\omega_{п}$ через наявність дрейфу гіроскопа $\omega_{д}$ або моменту $M_{д}$ (див. рис. 3.4), що викликає цей дрейф

$$\dot{\beta} = \omega_{п} - \dot{\alpha},$$

де $\omega_{п} = \omega_{об} + \omega_{д}$.

Через це, а також внаслідок неточності початкового визначення вертикалі (початкового відхилення гіроскопа β_0) з'являється поточна похибка горизонтування

$$\beta = \beta_0 + \int_0^t \dot{\beta} dt.$$

Некомпенсовані складові похибок акселерометра можуть характеризуватися складовою Δa_x . Внаслідок похибок акселерометра,

гіростабілізатора, а також через неточне початкове виставлення гіроплатформи робота ИНС буде характеризуватися похибками визначення швидкості ΔV і координати ΔS , а також похибкою відтворення вертикалі (похибкою горизонтування) β . При цьому вихідний сигнал акселерометра може бути поданий у вигляді

$$a_x = w \cos \beta - g \sin \beta + \Delta a_x.$$

При малих кутах β це рівняння можна записати у вигляді

$$a_x = w - g\beta + \Delta a_x.$$

Розглянутому принципу дії однокомпонентної ИНС можна зіставити структурну схему (рис 3.5).

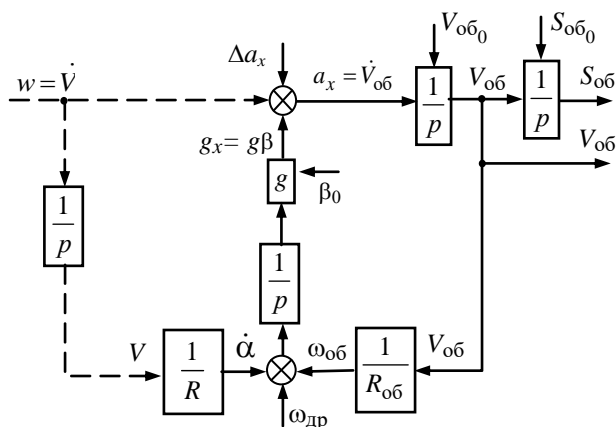


Рис. 3.5

Приймаючи прецесійну теорію, на структурній схемі гіроплатформу будемо зображати інтегрувальною ланкою. Вхідними сигналами цієї схеми є параметри руху супроводжуючого тригранника XYZ у вигляді абсолютного прискорення центра мас ЛА w , а також у вигляді кутової швидкості обертання місцевої вертикалі $\dot{\alpha}$. Інші елементи схеми відповідають роботі елементів однокомпонентної ИНС (див. рис. 3.4). За вимірюваними акселерометрами величинами абсолютного прискорення $a_x = \dot{V}_{об}$ розраховується швидкість польоту $V_{об}$ і пройдена відстань $S_{об}$, а за обчисленою швидкістю $V_{об}$ розраховується задана швидкість прецесії гіроскопа $\omega_{об}$, що дорівнює кутовій швидкості обльоту ЛА Землі. Сигнали Δa_x і $\omega_{др}$ яв-

ляють собою найбільш істотні джерела похибок ИНС. Через поточну похибку горизонтування β в показаннях акселерометрів з'являється складова $g_x = g \beta$, яка у свою чергу викликає похибку обчислення $V_{об}$. Контур горизонтування (контур інтегральної корекції горизонтального положення платформи) являє собою контур з від'ємним зворотним зв'язком, а наявність у контурі двох інтегруючих ланок свідчить про структурну нестійкість такого контуру. При дії на такий контур збурень у вигляді, наприклад, похибок a_x або $\omega_{др}$ у ньому збуджуються незгасаючі коливання з власною частотою $\sqrt{g(R)^{-1}}$.

У спрощеній постановці принцип роботи платформної ИНС демонструється рис. 3.6. Нехай у точці A поміщена платформа з акселерометром, яка при переміщенні відносно Землі (α – кутове, S – лінійне переміщення) утримується в горизонтальному положенні за допомогою гіроскопа, який відтворюючи вертикаль, повертає платформу на кут $\gamma = \alpha$. Оскільки процес побудови вертикалі повинен бути безперервним, то замість $\gamma = \alpha$ доречно записати

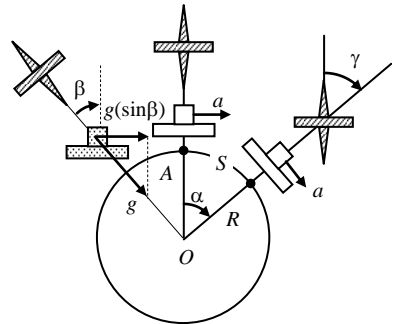


Рис. 3.6

$$\dot{\gamma} = \dot{\alpha} = \dot{S}/R.$$

Тут R – радіус Землі; $\dot{\gamma}$ – швидкість прецесії платформи (відповідає $\omega_{уб}$ у більш докладному описанні принципу роботи ИНС).

Величина \dot{S} визначається через прискорення a , вимірюване акселерометром $\dot{S} = \int_0^t a dt$, тоді $\dot{\gamma} = \frac{1}{R} \int_0^t a dt$. У результаті буде побудована вертикаль, а також визначена шляхова швидкість

$$V_{ш} = \dot{S} = \int_0^t a dt \text{ і пройдений шлях } S = \int_0^t V_{ш} dt = \int_0^t \left(\int_0^t a dt \right) dt.$$

Розглянута система має властивості маятника. Якщо в деякій точці (рис. 3.6) нормаль до платформи відхилиться від вертикалі на малий кут β (β – похибка горизонтування), то акселерометр виміряє складову земного прискорення $a = -g \sin \beta$.

Оскільки кут β невеликий, то $\sin \beta \approx \beta$, тоді $a = -g\beta$ й

$$\dot{\beta} = \frac{1}{R} \int_0^t a dt = -\frac{g}{R} \int_0^t \beta dt.$$

Диференціюючи це рівняння, отримаємо

$$\ddot{\beta} + \frac{g}{R} \beta = 0.$$

Це рівняння є рівнянням математичного маятника відносно дійсної вертикалі місцезнаходження ЛА – маятника Шулера з періодом коливань $T = 2\pi\sqrt{R(g)^{-1}}$.

Таким чином, контур горизонтування моделює так званий маятник Шулера. При $R = 6371000$ м і $g = 9.81$ м/с² період коливань дорівнює 84,4 хв. Маятник Шулера – це маятник з довжиною підвісу, яка дорівнює радіусу Землі, і який не збурюється прискореннями точки підвісу. Інша назва такої системи – гіроскопічна вертикаль з інтегральною корекцією.

При відсутності похибок датчиків і обчислювача ИНС вхідний сигнал $\dot{\alpha} = wR^{-1}/p$ на нижньому суматорі (див. рис. 3.5) повністю компенсується сигналом $\omega_{об} = a_x R_{об}^{-1}/p$ при точному заданні

$R_{об} = R$, що підтверджує ідею балістичної незбуреності контуру.

Рис. 3.7 демонструє, яким чином зміна довжини підвісу маятника впливає на кут відхилення підвісу при дії на точку підвісу одиничного прискорення, яке зміщує точку підвісу, але через інерційність центр мас тягарця маятника не змінює своє положення. Звичайно, що тільки при довжині підвісу, яка дорівнює відстані до центра Землі,

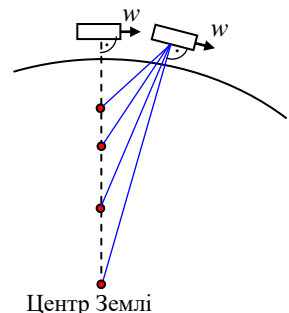


Рис. 3.7

маятник залишається незбуреним, тобто кут відхилення підвісу дорівнює нулю.

Маятник Шулера має наступну властивість: його переміщення в просторі щомиті дорівнює дузі, яка являє собою зсув його підвісу вздовж поверхні Землі, тобто маятник завжди повертається навколо точки підвісу на той же кут, що й вертикаль. Такий ідеальний пристрій діє не як звичайний маятник. Він перебуває в рівновазі, які б не були руху його точки підвісу.

Структурний аналіз контуру (див. рис. 3.5) показує, що наявність постійної похибки акселерометра Δa_x , викликає похибку відтворення вертикалі β , а при наявності постійного дрейфу платформи $\omega_{др}$ у тому числі через відхід гіроскопа через добове обертання Землі, вертикаль відтворюється без сталої похибки, але має місце періодична похибка. Типові графіки зміни похибок відтворення вертикалі при наявності постійної похибки акселерометра та дрейфу гіроплатформи показані на рис. 3.8.

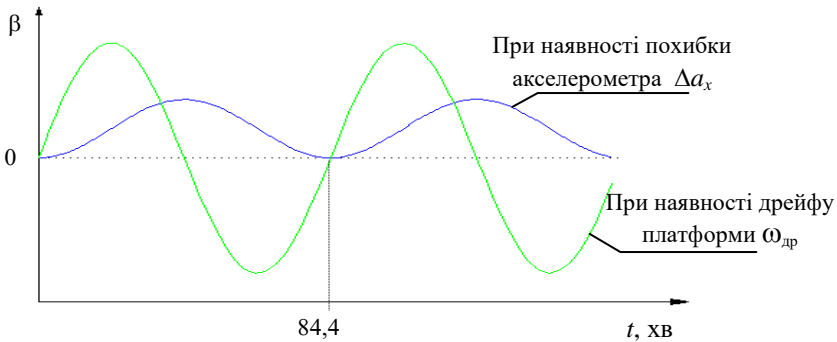


Рис. 3.8

Похибки ИНС, окрім того, залежать від похибки виставлення в горизонт платформи β_0 , від неточних початкових значень V_0 і S_0 .

Вищевикладене дозволяє зробити висновок, що кожен раз, коли на показання ИНС впливає прискорення сили ваги g_x , цей вплив обумовлює похибку ИНС. Але, з іншого боку, в алгоритмах ИНС саме ця складова відіграє надзвичайно корисну роль, оскільки, дякуючи цьому, похибки ИНС залишаються обмеженими.

3.3.2. Робочі режими інерціальних систем навігації

Розглянутий алгоритм роботи однокомпонентної ИНС практично без зміни застосовується в системах з горизонтальною, вільною в азимуті платформою – в системах типу И-11. На відміну від однокомпонентної в системі И-11 використовується тривісна чотирирамкова гіростабілізована платформа індикаторного типу (рис. 3.9) на триступневих поплавкових гіроскопах типа ГПА-20. У системах гіростабілізації індикаторного типу гіроскопи виконують функції датчика кутового положення платформи, а задана орієнтація платформи забезпечується силовими системами стеження.

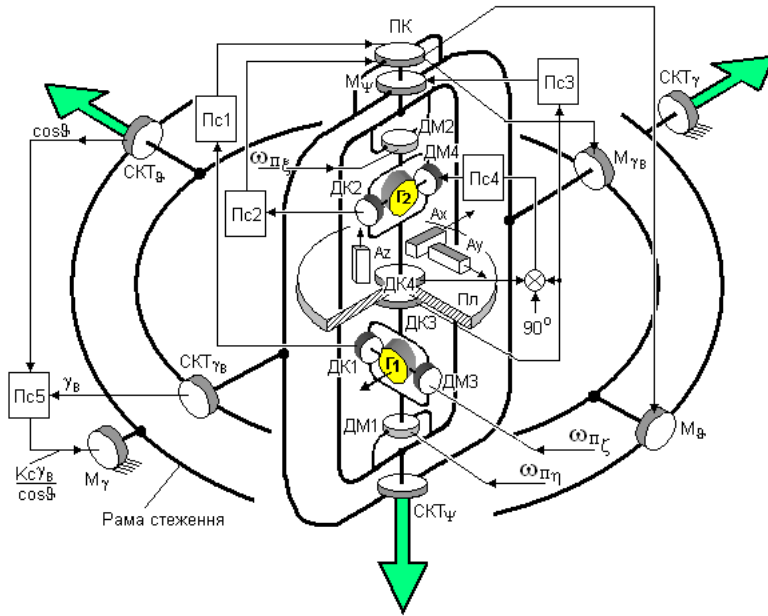


Рис. 3.9

Платформа Пл орієнтується за осями гіроскопів Г1 і Г2 за допомогою трьох систем стеження. По курсу платформа стежить за віссю зовнішньої рамки гіроскопа Г1 за допомогою системи стеження, що містить у собі датчик кута неузгодження ДК3, підсилювач Пс3 і моментний двигун М_ψ. Вісь зовнішньої рамки гіроскопа Г2 стежить за віссю зовнішньої рамки гіроскопа Г1 за допомогою

системи стеження, яка складається з датчиків кутів ДК3 і ДК4, підсилювача Пс4 і моментного двигуна ДМ4. Відповідно до схеми (див. рис. 3.9) сигнал на виході підсилювача Пс4 дорівнює

$$(\psi_{\Pi} - \psi_{\Gamma 1}) + (\psi_{\Gamma 2} - \psi_{\Pi}) + 90^{\circ} = 90^{\circ} + (\psi_{\Gamma 2} - \psi_{\Gamma 1}),$$

де ψ_{Π} , $\psi_{\Gamma 1}$, $\psi_{\Gamma 2}$ – азимуты платформ, першого та другого гіроскопів відповідно. Отже, сигнал на виході Пс4 дорівнює куту відхилення зовнішніх рамок гіроскопів Г1 і Г2 від ортогонального положення, а в цілому дана система стеження забезпечує ортогональність площин зовнішніх рамок гіроскопів.

Дві системи стеження або одна двомірна система стеження, що містить у собі датчики кутів неузгодження ДК1 і ДК2, підсилювачі Пс1 і Пс2, перетворювач координат ПК і моментні двигуни М_θ і М_{γв}, забезпечують паралельність площини платформи осям обертання гіроскопів Г1 і Г2.

Оскільки у тривісній платформі двигуни розвантаження М_θ і М_{γв} повернуті відносно платформи на змінний кут ψ , то перетворювач координат ПК зв'язаний з віссю ψ , розподіляє залежно від значення кута ψ сигнали для систем стеження тангажу та крену.

Відзначимо, що дана гіростабілізована платформа не вибивається, оскільки має додаткову раму стеження, яка дозволяє зберегти перпендикулярність осей карданового підвісу при будь-яких еволюціях ЛА, тобто при необмежених змінах крену та тангажа. Для забезпечення сталості коефіцієнта підсилення в колі керування рамою стеження коефіцієнт підсилення Пс5 зворотно пропорційний $\cos\theta$.

На платформі гіростабілізатора розташовуються три акселерометри A_x , A_y , A_z типу ДА-1 з осями чутливості, які зорієнтовані в трьох взаємно перпендикулярних напрямках і створюють приладову СК.

Інформація про кутове положення знімається з синусно-косинусних трансформаторів (СКТ) з двохсхідчастим відліком кутів (грубий і точний): кут крену γ знімається з СКТ_γ; кут тангажа θ – з СКТ_θ, а кут гіроскопічного курсу ψ_{Γ} – з СКТ_ψ.

За допомогою спеціальних моментів корекції, які створюють датчики моментів ДМ1, ДМ2, за сигналами $\omega_{п\xi}$, $\omega_{п\eta}$ платформа стабілізується відносно місцевої вертикалі, а при подачі сигналу $\omega_{п\zeta}$ на датчик моменту ДМ3 належним чином орієнтується в горизонтальній площині відносно місцевого меридіана.

Висока точність прецизійних ИНС досягається шляхом формування $\omega_{п\xi}$, $\omega_{п\eta}$, $\omega_{п\zeta}$ за сигналами уявного прискорення, які вимірюють акселерометри, з виключенням з них не тільки складових прискорення сили ваги, як це розглядалося для однокомпонентної ИНС, а й коріолісового прискорення.

Два горизонтальних канали ИНС настраюються на період маятника Шулера, який не збурюється прискореннями точки підвісу. При настроюванні довжини підвісу цього маятника, яка повинна дорівнювати радіусу Землі, використовується не сферична, а еліпсоїдна (сфероїдна) модель Землі.

Вплив прискорення сили ваги виключається шляхом безперервного горизонтування платформи, а отже, й осей чутливості акселерометрів за даними числення. У цьому випадку горизонтальні акселерометри фіксують тільки відносне прискорення та прискорення Коріоліса. Останні компенсуються аналітично.

Для розв'язання навігаційної задачі використовуються дві СК (рис. 3.10).

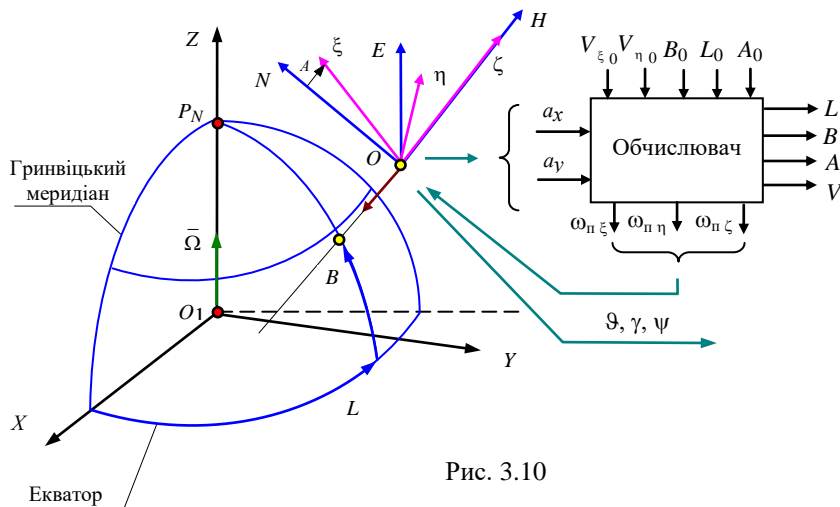


Рис. 3.10

По-перше, це – навігаційна СК $O\xi\eta\zeta$ (супроводжуючий тригранник). Центр тригранника – точка O знаходиться в точці місцезнаходження ЛА. Вісь $O\xi$ спрямована вверх за місцевою вертикаллю, осі $O\xi$, $O\eta$ лежать у горизонтальній площині й вільні в азимуті відносно руху точки O . Азимутальна орієнтація тригранника визначається його азимутом – кутом A , що лежить у площині горизонту й відлічується за годинниковою стрілкою від напрямку на північ ON . В момент старту вісь $O\xi$ прив’язана до поздовжньої осі літака, а її азимутальний кут визначається у процесі початкового виставлення гіроплатформи.

По-друге, – це СК O_1XYZ , що зв’язана із Землею. Вісь O_1Z цієї СК спрямована за вектором кутової швидкості Землі Ω , вісь O_1X знаходиться на перетині площини гринвіцького меридіану з площиною екватора, вісь O_1Y утворює з осями O_1Z , O_1X правосторонню декартову (прямокутну) СК.

До речі, приладова СК $Oxyz$, що створюється осями чутливості акселерометрів A_x , A_y , A_z (див. рис. 3.9), встановлених на платформі гіростабілізатора, моделює на борту супроводжуючий тригранник $O\xi\eta\zeta$.

Розглянемо роботу ИНС з платформою, вільною в азимуті щодо відносного руху літака навколо Землі, але зв’язаною із Землею в добовому русі, тобто її кутова швидкість в азимуті дорівнює кутовій швидкості Землі для поточної вертикалі. Азимутальний гіроскоп платформи Г1 такого гіростабілізатора (див. рис. 3.9) коригується датчиком моменту ДМЗ таким чином, що його абсолютна кутова вертикальна швидкість $\omega_{\zeta a}$ дорівнює $\omega_{\zeta a} = \Omega_{\zeta} = \Omega_3 \sin B$, де B – геодезична широта (див. рис. 3.10).

Навігаційні параметри визначаються в такій послідовності. На першому етапі визначаються похідні від складових шляхової швидкості (V_{ξ}, V_{η}) шляхом віднімання з сигналів уявного прискорення, які вимірюють акселерометри, коріолісових складових

$$\begin{aligned} \dot{V}_{\xi} &= a_{\xi} - (\omega_{\eta} + 2\Omega_{\eta})\dot{H} + 2\Omega_{\zeta}V_{\eta}; \\ \dot{V}_{\eta} &= a_{\eta} + (\omega_{\xi} + 2\Omega_{\xi})\dot{H} - 2\Omega_{\zeta}V_{\xi}, \end{aligned}$$

де $a_\xi = a_x$, $a_\eta = a_y$ – відповідно сигнали акселерометрів A_x , A_y (див. рис. 3.9); \dot{H} – похідна за висотою польоту; ω_ξ , ω_η – складові кутової швидкості супроводжуючого тригранника, що виникають при обльоті еліпсоїдної поверхні Землі; Ω_ξ , Ω_ζ , Ω_η – складові кутової швидкості обертання Землі. Відзначимо, що при обраному способі азимутальної корекції кутова швидкість ω_ζ обертання $O\xi\eta\zeta$ відносно Землі дорівнює нулю.

На другому етапі здійснюється компенсація інструментальних похибок у виміряних акселерометрами прискорень і виконується (з урахуванням початкових значень $V_{\xi 0}$, $V_{\eta 0}$) процедура інтегрування з метою отримання складових шляхової швидкості. Поправки, що вводяться на етапі компенсації інструментальних похибок, отримують на етапі попереднього калібрування гіроплатформи з встановленими на ній акселерометрами.

Далі визначають складові абсолютної кутової швидкості $\bar{\omega}_\Pi$, з якою гіроплатформа повинна обертатися відносно інерціального простору, і які складаються зі складових $\bar{\omega}_{\xi\eta\zeta}$, що викликані лінійним переміщенням літака відносно Землі, і складових $\bar{\Omega}_3$ – кутовою швидкістю обертання Землі

$$\bar{\omega}_\Pi = \bar{\omega}_{\xi\eta\zeta} + \bar{\Omega}_3.$$

В проекціях на осі навігаційної СК $O\xi\eta\zeta$ отримаємо

$$\omega_{\Pi\xi} = \omega_\xi + \Omega_\xi;$$

$$\omega_{\Pi\eta} = \omega_\eta + \Omega_\eta;$$

$$\omega_{\Pi\zeta} = \Omega_\zeta.$$

Проекції кутової швидкості обертання Землі на осі навігаційної СК $O\xi\eta\zeta$ отримують у вигляді

$$\Omega_\xi = -\Omega_3 \cos B \sin A;$$

$$\Omega_\eta = \Omega_3 \cos B \cos A; \quad (3.18)$$

$$\Omega_\zeta = \Omega_3 \sin B.$$

Проекції кутової швидкості ω_ξ , ω_η обертання навігаційної СК $O\xi\eta\zeta$, що виникають при обльоті еліпсоїдної поверхні Землі, дорівнюють

$$\omega_\xi = -\frac{V_N}{R_M} \cos A - \frac{V_E}{R_\Pi} \sin A;$$

$$\omega_\eta = -\frac{V_N}{R_M} \sin A + \frac{V_E}{R_\Pi} \cos A,$$

де V_N , V_E – північна та східна проекції шляхової швидкості (проекції на осі СК $ONEH$ (див. рис. 3.10); A – азимут супроводжувачого тригранника $O\xi\eta\zeta$; R_Π , R_M – два радіуси кривизни земного сфероїда (еліпсоїда обертання), які, зазвичай, розраховують за формулами:

$$R_M = \frac{a(1-e^2)}{(1-e^2 \sin^2 B)^{3/2}} + H;$$

$$R_\Pi = \frac{a \cos B}{\sqrt{1-e^2 \sin^2 B}} + H \cos B,$$

де e – ексцентриситет еліпсоїда ($e^2 = 6,73 \cdot 10^{-3}$); a – велика піввісь еліпсоїда ($a = 6378388$ м); H – висота польоту.

Північну та східну проекції шляхової швидкості отримують за інформацією про складові шляхової швидкості V_ξ , V_η в навігаційній (приладній) СК $O\xi\eta\zeta$

$$V_N = -V_\xi \sin A + V_\eta \cos A;$$

$$V_E = V_\xi \cos A + V_\eta \sin A.$$

Отриманні значення абсолютної кутової швидкості $\omega_{\Pi\xi}$, $\omega_{\Pi\eta}$, $\omega_{\Pi\zeta}$ гіроплатформи коригуються на інструментальні похибки гіроскопів і надходять, як керуючі сигнали на датчики моментів ДМ1, ДМ2, ДМ3 гіроскопів Г1 і Г2 (див. рис. 3.9). При цьому за сигналами $\omega_{\Pi\eta}$, $\omega_{\Pi\xi}$ реалізуються два контури інтегральної корекції горизонтального положення платформи з акселерометрами, а

сигнал $\omega_{\Pi\zeta}$ забезпечує вільність платформи в азимуті по відношенню до відносного руху літака навколо Землі.

За інформацією про північну та східну проекції шляхової швидкості обчислюються координати літака – геодезична широта B і геодезична довгота L , а також зміна азимуту платформи A при відомих вихідних значеннях координат L_0, B_0 й визначеного у процесі початкового виставлення гіроплатформи азимутального кута A_0 :

$$\begin{aligned}\dot{L} &= \frac{V_E}{R_{\Pi}}; \\ \dot{B} &= \frac{V_N}{R_M}; \\ \dot{A} &= \frac{V_N}{R_M} \operatorname{tg} B.\end{aligned}$$

Такий алгоритм числення є досить точним, але йому притаманний суттєвий недолік. У полярних районах, де значення широти B наближується до $\pm\pi/2$, він стає обчислювально нестійким. Ось чому для навігаційних систем, які можуть застосовуватися в полярних районах, застосовують всеширотний алгоритм зчислення, вільний від цього недоліку, який базується на так званих рівняннях Пуассона.

Якщо в СК O_1XYZ зафіксувати нерухомий вектор $\vec{r} = (X, Y, Z)$, то проекції цього вектора на осі СК $O\xi\eta\zeta$ будуть дорівнювати

$$\begin{vmatrix} \xi \\ \eta \\ \zeta \end{vmatrix} = \mathbf{B}(t) \begin{vmatrix} X \\ Y \\ Z \end{vmatrix}, \quad (3.19)$$

де $\mathbf{B}(t)$ – змінна матриця напрямляючі косинусів (ортогональна матриця переходу від системи O_1XYZ до системи $O\xi\eta\zeta$).

Після диференціювання (3.19) отримаємо швидкість кінця вектора \vec{r} відносно системи $O\xi\eta\zeta$

$$\begin{vmatrix} \dot{\xi} \\ \dot{\eta} \\ \dot{\zeta} \end{vmatrix} = \dot{\mathbf{B}}(t) \begin{vmatrix} X \\ Y \\ Z \end{vmatrix}. \quad (3.20)$$

З іншого боку, швидкість кінця вектора \bar{r} відносно СК $O\xi\eta\zeta$ буде дорівнювати значенню $(-\bar{\omega} \times \bar{r})$

$$\begin{aligned} \begin{vmatrix} \dot{\xi} \\ \dot{\eta} \\ \dot{\zeta} \end{vmatrix} &= -\bar{\omega} \times \bar{r} = - \begin{vmatrix} \xi^0 & \eta^0 & \zeta^0 \\ \omega_\xi & \omega_\eta & \omega_\zeta \\ \xi & \eta & \zeta \end{vmatrix} = - \begin{vmatrix} 0 & -\omega_\zeta & \omega_\eta \\ \omega_\zeta & 0 & -\omega_\xi \\ -\omega_\eta & \omega_\xi & 0 \end{vmatrix} \times \begin{vmatrix} \xi \\ \eta \\ \zeta \end{vmatrix} = \\ &= -\mathbf{\Omega}^* \mathbf{B}(t) \begin{vmatrix} X \\ Y \\ Z \end{vmatrix}, \end{aligned} \quad (3.21)$$

де

$$\mathbf{\Omega}^* = \begin{vmatrix} 0 & -\omega_\zeta & \omega_\eta \\ \omega_\zeta & 0 & -\omega_\xi \\ -\omega_\eta & \omega_\xi & 0 \end{vmatrix}; \quad \xi^0, \zeta^0, \eta^0 - \text{одичні вектори.}$$

Порівнюючи (3.20) з (3.21), отримаємо рівняння Пуассона

$$\dot{\mathbf{B}}(t) = -\mathbf{\Omega}^* \mathbf{B}(t).$$

Ортогональна матриця $\mathbf{B}(t)$ напрямлюючих косинусів перетворення (3.19)

$$\begin{vmatrix} \xi \\ \eta \\ \zeta \end{vmatrix} = \begin{vmatrix} b_{11} & b_{12} & b_{13} \\ b_{21} & b_{22} & b_{23} \\ b_{31} & b_{32} & b_{33} \end{vmatrix} \cdot \begin{vmatrix} X \\ Y \\ Z \end{vmatrix}$$

для системи $O\xi\eta\zeta$, коли ζ^0 спрямований за геодезичною вертикаллю, має вигляд

$$\mathbf{B} = \left[\begin{array}{c|c|c} -\sin L \cos A + \sin B \cos L \sin A & \cos L \cos A + \sin B \sin L \sin A & -\cos B \sin A \\ -\sin L \sin A - \sin B \cos L \cos A & \cos L \sin A - \sin B \sin L \cos A & \cos B \cos A \\ \hline \cos L \cos B & \sin L \cos B & \sin B \end{array} \right].$$

При обраному способі азимутальної корекції платформи кутова швидкість ω_ζ обертання $O\xi\eta\zeta$ відносно Землі дорівнює нулю, а кососиметрична матриця $\mathbf{\Omega}^*$ має вигляд

$$\mathbf{\Omega}^* = \begin{vmatrix} 0 & 0 & \omega_\eta \\ 0 & 0 & -\omega_\xi \\ -\omega_\eta & \omega_\xi & 0 \end{vmatrix}.$$

Отже, визначення поточного положення навігаційного тригранника $O\xi\eta\zeta$ може бути отримано шляхом розв'язання диференціального рівняння

$$\dot{\mathbf{B}}(t) = -\mathbf{\Omega}^* \mathbf{B}(t).$$

При наявності поточного значення матриці \mathbf{B} проєкції кутової швидкості (3.18) обертання Землі на осі навігаційної СК $O\xi\eta\zeta$ отримують у вигляді

$$\Omega_\xi = \Omega_3 b_{13};$$

$$\Omega_\eta = \Omega_3 b_{23};$$

$$\Omega_\zeta = \Omega_3 b_{33}.$$

Не переходячи до північної та східної проєкцій шляхової швидкості, отримають складові кутової швидкості ω_ξ , ω_η обертання навігаційної СК $O\xi\eta\zeta$, що виникають при обльоті еліпсоїдної поверхні Землі, у вигляді

$$\omega_\xi = -\frac{V_\xi}{R_2} - \frac{V_\eta}{R_{\text{дод}}};$$

$$\omega_\eta = \frac{V_\eta}{R_1} - \frac{V_\xi}{R_{\text{дод}}},$$

де R_1 , R_2 – основні, а $R_{\text{дод}}$ – додатковий радіуси кривизни земного еліпсоїда

$$\frac{1}{R_1} = \frac{1}{a} \left(1 - \frac{e^2 b_{33}^2}{2} + e^2 b_{13}^2 - \frac{H}{a} \right);$$

$$\frac{1}{R_2} = \frac{1}{a} \left(1 - \frac{e^2 b_{33}^2}{2} + e^2 b_{23}^2 - \frac{H}{a} \right);$$

$$\frac{1}{R_{\text{дод}}} = \frac{1}{a} (e^2 b_{13} b_{23}).$$

Такі розрахункові формули радіусів кривизни застосовують, наприклад, в інерціальній системі И-11. Інші розрахункові формули алгоритму не змінюються.

Використовуючи елементи матриці напрямних косинусів, визначаються:

- геодезична широта $B = \arctg \frac{b_{33}}{\sqrt{b_{13}^2 + b_{23}^2}}$ в діапазоні $\pm 90^\circ$;
- геодезична довгота $L = \arctg \frac{b_{32}}{b_{31}}$ в діапазоні $\pm 180^\circ$;
- азимут платформи $A = \arctg \frac{b_{13}}{b_{23}}$ в діапазоні $0 \dots 360^\circ$;
- дійсний курс $\Psi = \Psi_T - A$ в діапазоні $0 \dots 360^\circ$;
- кут знесення $\beta_{\text{ЗН}} = \Psi - \psi$ в діапазоні $0 \dots 360^\circ$;
- шляхова швидкість $V_{\text{ш}} = \sqrt{V_\xi^2 + V_\eta^2}$.

При наявності додаткової інформації від системи повітряних сигналів про дійсну повітряну швидкість можуть бути розраховані проекції швидкості вітру на осі гіроплатформи, модуль швидкості вітру та кут вітру.

Крім того, з синусно-косинусних трансформаторів СКТ_θ, СКТ_ψ, СКТ_γ гіроплатформи (див. рис. 3.9) надходить інформація про кутове положення літака: кут тангажа θ, гіроскопічний курс ψ_T та кут крену γ.

ИНС потребують спеціальної підготовки до польоту, наприклад, для платформних ИНС задачею підготовки є виставлення гіроплатформи в горизонтальне положення, узгодження вимірювальних осей акселерометрів з осями навігаційної СК і введення вихідних даних про координати місцеположення та швидкість руху ЛА.

3.3.3. Виставлення інерціальної системи навігації

Процес виставлення ИНС у горизонтальне положення можна поділити на етапи: прискорене, грубе та точне виставлення.

У процесі прискореного виставлення в горизонті й в азимуті виконується електричне аретування гіроплатформи в горизонтальних каналах по корпусу гіроплатформи або за сигналами акселерометрів. В азимуті гіроплатформа аретується або по корпусу, або за компасом коректора, або за задатчиком курсу.

По закінченні прискореного виставлення кола аретування розмикаються й подальше виставлення відбувається як процес корекції просторового положення гіроплатформи.

На етапі грубого виставлення для усунення похибок горизонтування сигнали з акселерометрів, минаючи інтегратор, надходять до корекційних двигунів гіростабілізатора ($КД_{\omega_y}$, на рис. 3.4). Але вимикання інтегральної корекції, хоча і поліпшує динамічні характеристики та стійкість контуру горизонтування, але погіршує його статичні характеристики. Внаслідок цього виникає стала похибка визначення вертикалі, яка пропорційна кутовій швидкості дрейфу гіроплатформи, обумовленого в тому числі й проекцією кутової швидкості обертання Землі, і обернено пропорційна коефіцієнту підсилення контуру горизонтування.

У процесі точного виставлення на двигун корекції гіроскопа подається не тільки підсилений сигнал з акселерометра, але й сигнал з цього ж акселерометра, який додатково пропускається через інтегратор.

При відсутності похибок акселерометра це означає повну відсутність похибок горизонтування. Аналогічний висновок вже робився під час аналізу структурної схеми на рис. 3.5. Таким чином, сигнал виходу інтегратора по закінченні перехідного процесу буде усувати причину похибок горизонтування. Це дозволяє для гіроскопів, заздалегідь відбалансованих, тобто недрейфуючих, сформувати або обчислити величину проекцій кутової швидкості обертання Землі для відповідної осі гіроплатформи при відсутності інформації про азимут цієї осі платформи, а також про широту місця виставлення. Цим широко користуються для виставлення початкових значень робочих інтеграторів ИНС.

Азимутальне виставлення гіроплатформи у випадку використання сигналів компаса – коректора, курсозадатчика, а також виставлення "по корпусу" не відрізняється від горизонтального виставлення.

Проте, у цих випадках корисний сигнал знімається не з акселерометра, а з відповідного датчика кутового положення.

У випадку, коли стояночний курс невідомий або визначений з недостатньою точністю, в деяких ИНС звертаються до використання режимів автономного азимутального виставлення за допомогою методів фізичного або розрахункового гірокомпасування. Процес гірокомпасування означає прив'язку осей гіроплатформи з акселерометрами до напрямку вектора напруженості гравітаційного поля й до напрямку вектора кутової швидкості добового обертання Землі.

При фізичному гірокомпасуванні використовується властивість гіромаятника (гіромаятник – гіроскоп на торсіонному підвісі, який широко застосовується в геодезичних роботах) встановлюватися за напрямком дотичної до меридіана місця. Припустимо, що в даний момент часу гіромаятник займав потрібне положення, тобто його головна вісь (вектор кінетичного моменту) горизонтальна й спрямована на північ, співпадає з напрямком горизонтальної складової кутової швидкості Землі $\Omega_{зг}$ (рис.3.11, а). При цьому маятник розташований вертикально. Проте, через добове обертання Землі

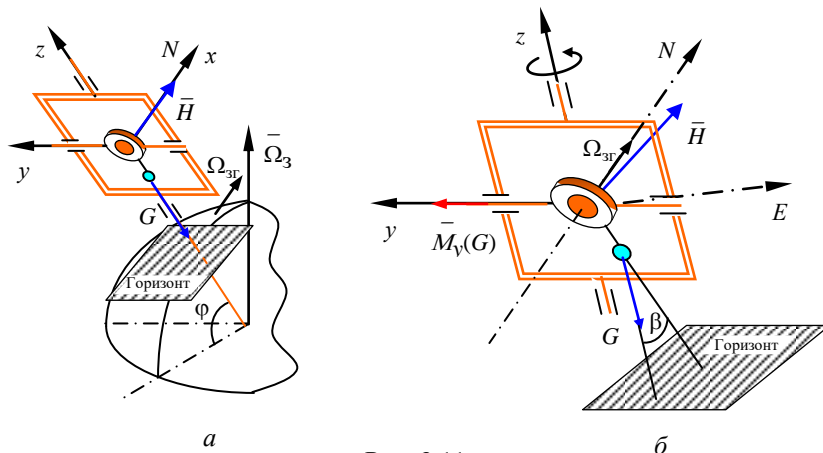


Рис. 3.11

вісь гіроскопа змінює своє положення відносно земної поверхні (піднімається над горизонтом і відхиляється до сходу). Внаслідок цього маятник, жорстко зв'язаний з гіромотором, відхиляється від вертикалі на кут β (рис.3.11, б). Сила ваги маятника буде створювати момент M_y відносно осі підвісу гіромотора. Під впливом цього моменту гіроскоп починає прецесувати навколо осі OZ зовнішньої рамки й одночасно встановлюватися до горизонту.

Прецесія гіроскопа відбувається в бік ліквідації відхилення головної осі гіроскопа від площини меридіана. Після згасання всіх коливань головна вісь повертається в площину меридіана і в горизонт. Через малу кутову швидкість обертання Землі $\Omega_3 = 7,3 \cdot 10^{-5} \text{c}^{-1}$ процес фізичного гірокомпасування достатньо тривалий.

Реалізація ідеї фізичного гірокомпасування ИНС здійснюється відповідною схемою корекції гіростабілізатора (рис.3.12). При цьому сигнали корекції як у горизонтальному, так і в азимутальному каналах знімаються з відповідного акселерометра, який вимірює вектор напруженості поля сил ваги, тобто виконує роль маятника.

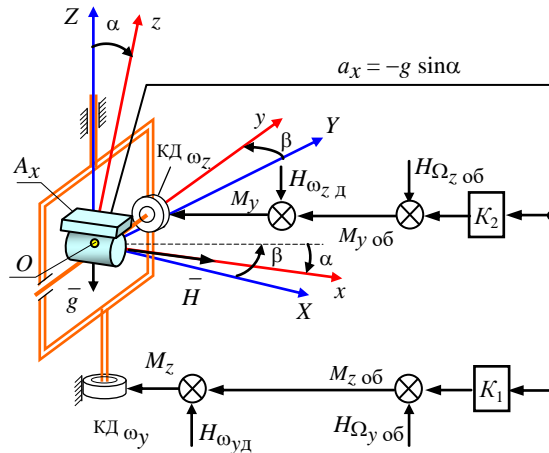


Рис. 3.12

Похибки горизонтування й азимутального виставлення відповідної осі приладного тригранника по закінченні перехідного процесу визначаються малими кутами, у даному випадку кутами α і β . Для підвищення точності виставлення гіростабілізатора в контурі

корекції зазвичай подають сигнали, відповідні вичисленим значенням проекції кутової швидкості Землі на осі супроводжуючого тригранника $\Omega_{Z\text{ об}}$, $\Omega_{Y\text{ об}}$. На схемі (див. рис. 3.11) – це сигнали $H_{\Omega_{Z\text{ об}}}$, $H_{\Omega_{Y\text{ об}}}$. Записуючи рівняння для складових абсолютної кутової швидкості гіровузла на осі OY і OZ , при малих кутах α і β , маємо:

$$\begin{aligned}\omega_y &= -\frac{K_1}{H} g\alpha + \Omega_{Y\text{ об}} + \omega_{Y\text{ д}} = -\beta\Omega_X + \Omega_Y + \dot{\alpha}; \\ \omega_z &= -\frac{K_2}{H} g\alpha + \Omega_{Z\text{ об}} + \omega_{Z\text{ д}} = -\alpha\Omega_X + \Omega_Z + \dot{\beta},\end{aligned}\quad (3.22)$$

де Ω_X , Ω_Y – проекції кутової швидкості Землі на осі супроводжуючого тригранника; $\omega_{Y\text{ д}}$, $\omega_{Z\text{ д}}$ – складові власного дрейфу гіроскопа.

По закінченні перехідного процесу маємо:

$$\dot{\alpha} = 0; \quad \alpha = \alpha_{\text{уст}}; \quad \dot{\beta} = 0; \quad \beta = \beta_{\text{уст}},\quad (3.23)$$

де $\alpha_{\text{уст}}$, $\beta_{\text{уст}}$ – усталені похибки горизонтальної та азимутальної орієнтації гіроплатформи.

Розв'язуючи рівняння (3.22), з урахуванням (3.23) маємо:

$$\begin{aligned}\alpha_{\text{уст}} &= \frac{\Omega_{Z\text{ об}} - \Omega_Z + \omega_{Z\text{ д}}}{\Omega_X + \frac{K_2}{H} g}; \\ \beta_{\text{уст}} &= \frac{1}{\Omega_X} \left\{ \frac{K_1}{H} g \frac{\Omega_{Z\text{ об}} - \Omega_Z + \omega_{Z\text{ д}}}{\Omega_X + \frac{K_2}{H} g} + \Omega_Y - \Omega_{Y\text{ об}} - \omega_{Y\text{ д}} \right\}.\end{aligned}\quad (3.24)$$

При $\Omega_{Z\text{ об}} = \Omega_Z$ і за умови $\Omega_X \ll \frac{K_2}{H} g$ замість рівняння (3.24)

маємо

$$\alpha_{\text{уст}} = \frac{H}{K_2 g} \omega_{Z\text{ д}}; \quad \beta_{\text{уст}} = \frac{\varepsilon \omega_{Z\text{ д}} - \omega_{Y\text{ д}} + \Omega_Y - \Omega_{Y\text{ об}}}{\Omega_X},$$

де $\varepsilon = K_1/K_2$.

Оскільки в схемах гірокомпасів $\varepsilon = 10^{-2} \dots 10^{-3}$, то стала похибка азимутальної прив'язки з великою точністю визначається співвідношенням

$$\beta_{\text{уст}} \approx -\frac{\omega_{Yд}}{\Omega_X} - \frac{\Omega_{Yоб} - \Omega_{Y}}{\Omega_X}. \quad (3.25)$$

Перший доданок правої частини рівняння (3.25) ставить жорсткі вимоги до величини власного дрейфу гіроскопа навколо горизонтальної осі, а другий доданок потребує точного визначення складової кутової швидкості Землі навколо відповідної осі супроводжуючого тригранника.

Якщо врахувати, що величина Ω_X визначається співвідношенням:

$$\Omega_X = \Omega_3 \cos \varphi \cos A_x,$$

де φ – широта місця виставлення; A_x – азимут відповідної осі супроводжуючого тригранника, то стає очевидним, що похибка азимутального виставлення зростає при збільшенні широти місця виставлення й при наближенні азимутальної орієнтації осі чутливості акселерометра до східного або західного напрямку.

Щоб забезпечити високу точність гірокомпасування в достатньо високих широтах, необхідно повністю компенсувати систематичну складову кутової швидкості дрейфу гіроскопа $\omega_{Yд}$. Процедура визначення й компенсації дрейфу гіроскопа в процесі підготовки ЛА до польоту забезпечується контурами балансувальних режимів.

Балансувальні режими, в свою чергу, потребують цілком визначену попередню орієнтацію гіроплатформи. Ці обставини обумовлюють значну тривалість автономного азимутального виставлення. Тому операція визначення дрейфу гіроскопів здійснюється на етапі попередньої підготовки або під час регламентних робіт. При підготовці до вильоту автономне азимутальне виставлення гіроплатформи проводиться із "запам'ятованими" сигналами дрейфу гіроскопів.

Відомо, що найкраща точність балансування гіроплатформи здійснюється для північної осі приладного тригранника, при цьому для східної осі точність балансування значно погіршується. Однак, якраз дрейф відносно східної осі суттєво впливає на точність гірокомпасування.

Для підвищення точності азимутального виставлення в деяких ИНС використовують так званий метод "подвійного гірокомпасування", суть якого така.

Спочатку східну вісь гіроплатформи повертають на північ і виконують грубе гірокомпасування й балансування (запам'ятовування дрейфу гіроскопів) східної осі гіроплатформи, потім здійснюється поворот гіроплатформи на 90° (північна вісь орієнтується на північ) і виконується точне гірокомпасування із вже відбалансованою східною віссю і балансування північної осі гіроплатформи.

3.3.4. Типові платформні інерціальні системи навігації

Розглянуті алгоритми роботи інерціальних систем навігації реалізовані, наприклад, в інерціальних системах И-21 та И-11.

На рис. 3.13 показаний комплект системи И-21. До складу системи входять: блок живлення БП-40 з рамою РМ-49 (1), моноблок МБ-5 з рамою РМ-23 (2), пристрій введення й індикації УВИ (3) й пульт керування режимів ПУР-2 (4).



Рис.3.13

Моноблок МБ-5 є основою системи И-21. Він містить гіроплатформу, електронні пристрої й цифровий обчислювач, що забезпечують виставку методом гірокомпасування, виставлення за заданим курсом, обчислення поточних навігаційних параметрів, автономний наземний контроль.

Монтажна рама РМ-23 здійснює механічний зв'язок і узгодження осей моноблока з будівельними осями літака, а також зв'язок з бортовими джерелами електроживлення й бортовою пневмомережею обдування електроніки й гіроскопічного відсіку.

Блок живлення БП-40 виробляє всі види живлення чутливих елементів, електронних плат і кола обігрівання моноблока.

Пульт керування режимами ПУР-2 служить для завдання робочих режимів системи, а також допоміжних технологічних режимів. На ПУР-2 є світлові транспаранти, що сигналізують про поточний стан системи.

Пристрій введення й індикації УВИ є дисплеєм, що служить для зв'язку екіпажа з обчислювачем моноблока. УВИ надає можли-

вість уведення в обчислювач системи за допомогою перемикачів, іменних кнопок і кнопок цифрового набірної поля фіксованого набору вхідної інформації.

На рис. 3.14 представлена спрощена структурна схема інерціальної системи И-11.

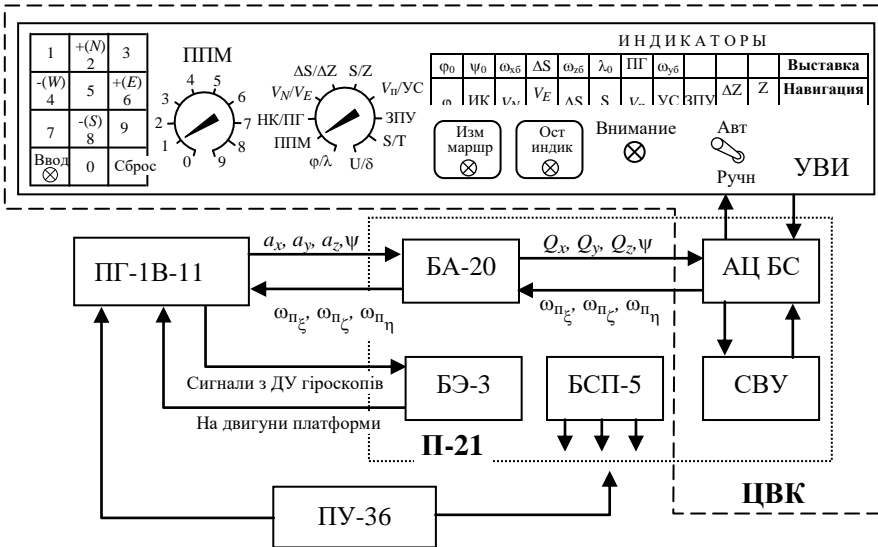


Рис. 3.14

До складу И-11 входять гіроскопічна платформа ПГ-1В-11, блок електроніки БЭ-3, блок автоматики БА-20, блок спеціалізованого живлення БСП-5, пульт керування ПУ-36, цифровий обчислювальний комплекс ЦВК.

У свою чергу, ЦВК складається з пристрою введення та індикації УВИ, аналого-цифрового блоку зв'язку АЦБС і спеціалізованого обчислювального пристрою СВУ. Всі електронні блоки системи монтуються на амортизованій платформі П-21.

Основою И-11 є вільна в азимуті гіростабілізована платформа ПГ-1В-11, кінематична схема (див. рис. 3.9) якої розглядалася раніше.

Інерціальна система И-11 забезпечує:

- виконання польоту за маршрутом відповідно до програми, уведеної в неї перед польотом або в польоті (програмується до дев'яти ділянок маршруту);
- безперервне автоматичне обчислення й індикацію поточного місця розташування ЛА в географічній і ортодромічній системах координат, шляхового кута й дійсного курсу, шляхової швидкості й кута знесення, заданого шляхового кута й бічного відхилення від заданого маршруту, напрямку й швидкості вітру, часу польоту й відстані, що залишилася, до чергового проміжного пункту маршруту (ППМ).

У процесі роботи И-11 одержує додаткову інформацію про дійсну повітряну швидкість V (для розрахунку параметрів вітру) і про абсолютну висоту польоту $H_{абс}$ (підмінює відсутній у системі нестійкий вертикальний канал) від СВС.

Сигнали прискорень a_x , a_y і a_z , обмірювані акселерометрами (див. рис. 3.14), через блок автоматики БА, де перетворюються в імпульсні сигнали Q_x , Q_y , Q_z , надходять в АЦБС цифрового обчислювального комплексу. У БА також надходить сигнал ψ з датчика кута, що знаходиться на курсовій осі платформи. З АЦБС інформація надходить у СВУ. У процесорі СВУ на основі вихідних даних і жорсткої програми розв'язуються всі завдання забезпечення роботи системи И-11, починаючи з горизонтування платформи й закінчуючи численням всіх навігаційних параметрів.

Обчислені у СВУ значення абсолютної кутової швидкості ω_{ψ_x} , ω_{ψ_y} , ω_{ψ_z} , з якою гіроплатформа з акселерометрами повинна обертатися відносно інерціального простору, забезпечуючи контури інтегральної корекції горизонтального положення, через блок АЦБС і БА надходять на датчики моментів гіроскопів. Гіроскопи прецесують, і з їхніх датчиків кутів ДУ сигнали надходять у блок електроніки БЭ-3, де підсилюються й надходять на двигуни керування платформою. Блок електроніки також забезпечує аретування й термостабілізацію гіроскопів, платформи й власне блоку електроніки.

Використовуючи галетні перемикачі й набірне поле пристрою введення й індикації УВИ в систему вводяться вихідні дані. УВИ також здійснює функцію індикації навігаційних параметрів.

Пульт керування ПУ-36 забезпечує вмикання системи, керування режимами роботи й методами виставлення платформи й також дає можливість контролювати працездатність системи.

Блок БСП-3 виробляє живлення, необхідне для забезпечення працездатності системи.

Алгоритми роботи И-11 реалізовані у ЦВК. У ЦВК за сигналами акселерометрів, а також за даними про стоянкову географічну широту й довготу, за даними про проміжні пункти маршруту ППМ, виробляються команди на орієнтацію платформи й ведеться розрахунок поточних навігаційних параметрів. ЦВК також забезпечує реалізацію передпольотної підготовки системи.

У системі И-11 передбачені такі режими роботи: «Обогрев», «Выставка», «Навигация», «Контроль» і «Курсовертикаль».

Режим «Обогрев» призначений для створення необхідних температурних умов роботи елементів системи.

Режим «Вывставка» необхідний для орієнтації платформи в площині горизонту й визначення дійсного курсу. У цьому режимі здійснюється спочатку грубе електромеханічне аретирування осей платформи за відповідними осями літака, а потім точне горизонтування платформи за сигналами акселерометрів.

Автономне визначення дійсного курсу літака на стоянці реалізується у ЦВК у режимі гірокомпасування. При гірокомпасуванні також здійснюється процес балансування. Це обчислення й запам'ятовування відходу платформи за відповідними осями, викликуваного в основному дрейфом гіроскопів. В алгоритмах роботи И-11 враховуються запам'ятовані значення дрейфу платформи, що підвищує точність роботи системи.

Точне визначення відходів платформи реалізується в режимі подвійного гірокомпасування, але цей режим здійснюється не перед кожним вильотом. Всі етапи режиму «Вывставка» супроводжуються індикацією на УВИ показника готовності системи.

Режим «Навигация» є основним режимом роботи системи. У цьому режимі система забезпечує числення шляху й розрахунок всіх поточних навігаційних параметрів.

Режим «Контроль» забезпечує контроль правильної роботи системи в цілому. При несправностях видається команда «Отказ системы» і запам'ятовується місце відмови.

Крім того, при контролі на землі здійснюється перевірка характеристик точності системи. Для цього здійснюється виставка системи й імітується політ при введенні у ЦВК певної швидкості польоту. Обчислені при цьому навігаційні параметри λ й ϕ не повинні перевищувати граничних заздалегідь розрахованих значень. Якщо контрольовані параметри виходять за межі граничних значень, то видається команда «Неисправность», що означає незадовільну точність визначення навігаційних параметрів.

Режим «Курсовертикаль» використовується в тому випадку, коли час на підготовку до польоту менше часу готовності системи й від системи не очікують отримувати поточне місця розташування ЛА та числення шляху. Система при відмові обчислювача автоматично переходить у режим «Курсовертикаль», у якому передбачена видача тільки сигналів курсу, крену й тангажа літака.

Сучасні платформні ИНС, наприклад, ИНС-2000 (рис. 3.15) за алгоритмами роботи не відрізняються від розглянутої И-11. Відмінності полягають в більш досконалої елементної базі, зокрема обчислювача, новітніх прецизійних датчиках первинної інформації, досконалої системі термостатування.

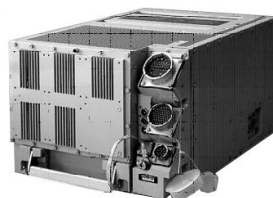


Рис. 3.15

ИНС-2000 виконана у вигляді моноблока, що складається з гіростабілізованої платформи на базі динамічно налаштованих гіроскопів, сервісної електроніки, обчислювача, блоку сучасного інтерфейсу. Система глибоко інтегрована в навігаційний комплекс, тому всі пристрої індикації, керування та контролю є єдиними пристроями комплексу.

До складу ИНС може входити прийомний пристрій супутникової навігаційної системи (СНС), розташоване усередині моноблока. У цьому випадку система комплектується антенним пристроєм СНС.

3.4. Безплатформні інерціальні навігаційні системи

У безплатформних інерціальних навігаційних системах (БИНС) 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. Перепроектуючи сигнали акселерометрів у навігаційну СК і виділяючи з їхніх показань сигнали, що є прискореннями ЛА, в обчислювачі БИНС аналітично визначається напрямок 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 зчислення шляху за відомими координатами точки старту і безперервною інформацією про величину і напрямок вектора швидкості в обраній навігаційній СК. При цьому точність зчислення визначається точністю роботи обчислювача і, природно, точністю датчиків первинної навігаційної інформації.

До числа потенційних переваг БИНС 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 БИНС 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.

3.4.1 Алгоритми роботи трикомпонентної БИНС

Алгоритм функціонування БИНС містить у собі сукупність аналітичних залежностей, які дозволяють за вимірюваним значенням уявного прискорення й абсолютної кутової швидкості ЛА безперервно визначати поточне значення координат місця розташування, складові шляхової швидкості та кутове положення ЛА в обраній навігаційній СК.

В алгоритмах роботи трикомпонентної БИНС, як і в алгоритмах платформної ІНС, точність числення навігаційних параметрів досягається за рахунок виключення із сигналів уявного прискорення, яке вимірюють акселерометри, складові прискорення сили ваги і коріолісового прискорення. Але вплив цих складових компенсується на відміну від платформної ІНС тільки аналітично.

Кінематичні рівняння інерціальної навігації в основному визначаються вибраною СК, тобто навігаційним базисом, в якому визначаються навігаційні параметри (координати і проекції швидкості). У свою чергу, вибір навігаційного базису залежить від типу літального апарата, особливостей його траєкторного руху, характеру розв'язуваних задач.

Для БИНС літальних апаратів, які здійснюють рух в атмосфері Землі, найбільш часто використовуються обертові СК з базовою площиною місцевого горизонту і певною орієнтацією горизонтальних осей в азимуті. Під орієнтацією осей в азимуті розуміється можливість їхньої орієнтації, наприклад, за сторонами світу, коли дві горизонтальні осі спрямовані в східному і північному напрямках. При цьому позиційну інформацію визначають широтою φ , довготою λ і висотою h , що виміряні на еліпсоїді Красовського або на еліпсоїді GRS 80 міжнародної системи WGS-84, швидкість визначають проекціями на східну V_E , північну V_N і вертикальну осі V_H , якщо за навігаційну систему вибрана система з орієнтацією осей за сторонами світу, або проекціями на осі горизонтального базису з іншою орієнтацією. Орієнтація при цьому визначається кутами крену, тангажа і дійсного курсу.

Типову схему побудови БИНС зображено на рис. 3.15. Цей варіант реалізує алгоритм системи, яка працює в обертовій земній СК.

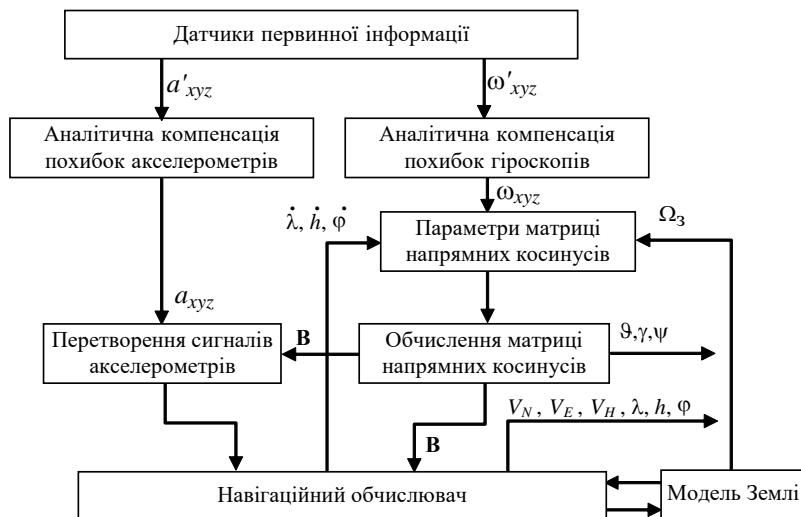


Рис. 3.15

Датчики первинної інформації БИНС – датчики кутової швидкості й акселерометри встановлюються жорстко на ЛА. Складні умови роботи датчиків інформації призводять до появи значних похибок, тому в алгоритмах роботи БИНС бажано здійснити аналітичну компенсацію похибок вимірників (здійснювати їх польотне калібрування), перш ніж ці сигнали будуть використані для розрахунку параметрів орієнтації і для визначення складових уявного прискорення уздовж навігаційних осей.

Для корекції показань датчиків первинної інформації необхідна математична модель вимірника, в якій, зазвичай, враховують: нелінійність; неспіввісність осей датчиків; дрейф; спотворення масштабного коефіцієнта.

Сигнали $\omega_{x,y,z}$ з виходу аналітичного компенсатора похибок використовуються для обчислення параметрів матриці напрямних косинусів \mathbf{B} , яка визначає зв'язок між двома СК. Оскільки матриця напрямних косинусів \mathbf{B} визначається між зв'язаними з ЛА осями й осями обертової навігаційної СК, то при розрахунках параметрів матриці \mathbf{B} необхідно залучити обчислені проєкції вектора кутової швидкості навігаційної СК, що відображено на схемі додатковими

зв'язками, які враховують кутову швидкість, що виникає при обльоті сферичної Землі ($\dot{\lambda}, \dot{h}, \dot{\phi}$), і кутову швидкість обертання самої Землі (Ω_3).

Перетворення складових уявного прискорення $a_{x,y,z}$ від осей ЛА до осей навігаційної СК здійснюється за допомогою матриці напрямних косинусів \mathbf{B} . Навігаційний обчислювач вирішує задачі, властиві всім платформним системам, оскільки на вході цього обчислювача сформовані проекції уявного прискорення на осі навігаційної СК і нічого принципово нового в розв'язанні цієї задачі немає. На виході БИНС формуються радіус-вектор місця розташування ЛА, вектор швидкості, а також кути орієнтації ЛА.

В окремому випадку, коли за навігаційний базис вибраний горизонтальний орієнтований за сторонами світу тригранник, на виході системи будуть сформовані географічні (геодезичні) координати радіуса-вектора місця розташування B, L, H , проекції відносної швидкості руху V_N, V_E, V_H , а також кути орієнтації ЛА в географічній СК – дійсний курс ψ , тангаж ϑ і крен γ .

Обсяг обчислень у БИНС значний. Це пояснюється в основному тим фактом, що БЦОМ розв'язує задачі, які пов'язані з динамікою обертання ЛА, а також з динамікою поступального руху ЛА. Поступальні швидкості ЛА відносно малі. Наприклад, швидкість при польоті ЛА в напрямку на північ 1100 км/год відповідає швидкості зміни широти усього на 10 град/год.

Таким чином, інтегрування для одержання швидкості і місця розташування можуть здійснюватися досить точно з використанням дуже простих методів чисельного інтегрування при низькій частоті повторення, в типовому випадку 10...20 Гц.

Кутові швидкості ЛА в типовому випадку за величиною на кілька порядків більші поступальних швидкостей. Зокрема, для маневрених ЛА кутові швидкості обертання можуть складати сотні градусів за секунду. В результаті цього інтегрування кутового положення в БИНС зв'язано з жорсткими вимогами до БЦОМ.

Оскільки для забезпечення високої точності інерціальної навігації потрібно, щоб похибки інтегрування кутового положення обмежувалися декількома долями кутової хвилини, необхідно застосовувати алгоритми інтегрування більш високого порядку при типових частотах повторення 80...50 Гц.

З огляду на вищесказане, наведемо варіант побудови алгоритмів БИНС для випадку, коли за навігаційний базис вибраний горизонтальний орієнтований за сторонами світу тригранник.

За навігаційний тригранник візьмемо тригранник NHE , зв'язаний з землею поверхнею.

Виберемо наступний напрямок осей NHE (рис. 3.16):

ON – збігається з вертикаллю; ON – дотична до меридіана; OE – утворює праву трійку.

В алгоритмах БИНС, зазвичай, виділяють динамічні та кінематичні рівняння. Динамічні рівняння реалізують трикомпонентну схему БИНС, у якій географічні координати L, B, H визначаються інтегруванням рівнянь вигляду

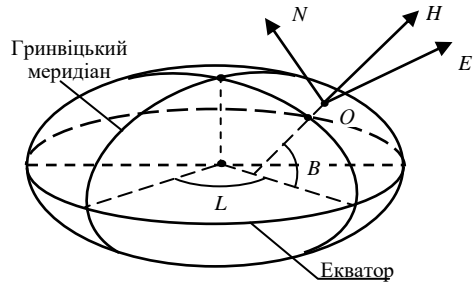


Рис. 3.16

$$\dot{L} = \frac{V_E}{(R_2 + H) \cos B};$$

$$\dot{B} = \frac{V_N}{R_1 + H};$$

$$\dot{H} = V_H,$$

де V_N, V_E – північна та східна проекції шляхової швидкості – проекції на осі СК NHE (див. рис. 3.16); R_1, R_2 – два радіуси кривизни земного сфероїда (еліпсоїда обертання); R_1 – радіус кривизни меридіонального перетину еліпсоїда (площиною HN); R_2 – радіус кривизни перетину еліпсоїда площиною HE (площиною першого вертикала);

$$R_1 = \frac{a(1-e^2)}{(1-e^2 \sin^2 B)^{\frac{3}{2}}}; \quad R_2 = \frac{a}{\sqrt{1-e^2 \sin^2 B}},$$

де a – велика піввісь еліпсоїда ($a = 6378388$ м); e – ексцентриситет еліпсоїда ($e^2 = 6,73 \cdot 10^{-3}$); H – висота польоту.

Тут можна застосовувати такі ж спрощення, що й у платформних інерціальних системах. Зокрема, функції $\frac{1}{R_1 + H}$ і $\frac{1}{R_2 + H}$ з точністю до членів порядку малості 10^{-2} можна представити в наступному вигляді:

$$\begin{aligned} \frac{1}{R_1 + H} &\approx \frac{1}{a} \left[1 - e^2 - \frac{H}{a} - \frac{3}{2} e^2 \sin^2 B \right]; \\ \frac{1}{R_2 + H} &\approx \frac{1}{a} \left[1 - \frac{H}{a} - \frac{1}{2} e^2 \sin^2 B \right]. \end{aligned} \quad (3.26)$$

Слід відзначити, що використання спрощень (3.26) може призвести до похибок, порівняних з похибками високоякісних гіроскопічних вимірників, які використовуються в БИНС. Тому можуть застосовуватися інші, більш точні форми запису даних функцій.

Складові шляхової швидкості ЛА V_L , V_N , V_H одержують в результаті інтегрування проєкцій сигналів акселерометрів, виключаючи із них складові коріолісового прискорення і прискорення сили ваги (див. формулу 3.14):

$$\begin{aligned} \dot{V}_E &= a_E - (V_N \omega_{H_\Sigma} - V_H \omega_{N_\Sigma}) + g_E; \\ \dot{V}_H &= a_H - (V_E \omega_{N_\Sigma} - V_N \omega_{E_\Sigma}) + g_H; \\ \dot{V}_N &= a_N - (V_H \omega_{E_\Sigma} - V_E \omega_{H_\Sigma}) + g_N, \end{aligned}$$

де $a_{E,H,N}$ – проєкції уявного прискорення ЛА, вимірювані акселерометрами, на осі навігаційного тригранника; $g_{E,H,N}$ – проєкції вектора прискорення сили ваги, які враховують прискорення земного тяжіння, і прискорення, що викликається відцентровою силою інерції і зв'язане з обертанням Землі; складові в дужках – проєкції коріолісового прискорення на осі навігаційного тригранника;

$\omega_{E\Sigma}, \omega_{H\Sigma}, \omega_{N\Sigma}$ – проекції кутової швидкості навігаційного тригранника відносно інерціального простору, які враховують проекції кутової швидкості обертання Землі $\Omega_E, \Omega_H, \Omega_N$ і складові відносної кутової швидкості навігаційного тригранника, які обумовлені рухом ЛА відносно Землі $\omega_{E_V}, \omega_{H_V}, \omega_{N_V}$:

$$\omega_{N\Sigma} = \omega_{N_V} + 2\Omega_N; \quad \omega_{H\Sigma} = \omega_{H_V} + 2\Omega_H; \quad \omega_{E\Sigma} = \omega_{E_V} + 2\Omega_E.$$

У свою чергу, складові відносної кутової швидкості навігаційного тригранника і швидкості обертання Землі визначаються співвідношеннями

$$\begin{aligned} \omega_{E_V} &= -\frac{V_N}{R_1 + \dot{I}} = -\dot{B}; \\ \omega_{H_V} &= \frac{V_E}{(R_2 + H)} \operatorname{tg} B = \dot{L} \sin B; \\ \omega_{N_V} &= \frac{V_E}{(R_2 + H)} = \dot{L} \cos B; \end{aligned}$$

$$\Omega_N = \Omega_3 \cos B; \quad \Omega_H = \Omega_3 \sin B; \quad \Omega_E = 0,$$

де Ω_3 – кутова швидкість обертання Землі ($\Omega_3 = 7,27 \cdot 10^{-5}$ рад/с).

Детермінована математична модель прискорення сили ваги існує тільки для нормальної складової поля сили ваги, що відповідає земному еліпсоїду з рівномірним розподілом мас в об'ємі цієї фігури. Градієнт цього поля в будь-якій точці, що належить поверхні еліпсоїда, спрямований за нормаллю до неї і розташований у площині меридіонального перетину. Оскільки точка місцеположення ЛА не належить поверхні Землі, то вектор градієнта нормального поля сили ваги \vec{g} в цій точці не буде спрямований за лінією нормалі, опущеної з неї до поверхні земного еліпсоїда (вісь OH). Разом з тим, цей вектор буде розташований у площині меридіана точки O , тобто в площині NOH . Тоді, використовуючи потенційну функцію нормального поля тяжіння земного сфероїда, з точністю до членів порядку малості 10^{-2} співвідношення для проекцій складових поля сили ваги \vec{g} мають такий вигляд:

$$g_E = 0; \quad g_N = 0;$$

$$g_H = -g \left(1 + 5,2884 \cdot 10^{-3} \sin^2 B \right) \left[1 - \frac{2H}{a} \left(1 - e \sin^2 B \right) \right].$$

де $g = 9,78049 \text{ м/с}^2$ прискорення сили ваги на екваторі;
Існують й інші більш точні форми запису даних складових.

При розв'язанні кінематичних рівнянь розраховуються проекції $a_{E,H,N}$ уявного прискорення ЛА на осі навігаційного тригранника NHE за показаннями акселерометрів зі зв'язаної з ЛА СК XYZ з використанням матриці напрямних косинусів \mathbf{B}

$$\begin{bmatrix} a_N \\ a_H \\ a_E \end{bmatrix} = \mathbf{B} \begin{bmatrix} a_{x_{\text{ЛА}}} \\ a_{y_{\text{ЛА}}} \\ a_{z_{\text{ЛА}}} \end{bmatrix}.$$

Матриця напрямних косинусів має такий вигляд:

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} \cos \psi \cos \vartheta & \sin \psi \sin \gamma - \cos \psi \sin \vartheta \cos \gamma & \sin \psi \cos \gamma + \sin \gamma \sin \vartheta \cos \psi \\ \sin \vartheta & \cos \vartheta \cos \gamma & -\cos \vartheta \sin \gamma \\ -\sin \psi \cos \vartheta & \cos \psi \sin \gamma + \sin \psi \sin \vartheta \cos \gamma & \cos \psi \cos \gamma - \sin \psi \sin \vartheta \sin \gamma \end{bmatrix}$$

де γ , ϑ , ψ – кути крену, тангажа і рискання. Кут рискання відрізняється від географічного курсу ψ_{Γ} знаком, тобто $\psi_{\Gamma} = -\psi$.

Матриця напрямних косинусів \mathbf{B} може бути отримана в різні способи. Наведемо приклади деяких з них.

Матриця напрямних косинусів \mathbf{B} може бути отримана в результаті розв'язання узагальненого рівняння Пуассона за інформацією про кутову швидкість ЛА відносно інерціального простору $\omega_{\text{ЛА}}$ і кутову швидкість навігаційної СК відносно інерціального простору ω_{NHE} , яка враховує кутову швидкість обертання Землі і кутову швидкість, обумовлену обльотом ЛА сферичної Землі

$$\dot{\mathbf{B}} = \mathbf{B} \omega_{\text{ЛА}} - \omega_{NHE} \mathbf{B},$$

де

$$\omega_{\text{ЛА}} = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_{z\text{ЛА}} & \omega_{y\text{ЛА}} \\ \omega_{z\text{ЛА}} & 0 & -\omega_{x\text{ЛА}} \\ -\omega_{y\text{ЛА}} & \omega_{x\text{ЛА}} & 0 \end{bmatrix};$$

$$\omega_{\text{NHE}} = \begin{bmatrix} 0 & -(\omega_{E_V} + \Omega_E) & (\omega_{H_V} + \Omega_H) \\ (\omega_{E_V} + \Omega_E) & 0 & -(\omega_{N_V} + \Omega_N) \\ -(\omega_{H_V} + \Omega_H) & (\omega_{N_V} + \Omega_N) & 0 \end{bmatrix};$$

$\omega_{x\text{ЛА}}, \omega_{y\text{ЛА}}, \omega_{z\text{ЛА}}$ – кутові швидкості ЛА відносно зв’язаних осей, вимірювані датчиками кутової швидкості; $\Omega_E, \Omega_H, \Omega_N$ і $\omega_{E_V}, \omega_{H_V}, \omega_{N_V}$ були визначені раніше.

За елементами матриці **B** визначаються кути орієнтації ЛА: крен γ , тангаж ϑ , рискання (курс) ψ :

$$\gamma = \arcsin\left(\frac{-b_{23}}{\sqrt{1-b_{21}^2}}\right); \vartheta = \arcsin(b_{21}); \psi = \arcsin\left(\frac{-b_{31}}{\sqrt{1-b_{21}^2}}\right). \quad (3.27)$$

Тут b_{ij} – елементи матриці **B** (i – номер рядка; j – номер стовпця).

Інший алгоритм отримання матриці напрямних косинусів припускає її формування безпосередньо за кутами γ, ϑ, ψ . Параметри кутової орієнтації γ, ϑ, ψ (кутові швидкості $\dot{\psi}, \dot{\vartheta}, \dot{\gamma}$) можна отримати, проектуючи вектор абсолютної кутової швидкості на осі зв’язаної СК.

Тривимірні матриці напрямних косинусів досить зручні для обчислень у бортовій ЦОМ. Однак формування матриці **B** з використанням тригонометричних функцій вимагає значних обчислювальних витрат.

Для визначення орієнтації ЛА можна використовувати замість напрямних косинусів параметри Родрига-Гамільтона у формі кватерніонів. Перевага методу кватерніонів полягає в тому, що він дозволяє описувати перехід від однієї СК до іншої за допомогою всього лише чотирьох чисел, а не 9 напрямних косинусів.

До переваг цього методу побудови матриці орієнтації відноситься гарантована ортогональність матриці орієнтації. Крім цього,

практика показує, що обчислення з використанням параметрів Родрига-Гамільтона дає найменші обчислювальні витрати в порівнянні з іншими методами за умови забезпечення однакових точностних характеристик.

За елементами матриці \mathbf{B} відповідно до (3.27) визначаються кути орієнтації ЛА: крен γ , тангаж ϑ , рискання (курс) ϑ .

Після знаходження матриці \mathbf{B} система рівнянь для проведення навігаційних розрахунків замикається.

Алгоритм проведення навігаційних розрахунків у випадку формування матриці напрямних косинусів безпосередньо за кутами γ , ϑ , ψ можна представити у наступному вигляді:

$$\begin{aligned}\omega_{y\Sigma} &= \omega_{y\text{ЛА}} - \omega_{y\text{NHE}}; \\ \omega_{x\Sigma} &= \omega_{x\text{ЛА}} - \omega_{x\text{NHE}}; \\ \omega_{z\Sigma} &= \omega_{z\text{ЛА}} - \omega_{z\text{NHE}}.\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}\dot{\psi} &= (\omega_{y\Sigma} \cos\gamma - \omega_{z\Sigma} \sin\gamma) \sec\vartheta; \\ \dot{\gamma} &= \omega_{x\Sigma} + \operatorname{tg}\vartheta (\omega_{z\Sigma} \sin\gamma - \omega_{y\Sigma} \cos\gamma); \\ \dot{\vartheta} &= \omega_{y\Sigma} \sin\gamma + \omega_{z\Sigma} \cos\gamma; \\ \psi_{\Gamma} &= -\psi.\end{aligned}$$

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} \cos\psi \cos\vartheta & \sin\psi \sin\gamma - \cos\psi \sin\vartheta \cos\gamma & \sin\psi \cos\gamma + \sin\psi \cos\vartheta \sin\gamma \\ \sin\vartheta & \cos\vartheta \cos\gamma & -\cos\vartheta \sin\gamma \\ -\sin\psi \cos\vartheta & \cos\psi \sin\gamma + \sin\psi \sin\vartheta \cos\gamma & \cos\psi \cos\gamma - \sin\psi \sin\vartheta \sin\gamma \end{bmatrix}.$$

$$\begin{bmatrix} a_N \\ a_H \\ a_E \end{bmatrix} = \mathbf{B} \begin{bmatrix} a_{x\text{ЛА}} \\ a_{y\text{ЛА}} \\ a_{z\text{ЛА}} \end{bmatrix}.$$

$$\begin{aligned}\dot{V}_E &= a_E - V_N(\omega_{H_V} + 2\Omega_H) + V_H(\omega_{N_V} + 2\Omega_N); \\ \dot{V}_H &= a_H - V_E(\omega_{N_V} + 2\Omega_N) + V_N\omega_{E_V} + g_H; \\ \dot{V}_N &= a_N - V_H\omega_{E_V} + V_E(\omega_{H_V} + 2\Omega_H).\end{aligned}$$

$$\dot{L} = \frac{V_E}{(R_2 + H) \cos B};$$

$$\dot{B} = \frac{V_N}{R_1 + H};$$

$$\dot{H} = V_H.$$

$$\omega_{E_V} = -\dot{B};$$

$$\omega_{H_V} = \dot{L} \sin B;$$

$$\omega_{N_V} = \dot{L} \cos B;$$

$$\Omega_N = \Omega_3 \cos B;$$

$$\Omega_H = \Omega_3 \sin B.$$

$$\begin{bmatrix} \omega_{x_{NHE}} \\ \omega_{y_{NHE}} \\ \omega_{z_{NHE}} \end{bmatrix} = \mathbf{B}^T \begin{bmatrix} \omega_{N_V} + \Omega_N \\ \omega_{H_V} + \Omega_H \\ \omega_{E_V} + \Omega_E \end{bmatrix}.$$

$$\frac{1}{(R_1 + H)} \approx \frac{1}{a} \left[1 - e^2 - \frac{H}{a} - \frac{3}{2} e^2 \sin^2 B \right];$$

$$\frac{1}{(R_2 + H)} \approx \frac{1}{a} \left[1 - \frac{H}{a} - \frac{1}{2} e^2 \sin^2 B \right];$$

$$g_H = -g \left(1 + 5,2884 \cdot 10^{-3} \sin^2 B \right) \left[1 - \frac{2H}{a} \left(1 - e \sin^2 B \right) \right].$$

Режими виставлення БИНС і калібрування датчиків первинної інформації реалізуються за окремими алгоритмами.

3.4.2 Приклади безплатформних ИНС

Як приклади існуючих безплатформних інерціальних навігаційних систем можна розглядати безплатформну лазерну навігаційну систему БИНС-85 (аналог Litton-92) або системи ЛИНС-100РС, БИМС-Т, які за своїми технічними параметрами цілком відповідають закордонним аналогам LTN-90 компанії Litton і H-421 компанії Honeywell (США). Ці навігаційні системи встановлюються на модифікаціях літаків: ИЛ-96; ИЛ-76; ТУ-204; ТУ-214; ЯК-130; АН-70;

АН-124; АН-148 та інших і є основними системами в комплексах пілотажно-навігаційного обладнання.

На рис. 3.17 показаний зовнішній вигляд безплатформної інерціальної навігаційної системи - ЛІНС-100РС,



Рис. 3.17

що призначена для використання на рухомих наземних, морських об'єктах і літальних апаратах для розв'язання задач орієнтації й навігації. ЛІНС-РС побудована на базі кільцевих лазерних гіроскопів і маятникових акселерометрів. До складу ЛІНС-РС входить прийомний пристрій супутникової навігаційної системи (СНС), розташований усередині моноблока. ЛІНС-

РС комплектується антенним пристроєм СНС і монтажною рамою, для забезпечення точної прив'язки до будівельних осей об'єкта.

Комплекти БІНС є основними датчиками пілотажно-навігаційних параметрів і параметрів просторового положення літака. Як датчики первинної інформації найчастіше використовуються: лазерні гіроскопи й нетермостатовані «сухі» кварцові акселерометри компенсаційного типу. Основною особливістю цих акселерометрів є виконання підвісу маятника із кварцового скла, яке характеризується високою стабільністю пружних властивостей і практичною відсутністю гістерезису

В БІНС лазерні гіроскопи й акселерометри жорстко зв'язані з літаком, і їхні осі орієнтовані уздовж його будівельних осей.

За інформацією від лазерних гіроскопів і акселерометрів в обчислювачі моделюється деякий навігаційний тригранник, на осі якого перераховуються прискорення, обмірювані акселерометрами. Потім в обчислювачі відбувається обробка інформації відповідно до алгоритмів системи й включеного режиму роботи системи. Система має режими: «Виключено», «Виставка», «Навігація», «Курсовертикаль», «Контроль». Призначення режимів і обчислені параметри аналогічні платформній системі І-11.

У БІНС такі параметри, як крен і тангаж літака, обчислюються, а не знімаються з синусно-косинусних трансформаторів гіростабілізованої платформи, як в І-11.

3.5. Особливості експлуатації інерціальних систем навігації

Льотна експлуатація систем

Повнофункціональні інерціальні системи навігації входять до складу ПНК і їхня літна експлуатація визначається регламентом експлуатації навігаційного комплексу, у якому прописані всі дії екіпажа з навігаційної підготовки ПНК до польоту й з експлуатації ПНК у польоті. Тому тут розглядаються питання експлуатації тільки інерціальних курсовертикалей.

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 сек. 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 індикуватись крен, тангажу 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 показана гіромагнітний курс.

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

При рулюванні 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

ІНС 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.

При виконанні монтажних і демонтажних робіт цих пристроїв звертається увага на те, щоб гвинти кріплення магнітного датчика були з немагнітних металів.

Калібрування магнітних датчиків проводиться на етапі девіаційних робіт у строки, що визначаються інструкцією з експлуатації даного пристрою. Девіаційні роботи також виконуються при заміні індукційного датчика.

Девіаційні роботи передбачають виконання таких операцій:

- буксирування літака на девіаційний коло;
- усунення настановної похибки магнітного (індукційного) датчика;
- усунення напівкругової та четвертої девіації;
- визначення залишкової похибки.

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

На пілотажних комплексах сучасних літаків, усунення напівкругової і четвертої 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 курсам 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 град.

Контрольні питання

1. Інформація про які пілотажно-навігаційні параметри польоту може визначатися в ІНС?
2. Як залежно від способів розташування акселерометрів на ЛА можна класифікувати ІНС?
3. Як за інформацією акселерометрів отримати значення похідної вектора земної швидкості?
4. За рахунок чого гіроплатформа ІНС завжди залишається в площині горизонту?
5. Навіщо і за рахунок чого контур горизонтування на-строюється на період коливань маятника Шулера?
6. Яким чином в платформних ІНС з показань горизонтальних акселерометрів відокремлюють відносне прискорення?
7. Яку форму Землі зазвичай використовують в кінематичних рівняннях ІНС?
8. На які етапи поділяється процес виставлення платформи ІНС у горизонтальне положення?
9. Які існують методи азимутального виставлення гіроплатформи?
10. Як можна підвищити точність азимутального виставлення?
11. Як у БІНС при відсутності гіроплатформи визначаються прискорення в навігаційній системі координат?
12. Які складові необхідно виключити із сигналів уявного прискорення, що вимірюють акселерометри, і як вплив цих складових компенсується в БІНС на відміну від платформної ІНС?
13. Навіщо в алгоритмах БІНС обчислюється матриця напрямних косинусів?
14. Які параметри (проекції векторів кутових швидкостей) зазвичай залучають при розрахунках параметрів матриці напрямних косинусів в алгоритмах БІНС?
15. За якими способами може бути отримана матриця напрямних косинусів в алгоритмах БІНС?
16. Яким чином визначається залишкова похибка магнітного (індукційного) датчика?

Глава 4. АСТРОНОМІЧНІ ЗАСОБИ НАВІГАЦІЇ

Сучасні астрономічні засоби навігації дозволяють визначити курс польоту та координати літака. Астрономічні засоби мають ряд переваг у порівнянні з іншими. Головна з них автономність, тобто незалежність від наземного обладнання. Тому вони можуть бути використані на маршрутах будь-якої довжини й при польоті в будь-яку точку земної кулі. Похибки визначення напрямку польоту ЛА і його координат практично не залежать від тривалості польоту.

Астрономічні системи навігації це єдині з курсових пристроїв, які дозволяють визначити курс польоту ЛА у високоширотних районах. У той час як магнітні та гіроскопічні курсові прилади в цих районах мають дуже значні похибки, за допомогою астрономічних засобів курс ЛА у високоширотних районах може бути визначений з точністю до одиниць кутових хвилин.

Обмежене застосування астрономічних засобів навігації на повітряних судах пов'язано з наявністю в них певних недоліків. Зокрема їх не можна застосовувати під хмарами й у хмарах, через відсутність видимості небесних світил. Певні труднощі становить виявлення навігаційних зірок у денний час.

Найближчим часом зазначені недоліки можуть бути переборені, тому що створення радіосекстантів дозволяє застосовувати астронавігаційні засоби незалежно від метеорологічних умов і часу доби. Вони не будуть схильні до завад. Тому для певної астронавігаційної обстановки перспективні астрономічні засоби навігації можуть бути в числі основних, особливо при польотах в Арктиці й Антарктиці.

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

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

Таким чином астрономічні засоби навігації можна розділити на дві групи: астрокомпаси й астронавігаційні системи (астроорієнтатори).

4.1. Астрокомпаси

4.1.1. Призначення та класифікація астокомпасів

Астрокомпаси застосовуються для визначення дійсного курсу літального апарата. Вони є автономними пристроями й мало піддані як природним, так і штучним перешкодам.

Авіаційні астрокомпаси, що пеленгують природні небесні тіла, підрозділяються залежно від принципу дії їх пеленгаційних пристроїв на оптичні й радіопеленгаційні. Перші бувають не автоматичними, коли пеленгація світил здійснюється вручну, і автоматичними — із системами фотостеження Радіопеленгаційні автоматичні астрокомпаси використовують власне радіовипромінювання Сонця й планет. Їхнє застосування на відміну від оптичних астрокомпасів не залежить від метеоумов.

За типом СК, прийнятих при реалізації пеленгаційних пристроїв, розрізняють астрокомпаси горизонтальної й екваторіальної СК (горизонтальні й екваторіальні). Площиною пеленгації перших є вертикал, а інших — коло нахилу світила. Найбільш широке застосування одержали автоматичні оптичні сонячні горизонтальні астрокомпаси серії ДАК-ДБ. У якості аварійних і допоміжних засобів виміру курсу використовуються також неавтоматичні екваторіальні астрокомпаси типу АК.

4.1.2. Горизонтальний астрокомпас

Кожній астрокомпас складається з наступних частин:

- пеленгатора, призначеного для визначення напрямку на центр небесного тіла;
- лічильно-вирішального пристрою, що обчислює азимут світила, а також дійсний або ортодромичний курс;
- задатчика координат місцезнаходження ЛА й небесних тіл;
- годинникового механізму, для урахування обертання Землі;
- пристрою відображення інформації.

У горизонтальному астрокомпасі дійсний курс ψ визначається за формулою (див. рис.4.1).

$$\psi = A - \beta, \quad (4.1)$$

де β — курсовий кут світила (кут між горизонтальними проекціями поздовжньої осі літака й напрямку на світило);

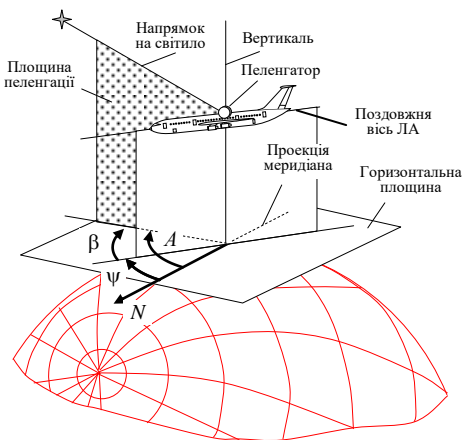


Рис. 4.1

A – азимут світила (кут між північним напрямком меридіана і горизонтальною проекцією напрямку на світило).

Курсовий кут світила β вимірюється пеленгатором астрокомпаса, а азимут світила A визначається двома методами: аналітичним – обчислюється в мікропроцесорних астрокомпасах (див. рис. 4.2) і шляхом просторового моделювання небесної сфери.

Аналітичне визначення азимуту ґрунтується (див. п. 1.3.3) на формулах сферичної тригонометрії:

$$\cos h \sin A = \cos \delta \sin t;$$

$$\cos h \cos A = \cos \varphi \sin \delta - \sin \varphi \cos \delta \cos t.$$

Поділивши перше рівняння на друге, отримаємо формулу для обчислення азимута

$$A = \arctg \frac{\cos \delta \cdot \sin t}{\cos \varphi \cdot \sin \delta - \sin \varphi \cdot \cos \delta \cdot \cos t}.$$

тут φ , δ , $t = t_{\text{ГР}} + \lambda$ повинні бути відомі, тоді азимут A світила розраховується як функція координат літака (широти φ^1 і довготи λ) і світила (нахилу δ і гринвіцького часового кута $t_{\text{ГР}}$).

Значення φ , λ , δ і початковий кут $t_{\text{ГР}}$ вводяться вручну або автоматично, а зміни місцевого часового кута t через зміну $t_{\text{ГР}}$

враховуються годинниковим механізмом.

У неавтоматичних астрокомпасах азимут світила обчислюється за допомогою

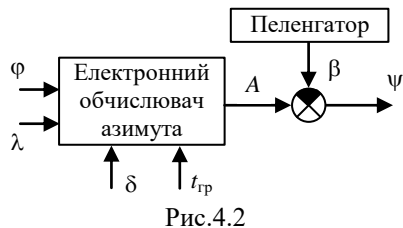


Рис.4.2

¹ В обчислювач азимута в дійсності вводять геодезичну широту B відмінність якої від геоцентричної широти φ для астрокомпасів точного класу несуттєво.

просторових механізмів — сферантів, що моделюють розглянуті в п. 1.3.3 сферичні трикутники (див. рис. 1.13).

Спрощена кінематична схема сферанта показана на рис. 4.3, де для наочності елементи сферанта прив'язані до земної сфери.

Основними елементами сферанта є:

- дужка широт 1, що обертається навколо приладової осі «захід-схід»;
- вісь годинних кутів 2 (приладова вісь миру);
- дуга висот 3, яка обертається навколо осі OM , яка моделює місцеву вертикаль і служить віссю виміру азимута;
- палець нахилу 4, що моделює напрямок на світило, стикається з дугою висот 3 і шарнірно пов'язаний з віссю годинних кутів 2.

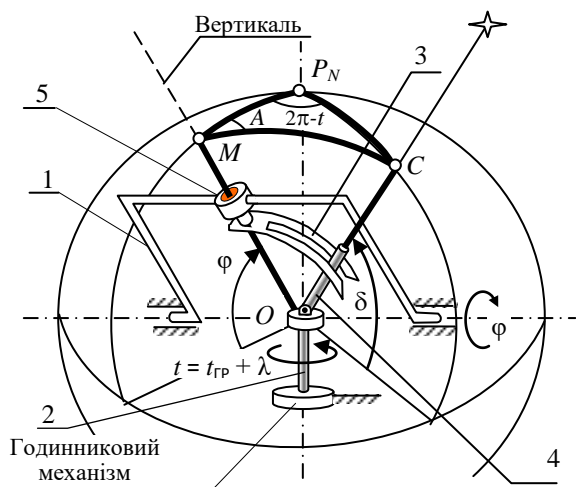


Рис. 4.3

Для зручності виконання механізму площина меридіана об'єкта в ньому фіксована, так що зміни як $t_{гр}$, так і λ враховуються обертанням пальця нахилу 4 (приладової площини $OP_N C$ кола нахилу світила) відповідно змінам місцевого часового кута t

$$t = t_{гр} + \lambda.$$

При уведенні значень φ , δ і t трикутник, що моделюється, буде подібний показаним на рис. 1.13. a й за допомогою датчика ку-

тів 5 можна виміряти обчислене значення азимута A світила. Статор датчика 5 зв'язаний зі дужкою широт I , а ротор – з дугою висот Z .

Для забезпечення безперервного суміщення площини пеленгації з напрямком на світило, що є неодмінною умовою точного відліку дійсного курсу літака, необхідно не тільки забезпечити автоматичне стеження за світилом, але й компенсувати всі рухи та переміщення літака, що порушують умови пеленгації.

Основними рухами літака, які необхідно компенсувати щоб забезпечити точний відлук курсу є:

- зміни кутової орієнтації літака (крену та тангажа) – ω_{β} ;
- рух літака навколо центру Землі з кутовою швидкістю $\omega_{\text{ЛА}}$, що призводить до змін географічних координат місцеположення літака та горизонтальних координат світила;
- добове обертання Землі з кутовою швидкістю ω_3 , яке призводить до змін часового кута та горизонтальних координат світила.

Необхідно забезпечити такий компенсаційний рух площини пеленгації ω , який би дорівнював за розміром і був би зворотним за напрямком цим обурюючим рухам.

$$-\omega = \omega_3 + \omega_{\text{ЛА}} + \omega_{\beta}$$

При польоті за маршрутом, головні зміни параметрів кутової орієнтації літака відбуваються через зміни крену, тому всі астрокомпаси мають креніві компенсатори складової ω_{β} , що побудовані на основі вимірників вертикалі, зокрема це може бути рідинний маятниковий механізм або гіровертикаль.

Компенсація обертальних рухів ω_3 та $\omega_{\text{ЛА}}$ декілька складніша і залежить від змін широти та довготи місця літака, а також від швидкості обертання Землі, тому для визначення дійсного курсу в обчислювач азимута необхідно безперервно вводити поточні значення координат літака.

При польоті за локсодромією це потребує спряження астрокомпаса з навігаційною системою числення шляху в географічній системі координат, але при використанні астрокомпаса при польоті за ортодромією ця задача значно спрощується. Слід зазначити що маршрут літака зазвичай складається з ортодромічних ділянок.

В горизонтальних астрокомпасах, які забезпечують політ за ортодромією, компенсаційні обертання відбуваються відносно вер-

тикальної осі. Кутову швидкість компенсаційного обертання можна розкласти на дві складові: горизонтальну і вздовж осі світу, паралельної осі власного обертання Землі.

Складова вздовж осі світу $\omega_N = -\omega_3$. Отже, площину пеленгації горизонтального астрокомпаса необхідно обертати відносно осі світу з кутовою швидкістю, що дорівнює швидкості обертання Землі, в зворотному напрямку. Це здійснюється годинниковим механізмом.

Горизонтальна складова дорівнює куту повороту ε відносно центру Землі (рис. 4.4) (пройдену літаком за ортодромією відстанню, що виражена в дуговій мірі). Таким чином, для забезпечення польоту за ортодромією необхідно площину пеленгації додатково обертати відносно горизонтальної осі, що перпендикулярна вектору шляхової швидкості, пропорційно пройденому шляху, тобто відхилити її назад (на хвіст) на кут

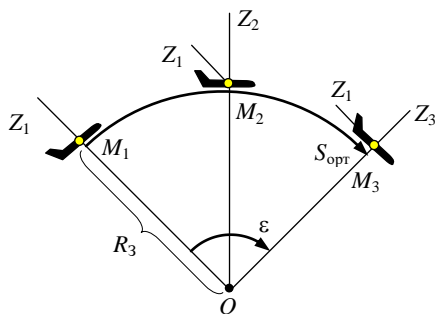


Рис. 4.4

$$\varepsilon = S_{\text{орт}}/R_3,$$
 де $S_{\text{орт}}$ – пройдений шлях за ортодромією.

Тоді, як це пояснюється на рис. 4.4, площина пеленгації в поточних точках $M_2 \dots M_3$ місця розташування літака буде паралельною площині OZ_1 вихідної точки M_1 . Через віддаленість світила напрямком на нього з будь-якої точки Землі практично паралельний, тому площини, що проходять через осі $M_2 Z_1$ або $M_3 Z_1$ і світило, паралельні вертикалу світила у вихідній точці M_1 . Тому й кут між площиною ортодромії і площиною пеленгації, вимірюваний датчиком курсового кута, буде дорівнювати курсовому куту світила β_0 у вихідному пункті маршруту (ВПМ) – у точці M_1 .

При витримуванні постійного значення дійсного ортодромічного курсу, розрахованого за напрямком ортодромії в ВПМ, літак полетить за ортодромією. Кут нахилу площини пеленгації на хвіст літака, пропорційний пройденому шляху, розраховується шляховим коректором.

Шляховий коректор щохвилини отримує сигнал від годинникового механізму і виконує числення пройденому шляху

$$S = \int_0^t V_{\text{ш}} dt .$$

Тут $V_{\text{ш}}$ – шляхова швидкість, яка встановлюється льотчиком на шляховому коректорі. Якщо шляхова швидкість невідома, то на шляховому коректорі встановлюється дійсна повітряна швидкість.

Нахил площини пеленгації здійснюється від 0° до 10° , тобто до 1100 км, після чого всі установки повторюються. Для виконання польоту за ортодромією необхідно в обчислювач австрокомпаса ввести географічні координати ВПМ ($\varphi_{\text{ВПМ}}$, $\lambda_{\text{ВПМ}}$) і екваторіальні координати Сонця, зберігаючи їх надалі незмінними. Після виходу на ВПМ літак за інформацією астрокомпаса встановлюється на дійсний ортодромічний курс, на шляховому коректорі встановлюється поточна шляхова швидкість, а індекс пройдений шлях скидається в нуль.

4.1.3. Особливості побудови горизонтальних астрокомпасів

Широке застосування знаходять горизонтальні астрокомпаси серії ДАК-ДБ. Астрокомпаси серії ДАК-ДБ визначають дійсний курс і можуть також використатися для польотів по ортодромії. У денний час вони здійснюють автоматичну пеленгацію Сонця. Уночі астрокомпаси можуть працювати разом з перископічним секстантом, що вимірює курсовий кут світил при їхній візуальній пеленгації оператором.

Структурна схема астрокомпаса представлена на рис. 4.5.

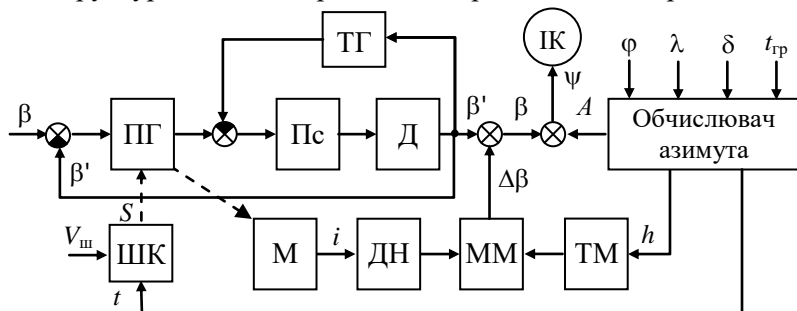


Рис. 4.5

У комплект приладу входять: датчик курсових кутів, блок підсилювачів, обчислювач, шляховий коректор і покажчик курсу. На схемі (рис. 4.5) пеленгаторна головка (ПГ), підсилювач (Пс), тахогенератор (ТГ) і двигун (Д) утворюють систему стеження, яка автоматично сполучає площину пеленгації з вертикалом світила. При цьому різниця між дійсним β і обмірюваним β' курсовими кутами світила прагне до нуля.

Обчислювач азимута (обчислювач заснований на механічному моделюванні паралактичного трикутника за допомогою сферанта), використовуючи задані кути φ , λ , $t_{\text{ГР}}$ і δ , видає на виході азимут A світила. Для виключення похибок у вимірах курсових кутів при кренах літака маятниковий механізм (М) визначає кут нахилу i площини пеленгації відносно вертикала світила, який використовується для формування кренового виправлення $\Delta\beta$.

Кренове виправлення обчислюється за кутом нахилу i , одержуваного від ММ, і сигналу висоти світила h (надходить із обчислювача азимута), які на потенціометрах датчика кута нахилу пеленгаторної головки (ДН) і тангенсного механізму (ТМ) перетворюються в $\sin i$ і tgh та перемножуються за допомогою множного механізму (ММ) формуючи виправлення

$$\Delta\beta = \sin i \cdot \text{tgh}.$$

Результатом додавання кутів β' і $\Delta\beta$ є курсовий кут світила β , у якому похибка від нахилу пеленгаторної головки компенсується. Індикатор курсу (ІК) відтворює обмірюваний курс

$$\psi = A - \beta.$$

Пеленгаторна головка з фотоелементами може керуватися від шляхового коректора (ШК), що забезпечує вимір ортодромічного курсу. Для польоту по ортодромії в шляховий коректор уводиться шляхова швидкість, а з обчислювача – сигнали часу. На виході ШК утворюється сигнал, пропорційний пройденій відстані S . Пеленгаторна головка відхиляється назад (за допомогою потенціометричної дистанційної передачі) на кут, пропорційний пройденому шляху (див. 4.5).

Електромеханічна схема фотоелектричної системи пеленгації Сонця зображена на рис. 4.6.

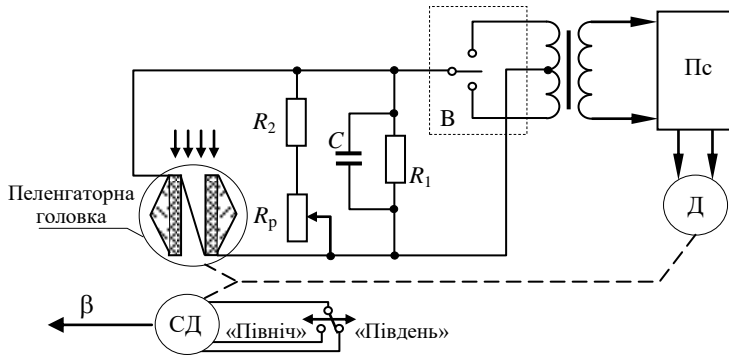


Рис.4.6

Фотоелектрична система пеленгації Сонця включає пеленгаторну головку (ПГ) із двома диференційно з'єднаними фотоелементами, вібратор В для перетворення сигналів постійного струму в змінний, підсилювач Пс і електродвигун Д.

Двигун Д повертає пеленгаторну головку на курсовий кут Сонця (кут β), одночасно він повертає ротор сельсина-датчика СД. Сигнал, що знімає із сельсина-датчика СД, пропорційний β . Реостат R_p дозволяє регулювати чутливість системи при зміні яскравості Сонця й усувати автоколивання головки.

Курсовий кут Сонця β вимірюється сельсином СД. Диференційний ланцюжок R_1C служить для підвищення якості системи фотостеження.

Розріз пеленгаторної головки показаний на рис. 4.7. Пеленгаторна головка складається із двох фотоелементів 1, що мають диференціальне включення, прикріплених до циліндричної оправи 4 з конічним дзеркалом 3. Чутливі шари фотоелементів спрямовані в різні сторони й прикриті конусами 2, що розсіюють світло. Заслінки 5 зі світлофільтрами 6 забезпечують круговий огляд верхньої півсфери. При відхиленні площини пеленгації головки від вертикала Сонця промені попадають на одне з конічних дзеркал 3, відбиваються від нього й проходять через розсіювач 2 на фотоелемент 1. Заслінки 5 зі світлофільтрами 6 обмежують світловий потік, що падає на фотоелементи.

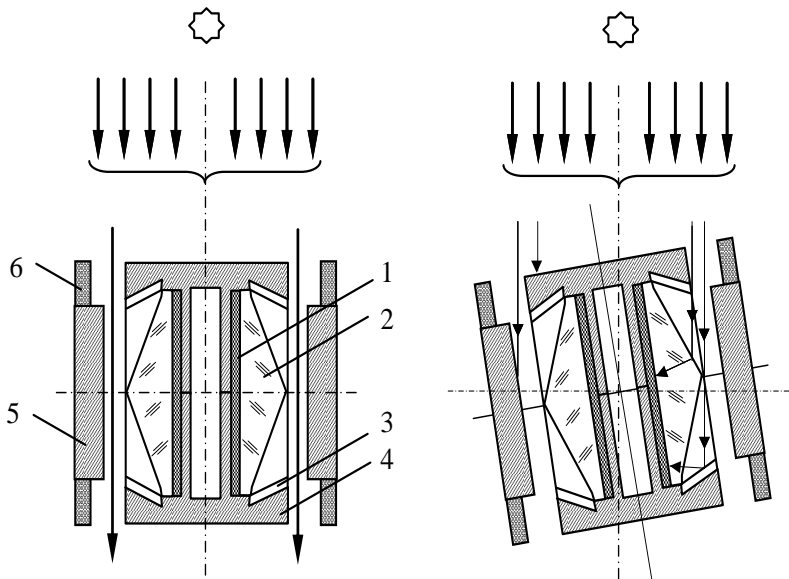


Рис. 4.7

Така конструкція пеленгаторної головки забезпечує пеленгацію Сонця при будь-якій його початковому положенні відносно ДКК.

Зовнішній вигляд датчика курсових кутів и передній панелі обчислювача астрокомпасу ДАК-ДБ показані на рис. 4.8

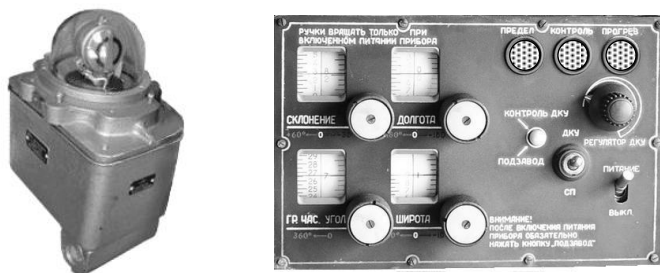


Рис. 4.8

Для польотів в південній півкулі використовуються всеширотні астрокомпаси серії ДАК-ДБ-5В. Оскільки безпосереднє забез-

печення всіширотності обчислювача азимута неможливо за

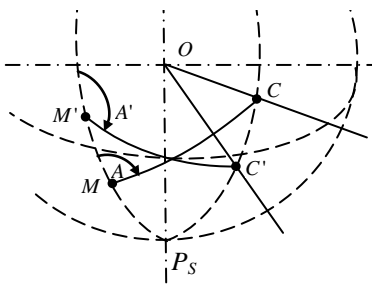


Рис. 4.9

кінематичним причинами, то прийнятий такий спосіб розв'язання цієї проблеми. При використанні астрокомпасу в південній півкулі в обчислювач азимута вводяться дійсні значення λ і $t_{\text{тр}}$ і фіктивні значення ϕ' і δ' , рівні за величиною, але протилежні за знаком дійсним значенням ϕ і δ . Це пояснюється на рис. 4.9, де M і C позначають дійсне місце об'єкта й географічне місце світила, а M' і C' – фіктивні.

У результаті обчислювач визначає кут A' , рівний $(\pi - A)$. Перетворення сигналу A' в A здійснюється перемиканням обмоток СД (рис. 4.6) за допомогою перемикача «північ – південь».

4.1.4. Екваторіальні астрокомпаси

В екваторіальних компасах відсутні складні обчислювальні пристрої й для їхньої роботи не потрібно вводити координати схилення світила. Астрокомпас виконується у вигляді просторової моделі небесної сфери, яка є будівником напрямку, що збігає із дійсним меридіаном даної точки. Для визначення дійсного курсу необхідно знати ϕ широту й довготу λ місцезнаходження літака, а також гринвічський годинниковий кут $t_{\text{тр}}$ світила.

Серед екваторіальних астрокомпасів практичне застосування знаходять автоматичні астрокомпаси типу ДАК-Б і неавтоматичні АК-53П и АК-59П. Прилади останніх двох типів використовуються більш широко як резервні засоби визначення курсу, не потребуючого електроживлення (за винятком електрообігрівання).

На відміну від горизонтальних астрокомпасів, в яких площина пеленгації співпадає з вертикалом світила, в екваторіальних астрокомпасях площина пеленгації збігається з колом схилення світила. Просторова модель екваторіального астрокомпасу наведена на рис. 4.10.

Пеленгатор закріплюється на годинниковій осі $P_N P_S$, що моделює вісь миру – вісь обертання Землі, таким чином, щоб площина пеленгації збігалася із цією віссю. Годинникова вісь нахилиється

відносно площини азимутального кола на кут ϕ широти місця. Оскільки годинникова вісь моделює вісь миру, то проекція цієї осі на азимутальне коло, що розташоване у площині горизонту, повинна збігатися з полуденною лінією, що з'єднує південь (S) з північчю (N), при цьому нульова оцінка азимутальної шкали опиняється в площині меридіана спостерігача. Точки сходу (E) і заходу (W) беруться віддаленими на 90° від точки півдня відповідно проти й по ходу годинникової стрілки, якщо дивитися із zenіту (Z). Стрімка лінія ZZ' , що з'єднує zenіт і надир, є вертикальною віссю екваторіального астрокомпасу, а площина $NESW$, в якій лежить азимутальне коло є площиною математичного горизонту.

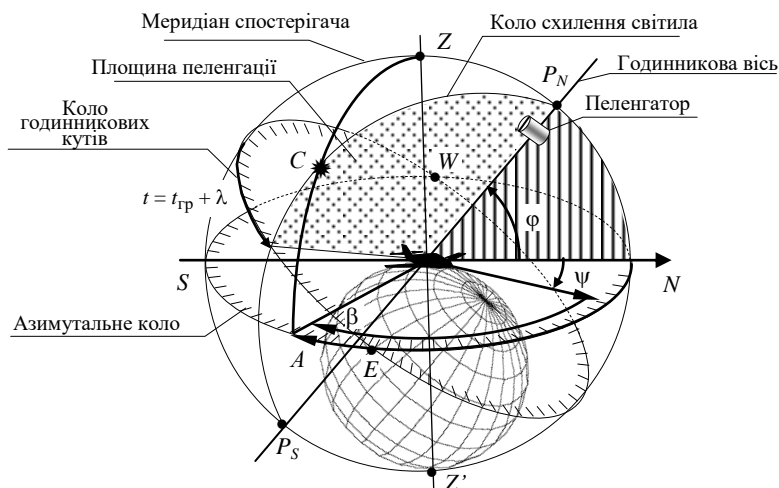


Рис. 4.10

Перпендикулярно годинникової осі, яка обертається годинниковим механізмом, розташовується площина кола годинникових кутів. Початковим виставленням годинникового механізму встановлюється гринвічський годинниковий кут $t_{гр}$ та поточна довгота місця λ , за рахунок чого площина пеленгації розвертається навколо годинникової осі на годинниковий кут $(t = t_{гр} + \lambda)$ світила.

Обертаючи пеленгатор навколо вертикальної осі ZZ' , сполучають площину пеленгації зі світилом (із центром світила) C і за шкалою азимутального кола здійснюють відлік дійсного курсу

$$\psi = A - \beta$$

Отже дійсний курс визначається як кут між змодельованою (приладовою) полуденною лінією і поздовжньою віссю ЛА.

Як приклад екваторіальних астрокомпасів розглянемо конструкцію неавтоматичного всеширотного компаса АК-59П. Загальний вигляд компаса представлений на рис. 4.11.

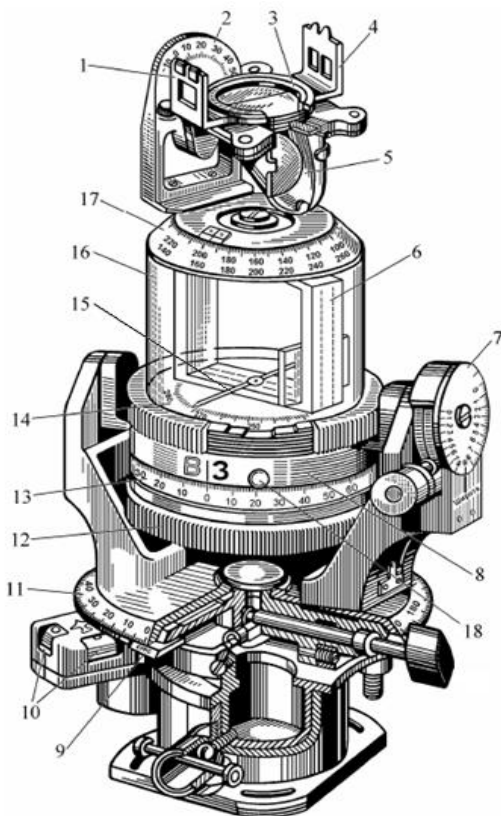


Рис. 4.11

Компас АК-59П призначений для визначення дійсного курсу літака в північній і південній півкулях за Сонцем, за площиною поляризації розсіяного атмосферою сонячного світла, за Місяцем, за зірками та планетами.

Похибка визначення дійсного курсу за сонячною і зоряною візирними системами не перевищує $\pm 2^\circ$ при висотах світил від 0 до 60° , у діапазоні схилень – Сонця $\pm 23,5^\circ$, – зірок $\pm 64^\circ$.

Похибка визначення дійсного курсу поляризаційною візирною системою не перевищує $\pm 2^\circ$.

Астрокомпас має візирний пристрій *б* для пеленгації Сонця та верхню візирну систему, основа якої *17* має шкалу годинникових кутів світила і яка складається з пристрою *1, 4* для пеленгації зірок, Місяця та планет та з поляризаційного візирного пристрою *3, 5* для пеленгації Сонця в поляризованому світлі.

Блок верхніх візирних систем не має зв'язку з годинним механізмом, тому гринвіцькі часові кути задаються вручну по шкалі *17*. Блок нахиляється відносно екваторіальної площини на кут δ точкових небесних світил, що пеленгуються. Кут δ фіксується за шкалою *2*.

Поляризаційна візирна система (аналізатор й призма) призначена для пеленгації Сонця в сутінках при висоті світила $h < 0$ (до -7°). Поляризаційна система дозволяє також визначати курс у випадку, коли Сонце закрите хмарами, але в площині кола схилення Сонця є розриви хмарності.

Аналізатор складається з 3-х полів (рис. 4.12): полів P_1 і P_2 із площинами поляризації під кутом 90° відносно один одного й поля P_3 – із площиною поляризації під кутом 45° відносно перших двох.

При обертанні аналізатора (навколо вертикальної осі) змінюється освітленість окремих його частин. Спостереження за аналізатором ведеться через призму. У момент, коли яскравості полів P_1 і P_2 однакові, а поле P_3 темне, лінія симетрії сполучається з вертикалом Сонця.

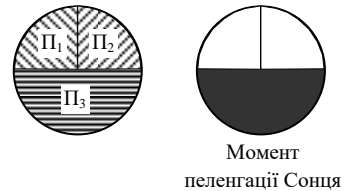


Рис. 4.12

У сонячний візирному пристрої (див. рис.4.10) потік променів фокусується на матовий напівпрозорий екран *б* із двома паралельними ризиками. Вісь обертання площини пеленгації сонячного візирного пристрою *б* нахиляється відносно азимутального кола *11* на географічну широту (відлік кутів здійснюється за шкалою *7*).

Сонячний візирний пристрій повертається відносно шкали *14* на гринвіцький годинниковий кут за допомогою годинникового механізму зі швидкістю 360° за сонячну добу (завод здійснюється кільцем *12*). Для контролю компенсації годинникового кута є секундна стрілка *15*.

Сонячний візирний пристрій поміщений у циліндричний прозорий корпус 16, повертається в кільці 8 на кут довготи, відлічуваний за шкалою 13 (для фіксації служить стопорний гвинт 18).

Зоряна візирна система не має зв'язку з годинниковим механізмом, тому гринвичський годинниковий кут установлюється вручну за шкалою 17.

Вся система візування може обертатися навколо вертикальної осі, перпендикулярної азимутальному колу 11. Горизонтальність цього кола здійснюється спеціальними регульовальними гвинтами й контролюється за рівнем 10. Пошукові рухи при пеленгації світил здійснюються навколо вертикальної осі. Відлік курсу здійснюється проти індексу 9 (з написом «Курс») за шкалою 11.

Висота корпусу сонячного візирного пристрою підібрана так, щоб при максимальних кутах схилення Сонця ($\pm 23^{\circ}27'$) забезпечувалася його пеленгація. При використанні астрокомпаса АК-59П у південній півкулі треба змінити напрямок обертання вихідної осі годинного механізму.

Похибки визначення курсу по поляризаційному візирному пристрою не перевищують $\pm 3^{\circ}$, а за допомогою інших візирних систем не перевищують $\pm 2^{\circ}$.

Візирна система *автоматичного* екваторіального сонячного астрокомпаса ДАК-Б подібна розглянутій. Астрокомпас має шкали і електромеханізми для дистанційного введення у візирну систему широти та довготи місця ЛА, а також початкового гринвичського годинникового кута Сонця. У задатчику є годинник для врахування змін годинникового кута.

Пошук і пеленгація Сонця здійснюються автоматично системою фотостеження, але оскільки пеленгаторна головка має обмежений кут поля зору, то для первісного захвату Сонця потрібно натисканням кнопки пошуку забезпечити азимутальне обертання візирної системи.

Візирна головка встановлена на рамі тангажа, яка керується системою стеження за сигналами електролітичного маятника. Проте така система компенсації похибок астрокомпаса через зміни тангажа ефективна лише при відсутності поздовжніх прискорень.

Астрокомпас ДАК-Б використовується в північних широтах у діапазоні широт від 45° до 90° . При змінах висот Сонця в межах від 1° до $68,5^{\circ}$ максимальна похибка зростає від ± 2 до $\pm 4^{\circ}$.

4.2. Астронавігаційні системи

Основним призначенням астрономічних навігаційних систем є визначення координат місця розташування ЛА. Крім того, вони зазвичай вимірюють курс об'єкта, виконуючи тим самим функції астрокомпасів. Автоматичні астронавігаційні системи прийнято називати астроорієнтаторами. Основними елементами астроорієнтаторів є секстанти, що автоматично пеленгують світила, й обчислювальні пристрої.

Усі астроорієнтатори потребують інформації про положення вертикалі, яка надходить від гіровертикалей з позиційною маятнковою корекцією. У зв'язку із широким застосуванням бортових цифрових обчислювачів істотно змінилося компонування астронавігаційних систем – на базі інерціальних навігаційних систем і астропеленгаторів (автоматичних секстантів) були створені високоточні астроінерціальні навігаційні системи.

Астронавігаційні системи використовуються головним чином на ЛА, маршрути яких часто виключають можливість застосування інших засобів визначення місця розташування.

4.2.1. Методи та теоретичні основи астронавігації

Методи авіаційної астронавігації базуються на взаємозв'язку навігаційних і астрономічних систем координат, проаналізованого в п. 1.3.3. Було відзначено, що всі методи, що знайшли практичне застосування, зводяться до різних способів моделювання сферичних трикутників $ZP'_N C$ ($MP'_N C'$), (див. рис.1.13).

Найбільше практичне застосування одержав метод висот двох світил, якому відповідають рівняння (1.22).

$$\begin{aligned} \sin h_1 &= \sin \varphi \sin \delta_1 + \cos \varphi \cos \delta_1 \cos(S_{\text{ГР}} + \lambda - \alpha_1); \\ \sin h_2 &= \sin \varphi \sin \delta_2 + \cos \varphi \cos \delta_2 \cos(S_{\text{ГР}} + \lambda - \alpha_2), \end{aligned} \quad (4.2)$$

де індекси «1» і «2» відповідають номерам двох світил. З цих рівнянь можна знайти значення φ і λ .

Однак, розв'язок цієї системи рівнянь не є однозначним, що наочно ілюструється за допомогою геометричної інтерпретації методу (див. рис. 4.13). У її основі лежить той факт, що на сферичній Землі спостерігач, який перебуває в будь-якій точці окружності з «центром» у географічному місці світила (ГМС), вимірює одну й ту же висоту

світила h . Сферична відстань від ГМС до окружності дорівнює зенітної відстані $Z = 90^\circ - h$.

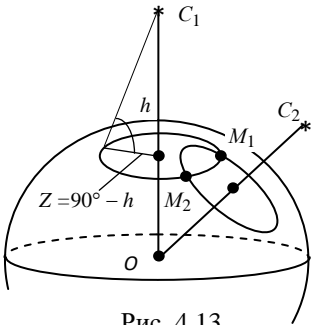


Рис. 4.13

Обмірюваним значенням висот двох світил відповідають на Землі дві лінії положення – окружності, які в загальному випадку перетинаються в двох точках M_1 і M_2 можливого місця розташування спостерігача. Неоднозначність визначення координат виключається, якщо приблизно відоме місце розташування об'єкта. Якщо вимір висот світил здійснюється відносно геодезичної вертикалі (що повсюдно виконується на

практиці), то методом двох висот визначаються геодезичні координати точок $M_1 (B_1, L_1)$ або $M_2 (B_2, L_2)$. Однак зазвичай замість геодезичної широти B застосовується геоцентрична широта φ через зручність використання у цьому випадку способів моделювання сферичних трикутників. При цьому одержувані результати легко поширюються на геодезичну систему координат (при зазначеному вимірі h) формальною заміною φ на B .

Точність методу двох висот істотно залежить від різниці $\Delta A = A_1 - A_2$ азимутів світил. Точність максимальна при ΔA , рівної $\pi/2$ або $3\pi/2$, і мінімальна при ΔA , рівної 0 або π . Це наочно пояснюється графічним визначенням зони можливого місцеположення ЛА при наявності похибок $\pm \Delta h$ вимірювання висоти світил (рис.4.14) для випадків, коли різниця азимута близька до $\pi/2$ (рис.4.14, а), і коли вона значно менше (рис.4.14, б).

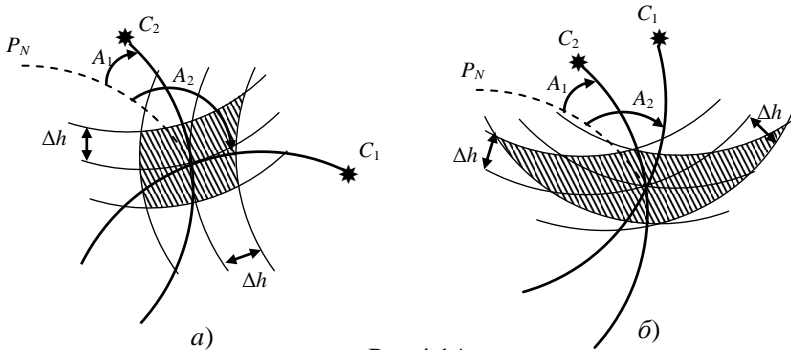


Рис.4.14

В другому випадку розкид точок можливого місця розташування істотно зростає, а при ΔA рівної 0 або π взагалі можливі випадки відсутності стійкого рішення – окружності різних висот взагалі не перетинаються.

Оскільки на ЛА замість глобусів використовують географічні карти, то у штурманській практиці широко застосовується графоаналітичний варіант методу, заснований на заміні ділянок окружностей рівних висот у точках їхнього перетинання відрізками прямих, що припустимо через великі радіуси окружностей рівних висот. Ці

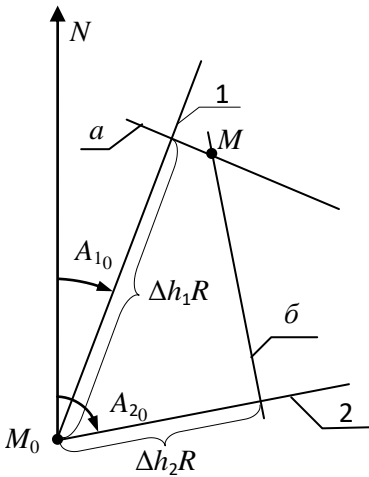


Рис.4.15

прями (1 і 2 на рис. 8.7) є дотичними до окружностей рівних висот. Відповідні побудови на карті пояснюються рис. 4.15. Суть графоаналітичного варіанту методу двох висот, полягає в наступному. У моменти часу t_1 і t_2 за допомогою секстанта вимірюються висоти h_1 і h_2 світил. У районі передбачуваного місця розташування намічають точку M_0 з координатами φ_0, λ_0 . Для цієї точки за довідниками визначають висоти $h_{10}(t_1)$ і $h_{20}(t_2)$ і азимуту $A_{10}(t_1)$ і $A_{20}(t_2)$ світил¹.

На карті під кутами A_{10} і A_{20} прокладають лінії 1 і 2 напрямків на географічні місця світил. Потім визначаються різниці висот:

$$\Delta h_1 = h_1 - h_{10} \quad \text{і} \quad \Delta h_2 = h_2 - h_{20},$$

які переводяться в лінійні величини (1' відповідає 1,85 км). Через точки на прямих 1 і 2, відстаючи від M_0 на відстані $\Delta h_1 R$ і $\Delta h_2 R$ (R – радіус Землі), будують лінеаризовані лінії положення – прями a й b , що перпендикулярні лініям азимутів 1 і 2. При позитивних значеннях Δh_1 і Δh_2 відрізки $\Delta h_1 R$ і $\Delta h_2 R$ відкладаються від M_0 за лініями азимутів у напрямку на світило, як це показано на рис. 4.15, при від'ємних – від світила.

¹ Використовуються «Авиационный астрономический ежегодник», «Таблицы висот и азимутов звёзд», «Таблицы висот и азимутов Солнца, Луны и планет».

Точка M перетинання ліній a й b являє собою дійсне місце об'єкта при одночасному вимірі висот двох світил. З геометричних побудов знаходять поправки $\Delta\varphi$ та $\Delta\lambda$, отже шукані координати $\varphi = \varphi_0 + \Delta\varphi$, $\lambda = \lambda_0 + \Delta\lambda$.

В польоті не можливо одночасно вимірювати висот двох світил, тому необхідно врахувати виправлення на зміну місця M за час Δt між вимірами висот світил. Для цього необхідно змістити першу лінію положення a на величину проекції шляху, пройденого за Δt , на напрямок лінії 1.

Як вже було показано точність графоаналітичного методу суттєво залежить від різниці азимутів світил. Суттєвими похибками є також похибки виміру висот секстантами. Заміна ж ділянок окружностей прямими може призвести до відчутних похибок тільки при малих зенітних відстанях.

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

При аналітичному розв'язанні астронавігаційних задач вхідні параметри, як правило, виміряються в горизонтальній системі координат, зокрема висоти й курсові кути світил. Астроорієнтатори, що використовують такі вхідні величини, називають горизонтальними. Як і в горизонтальних астрокомпасах, площинами пеленгації в них служать вертикалі світил.

Інша група методів астронавігації, названих геометричними, заснована на безпосередньому моделюванні за допомогою астроблока взаємного розташування екваторіальної й горизонтальної систем астрономічних координат – подібно тому, як це здійснюється в

екваторіальних астрокомпасах. Астроорієнтатори, що реалізують такі методи, називаються екваторіальними, тому що їхніми площинами пеленгації є кола схилення світил. Перевагою таких систем є можливість безпосереднього виміру координат місця й курсу без обчислювальних пристроїв. Однак такі системи мають більше складну кінематику.

4.2.2. Принципи побудови астроорієнтаторів

Розглянемо принцип побудови астроорієнтатора на прикладі горизонтального зірково-сонячного орієнтатора (ЗСО) типу БЦ-63. БЦ-63 призначений для визначення географічних координат ЛА (методом кругів рівних висот) при пеленгації двох зірок автоматичними секстантами, які вимірюють висоти та курсові кути зірок. У денному польоті при автоматичному або ручному введенні координат літака БЦ-63 використовується як горизонтальний астрокомпас для вимірювання дійсного курсу ЛА за Сонцем.

Розв'язувані у БЦ-63 рівняння методу двох висот записуються у вигляді:

$$\begin{aligned} \cos h_1 \cos A_1 &= \cos B \sin \delta_1 - \sin B \cos \delta_1 \cos(S_{\text{Гр}} + L - \alpha_1); \\ \cos h_2 \cos A_2 &= \cos B \sin \delta_2 - \sin B \cos \delta_2 \cos(S_{\text{Гр}} + L - \alpha_2); \\ \cos h_1 \sin A_1 &= -\cos \delta_1 \sin(S_{\text{Гр}} + L - \alpha_1); \\ \cos h_2 \sin A_2 &= -\cos \delta_2 \sin(S_{\text{Гр}} + L - \alpha_2) \end{aligned} \quad (4.3)$$

Останні два рівняння відповідають (1.20), а перші виходять з так званої формулі п'яти елементів сферичної тригонометрії.

Рівняння (4.3) розв'язуються в БЦ-63 за допомогою обчислювальних пристроїв. У наслідок розв'язання системи рівнянь (4.3) при відомих значеннях $S_{\text{Гр}}$ і екваторіальних координат світил $\alpha_1, \alpha_2, \delta_1, \delta_2$, а також обмірюваних висотах h_1, h_2 отримують азимуту A_1, A_2 світил і геодезичні координати B, L літака. Геодезичні координати – координати на еліпсоїді ($L = \lambda$ і $B = \varphi + \mu$, де μ – поправка на стиснення еліпсоїда) отримують тому, що реальні астрономічні виміри базуються на дійсній (геодезичній) вертикалі.

Одне з отриманих значень азимута A використовується для визначення дійсного курсу.

$$\psi = A - \beta$$

де ψ – дійсний курс ЛА; β – курсовий кут світила (кут між горизонтальними проекціями поздовжньої осі ЛА та напрямку на світило).

Геодезичні координати B, L перетворюються в ортодромічні за формулами сферичної тригонометрії. При цьому обчислюється також дійсний шляховий кут ортодромії $\beta_{\text{орт}}$ – кут між географічним меридіаном і ортодромічною паралеллю, необхідний для перетворення дійсного курсу ψ в ортодромічний $\psi_{\text{орт}}$ який відлічується від ортодромічної паралелі.

Спрощена структурна схема БЦ-63 показана на рис. 4.16. Його основними блоками є електромеханічний обчислювач, що вирішує рівняння (4.3) і перетворення координат, і два автоматичних секстанти (АС) з електронними частинами (ЕЧ), що вимірюють висоти h_i і курсові кути β_i двох зірок (в день АС вимірює висоту й курсовий кут Сонця). З'єднувальний блок призначений для обчислення курсових кутів світил, ортодромічного та дійсного курсів, а також для електричного зв'язку блоків БЦ-63.

Горизонтальна стабілізація платформ оптичних систем секстантів забезпечується сигналами крену γ та тангажа ϑ від вимірника вертикалі, наприклад, від ЦГВ. Астроорієнтатор вирішує задачу з визначення місця розташування й курсу ЛА, працюючи послідовно в режимі наведення на світило й стеження.

Для попереднього наведення секстантів на певні світила, а також для виключення неоднозначності розв'язку рівнянь (4.3) передбачений режим настроювання. Настроювання астроорієнтатора на обрані зірки здійснюється шляхом розв'язання в обчислювачі зворотної задачі. В рахунково-вирішальній пристрій обчислювача з пульта управління (ПУ) вводяться: за довідниками екваторіальні координати зірок α_{i0}, δ_{i0} та гринвичський зірковий час $S_{\text{гр}0}$ (подальша зміна $S_{\text{гр}}$ враховується годинниковим механізмом); координати B_0, L_0 і курс літака; координати полюса ортодромії B_p, L_p . У польоті для настроювання ЗСО можна використовувати також ортодромічні координати x, y , що надходять від навігаційної системи (НС), і які в обчислювачі перетворюються в B_0, L_0 .

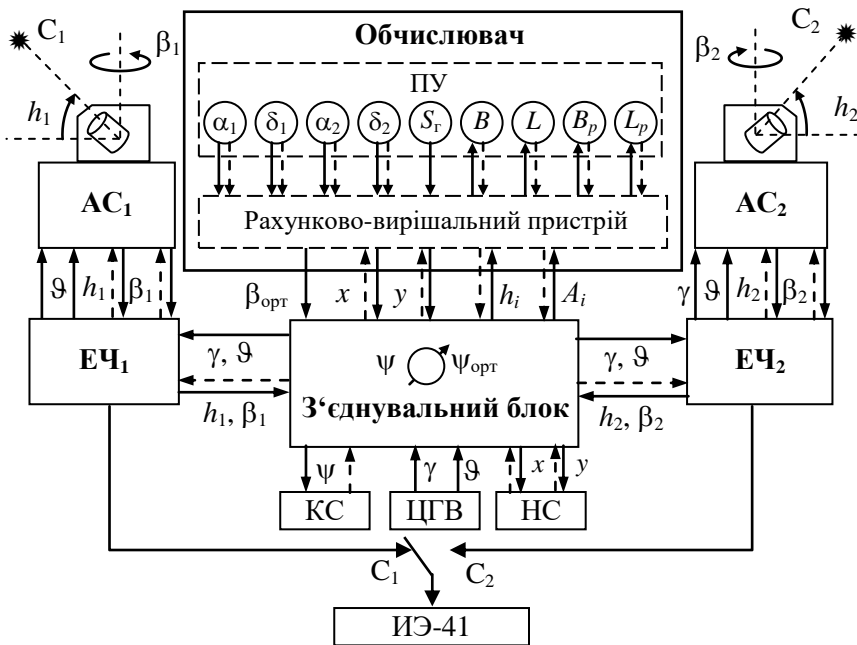


Рис. 4.16

Обчислювач видає величини h_{i_0} , A_{i_0} і $\beta_{орт_0}$. При відомому початковому курсі ψ або $\psi_{орт}$, який вводиться у з'єднувальний блок за показами курсової системи (КС) й контролюється за покажчиком курсу астроорієнтатора, у з'єднувальному блоці згідно (2.6) розраховуються курсові кути зірок β_{i_0} . Отримані значення h_{i_0} , β_{i_0} надходять на автоматичні секстанти (АС). Секстанти розвертаються у напрямку на обрані світила. Цей режим роботи на рис. 4.16 показаний пунктирними лініями.

Для захвату світил з урахуванням величини кута поля зору оптичних систем (його половинне значення дорівнює $1,5^\circ$) координати міста літака і курс повинні бути відомі з точністю до 1° .

Робота астроорієнтатора в режимі наведення контролюється оператором за допомогою спеціального індикатора ІЭ-41. Коли форма зображення на його екрані свідчить про те, що світила перебувають у поле зору оптичних систем (телескопів), оператор пере-

водить секстанти в режим стеження. Системи стеження сполучають оптичні осі телескопів з напрямками на світила, у результаті чого уточнюються значення h_i і β_i . Астроорієнтатор переходить в робочий режим – режим стеження.

Обчислені значення висот світил h_i порівнюються з висотами $h_{\text{ВИМ}}$, обмірюваними за допомогою автоматичних секстантів.

Знання різниці $\Delta h_i = h_{\text{ВИМ}} - h_i$ і обчислених азимутів A_i дозволяє визначити виправлення в значеннях широти ΔB і довготи ΔL і тим самим уточнити координати літака

$$B = B_0 + \Delta B; L = L_0 + \Delta L.$$

Зв'язок між виправленнями ΔB , ΔL і обмірюваними відхиленнями висот світил Δh_1 , Δh_2 визначається співвідношеннями:

$$\begin{aligned} \Delta h_1 &= \Delta B \cos A_1 - \Delta L \cos B \sin A_1 \\ \Delta h_2 &= \Delta B \cos A_2 - \Delta L \cos B \sin A_2 \end{aligned} \quad (4.4)$$

Розв'язуючи сумісно рівняння (4.4), можна отримати прирости широти та довготи

$$\begin{aligned} \Delta B &= -\frac{\sin A_2 \Delta h_1 - \sin A_1 \Delta h_2}{\sin(A_2 - A_1)} \\ \Delta L &= -\frac{\cos A_1 \Delta h_2 - \cos A_2 \Delta h_1}{\cos B \sin(A_2 - A_1)} \end{aligned}$$

Отже за обмірюваними кутами h_i обчислюються координати B , L і азимути світил A_i . Як й у горизонтальному астрокомпасі одне з отриманих значень азимута A використовується для визначення дійсного курсу за формулою

$$\psi = A_i - \beta_i.$$

Координати B , L перетворюються в ортодромічні x , y . Ортодромічна система координат в БЦ-63 задається геодезичними координатами її «північного» полюса – полюса ортодромії. Ортодромічний екватор зазвичай проходить через вихідний та кінцевий пункти маршруту.

Формули перерахування B , L в ортодромічні координати x , y можуть бути отримані зі сферичного трикутника на поверхні земної кулі $MP_N P_{\text{орт}}$ (рис. 4.17, *a*), де M характеризує місце літака, P_N – північний полюс Землі, $P_{\text{орт}}$ – полюс ортодромії, C – вихідний пункт маршруту

$$\sin x = \sin B_p \sin B + \cos B_p \cos B \cos(L_p - L);$$

$$\operatorname{tg} y = \cos B_p \operatorname{tg} B \operatorname{cosec}(L_p - L) - \sin B_p \operatorname{ctg}(L_p - L)$$

тут B_p, L_p – геодезична широта та довгота полюса ортодромії.

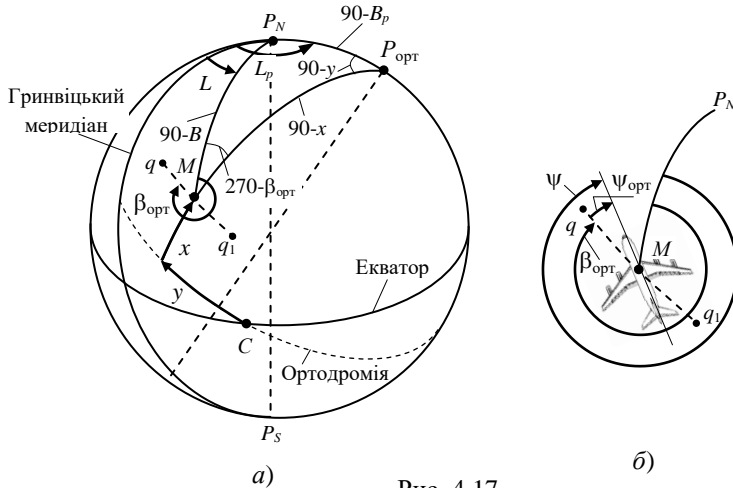


Рис. 4.17

Для визначення ортодромічного курсу в астроорієнтаторі безперервно обчислюється значення шляхового кута ортодромічної паралелі $\beta_{орт}$ – кута між географічним меридіаном і ортодромічною паралеллю (q, q_1)

$$\operatorname{tg}\beta_{орт} = \cos B \operatorname{tg} B_p \operatorname{cosec}(L_p - L) - \sin B \operatorname{ctg}(L_p - L)$$

За обчисленими значеннями ψ та $\beta_{орт}$ визначається ортодромічний курс (рис. 4.17, б)

$$\psi_{орт} = \psi - \beta_{орт}.$$

Сигнали курсу можуть використовуватися для корекції курсової системи, а сигнали x, y – для корекції навігаційної системи.

При роботі БЦ-63 за одним світилом для визначення курсу необхідне епізодичне ручне введення координат B, L в обчислювач або автоматичне введення координат x, y від навігаційної системи.

4.3 Похибки астрономічних засобів навігації

Як і будь-яким інформаційним системам астрономічним навігаційним системам властиві методичні й інструментальні похибки. Методичні похибки викликаються такими причинами: похибками вимірювання висоти й курсового кута світила, що виникають, зокрема, через оптичні викривлення; похибками введення в систему координат місцезнаходження ЛА й координат світила; похибками числення часу; кренами пеленгаторів, тощо.

Інструментальні похибки залежать від конструктивними недоліків приладу, і їхня сумарна величина лімітується допусками.

Основними джерелами *методичних похибок* у вимірюванні висоти світила є: астрономічна рефракція, паралакс світила, напівдіаметр світил.

Астрономічною рефракцією називається переломлення світлового променя в земній атмосфері, внаслідок якого видимий напрямок на небесне світило піднімається над горизонтом. Основною причиною рефракційного явища є зміна густини повітря з висотою.

Густина повітря в нижніх шарах атмосфери більше, ніж у верхніх шарах, тому промінь, що йде від світила, викривлюється (рис. 4.18).

Спостерігач, що перебуває в точці M , побачить світило в точці за напрямком дотичним до кривої шляху світлового променя, тобто за напрямком MS' . Кут $S'MS$ між видимим напрямком на світило MS' і дійсним напрямком MS , за яким світило спостерігалось би при відсутності атмосфери, є астрономічною рефракцією (r).

Траєкторія світлового променя розташовується в площині вертикала світила, тому рефракція змінює тільки висоту світила. Чим більше висота світила h , тим менше рефракція. Коли світило перебуває на горизонті, рефракція максимальна й досягає $35'$. Рефракція залежить від щільності атмосферного повітря ρ . Зі збільшенням висоти польоту щільність повітря зменшується, зменшується й рефракція, таким чином $r = f(h, \rho)$.

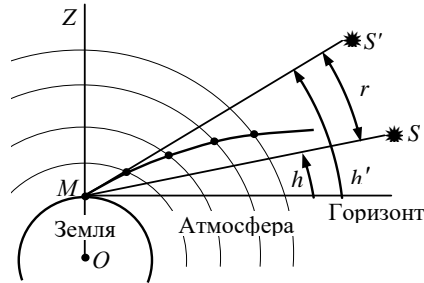


Рис. 4.18

В астрономічному авіаційному щорічнику координати небесних світил даються відносно центра Землі, тобто передбачається, що центр небесної сфери збігається із центром Землі, але астрономічні виміри виконуються з поверхні Землі, і це викликає явище так званого паралакса. Паралаксом світила називається кут p (рис. 4.19) між напрямком з якої-небудь точки земної поверхні й напрямком із центра Землі на світило.

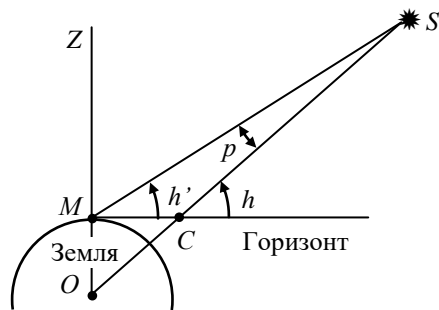


Рис. 4.19

Припустимо, що спостерігач перебуває в точці M , а світило – у точці S . Уведемо позначення: h – геоцентрична висота світила, h' – видима висота світила, $R = OM$ – радіус Землі, $D = OS$ – відстань від центра Землі до світила. Кут h є зовнішнім кутом трикутника SMC , тоді

$$h = h' + p,$$

де p – паралакс світила.

Із трикутника SOM одержимо

$$\sin p/R = \sin(90 + h')/D$$

тоді

$$\sin p = R/D - \cos h'.$$

Найбільший паралакс утворюється при знаходженні світила на горизонті. Горизонтальний паралакс Місяця 53...62'; Венери 0,55'; Марса 0,4'; Сонця 8,8"; паралакс зірок мізерно малий.

Напівдіаметр світил – похибка, що виникає при пеленгації світил, які мають форму диска. Координати всіх світил, що наведені в довідниках, відносяться до центрів світил, а при вимірі висоти світила іноді пеленгують не його центр, а верхній або нижній край видимого диска.

До методичних похибок астрономічних засобів навігації відносяться й похибки від оптичних викривлень. Похибки від оптичних викривлень виникають при проходженні сонячного світла крізь

атмосферу Землі й астрокупол ЛА. Сюди ж відносяться перешкоди від світла, відбитого від хмар і т.п.

Методичні похибки астрономічних вимірів і відповідно навігаційних параметрів виникають також через відмінність координат місця й світила, що вводять в обчислювач, від дійсних на величини $\Delta\varphi$, $\Delta\lambda$, $\Delta t_{\text{ГРО}}$ і $\Delta\delta$.

Наприклад, похибка обчислення азимута в *горизонтальному астрокомпасі* може бути пов'язана з епізодичним уведенням φ і λ . Похибка азимута через неточність розрахунку початкового кута $t_{\text{ГРО}}$ (через похибки штурманських годинників) несуттєва. Те ж відноситься й до похибки ΔA внаслідок неврахування змін схилення Сонця (δ) протягом польоту. Повна похибка обчислення азимута ΔA визначається як

$$\Delta A = \Delta\varphi \cdot \sin \cdot \text{tgh} + \Delta\lambda \cdot (\sin\varphi - \cos\varphi \cdot \text{tgh} \cdot \cos A).$$

Отже, похибка ΔA залежить від значень A і h , тобто від місця й часу, зокрема зростає при збільшенні висоти світила h . З іншого боку у полуденний час, коли азимут Сонця A близький до 0 або π похибка ΔA мінімальна.

Для зменшення ΔA ($\Delta\varphi$, $\Delta\lambda$) необхідно зменшувати інтервали введення φ і λ , що утрудняє роботу штурмана. Ця проблема не існує якщо астрономічні системи входять до складу пілотажно-навігаційного комплексу, який безперервно видає інформацію в астросистему про координати φ і λ .

Методична похибка вимірювання ортодромічного курсу *горизонтальним астрокомпасом* виникає внаслідок відхилення осі обертання пеленгаторної головки відносно розрахункового положення. Причинами відхилення осі обертання можуть бути: крени ЛА, повороти площини симетрії ЛА відносно площини ортодромії (наприклад, на кут знесення), бічні відхилення ЛА від ортодромії й похибки введення шляхової швидкості в шляховий коректор. Похибка вимірювання ортодромічного курсу зростає в міру збільшення пройденної відстані.

Для *екваторіальних компасів* так саме як і для горизонтальних характерні методичні похибки, що викликані зміною зенітної відстані світила внаслідок рефракції атмосфери, неточності завдання координат місцезнаходження ЛА й координат географічного місця світила, нахилами площини пеленгації світила.

Для *астроорієнтаторів* методична похибка числення місцеположення літального апарату ΔS залежить від вибору світил і обумовлюється (див. рис. 4.20) геометричною сумою похибок у визначенні широти і довготи:

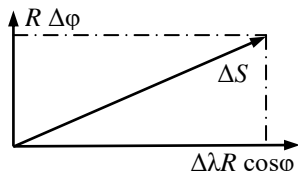


Рис.4.20

$$\Delta S = \sqrt{(R\Delta\varphi)^2 + (\Delta\lambda R \cos\varphi)^2}$$

Використовуючи співвідношення

$$\Delta h_1 = \Delta\varphi \cos A_1 + \Delta\lambda \cos\varphi \sin A_1; \tag{4.5}$$

$$\Delta h_2 = \Delta\varphi \cos A_2 + \Delta\lambda \cos\varphi \sin A_2,$$

після не складних перетворень отримаємо:

$$\Delta S = \frac{R}{\sin(A_2 - A_1)} \sqrt{\Delta h_1^2 + \Delta h_2^2 - 2\Delta h_1 \Delta h_2 \cos(A_2 - A_1)}. \tag{4.6}$$

Отже, похибки у визначенні місця розташування літака істотно залежать від різниці азимутів навігаційних світил. Найменша похибка буде при різниці азимутів світил, що дорівнює 90° . На практиці необхідно обирати такі навігаційні світила, різниця азимутів яких становить $30 \dots 90^\circ$.

Для з'ясування залежності методичної похибки числення місцеположення літального апарату ΔS від похибок витримування вертикалі автоматичними секстантами *астроорієнтатора* розглянемо рис. 4.21. На рис. 4.21 зображена горизонтальна площина і площина стабілізації секстантів, яка відхилена від лінії горизонту на кут α .

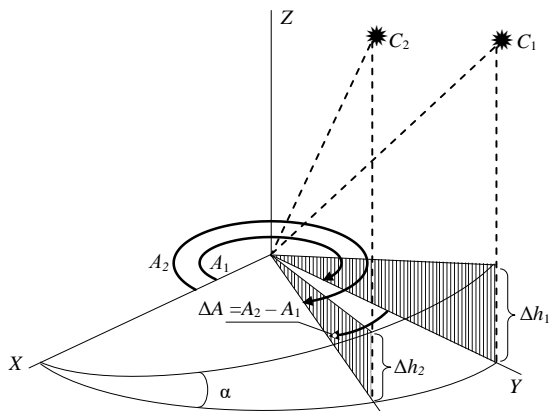


Рис.4.21
L L L

Цьому куту відповідають похибки у визначенні висот світил:

$$\Delta h_1 = \alpha \text{ і } \Delta h_2 = \alpha \cdot \cos(A_2 - A_1).$$

Тоді похибка у визначенні координат місця розташування ΔS з урахуванням (4.5), (4.6) визначиться виразом:

$$\Delta S = R\alpha$$

Отже, похибка ΔS від похибок утримання вертикалі не залежать від різниці азимутів. Проте вимоги до витримувannya вертикалі повинні бути досить жорсткими, оскільки похибка утримання вертикалі в одну кутову хвилину викликає похибку у визначенні місця положення літака в одну милю (1,85км.).

Кренова методична похибка астрономічних засобів навігації виникає при нахилах площини пеленгації через зміни кутів крену γ і тангажа ϑ . Вираз для кренової методичної похибки $\Delta\beta$ астрономічних засобів отримують безпосередньо із загальної формули кренової похибки курсових приладів:

$$\Delta\beta = \arctg \frac{(\cos\beta \sin\vartheta \sin\gamma - \operatorname{tg} h \cos\vartheta \sin\gamma + \sin\beta \cos\gamma)}{\cos\beta \cos\vartheta + \operatorname{tg} h \sin\vartheta} - \beta.$$

Компенсація кренової методичної похибки може бути виконана або стабілізацією пеленгаторного пристрою за допомогою вертикалі, наприклад ЦГВ, або введенням виправлень від рахунково-вирішального пристрою.

Інструментальні похибки астрономічних засобів навігації складаються з похибок пеленгатора, вертикалі, обчислювального пристрою, покажчиків, похибок, що виникають внаслідок рефракції астрокупола. Ці похибки залежать не тільки від параметрів окремих деталей і вузлів, але й від зовнішніх умов: перевантажень і вібрацій, температури, вологості, напруги мережі живлення. Крім того, похибки міняються із часом внаслідок старіння матеріалів, зміни властивостей мастил та ін. Оцінити розрахунковим шляхом значення всіх похибок неможливо, тому зазвичай дається оцінка найбільш істотних і найбільш імовірних похибок.

Похибки пеленгаторного пристрою виникають внаслідок наявності зони нечутливості, статичних і динамічних помилок пристрою фотостеження. Ці похибки з'являються як у площині вертикала світила, так і в поперечній площині – площини курсового кута.

Похибки рефракції астрокупола. Астрокупол, або астроокно може мати різну геометричну форму – сферичну або плоску. Аст-

рокупол сферичної форми деформується під дією швидкісного напору повітря, нерівномірного нагрівання поверхні й перепаду тиску між атмосферою й повітрям у кабіні ЛА. Деформація астрокуполу викликають рефракцію – відхилення променя, що йде від небесного світила.

Для плоского астроокна характерні деформації, що викликані перепадом тиску між атмосферним і кабінным повітрям і перепадом температури на зовнішній і внутрішній поверхнях скла. Останнє викликає неоднакове розширення зовнішньої й внутрішньої поверхонь скла, внаслідок чого астроокно стає опуклим.

Рефракція астрокупола або астроокна може бути розкладена на дві складові - одна в площині вертикала світила (приводить до похибки у вимірі висоти світила), інша в площині курсового кута.

4.4 Особливості експлуатації астрономічних засобів навігації

Експлуатація горизонтальних астрокомпасів серії ДАК-ДБ.

Перевірка працездатності перед польотом у денних умовах, а також включення астрокомпаса в польоті відбуваються в такому порядку. Спочатку визначається гринвичський час за формулою:

$$T_{гр} = T_{д} - (N+1),$$

де $T_{д}$ – декретний час (покази штурманських годинників); N – номер годинного поясу.

Потім за знайденим значенням $T_{гр}$ для дати спостереження із авіаційного астрономічного щорічника знаходять гринвичський часовий кут $t_{гр0}$ і схилення Сонця δ . Після включення живлення й підзаведення годинникового механізму астрокомпаса в обчислювач азимута вводяться координати об'єкта φ , λ і світила δ , $t_{гр0}$. При використанні астрокомпаса в південній півкулі необхідно замість δ і φ вводити значення $(-\delta)$ і $(-\varphi)$, а перемикач «Північ – Південь» перевести в положення «Південь».

Для визначення дійсного курсу по шкалі шляхового коректора за допомогою відповідних ручок установлюються нульові значення шляху й шляхової швидкості. Спостереження за Сонцем без перегулювань і автоколивань налаштовують реостатом регулювання чутливості системи фотостеження.

При використанні астрокомпаса для польоту за ортодромією в обчислювач заздалегідь вводяться координати φ_0, λ_0 ВПМ, а також значення δ і $t_{гр}$. У момент проходу ВПМ на шляховому коректорі встановлюється значення шляхової швидкості. Надалі польоті по покажчику астрокомпаса витримується курс, обумовлений (4.4). Кут нахилу осі пеленгаторної головки можна підкоректувати відповідно до фактичному пройденому шляху S ручкою «шлях» ПК у контрольних точках ортодромії. Після прольоту відрізка ортодромії рівного 1100 км, поворотом цієї ручки встановлюється нульове значення S , і вісь пеленгаторної головки займає вертикальне положення. В обчислювач вводяться координати φ, λ точки установки $S = 0$, уточнюється курс по покажчику астрокомпаса при нових значеннях β_0° і β_0 .

Ночію астрокомпас можна застосовувати разом з перископічним секстантом для епізодичного визначення дійсного курсу ψ . За допомогою секстанта візуально пеленгуються Місяць, планети або зірки і вимірюється курсовий кут світила, а обчислювач астрокомпаса, куди вводяться координати об'єкта φ, λ і світила визначає азимут світила. Якщо відомий дійсний курс ψ від якого-небудь іншого вимірника курсу, полегшуються виявлення й пеленгація зірок секстантом. Для цього в обчислювач вводять координати об'єкта й зірки і повертають візирну систему секстанта в азимуті доти, поки показання покажчика астрокомпаса не стануть рівними ψ . У результаті площина пеленгації секстанта буде близька до вертикала світила, і для того, щоб зірка виявилася в поле зору секстанта, досить лише уточнити наведення по її висоті.

Для контролю роботи системи фотостеження, у польоті служить кнопка на лицьовій панелі обчислювача азимута. При її натисканні розривається ланцюг фотоелементів. Через іншу контактну групу подається сигнал на один з каскадів підсилювача, що приводить до обертання пеленгаторної головки двигуном. Після відпускання кнопки повинні відновитися первісні показання курсу (при незмінному курсі). При наявності перископічного секстанта для перевірки працездатності астрокомпаса можна запеленгувати Сонце за допомогою секстанта. Якщо секстант і астрокомпас справні, отримане при цьому значення курсу не повинне відрізнятись більше чим на $1-2^\circ$.

Для перевірки астрокомпаса служить контрольна - поверочна установка, яка дозволяє у наземних умовах перевірити інструментальні похибки комплексу, коефіцієнти підсилення підсилювачів, точність годинного механізму й т.п.

Особливості експлуатації астрономічних навігаційних систем

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

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

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

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

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

Контрольні питання

1. На які групи можна розділити астронавігаційні системи?
2. За якою формулою визначається дійсний курс у горизонтальному компасі?
3. Яким методом визначається азимут світила у горизонтальному компасі?
4. В чому головне призначення сферантів і як у сферантах враховуються зміни місцевого часового кута?
5. Пропорційно чому і куди необхідно відхиляти площину пеленгації для забезпечення польоту за ортодромією?
6. Перелічите комплект горизонтального астрокомпаса ДАК-ДБ.
7. Який пристрій використовується в ДАК-ДБ для виключення похибок у вимірах курсових кутів при кренах ЛА?
8. Які дані вводяться в обчислювач азимута ДАК-ДБ при використанні астрокомпаса в південній півкулі?
9. Як орієнтована площина пеленгації в екваторіальних астрокомпасах на відміну від горизонтальних?
10. Як визначається дійсний курс в екваторіальних астрокомпасах?
11. У чому призначення поляризаційної візирної системи астрокомпаса?
12. Який метод астронавігації одержав найбільше практичне застосування в астронавігаційних системах?
13. Яким чином виключається неоднозначність визначення координат в астронавігаційних системах?
14. Як на точність методу двох висот впливає різниця азимутів світил?
15. Які параметри вводяться в обчислювач БЦ-63 для попереднього наведення секстантів на обрані зірки?
16. Як контролюється робота астроорієнтатора в режимі наведення?
17. Як в БЦ-63 в режимі стеження визначають виправлення в значеннях широти і довготи?
18. Які джерела методичних похибок вимірювання висоти світила в астронавігаційних системах?
19. Які джерела інструментальні похибок астронавігаційних систем?

Глава 5. РАДІОВИСОТОМІРИ

5.1. Призначення та принципи роботи радіовисотомірів

Аерометричний спосіб вимірювання висоти польоту літака ґрунтується на методі барометричного нівелювання. Цей спосіб вимірювання висоти пов'язаний з рядом факторів, не врахування яких призводить до значних похибок у визначенні висоти. Це, наприклад, похибки завдання початкового тиску й температури, не врахування нелінійностей зміни температур в інверсійних шарах повітря й т.д. Крім того, не завжди точно може бути врахований рельєф місцевості, наприклад, у районі аеродрому для розрахунку дійсної геометричної висоти польоту, особливо в умовах хмарності.

Всі ці похибки можуть призвести до відносної похибки у вимірі дійсної висоти в межах 10 – 20%, а іноді й більше.

У зв'язку із цим давно робилися спроби побудувати висотомір на якому-небудь іншому принципі. Зокрема реалізувати ідею вимірювання висоти на основі звукового ехолота.

В ехолоті випромінюється сильний звуковий сигнал, який, дійшовши до земної поверхні, відбивається від неї й доходить зворотню до літака. На літаку виміряється інтервал часу між моментом випромінювання основного сигналу й моментом приходу відбитого. Знаючи швидкість поширення звуку й виміряний інтервал часу, можна визначити довжину шляху, що проходить звуковий сигналом. Очевидно, що ця довжина шляху дорівнює подвоєній висоті польоту літака.

Однак звуковим ехолотом висота буде вимірятися також з похибками. Ці похибки виникають за рахунок несталості швидкості поширення звуку й різний відбивної здатності земної поверхні, шуми двигунів ЛА також внесуть похибки у виміри дійсної висоти польоту. Значно кращі результати дає використання не звукового сигналу, а радіосигналу, тому що швидкість поширення радіохвиль стала й не залежить від середовища, у якій вони поширюються. Саме ця ідея й лежить в основі побудови радіовисотомірів (РВ).

РВ призначені для виміру дійсної висоти польоту літального апарата. Вони відносяться до класу автономних радіонавігаційних систем, тому що не вимагають для реалізації каналу вимірювання додаткового наземного обладнання.

У радіовисотомірах застосовується радіолокаційний принцип визначення висоти за відбитим сигналом. Передавач радіовисотоміра формує радіохвилі, які за допомогою передавальної антени спрямовуються убік земної поверхні. Відбитий сигнал надходить на приймальну антену й далі в приймач. В обчислювальному пристрої приймача виробляється сигнал, пропорційний часу проходження радіохвилі до земної поверхні й зворотно, тобто пропорційний дійсної висоті. Залежно від максимальної вимірюваної висоти розрізняють РВ малих і великих висот.

РВ малих висот призначені для вимірювання висоти польоту ЛА в діапазоні від 0 до 1500 м. Вони застосовують головним чином для управління ЛА на етапах заходу на посадку й посадки, а також при польотах на малих висотах. У РВ цього типу найбільше розповсюдження отримав так званий частотний метод вимірювання висоти, головними достоїнствами якого є малі межі вимірюваною висотою й висока точність.

При частотному методі передавач РВ безупинно, з постійною потужністю, випромінює безперервний частотно-модульований сигнал (частота сигналу швидко змінюється за часом між найбільшим і найменшим значеннями). Приймач у кожний момент часу приймає два сигнали. Один сигнал іде безпосередньо від передавача до приймача; інший сигнал – відбитий, іде від передавача до землі й від землі до приймача. Очевидно, що частоти обох прийнятих сигналів різні, і різниця частот залежить від інтервалу часу між прийомом основного сигналу й відбитого. Вимірюючи різницеву частоту, можна обчислити час запізнювання відбитого сигналу, що пропорційний дійсній висоті польоту. Вимірювання різниці частот може провадитися з досить високою точністю, що дозволяє вимірювати дійсну висоту польоту літака з точністю, необхідної для маловисотного польоту, тобто з точністю 2...3 м.

Однак частотні висотоміри не можуть забезпечити вимірювання великих висот, тому що для цього потрібно збільшення потужності передавача, щоб отримати відбитий сигнал придатний для обробки. А це спричиняє значне збільшення ваги й габаритів висотоміра.

Тому для вимірювання великих висот (до 8...10 км) використовують імпульсні випромінювання. РВ великих висот застосо-

вують як допоміжний навігаційний засіб при аерофотозніманні місцевості й для інших цілей.

При використанні імпульсного методу вимірювання висоти випромінювання передавача відбувається імпульсами з постійною частотою. Імпульси подаються через малі проміжки часу. У паузах між випромінюваннями імпульсів у передавачі накопичується енергія, що потім випромінюється в імпульсі. Таким чином, енергія імпульсу в багато разів перевищує середню потужність передавача. Вимірювання висоти в цьому випадку відбувається як вимірювання запізнювання приходу відбитого імпульсу від землі в порівнянні із приходом у приймач прямого імпульсу.

Точність імпульсного висотоміра хоча й менше частотного, але значно перевищує точність барометричного.

РВ на відміну від барометричних вимірників висоти дають можливість безпосередньо, без складних розрахунків і без введення додаткової інформації досить точно визначати дійсну висоту польоту літака. За допомогою радіовисотоміра можна також визначити, чи пролітає літак над сушею, над морем або над горами.

5.2. Радіовисотомір малих висот

5.2.1. Частотний метод вимірювання висоти

Як ми вже відзначали, частотний метод вимірювання висоти заснований на частотній модуляції випромінюваних коливань. На рис. 5.1 зображена найпростіша структурна схема РВ малих висот із частотним методом вимірювання висоти, на рис. 5.2 - часові діаграми в різних точках схеми. Частотний модулятор виробляє низькочастотну модулюючу напругу $U_{\text{мод}}$, що керує частотою коливань генератора високої частоти (ГВЧ). Широко застосовується модуляція за симетричним лінійно-ламаним законом (рис. 5.2, а). Застосовується також модуляція за синусоїдальним законом і несиметричним пилкоподібним законом (використана у РВ А-034). Істотного впливу закон модуляції частоти на роботу висотоміра не надає.

Під дією моделюючої напруги частотного модулятора $U_{\text{мод}}$ ГВЧ виробляє безперервні коливання $U_{\text{ПРД}}$ (рис.5.2, б), частота яких $f_{\text{ПРД}}$ змінюється відносно середнього значення f_0 на величину дев'яції частоти $\pm\Delta f_{\text{д}}$ з періодом модуляції $T_{\text{м}}$.

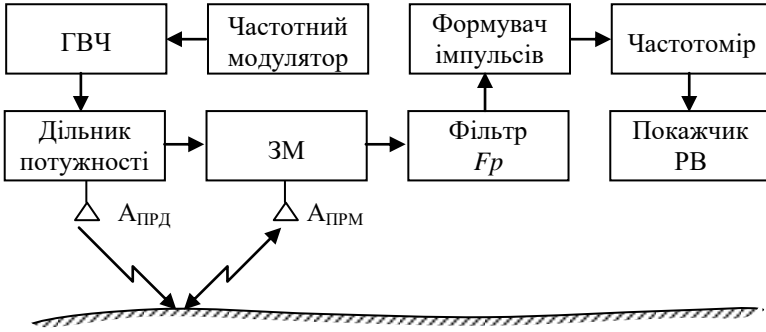


Рис. 5.1

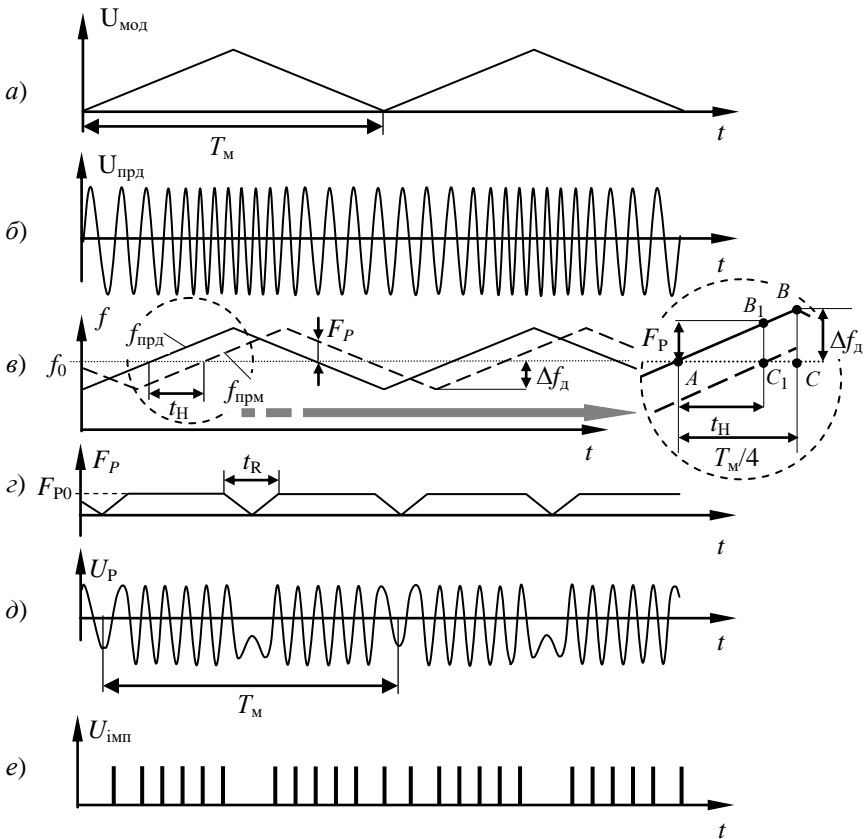


Рис. 5.2

Сигнал ГВЧ через дільник потужності (рис. 5.1) надходить у передавальну антену ($A_{\text{прд}}$) і випромінюється в напрямку землі. Відбитий від земної поверхні сигнал, сприймається приймальною антенною ($A_{\text{прм}}$) і надходить на балансовий змішувач (ЗМ), куди одночасно відгалужується й подається частина потужності коливача передавача в якості гетеродинавального сигналу.

Дві роздільні антени - передавальна й приймальна забезпечують розв'язку приймача й передавача РВ як радіолокатора безперервного випромінювання. У РВ звичайно використовують рупорні антени, що формують симетричні, співпадаючі в просторі діаграми шириною до 50° , спрямовані вертикально вниз. Діаграми вибирають відносно широкими, для забезпечення постійного контакту із землею при еволюціях ЛА.

Відбитий сигнал за формою точно повторює зондувальний сигнал, але із запізнюванням на час

$$t_H = \frac{2H}{c}$$

де H – висота польоту; c – швидкість світла.

Залежність частоти прийнятого сигналу $f_{\text{ПРМ}}$ від часу зображена на рис. 5.2, в. Вона змінюється за таким же лінійно-ламаним законом, як і частота $f_{\text{ПРД}}$ випромінюваного сигналу, але із запізнюванням на час t_H :

$$f_{\text{ПРМ}}(t) = f_{\text{ПРД}}(t - t_H).$$

У поточний момент часу t приймається той самий сигнал, що був випромінений раніше – у момент $(t - t_H)$.

На виході змішувача ЗМ (рис. 5.1) за допомогою фільтра F_p виділяється різницева частота, що дорівнює абсолютному значенню різниці миттєвих частот випромінюваних і прийнятих коливачів.

$$F_p = |f_{\text{ПРД}}(t) - f_{\text{ПРМ}}(t)|.$$

Різницева частота виділювана в детекторі низької частоти фільтра F_p служить мірою дійсної висоти польоту.

На рис. 5.2, в $F_p(t)$ визначається як відстань за вертикаллю між ламаними лініями $f_{\text{ПРД}}(t)$ і $f_{\text{ПРМ}}(t)$.

Різницева частота визначається з розглядання трикутників АВС і АВ₁С₁ (див. збільшений масштаб на рис. 5.2, в):

$$AC_1/AC = B_1C_1/BC, \quad F_p = B_1C_1 = AC_1 \cdot BC/AC.$$

Отже різниця частот

$$Fp = |f_{\text{ГРД}}(t) - f_{\text{ГРМ}}(t)| = [\Delta f_{\text{Д}} / (T_{\text{М}} / 4)] t_{\text{H}},$$

а враховуючи, що $t_{\text{H}} = 2H/c$ отримаємо

$$Fp = [8\Delta f_{\text{Д}} / (c T_{\text{М}})] H,$$

тобто Fp пропорційна дійсній висоті H .

Чутливість РВ тим більше, чим більше середнє значення частоти f_0 і чим більше величина девіації частоти.

Величина середнього значення частоти дорівнює $f_0 = 400 \div 600$ МГц, а девіація частоти дорівнює $\pm 0,5\%$ від середнього значення при діапазоні вимірюваних висот від 0 до 1500м.

При посадці літака прилад перемикається на малий діапазон (від 0 до 150 м), при цьому девіація частоти збільшується в 10 разів – до $\pm 5\%$ від середнього значення частоти.

На рис. 5.2, *г* зображена залежність $F_p(t)$ від часу, а на рис. 2, *д* – напруга різницевої частоти $U_p(t)$.

На інтервалах тривалістю t , що називаються зонами звернення (рис. 5.2, *г*), $F_p(t)$ убуває від F_{p0} до нуля й знову зростає до F_{p0} . Частоту F_{p0} називають основною, далекомірною або максимальною різницевою частотою. Цикли зміни $F_p(t)$ повторюються з напівперіодом модуляції $T_{\text{М}}/2$.

На практиці вибирають період модуляції $T_{\text{М}}$ досить великим, щоб для будь-яких висотах виконувалося співвідношення $T_{\text{М}} \gg t$. Тоді зони звернення будуть відносно малі, і можна вважати, що середня різницева частота за період $T_{\text{М}}$ дорівнює F_{p0} : $F_{p\text{ср}} \cong F_{p0}$. При цьому задача вимірювання висоти зведеться саме до вимірювання $F_{p\text{ср}}$ напруги різницевої частоти $U_p(t)$.

На виході фільтра різницевої частоти F_p (рис. 5.1) коливання $U_p(t)$ за допомогою формувача імпульсів перетворюються в послідовність імпульсів (рис. 5.2, *е*). Стандартний імпульс формується щоразу при переході через нуль напруги $U_p(t)$ знизу нагору.

Частота проходження імпульсів визначається частотоміром. Середня частота проходження імпульсів дорівнює при відсутності перешкод середньоквадратичній частоті напруги $U_p(t)$.

Лічильник частотоміра виробляє напругу, яка пропорційна кількості імпульсів, що надійшли на нього, а інерційна ланка в частотомірі усереднює цю напругу.

Режим вимірювання реалізується в тракті, що складається з керованого генератора (КГ); частотно-модульованого генератора (ЧМГ); спрямованого відгалужувача (СВ); передавальної й приймальної антен А-1 і А-2; балансового змішувача (БЗ); вузькосмугового фільтра (ВСФ); підсилювача-обмежника (ПО); частотного дискримінатора (ЧД-1) і схеми управління модулюючою частотою коливань (СУ-1). За структурною схемою РВ являє собою замкнуту систему стеження, чутливим елементом якої служить ЧД-1 з постійною частотою настроювання f_0 . На частоту f_0 налаштований і ВСФ, смуга пропускання якого $\Delta F_{\text{ВСФ}}$ близька до ширини спектра перетвореного сигналу ΔF_c ($\Delta F_{\text{ВСФ}} \approx \Delta F_c$).

Частотний дискримінатор виробляє напругу, що пропорційна відхиленню середньої частоти ΔF_{cp} спектра перетвореного сигналу від частоти настроювання f_0 . Ця напруга інтегрується в СУ-1 і використовується для управління частотою генератора модулюючої напруги. Частота модулюючої напруги F_M змінюється у бік зменшення неузгодженості.

$$\Delta F = \Delta F_{\text{cp}} - f_0.$$

Для попереднього грубого суміщення частот ΔF_{cp} і f_0 необхідна схема пошуку (СПШ), за допомогою якої частоту F_M плавно змінюють доти, поки спектр перетвореного сигналу не потрапить у смугу пропускання ВСФ і схема перемикавання режимів роботи (СПР) не переведе РВ у режим стеження за частотою перетвореного сигналу. Остання вибирається зазвичай рівною 25 кГц. У схемі вимірюється період модуляції коливань із виходу УГ. Вимірник періоду модуляції (ВПМ) видає сигнал Н, пропорційний висоті польоту.

Режим контролю включається кілька разів у секунду за допомогою синхронізатора (Синх). У тракт контролю входять головні пристрої основного тракту, а також лінія каліброваної затримки (ЛЗ), що підключається до тракту за допомогою антенних перемикачів АП-1 і АП-2, і частотний дискримінатор ЧД-2. Ця частина схеми працює так само, як і основна. Напруга із ЧД-2 використовується для контролю рівня сигналу.

У режимі контролю перевіряється сталість масштабного коефіцієнта. Частота модуляції з КГ (значення частоти визначається затримкою в ЛЗ і є сталим у режимі контролю) подається на змішу-

вач (ЗМ), куди надходять також коливання з опорного генератора (ОГ).

Виділена змішувачем різницева частота несе інформацію про величину й знак відхилення частоти на виході КГ від заданого ЛЗ значення й використовується в схемі управління (СУ-2) для зміни амплітуди модульованих коливань, а отже, і девіації частоти сигналу. Управління амплітудою відбувається в модуляторі М.

Схема контролю (СК) при наявності перетвореного сигналу й сталості (у межах установлених допусків) масштабного коефіцієнта формує сигнал готовності (Гот. Н). Цей сигнал свідчить про працездатність РВ. Схема порівняння (СП) служить для одержання сигналу $H_{зад}$ при зменшенні висоти до заданого значення.

5. 2.2 Радіовисотомір РВ-5

Радіовисотомір РВ-5 призначений для вимірювання дійсної висоти польоту в діапазоні 0...750 м і сигналізації про досягнення літаком заданої висоти, значення якої заздалегідь установлено на покажчику. Радіовисотомір являє собою комплект електронної апаратури з антенами.

У кабіні екіпажа на приладову дошку виведений тільки індикатор, що безпосередньо показує висоту, а також зазвичай є система попередження про небезпечну висоту зі звуковою й світловою сигналізацією.

Загальний вид комплекту радіовисотоміра РВ-5М показаний на рис. 5.4.

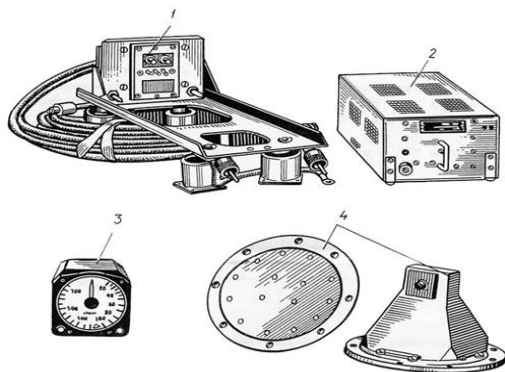


Рис.5.4

У комплект РВ-5 входять:

1. Рама з високочастотними кабелями.
2. Прийомопередавач.
3. Показчик висоти.
4. Антени.

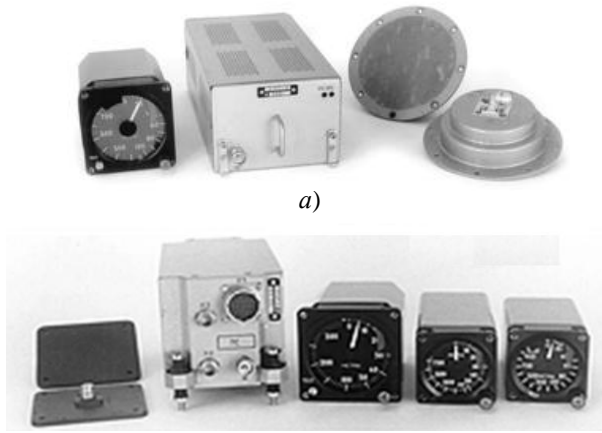
Технічні дані РВ-5М:

1. Діапазони вимірюваних висот:
 - 1-ий діапазон – 0...120 м;
 - 2-ий діапазон – 100...1200 м;
2. Погрішність вимірювання – 5% від вимірюваної висоти.
3. Несуча частота передавача – 444 ± 2 МГц.
4. Частота модуляції – 124 ± 3 Гц.
5. Випромінювана потужність – не менш 0,15 Вт.

Показчиком висоти РВ-5 є прилад УВ-5, встановлений на приладовій дошці. На фланці приладу розміщена ручка «УСТАН. ВИСОТ» з убудованою в неї жовтою сигнальною лампою й кнопка «КОНТРОЛЬ» із убудованою в неї червоною сигнальною лампою. Обертанням ручки «УСТАН. ВИСОТ» забезпечується встановлення сигналізації заданої висоти, значення якої відраховується за трикутним індексом жовтого кольору, що переміщується за шкалою показника. У момент досягнення літаком встановленої висоти починає світитися жовта лампа й одночасно в навушники пілотів протягом 3...9 сек. подається звуковий сигнал частотою 400 Гц. При натисканні кнопки «КОНТРОЛЬ» на справному радіовисотомірі на показнику встановлюється контрольна висота $15 \pm 1,5$ м, при відсутності кнопки радіовисотомір показує дійсну висоту польоту (або $H = 0$ на землі).

Прикладами радіовисотомірів малих висот також є висотоміри типу А-037 (рис. 5.5, а) і А-053 (рис. 5.5, б).

Радіовисотомір А-037 не має східчастої похибки, розроблений для легких літаків і вертольотів, але може встановлюватися на всі типи літальних апаратів і використовуватися замість радіовисотоміра РВ-5. Радіовисотомір А-053 призначений для авіації загального призначення, літаків магістральних авіаліній і вертольотів.



а)

б)

Рис. 5.5

Радіовисотоміри А-037, А-053 є бортовими радіолокаційними станціями з безперервним випромінюванням частотно-модульованих радіохвиль. Радіовисотоміри комплектуються одним або декількома індикаторами. Вони мають малі габарити й масу, високу надійність і вірогідність видаваної інформації, відповідають вимогам DO-160 (стандарт для кліматичних випробувань апаратури авіоніки), TSO-C87 (стандарт сертифікації радіовисотомірів) і нормам літної придатності літаків.

Радіовисотоміри можуть входити в комплект систем попередження зіткнення із землею (типу TAWS або EGPWS) і є їх важливою складовою частиною.

5.3. Радіовисотоміри великих висот

Зі збільшенням висоти польоту потужність відбитого радіосигналу різко падає, і він стає важкопомітним на фоні перешкод. Інтенсивність корисного сигналу можна збільшити за рахунок підвищення потужності радіопередавача, однак його потрібна потужність збільшується пропорційно 4-й ступені збільшення висоти. Наприклад, для збільшення діапазону радіовисотоміра безперервного випромінювання з 1500 до 15000 м, потужність радіопередавача довелося б збільшити в 10000 разів.

Тому в радіовисотомірі великих висот використовується імпульсний метод вимірювання відстані від ЛА до землі. Імпульси постійною частотою через малі проміжки часу випромінюються за допомогою передавальної антени. У паузах між імпульсами відбувається накопичення енергії, яка потім знову випромінюється в імпульсі. Співвідношення між миттєвою потужністю $P_{\text{імп}}$, випромінюваною в просторі в імпульсі, і середньою потужністю $P_{\text{ср}}$ передавача дорівнює

$$\frac{P_{\text{імп}}}{P_{\text{ср}}} = \frac{T}{\tau_0},$$

де T – період між імпульсами; τ_0 – тривалість імпульсу.

Якщо, наприклад, $T=1\text{сек}$, а $\tau_0 = 1\text{мксек}$, то $T/\tau_0 = 1000$. Отже, миттєва потужність в імпульсі буде в 1000 разів перевищувати середню потужність радіопередавача.

Вимірювання висоти $H_{\text{РВ}}$ відбувається як вимірювання часу запізнювання Δt приходу відбитого імпульсу від землі в порівнянні із приходом у приймач прямого імпульсу

$$H_{\text{РВ}} = 0,5c\Delta t,$$

тут $c = 299762\text{ км/сек}$ – швидкість поширення радіохвиль в атмосфері.

5.3.1 Принцип дії радіовисотоміра великих висот

Структурна схема радіовисотоміра великих висот типу РВ-25 наведена на рис. 5.6.

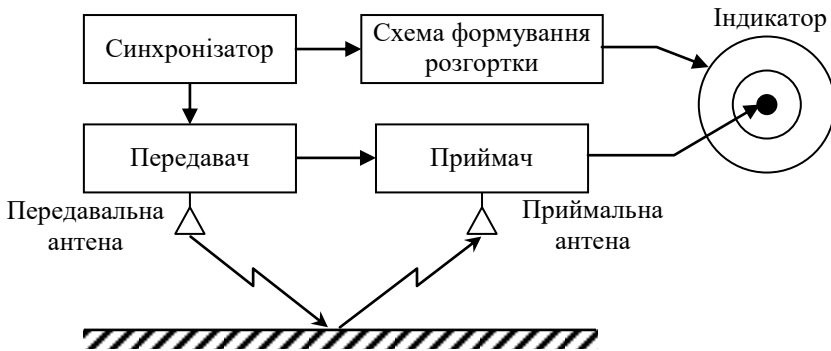


Рис. 5.6

Передавач РВ-25 генерує високочастотні імпульси тривалістю $T = 0,5$ мксек. Частота проходження їх задається синхронізатором. Синхронізатор також керує схемою формування розгорнення електронно-променевого індикатора. Зондувальні імпульси випромінюються передавальною антеною, досягають земної поверхні й, відбиваючись від неї, приймаються приймальною антеною. З виходу приймача посилені й перетворені сигнали надходять на індикатор.

Як індикатор висоти використовується електронно-променевий індикатор (ЕПІ) із круговим розгорненням і радіальним відхиленням променя (рис. 5.7). Синхронізуючий генератор (СГ) виконується за схемою із кварцовою стабілізацією частоти й виробляє синусоїдальні коливання, частота яких змінюється залежно від режиму роботи РВ (грубий або точний вимір) і складає, наприклад, 14989 або 149895 Гц. Ця ж напруга використовується для формування в модуляторі (М) імпульсу, що керує генератором високої частоти (ГВЧ) передавача (Прд), і для одержання двох квадратурних синусоїдальних напруг, необхідних для роботи генератора лінійного розгорнення (ГЛР), що працює в режимі очікування.

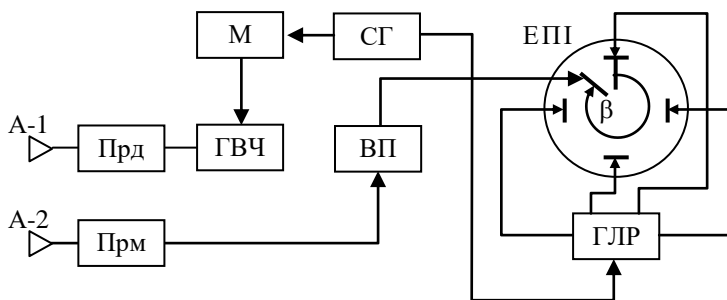


Рис. 5.7

Відбитий сигнал із приймача (Прм) підсилюється відео-підсилювачем (ВП) і подається на центральний відхиляючий електрод ЕПІ.

Для відліку висоти застосовується масштабна шкала в метрах, нанесена на прозорому органічному склі й накладена на екран електронно-променевої трубки.

На екрані індикатора висоти відбитий імпульс проглядається у вигляді радіального сплеску. Крім нього, на екрані індикатора

буде проглядатися у вигляді амплітудної позначки зондувальний імпульс.

Якщо рух променя за окружністю від нульової позначки шкали буде починатися в момент часу приходу прямого (зондувального) імпульсу, а під час приходу відбитого імпульсу електронний промінь отримає радіальний сплеск, то кутове положення β цього сплеску (див. рис. 5.7) буде пропорційним вимірюваній висоті:

$$\beta = \omega \Delta t = (2\omega/c) H_{PB} = S H_{PB}$$

де $S = (2\omega/c)$ – чутливість приладу; ω - кутова швидкість розгорнення електронного променя.

Чутливість S і відповідно точність відліку показань можна збільшити шляхом збільшення швидкості розгорнення ω . Однак при занадто великій швидкості промінь може зробити кілька обертів до моменту приходу відбитого імпульсу й виникне невизначеність показань, пов'язана з незнанням кількості обертів, зроблених променем.

Одержання однозначних показів досягається перемиканням діапазонів: при малій швидкості розгорнення здійснюється грубий відлік висоти, а при великій швидкості робиться точний відлік.

У радіовисотомірі ціна ділення на грубом масштабі ($M \times 10$) (див. рис. 5.8) складає 200м, а на точному ($M \times 10$) – 20м.

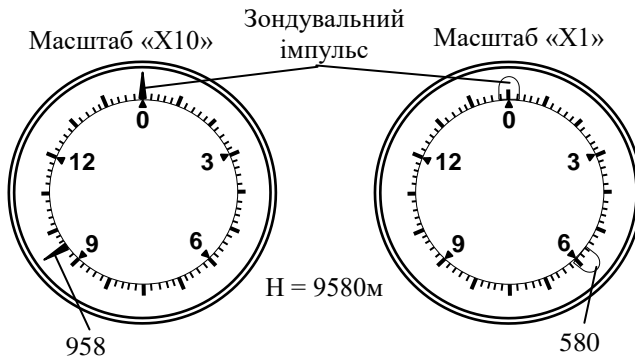


Рис. 5.8

Таким чином, при вимірюванні висоти із граничною точністю до половини ділення шкали відлік може бути зроблений з точністю до 10 або 100 м відповідно до масштабів вимірювань.

Відлік висоти здійснюється в такій послідовності. На грубому масштабі – М(10) провадиться відлік висоти й округляється до найближчої меншої величини, кратної 1500 м (рис. 5.8). Потім на точному масштабі – М(1) визначається висота, не врахована при першому вимірюванні. Сума значень висот, отриманих на обох масштабах, буде являти собою дійсну геометричну висоту польоту.

Основні технічні дані РВ-25:

1. Діапазон вимірюваних висот від 100 до 17000 м.
2. Похибка вимірювання висоти:
 - на 1-ому масштабі
– $15\text{м} \pm 0,25\%$ від вимірюваної висоти;
 - на 2-ому масштабі
– $150\text{м} \pm 0,25\%$ від вимірюваної висоти.
3. Потужність передавача – не більш 0,2 Вт.
4. Несуча частота передавача – 440 ± 1 МГц.
5. Частота повторення імпульсів:
 - на 1-ому масштабі – 149895 ± 25 Гц.
 - на 2-ому масштабі – 14989 ± 20 Гц.
6. Тривалість зондувального імпульсу – 0,5 мксек.
7. Ширина смуги пропускання приймача – не менш 5 кГц.
8. Проміжна частота – 30 МГц.
9. Споживана від мережі потужність – не більш 140 Вт.

Радіовисотоміри великих висот зазвичай використовуються як допоміжний навігаційний засіб, наприклад, при аерофотозніманні місцевості й для інших цілей, але для задач пілотування на великих висотах він не застосовується. Тому в комплект деяких РВ великих висот індикатор-показчик висоти навіть не входить, інформація про поточну дійсну висоту надходить безпосередньо в апаратуру споживачів. Крім того замість двох використовується тільки одна приймально-передавальна антена. На рис. 5.9 показаний комплект імпульсного радіовисотоміри великих висот А-075-05.

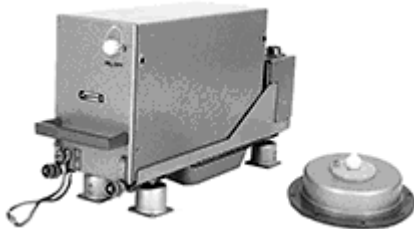


Рис. 5.9

5.4. Похибки радіовисотомірів

Першу групу похибок утворюють методичні похибки, що обумовлені дискретним характером відліку висоти, змінами умов вимірювань (впливом крену й тангажа ЛА на точність вимірів), а також іншими факторами.

Друга група похибок пов'язана із флуктуаціями сигналу через процес розсіювання радіохвиль, шумами зовнішнього й внутрішнього походження, з випадковим характером прийнятого сигналу.

Третя група пов'язана з динамічними похибками, зокрема, у наявності запізнювання у вимірюванні висоти.

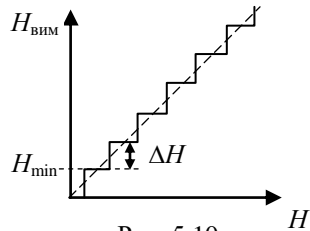
Четверту групу складають інструментальні похибки, пов'язані із проходженням сигналів через антенно-фідерні, приймально-передавальні й вимірювальні тракти РВ, а також похибки через схемні конструктивні й технологічні рішення блоків РВ.

Методичні похибки радіовисотомірів

У РВ малих висот при вимірюванні частоти використовують метод "рахунку нулів", що полягає в підрахунку на певному відрізку часу числа імпульсів, формованих з перетвореного сигналу.

Припустимо, що висота плавно збільшується. Число імпульсів при цьому буде змінюватися дискретно, збільшуючись на один, потім ще на один і т.д., що призведе до дискретних відліків різницевої частоти й відповідно висоти польоту.

Похибку, що виникає внаслідок дискретного характеру відліку висоти, називають дискретною або сталою, тому що при польоті на постійній висоті ця похибка має сталу величину. На рис. 5.10 зображена залежність обмірюваної висоти від дійсної при наявності дискретної похибки. Це приводить до обмеження мінімальної висоти величиною H_{\min} .



Мінімальне число імпульсів, що може бути визначене на інтервалі періоду модуляції T_M , дорівнює одному, тобто мінімальна вимірювана різницева частота $F_{P\min}$ дорівнює частоті модуляції F_M ,

що відповідає мінімальній вимірюваній висоті. При симетричних законах частотної модуляції

$$H_{\min} = \frac{c}{4\Delta f_{\text{д}} F_{\text{М}}} Fp_{\min} \approx 37,5\Delta f_{\text{д}}^{-1}$$

де девіація частоти $\Delta f_{\text{д}}$ береться в мегагерцах.

При $\Delta f_{\text{д}}$ рівної, наприклад, 50 мгц, $H_{\min} = 0,75$ м. Для зменшення H_{\min} необхідно збільшувати девіацію частоти $\Delta f_{\text{д}}$.

У практиці побудови радіовисотомірів розроблені ефективні методи боротьби з дискретною похибкою, які, в основному, зводяться до руйнування дискретної структури спектра.

Похибки умов вимірювань виникають при наявності значних кутів крену або тангажа літака через вузькі характеристики спрямованості антен радіовисотоміра, тому що в цьому випадку виміряється не геометрична висота польоту $H_{\text{Г}}$, а похила дальність $D_{\text{н}}$ до земної поверхні (рис.5.11).

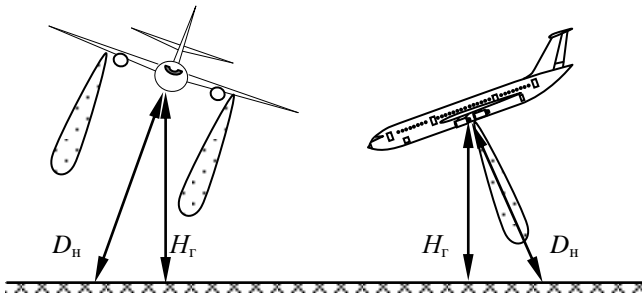


Рис. 5.11

Методичні похибки радіовисотомірів великих висот виникають також внаслідок несталості швидкості поширення радіохвиль при змінах умов випромінювання. При цьому змінюється швидкість поширення радіохвиль, яка відрізняється від розрахункової швидкості (299762 км/сек).

Флюктуаційні похибки радіовисотомірів

Флюктуаційна похибка вимірювання висоти виникає через шумоподібну структуру спектра перетвореного сигналу. Середньоквадратичні похибки вимірювання середньої різницевої частоти σ_F

і висоти σ_H за рахунок випадкового характеру перетвореного сигналу при досить великому відношенні сигнал-шум визначаються формулами

$$\sigma_F = K \sqrt{\frac{\Delta F_{\text{эф}}}{T}}, \quad \sigma_H = m_H \sigma_F,$$

де $\Delta F_{\text{эф}}$ – ефективна ширина спектра перетвореного сигналу; T – час усереднення при вимірюванні; $K = 0,1 \dots 0,7$ – коефіцієнт, що залежить від методу вимірювання частоти; m_H – масштабний коефіцієнт.

Для $\Delta F_{\text{эф}} = 2290$ Гц при $T = 0,5$ з, $DO = 0,3$ і $m_H = 0,0074$ отримаємо флюктуаційну похибку $\sigma_H = 0,15\text{м}$. Для зменшення флюктуаційної похибки доцільно збільшувати час усереднення T , однак при цьому збільшується інерційність РВ як вимірювального приладу, що призводить до зростання динамічних похибок при еволюціях ЛА. Тому існує деяке оптимальне значення T , яке зазвичай лежить у межах $0,1 \dots 1$ с.

Динамічні похибки радіовисотомірів

Оскільки вимірювальні пристрої РВ мають динамічні характеристики відповідного порядку, то при вимірюванні висоти насаперед сильно пересіченого рельєфу має місце відставання у вимірюванні висоти й виникає динамічна похибка.

При наявності вертикальної швидкості ЛА на малих висотах може виникати похибка через вплив ефекту Доплера на частотний метод. Цю похибку також називають динамічною. Для боротьби із цією похибкою необхідно вибирати параметри РВ таким чином, щоб вертикальна швидкість не могла перевищити деяке критичне значення. На практиці цю умову виконують із запасом і забезпечують вимоги

$$F_{D\max} \leq 0,1 Fp_{0\min},$$

де $Fp_{0\min}$ – різницева частота, що відповідає мінімальній висоті H_{\min} , при якій можливий політ з вертикальною швидкістю $V_{y\max}$; $F_{D\max}$ – частота Доплера, що відповідає $V_{y\max}$.

Вибором параметрів РВ динамічна похибка через вплив ефекту Доплера може бути зведена до $1 \dots 2\%$ від H_{\min} .

Інструментальні похибки.

Як і всякий вимірювальний прилад, РВ має свої апаратурні або інструментальні похибки. Вони обумовлені не ідеальністю характеристик окремих блоків, а також умовами їхнього розміщення. Найбільш характерними причинами виникнення апаратурних похибок є паразитна амплітудна модуляція випромінюваного сигналу, вплив вібрацій, що викликають низькочастотну модуляцію шумів передавача, проникнення прямого сигналу передавача в приймач через неповну розв'язку приймальної й передавальної антен, відхід параметрів модуляції сигналу, похибки вимірника частоти.

Радикальним засобом боротьби із шумами, внесеними прямим сигналом, є поліпшення шумових характеристик генератора й поліпшення розв'язки приймальної й передавальної антен. Реалізація останньої рекомендації вимагає раціонального розміщення антен РВ. Для забезпечення необхідної розв'язки приймальної й передавальної антен, їх розташовують у різних місцях ЛА на відстані декількох метрів друг від друга. При цьому на малих висотах виникає "похибка гіпотенузи" (рис. 5.12,а) у зв'язку з відмінністю середньої довжини шляху відбитого сигналу від подвоєної висоти. Може виникати також похибка за рахунок багаторазового відбиття сигналів від землі й поверхні ЛА (рис. 5.12,б).

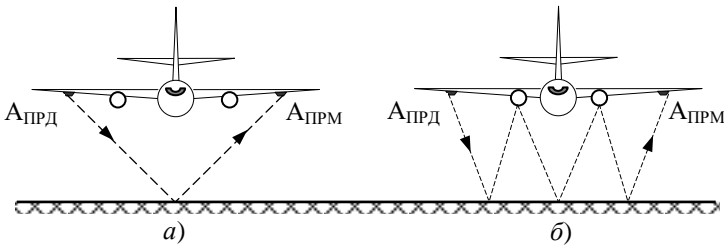


Рис. 5.12

Як додатковий засіб зменшення шумів застосовують фільтри, що вирізують низькочастотну ділянку спектра перетвореного сигналу, де зосереджена основна частина енергії паразитних шумів.

Однієї із причин виникнення інструментальної похибки є незадовільне настроювання й регулювання радіовисотоміра. Тому при

розробці апаратури застосовують спеціальні методи зменшення таких інструментальних похибок.

До похибок у відліку висоти радіовисотоміра великих висот можуть привести: перекручування форми розгорнення й ексцентричність окружностей розгорнення відносно масштабної шкали, неточна установка зондувального імпульсу на нуль шкали висот, що обумовлено значною мірою формою й амплітудою зондувального імпульсу, а також нестабільна робота синхронізатора. Внаслідок цього зондувальні й відбитий імпульси, які спостерігаються на екрані індикатора РВ, будуть переміщатися ("тремтіти").

Похибки радіовисотомірів імпульсної дії також складаються з похибок від радіозавад і похибок від несталості кутової швидкості розгорнення.

Похибки РВ великих висот можуть виникнути через неточне настроювання синхронізатора, внаслідок чого порушується зв'язок масштабної шкали із тривалістю розгорнення, обумовленої періодом синусоїдальних коливань синхронізатора.

Порівняльний аналіз похибок РВ, викликаних різними факторами, показує, що найбільший вплив на результуючу похибку роблять флюктуаційні й апаратурні похибки. У сучасних РВ на мінімальних висотах максимальна похибка не перевищує величину $\Delta H_0 = \pm (0,3...0...0,9)$ м. З ростом висоти похибка виміру зростає.

5.5. Особливості експлуатації радіовисотомірів

Льотна експлуатація РВ

Після включення РВ переконатися, що на індикаторах висоти і висоти прийняття рішення свідчення не перевищують 2м.

Перед льотом переконатися, що показчик висоти прийняття рішення встановлено на значення, відповідне значенню безпечної висоти в районі аеродрому.

При наборі висоти і при зниженні проконтролювати проходження сигналу висоти прийняття рішення. На висоті менш 1500м порівнювати свідчення радіо і баровисотомірів. При зниженні стежити за показчиком висоти прийняття рішення.

При польотах на малих висотах над товстим шаром льоду (снігу) РВ може вимірювати висоту зі значною похибкою, тому що

вимірювання висоти може здійснюватися від нижньої кромки крижаного (сніжного) покриву. Висота до верхньої кромки крижаного (сніжного) покриву вимірюється тільки при польотах над вологим або забрудненим льодом або снігом. Тому при польотах на висотах менш 50м над товстим шаром льоду (снігу) необхідно приймати запобіжні заходи.

При польоті на малих висотах над лісовими масивами залежно від складу й густини лісу РВ може вимірювати висоту до верхньої кромки крон дерев (густий ліс) або до земної поверхні (рідкий ліс). Тому при польотах над лісовими масивами на висотах менш 50м необхідно застосовувати запобіжний заходи.

При польотах над гірською місцевістю, коли різкі зміни висоти польоту можуть виходити за межі діапазону вимірюваних висот, РВ користуватися не рекомендується.

При кутах крену й тангажа більше 20° погрішність вимірювання висоти польоту збільшується за рахунок впливу похилої дальності.

При кутах крену й тангажа більше 40° РВ користуватися не рекомендується.

При польотах вище робочого діапазону висот або при несправному РВ на передній панелі індикатора висоти з'являється прапорець бленкера червоного кольору, а стрілка індикатора знаходиться в темному секторі, з боку великих висот.

При перевірці РВ в режимі "Контроль", що може здійснюватися на будь-якій висоті, необхідний час контролю визначається часом проходження стрілки індикатора із затемненого сектора до висоти 15м. Після відпрацювання контрольної висоти прапорець бленкера не повинен бути в полі зору.

При польоті об'єкта зверху вниз і прольоті ним небезпечної висоти, що задає по індикаторі висоти, на його передній панелі загоряється лампа. Яскравість світіння регулюється обертанням рухливої частини ковпачка ліхтаря.

При відключенні живлячих напруг від РВ на передній панелі індикатора висоти з'являється прапорець бленкера, а стрілка індикатора може перебувати в будь-якій точці шкали.

Як зазначалося раніше, РВ великих висот, як правило, не має індикатора висоти і інформація про висоту польоту використовується іншими комплексами і системами, тому його експлуатація в основному зводиться до своєчасного вмикання та вимикання електроживлення при дотриманні заходів безпеки, аналогічних заходам безпеки при експлуатації РВ малих висот.

При експлуатації РВ великих висот, в яких передбачена індикація дійсної висоти польоту, необхідно періодично порівнювати покази РВ і баровисотомера

Технічна експлуатація РВ

Перед початком перевірки працездатності радіовисотоміра на землі переконайтеся у відсутності людей і сторонніх предметів під антеною РВ.

Після вмикання РВ через певний час, необхідний для зняття сигналу «РВ відмова», індикатор висоти відпрацьовує висоту залежно від розміщення антен відносно центру ваги об'єкта, завантаження амортизаторів шасі й кута нахилу антен. Тому необхідно пам'ятати, що стрілка індикатора висоти буде перебувати в межах допуску на нульовій висоті тоді, коли об'єкт знаходиться в посадковій конфігурації, коли антени розташовані в районі центру ваги, а також при малому просіданні амортизаторів шасі.

При розміщенні антен передньої частини об'єкта відносно центру ваги стрілка індикатора висоти покаже негативну висоту, а при розміщенні антен у задній частині об'єкта - позитивну.

Якщо індекс небезпечної висоти був установлений у діапазоні вимірюваних висот, починаючи з 5 м, то при переході стрілки за індекс небезпечної висоти, на передній панелі індикатора висоти загоряється сигнальна лампа й у шоломофонах пілота прослуховується звуковий сигнал.

Переконайтеся в працездатності сполучених з РВ систем (системи індикації, системи попередження зіткнень літака із землею поверхнею, та з іншими літаковими системами, функціонально пов'язаними з РВ). Переконайтеся що в ці системи видаються разові сигнали и сигнал опасной высоты.

Контрольні питання

1. Який принцип визначення висоти застосовується у радіо-висотомірах?
2. Який метод вимірювання висоти найбільш розповсюджений у РВ малих висот?
3. Який метод вимірювання висоти найбільш розповсюджений у РВ великих висот?
4. На яких принципах заснований частотний метод вимірювання висоти?
5. Яка частота, що виділяється в фільтром детектора низької частоти, служить мірою дійсної висоти польоту в РВ малих висот?
6. Від яких параметрів частоти передавача РВ малих висот залежить його чутливість?
7. Які параметри частоти передавача РВ малих висот змінюються при його перемиканні на малий діапазон?
8. У РВ малих висот задача вимірювання висоти зводиться до вимірювання напруги різницевої частоти. В який спосіб здійснюється вимірювання цієї напруги?
9. Які частоти в РВ малих висот визначають діапазон вимірюваних висот?
10. Наведіть приклади РВ малих висот
11. За рахунок чого можна збільшити діапазон РВ безперервного випромінювання і до чого це призведе?
12. Який вимірюваний параметр служить мірою дійсної висоти польоту в імпульсних РВ великих висот?
13. Який діапазон вимірюваних висот РВ-25?
14. Чому в РВ малих висот виникають похибки умов вимірювання?
15. Яка похибка виникає внаслідок дискретного характеру відліку висоти в РВ малих висот?
16. В який спосіб здійснюється поліпшення розв'язки приймальної й передавальної антен РВ малих висот?
17. За рахунок чого на малих висотах виникає так звана "похибка гіпотенузи"?

Глава 6. ДОПЛЕРОВСЬКІ ВИМІРНИКИ ШВИДКОСТІ ТА КУТА ЗНЕСЕННЯ

6.1. Доплерівський метод вимірювання швидкості та кута знесення

Радіотехнічний метод вимірювання шляхової швидкості ЛА заснований на ефекті доплеровського зсуву частоти, сутність якого полягає в зміні частоти прийнятих коливань при відносному русі приймача й передавача коливань.

Якщо джерело коливань рухається відносно середовища, то відстань між гребенями хвиль (довжина хвилі) залежить від швидкості й напрямку руху (рис. 6.1). Якщо джерело доганяє хвилю, яку випромінює, то довжина хвилі зменшується (частота збільшується), якщо віддаляється від цієї хвилі, то довжина хвилі збільшується (частота зменшується). Зсув частоти тим більше, чим більше швидкість руху приймача відносно передавача.



Рис. 6.1

Такий же ефект має місце, якщо передавач і приймач нерухомі відносно один одного й знаходяться на об'єкті, що рухається, а коливання приймаються після відбиття від нерухомого об'єкта, наприклад, земної поверхні.

Розглянемо ефект Доплера при безперервному випромінюванні немодульованого радіосигналу.

Нехай на борту ЛА, що виконує горизонтальний політ з постійною шляховою швидкістю $V_{ш} = \text{const}$ встановлені приймач і передавач, який випромінює сигнал виду:

$$e_{\text{прд}}(t) = E_{m \text{ прд}} \cos(f_{\text{прд}} \cdot t),$$

де $e_{\text{прд}}(t)$ – миттєве значення напруженості електричного поля, створюваного передавачем на виході передавальної антени; $E_{m \text{ прд}}$ – амплітуда напруженості поля, створюваного передавачем, $f_{\text{прд}}$ – частота коливань передавача.

Коливання, що надходять на вхід приймача, запізнюються відносно випромінюваних на час $\tau = 2R(t)/c$, де $R(t)$ – поточна змінна відстань між ЛА й елементарним відбивачем; c – швидкість світла. Тоді сигнал, прийнятий приймачем, можна записати у вигляді

$$e_{\text{прм}}(t) = E_{m_{\text{прд}}} \cos[f_{\text{прд}}(t - \tau)].$$

Миттєве значення частоти прийнятого сигналу, яке визначається як похідна за часом від повної фази

$$\varphi(t) = f_{\text{прд}}(t - \tau) = f_{\text{прд}} [t - 2R(t) / c],$$

дорівнює

$$f_{\text{прм}} = f_{\text{прд}} - \frac{2f_{\text{прд}}}{c} \frac{dR}{dt}.$$

Отже виходить, що прийняті коливання відрізняються за частоті від частоти випромінюваних на величину

$$F_{\text{Д}} = f_{\text{прм}} - f_{\text{прд}} = -\frac{2f_{\text{прд}}}{c} \frac{dR(t)}{dt},$$

яку називають доплеровським зсувом частоти (доплеровською частотою).

Якщо швидкість зближення (або видалення) змінюється в часі, то доплеровська частота $F_{\text{Д}}(t)$ також стає функцією часу.

Похідна $\frac{dR(t)}{dt}$ є проекцією вектора повної швидкості ЛА на напрям променя антени, тобто радіальною швидкістю W_R ЛА відносно відбивача $-\frac{dR(t)}{dt} = W_R$. Враховуючи це, представимо вираз для доплеровського зсуву частоти у вигляді

$$F_{\text{Д}} = f_{\text{прм}} - f_{\text{прд}} = \frac{2f_{\text{прд}}}{c} W_R = \frac{2}{\lambda} W_R$$

де λ – довжина хвилі випромінюваних передавачем коливань.

Доплеровський вимірник швидкості й кута знесення (ДИСС) використовує саме цей ефект. У процесі польоту ділянка земної поверхні, що опромінюється антенами ДИСС, переміщається відносно літака зі швидкістю, рівної шляхової швидкості ЛА. Якщо поверхня не абсолютно гладка, то на кожній ділянці, що опромінюється, є хоча б одна точка – елементарний відбивач, який створює відбиття

в напрямку ДИСС. Абсолютно гладка поверхня створює дзеркальне відбиття, при якому ДИСС не працює.

Частота, прийнятих приймачем ДИСС відбитих від землі радіохвиль, відрізняється від частоти радіохвиль, випромєнених передавачем. За різницею цих частот (за доплеровською частотою F_D) можна визначити радіальну швидкість W_R ЛА, а знаючи орієнтацію променя антени відносно ЛА – шляхову швидкість ЛА $V_{ш}$ і кут знесення $\beta_{зн}$.

6.2. Вимірювання вектора шляхової швидкості однопроменевим вимірником

У горизонтальному польоті застосовується похиле опромінєння земної поверхні під кутом B_0 (рис. 6.2, а), щоб забезпечити досить велику проекцію вектора швидкості ЛА на напрям променя антени й у той же час зберегти прийнятне за потужністю відбиття в напрямку приймача ДИСС.

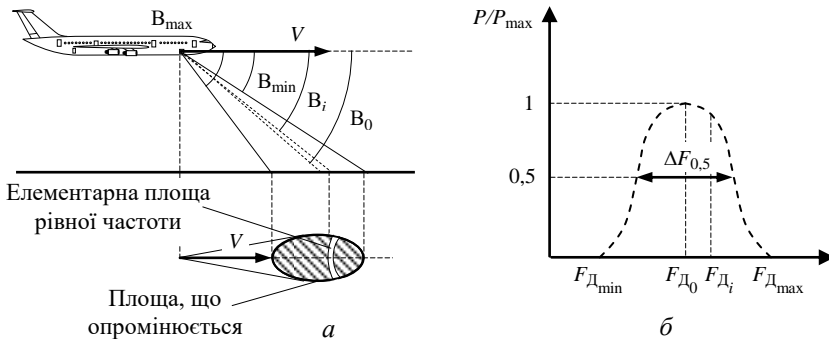


Рис. 6.2

Антенна ДИСС має промінь кінцевої ширини, і тому відбиття радіохвиль походить від досить великої ділянки земної поверхні. Ця ділянка містить у собі безліч елементарних відбивачів, незалежних один від іншого й розташованих довільно в межах ділянки, що опромінюється.

Оскільки в межах ширини променя опромінєння ділянки земної поверхні відбувається під різними кутами у вертикальній площині, то відбиті елементарні сигнали мають різні доплеровські зсуви частоти відносно випромєненого сигналу, $F_{D_i} \approx 2V \cos B_i / \lambda$,

де i – номер елементарного відбивача, B_i – кут, під яким він опромінюється, λ – довжина хвилі, яку випромінює передавач.

Для визначення спектра частот відбитого сигналу виріжемо z площі, що опромінюється, елементарну смужку, всі точки якої розташовані на напрямках, які становлять кут B_i , з вектором швидкості V . При похилому опроміненні границі цих смужок на земній поверхні мають форму гіпербол.

Всі точки такої елементарної смужки створять відбитий сигнал із частотою $f_i \approx f_{\text{прд}} + F_{D_i}$. Враховуючи, що кожній з N елементарних смужок відповідає доплеровський зсув частоти, можна для всієї площі, що опромінюється, представити спектр відбитого сигналу послідовністю частот

$$f_{\text{прд}} + \frac{2V}{\lambda} \cos B_i.$$

Таким чином, сумарний доплеровський сигнал являє собою суму великої кількості елементарних сигналів з випадковими вихідними фазами й амплітудами й регулярною зміною амплітуди й частоти.

Розподіл потужності сум елементарних сигналів з однаковими доплеровськими частотами, усереднений по множині випадкових відбивачів, називається доплеровським спектром відбитого від земної поверхні сигналу. Форма обвідної доплеровського спектра показана на рис. 6.2, б.

Середньою частотою $F_{\text{Дср}}$ доплеровського спектра називають частоту, яка ділить потужність спектра пополам так, що сумарні потужності складових спектра із частотами $F_{\text{Д}} < F_{\text{Дср}}$ і $F_{\text{Д}} > F_{\text{Дср}}$ рівні між собою.

Якщо коефіцієнт відбиття земної поверхні постійний у межах ширини діаграми спрямованості антени ДИСС, то $F_{\text{Дср}}$ збігається із частотою $F_{\text{Д}_0}$ доплеровського сигналу елементарного відбивача, що опромінюється під кутом B_0 , а форма обвідної спектра буде визначатися формою діаграми спрямованості антени (ДСА) вимірника у вертикальній площині.

Максимальну потужність у цьому випадку (рис. 6.2, б) має сигнал на середній частоті спектра, що відповідає напрямку B_0 (осі ДСА), а ширина спектра на рівні половинної потужності

$$\Delta F_{0,5} = \frac{2V}{\lambda} \left[\cos \left(B_0 - \frac{B_A}{2} \right) - \cos \left(B_0 + \frac{B_A}{2} \right) \right] = \frac{4V}{\lambda} \sin B_0 \sin \frac{B_A}{2},$$

де B_A – ширина ДСА у вертикальній площині.

При досить вузьких ДСА, які використовуються в ДИСС, можна прийняти $\sin(B_A/2) = B_A/2$, у цьому випадку

$$\Delta F_{0,5} = \frac{2V}{\lambda} B_A \sin B_0.$$

Відносна ширина доплеровського спектра визначається таким виразом

$$\frac{\Delta F_{0,5}}{F_{\text{Дср}}} = B_A \text{tg} B_0,$$

і залежить від ширини діаграми спрямованості й кута нахилу променя у вертикальній площині. Зі збільшенням кута нахилу променя ширина доплеровського спектра збільшується.

У сучасних ДИСС $B_A = (4...5)^\circ$, $B_0 = (65...70)^\circ$. Тоді при горизонтальному польоті ЛА з кутом ДСА $\beta_{\text{зн}} = 0$ одержимо

$$\frac{\Delta F_{0,5}}{F_{\text{Дср}}} = 0,1...0,5.$$

Отже, доплеровський сигнал є вузькосмуговим.

При збільшенні шляхової швидкості спектр доплеровського сигналу розширюється й зрушується (див. рис. 6.3) в область високих частот.

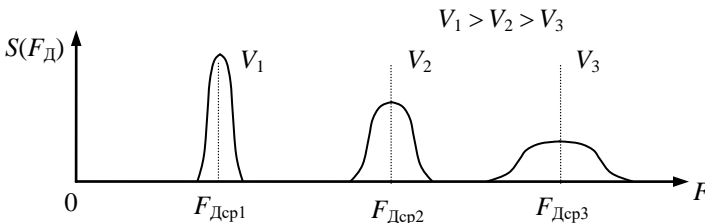


Рис.6.3

Для виміру шляхової швидкості ЛА необхідно визначити середню частоту доплеровського спектра $F_{\text{Дср}} \approx F_{\text{Д0}}$.

$$F_{Д0} = \frac{2}{\lambda} W_R \cdot \quad (6.1)$$

Радіальну швидкість W_R можна зв'язати з вектором шляхової швидкості $V_{ш}$ і кутом знесення літака $\beta_{зн}$.

На рис. 6.4 наведена схема, що пояснює вимірювання шляхової швидкості й кута знесення в припущенні, що політ відбувається в горизонтальній площині й ковзання відсутнє. V – вектор дійсної повітряної швидкості (V_{Γ} – його горизонтальна проекція); W_B – вектор швидкості вітру; $\beta_{зн}$ – кут знесення; W_R – радіальна швидкість ЛА (проекція вектора шляхової швидкості $V_{ш}$ на напрям променя антени).

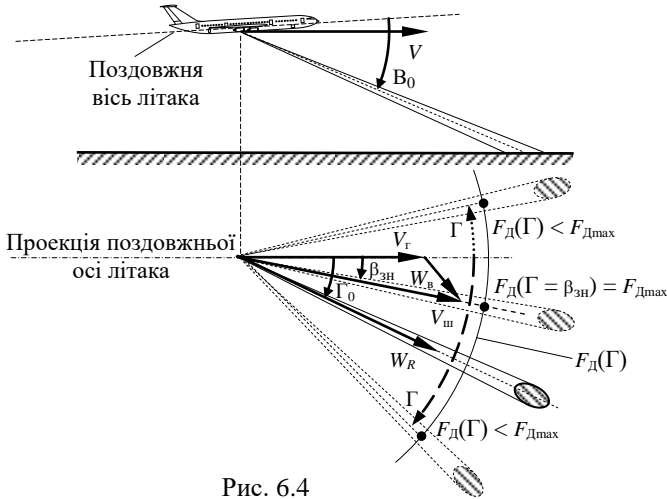


Рис. 6.4

Припустимо, що на борту літака є антена з вузькою ДСА тобто електромагнітна енергія відбивається від обмеженої ділянки земної поверхні. Антена повернена в горизонтальній площині на кут Γ_0 відносно поздовжньої осі літака й на кут B_0 у вертикальній площині. Кути Γ_0 і B_0 називають настановними.

Оскільки вектор W_R являє собою проекцію вектора шляхової швидкості $V_{ш}$ на напрям осі ДСА, то

$$W_R = V_{ш} \cos B_0 \cos(\Gamma_0 - \beta_{зн}) \quad (6.2)$$

Підставляючи (6.2) в (6.1), отримаємо основне рівняння ДИСС:

$$F_{Д0} = \frac{2V_{ш}}{\lambda} \cos B_0 \cos(\Gamma_0 - \beta_{зн}) \quad (6.3)$$

Доплерівська частота містить у собі інформацію, як про шляхову швидкість, так і про кут знесення, тобто в рівнянні (6.3) дві невідомі величини ($\beta_{зн}$ і $V_{ш}$), тому необхідно застосовувати спеціальні заходи, що дозволяють розв'язати це рівняння.

Для однопроменевого ДИСС – це використання поворотної антени. При використанні поворотної антени доплерівська частота $F_{Д0}$ буде змінюватися залежно від змінного кута Γ – кута повороту антени в горизонтальній площині відносно поздовжньої осі літака.

При сполученні напрямку опромінення в горизонтальній площині з вектора шляхової швидкості $V_{ш}$ кут $(\Gamma - \beta_{зн})$ буде дорівнювати нулю, а збільшення частоти досягне максимуму

$$F_{Дmax} = \frac{2V_{ш}}{\lambda} \cos B_0. \quad (6.4)$$

При відомих λ і B_0 шляхову швидкість

$$V_{ш} = \frac{\lambda}{2 \cos B_0} F_{Дmax}$$

можна визначити безпосереднім вимірюванням $F_{Дmax}$ частотоміром того або іншого типу. Кут же знесення $\beta_{зн}$ буде дорівнює куту, між віссю літака й віссю антени в момент її суміщення із напрямком вектора шляхової швидкості, тобто при $F_{Д} = F_{Дmax}$.

Однопроменева система не знаходить практичного застосування через незначну крутість кривої $F_{Д}(\Gamma)$ в області максимуму (див. рис. 6.4), внаслідок чого зменшується чутливість до зміни кута Γ при невеликих неузгодженостях напрямків $V_{ш}$ і осі ДСА в горизонтальній площині. Це призводить до низької точності визначення кута знесення як функції $F_{Д}(\Gamma) = F_{Дmax}$. Для з'ясування впливу похибки у визначенні частоти $F_{Дmax}$ припустимо, що в момент вимірювання $F_{Дmax}$ кут $(\Gamma - \beta_{зн}) = \Delta\Gamma \neq 0$. При цьому доплерівський зсув відрізняється від $F_{Д}$ на величину

$$\begin{aligned}\Delta F_{\text{Д}} &= F_{\text{Дmax}} - F_{\text{Д}} = \frac{2V_{\text{ш}}}{\lambda} \cos B_0 - \frac{2V_{\text{ш}}}{\lambda} \cos B_0 \cos \Delta\Gamma = \\ &= \frac{2V_{\text{ш}}}{\lambda} \cos B_0 (1 - \cos \Delta\Gamma) \approx F_{\text{Дmax}} \frac{\Delta\Gamma^2}{2}\end{aligned}$$

Звідси можна визначити похибку вимірювання кута знесення $\beta_{\text{зн}}$, викликану неточністю суміщення осі ДСА з вектором $V_{\text{ш}}$ через похибку визначення $F_{\text{Дmax}}$.

$$\Delta\beta_{\text{зн}} = \Delta\Gamma \approx \sqrt{\frac{2\Delta F_{\text{Д}}}{F_{\text{Дmax}}}}$$

При відносній похибки $\Delta F_{\text{Д}}/F_{\text{Дmax}} = 0,01$ похибка у вимірюванні кута знесення становить $\Delta\beta_{\text{зн}} = 0,14$ рад. або приблизно 8° , що з точки зору пілотажно-навігаційних вимірювань є неприпустимим.

Похибка у вимірюванні $F_{\text{Дmax}}$ викликає й відповідну похибку вимірювання шляхової швидкості, величина якої може бути знайдена безпосередньо з виразу

$$\frac{\Delta V_{\text{ш}}}{V_{\text{ш}}} = \frac{\Delta F_{\text{Д}}}{F_{\text{Дmax}}}$$

Другою важливою причиною похибок однопроменевих вимірників є крен ЛА. Припустимо, що через крен дійсне значення настановного кута B відрізняється від розрахункового B_0 на величину ΔB_0 . Диференціюючи вираз (6.4) за параметром B_0 , отримаємо

$$\frac{dF_{\text{Дmax}}}{dB_0} = -\frac{2V_{\text{ш}}}{\lambda} \sin B_0$$

У кінцевих приростах отримаємо

$$\Delta F_{\text{Дmax}} = -\frac{2V_{\text{ш}}}{\lambda} (\sin B_0) \Delta B_0$$

Звідси з урахуванням формули (6.4) виходить

$$\frac{\Delta V_{\text{ш}}}{V_{\text{ш}}} = \frac{\Delta F_{\text{Д}}}{F_{\text{Дmax}}} = -\frac{\sin B_0}{\cos B_0} \Delta B_0 = -\Delta B_0 \text{tg} B_0$$

У реальних системах кут опромінення B_0 вибирається порядку 70° . У цьому випадку відносна похибка визначення шляхової швидкості становить 0,05 на кожний градус похибки ΔB_0 визначення кута опромінення B_0 .

Зменшення похибки, що викликається креном, можна досягти стабілізацією антени в горизонтальній площині або введенням виправлень на крен в обчислювальному пристрої при обробці даних. Однак це призводить до істотного ускладнення вимірника, але не усуває недоліків однопроменевого методу, до яких слід віднести також високі вимоги до стабільності частоти випромінюваних коливань.

Найбільш радикальним шляхом підвищення точності вимірювання шляхової швидкості й кута знесення є застосування багатопроменевих вимірників.

6.3. Вимірювання шляхової швидкості та кута знесення багатопроменевими системами

У багатопроменевих ДИСС при вимірюванні кута знесення використовується метод порівняння. Метод порівняння не вимагає рухомих антен і дозволяє автоматично й одночасно вимірювати шляхову швидкість і кут знесення із прийнятною точністю.

Як впливає з (6.3) – основного рівняння ДИСС, доплеровська частота містить інформацію, як про шляхову швидкість $V_{ш}$, так і про кут знесення $\beta_{зн}$, тобто дві невідомі величини. Для визначення двох невідомих величин необхідно мати як мінімум два рівняння. При нерухомих антенах ДИСС це може бути досягнуто застосуванням двох променів, що мають різні настановні кути Γ_{01} і Γ_{02} . Тоді для двох променів отримаємо два значення доплеровської частоти й відповідно систему із двох рівнянь із двома невідомими

$$\begin{aligned} F_{Д1} &= \frac{2V_{ш}}{\lambda} \cos B_0 \cos(\Gamma_{01} - \beta_{зн}); \\ F_{Д2} &= \frac{2V_{ш}}{\lambda} \cos B_0 \cos(\Gamma_{02} - \beta_{зн}) \end{aligned} \tag{6.5}$$

В однобічній двопроменевій системі похибка визначення кута знесення приблизно в 30 разів менше, ніж в однопроменевої системи. Однак похибка у вимірюванні шляхової швидкості залишається такою ж, як і в однопроменевої системі.

Точність вимірювання шляхової швидкості значно підвищується при застосуванні двосторонніх систем, які мають два промені спрямовані вперед та назад. Але зате в такій системі кут знесення визначається з похибкою однопроменевої системи.

До того ж рівняння (6.5) справедливі лише для горизонтального польоту при відсутності вертикальної складової вектора швидкості. При наявності крену або тангажу точність роботи двопроменевого ДИСС зменшується.

Ці недоліки істотно зменшуються при використанні ДИСС із трьома або чотирма антенами, діаграми спрямованості яких розташовані відносно ЛА у вигляді літер «Y» або «X».

Вимірювання шляхової швидкості й кута знесення здійснюється порівнянням доплеровських частот двох променів. При відсутності знесення вектор шляхової швидкості збігається з поздовжньою віссю ЛА, доплеровські частоти обох променів однакові й їхня різниця дорівнює нулю. При наявності знесення доплеровські частоти неоднакові, тому що вектор шляхової швидкості відхиляється від поздовжньої осі ЛА на величину кута знесення.

Трипроменева антенна система у двох площинах: горизонтальної й вертикальної, яка проходить через промені 1–3, схематично зображена на рис. 6.5. Чотирипроменева система з позначенням кутів B_0 , Γ_0 для горизонтального польоту показана на рис. 6.6.

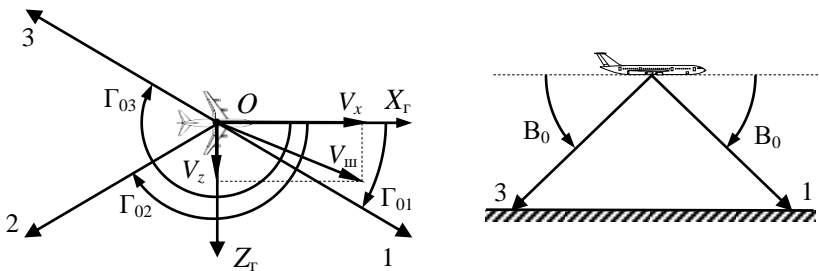


Рис.6.5

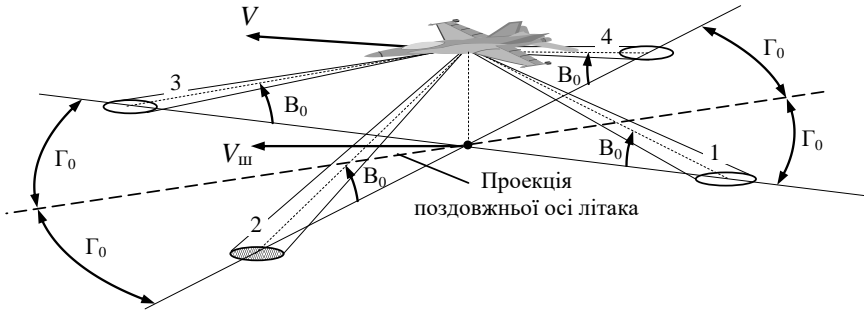


Рис.6.6

Як показано на рис. 6.5, в антенних системах трипроменевих ДИСС застосоване симетричне розташування променів, при якому

$$B_{01} = B_{02} = B_{03} = B_0;$$

$$\Gamma_{01} = \Gamma_0, \quad \Gamma_{02} = 180^\circ - \Gamma_0, \quad \Gamma_{03} = 180^\circ + \Gamma_0,$$

$$|\cos \Gamma_{02}| = |\cos \Gamma_{03}| = \cos \Gamma_0.$$

У трипроменевої системі вирази для доплеровських частот за кожним променем (каналом) мають вигляд:

$$F_{Д1} = \frac{2V_{ш}}{\lambda} \cos B_0 \cos(\Gamma_0 - \beta_{зн});$$

$$F_{Д2} = \frac{2V_{ш}}{\lambda} \cos B_0 \cos(\Gamma_0 + \beta_{зн});$$

$$F_{Д3} = \frac{2V_{ш}}{\lambda} \cos B_0 \cos(\Gamma_0 - \beta_{зн}).$$

Сума й різниця частот парних каналів визначаються наступними виразами:

$$F_{Д1} + F_{Д2} = \frac{4V_{ш}}{\lambda} \cos B_0 \cos \Gamma_0 \cos \beta_{зн} = \frac{4V_x}{\lambda} \cos B_0 \cos \Gamma_0; \quad (6.6)$$

$$F_{Д3} - F_{Д2} = \frac{4V_{ш}}{\lambda} \cos B_0 \sin \Gamma_0 \sin \beta_{зн} = \frac{4V_z}{\lambda} \cos B_0 \sin \Gamma_0,$$

де V_x , V_z – проекції вектора шляхової швидкості $V_{ш}$ на осі горизонтальної зв'язаної системи координат OX_r , OZ_r (див. рис. 6.5).

З (6.6) можна отримати алгоритми обчислень навігаційних параметрів:

$$V_x = \frac{\lambda}{4} \frac{F_{Д1} + F_{Д2}}{\cos B_0 \cos \Gamma_0}; \quad V_z = \frac{\lambda}{4} \frac{F_{Д3} - F_{Д2}}{\cos B_0 \sin \Gamma_0};$$

$$\beta_{зп} = \arctg \frac{V_z}{V_x} = \arctg \frac{F_{Д3} - F_{Д2}}{F_{Д1} + F_{Д2}} \operatorname{ctg} \Gamma_0; \quad (6.7)$$

$$V_{ш} = \frac{V_x}{\cos \beta_{зп}} = \frac{\lambda}{4} \frac{F_{Д1} + F_{Д2}}{\cos B_0 \cos \Gamma_0} \sec \beta_{зп}.$$

У чотирипроменевих ДИСС використовується антена система із симетричною відносно поздовжньої осі ЛА Х-образної орієнтацією променів (див. рис. 6.5).

Для визначення трьох складових вектора швидкості ЛА, у принципі, досить трьох променів. Тому інформація, одержувана за четвертим променем, є надлишковою й алгоритми обчислення навігаційних параметрів описуються тими ж самими формулами – формулами (6.7).

У чотирипроменевому ДИСС між чотирма доплеровськими частотами існує наступне співвідношення

$$F_{Д1} + F_{Д3} = F_{Д2} + F_{Д4}. \quad (6.8)$$

Дане співвідношення справедливо при будь-яких еволюціях ЛА й може служити критерієм правильності роботи всіх каналів вимірника. З (6.8) видно, що одна з доплеровських частот може бути виражена через три інші.

Визначення навігаційних параметрів за формулами (6.7) відповідає когерентному режиму роботи ДИСС, тобто роздільній обробці інформації за кожним променем. У чотирипроменевому ДИСС можлива й попарна обробка інформації променів (автокогерентний режим). При цьому в ДИСС виміряються різниці доплеровських частот променів, що лежать в одній площині

$$F_{Д13} = F_{Д1} - F_{Д3}; \quad F_{Д24} = F_{Д4} - F_{Д2},$$

за якими визначаються шляхова швидкість і кут знесення:

$$\beta_{зп} = \arctg \frac{F_{Д24} - F_{Д13}}{F_{Д13} + F_{Д24}} \operatorname{ctg} \Gamma_0;$$

$$V_{ш} = \frac{\lambda}{8} \frac{F_{Д13} + F_{Д24}}{\cos B_0 \cos \Gamma_0} \sec \beta_{зп}.$$

Точність обчислення шляхової швидкості при цьому трохи поліпшується. Перевагою ДИСС із попарною обробкою інформації також є зменшення каналів обробки сигналу із чотирьох до двох, що відповідно приводить до зменшення масогабаритних характеристик системи.

У багатоканальних ДИСС істотно зменшуються похибки вимірювання навігаційних параметрів, що виникають при змінах кутів крену й тангажа. Необхідність застосування як мінімум трьох променів і трьох частот розглянемо на прикладі впливу тангажа ϑ . На рис. 6.6 суцільними лініями показані напрямки променів при $\vartheta = 0$, а пунктиром – при $\vartheta > 0$. Тангаж призводить до зменшення кута β_0 у першому промені й збільшенню кута β_0 у другому й третьому променях. Таким чином, сума й різниця частот в (6.7) змінюються значно менше, ніж кожна із частот окремо.

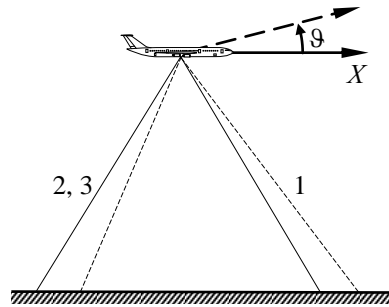


Рис. 6.6

6.4. Принцип побудови й структурна схема доплеровських вимірників шляхової швидкості та кута знесення

Побудова доплеровських вимірників у значній мірі обумовлюється обраним режимом випромінювання. Застосовуються системи безперервного випромінювання без модуляції й із частотною модуляцією, а також системи з імпульсним випромінюванням з малою шпаруватістю (квазібезперервні) і великою шпаруватістю.

Основним достоїнством ДИСС із безперервним немодульованим випромінюванням є зосередженість спектра доплеровського сигналу в межах однієї, досить вузької, смуги частот, що забезпечує найбільш повне використання енергії сигналу, а також порівняно простий пристрій передавача, приймача й індикатора.

Недоліком ДИСС із безперервним випромінюванням є труднощі усунення сигналу передавача, що просочується на вхід приймача. Цей сигнал потрапляє на вхід приймача як внаслідок зв'язку між приймальною й передавальною антенами, як правило, розташо-

ваними поруч, так і внаслідок відбиття прямого сигналу від елементів конструкції ЛА.

Як приклад, розглянемо узагальнену структурну схему трипроменевого ДИСС із випромінюванням безперервних немодульованих коливань і безпосереднім перетворенням відбитих сигналів на низьку частоту (рис. 6.7)

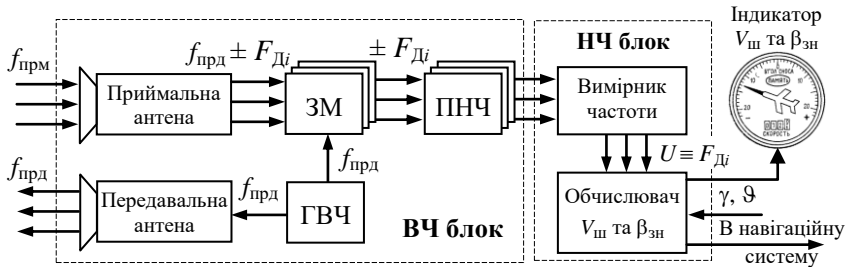


Рис. 6.7

Основними функціональними елементами ДИСС є: генератор високої частоти (ГВЧ); передавальна й приймальна антени, що утворюють антенно-хвильоводну систему; балансовий змішувач (ЗМ); смуговий підсилювач низької частоти (ПНЧ). У сучасних ДИСС перелічені блоки конструктивно об'єднані у високочастотний блок (ВЧ блок).

Електромагнітні коливання необхідної потужності із частотою $f_{\text{прд}}$, які генеруються ГВЧ клістронного або напівпровідникового типу, проходячи хвильовідно-щілинний міст, діляться на три рівні частини й підводять до трьох рупорних випромінювачів передавальної антени. Передавальна антена формує три вузькоспрямованих променя. Промені спрямовані під заданими кутами вниз і в сторони відносно осі антенної системи, яка збігається з поздовжньою віссю літака.

Сигнали, відбиті від земної поверхні із частотами $f_{\text{прм}i} = f_{\text{прд}} \pm F_{\text{Д}i}$, ($i = 1, 2, 3$), також за трьома вузькоспрямованими променями приймаються прийомною антеною і надходять у тракти трьох ідентичних приймально-вимірювальних каналів, які складаються з балансових ЗМ і ПНЧ. Діаграми передавальної й приймальної антен збігаються й обумовлюють загальну діаграму спрямованості антенної системи ДИСС.

На вхід кожного каналу проходять також сигнали від ГВЧ, які відіграють роль опорних сигналів у балансових ЗМ. На виходах балансових ЗМ виділяються низькочастотні коливання доплеровського спектра, які для посилення надходять в ПНЧ кожного каналу.

Ширина смуги ПНЧ вибирається виходячи з можливого діапазону доплеровських частот. При такому перетворенні частоти втрачається знак доплеровського зсуву, але це несуттєво для літакових ДИСС.

Доплеровські сигнали після посилення з виходу ВЧ блоку надходять у низькочастотний блок (НЧ блок) на вхід вимірника середньої доплеровської частоти.

Для вимірювання середньої доплеровської частоти можна використувати лічильник числа перетинань нульового рівня напругою низької частоти (лічильник числа «нулів»); автокорелятор, що вимірює час кореляції, обернено пропорційній середній частоті; частотний дискримінатор.

Всі три методи мають близькі похибки, однак практично легше реалізувати лічильник «нулів», а точніше, лічильник числа імпульсів, сформованих схемою обмеження й диференціювання в точках перетинання нульового рівня напругою на виході УНЧ.

Напруги, пропорційні значенням доплеровських частот, з виходу вимірника частоти надходять в обчислювач, де з урахуванням даних про крен γ і тангаж ϑ ЛА, а також даних про кутову орієнтацію променів ДИСС обчислюються значення шляхової швидкості $V_{ш}$ і кута знесення $\beta_{зн}$.

Вимірювані доплеровські частоти в деякій мірі залежать від характеру відбиваючої поверхні, тому одночасно з вимірюванням доплеровського зсуву частот ДИСС визначає виправлення на характер відбиваючої поверхні, яка враховується при обчисленні шляхової швидкості.

Отримані дані про $V_{ш}$ і $\beta_{зн}$ надходять далі в навігаційну систему для визначення координат літака методом числення шляху й на індикатор шляхової швидкості й кута знесення.

Сучасні ДИСС вимірюють шляхову швидкість у діапазоні 150...2500 км/год, кут знесення в межах $\pm 45^\circ$. Вони можуть працювати на висотах 15...21000 м. Однак в процесі набору висоти та зниження, а також при маневрах літака з кутами крену та тангажа більш 5...10° точність визначення швидкості та кута знесення істотно знижується. Компенсація погрешностей при вимірах швидкості та кута знесення здійснюється різними шляхами.

6.5. Доплерівський вимірник ДИСС-013

Доплерівський вимірник ДИСС-013, комплект якого показаний на рис. 6.8, призначений для безперервного автоматичного вимірювання шляхової швидкості й кута знесення, а в складі навігаційних комплексів – пройденого шляху.

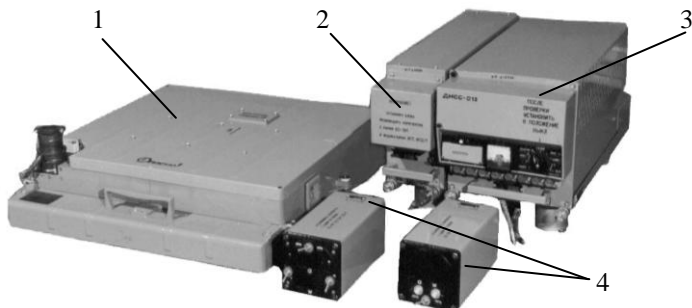


Рис.6.8

Конструктивно функціональні вузли ДИСС-013 (див. рис. 6.8) являють собою високочастотний блок 1 з антенно-хвильоводною системою, блок спряження 2, низькочастотний блок 3, а також прилади індикації в кабіні 4.

Інформація про шляхову швидкість і кут знесення надходить на індикатор ДИСС, а також у навігаційний обчислювач типу АНУ або ЦНВУ й у систему автоматичного управління польотом літака й використовується для літаководіння за заданим маршрутом над будь-яким видом підстильної поверхні незалежно від оптичної видимості.

Для врахування характеру відбиття підстильної поверхні, при польоті над морем в обчислювач вводиться виправлення за допомогою перемикача «Суша-Море» на пульті управління.

У ДИСС передбачені такі режими роботи: «Контроль», «Робота», «Пам'ять». Вмикання необхідного режиму здійснюється перемикачем режимів роботи.

Режим «Робота» призначений для автоматичного безперервного вимірювання шляхової швидкості й кута знесення, видачі їх значень на індикатор і споживачам.

Режим «Контроль» призначений для перевірки справності вимірника за допомогою схеми вбудованого контролю. При цьому до схеми вимірювання доплеровських частот підключаються спеціальні генератори контрольних частот, що імітують доплеровські частоти.

Сигнали генераторів контрольних частот подаються в частотомір замість доплеровських частот, і на індикаторі відображаються обчислені схемами ДИСС контрольні значення шляхової швидкості (710 ± 20 км/ч) і кута знесення ($0 \pm 30'$).

Вмикання режиму «Пам'ять» здійснюється з пульта управління з вимиканням випромінювання або автоматично при відсутності або низькому рівні відбитих сигналів на вході приймача (наприклад, при польоті над спокійним морем), при несправності приймального або передавального трактів і при кутах крену або тангажа більше $10 \pm 2^\circ$. При цьому відображаються на індикаторі й видаються споживачам запам'ятовані на момент вмикання режиму «Пам'ять» значення шляхової швидкості й кута знесення.

Модифікації ДИСС-013 встановлюють на літаки Ан-22, Ан-26, Ан-30, Ту-134, Ту-154, Іл-62 та їхні модифікації.

Експлуатаційно-технічні характеристики ДИСС-013 наведені в табл. 6.1.

Табл. 6.1.

Діапазон вимірюваних шляхових швидкостей	180.....1300 км/год
Діапазон вимірюваних кутів знесення	$\pm 30^\circ$
Робочий діапазон висот	10.....15000 м
Похибка вимірювання шляхових швидкостей (2σ)	0,4%
Похибка вимірювання кута знесення	20'
Частота передавача	8800 мГц
Вихідна потужність передавача	0,26 Вт
Чутливість приймача не менш	109 дБ/мВт
Маса	27,5 кг

Доплеровський вимірник ДИСС-013, блок зв'язку й навігаційний обчислювач утворюють доплеровську систему навігації.

6.6. Вертолітний доплеровський вимірник ДИСС-15

Вертолітні доплеровські вимірники від літакових істотно відрізняються в принципах побудови, пов'язаних насамперед з різними призначеннями й режимами польотів вертольотів і літаків.

Переміщення вертольота в просторі може бути довільним. У ряді випадків, наприклад, у режимі висіння вектор швидкості може дорівнює нулю або бути поблизу нуля й змінювати напрямок. У зв'язку із цим, у вертолітних ДИСС необхідно вимірювати доплеровські частоти аж до значень, близьких до нуля, а також визначати їхній знак.

Відповідно до призначення вертолітні доплеровські вимірники можна розділити на пристрої, що забезпечують:

- вимірювання малих швидкостей у діапазонах переходу до режиму висіння;
- вимірювання великих швидкостей у діапазонах режиму навігації;
- вимірювання малих і великих швидкостей.

Доплеровський вимірник ДИСС-15 у комплексі із установленими на борту курсовою системою й гіровертикаллю призначений для автономного вимірювання й індикації складових вектора швидкості (у режимі висіння вертольота), шляхової швидкості й кута знесення (у режимі крейсерського польоту), числення й індикації ортодромічних або географічних координат місця розташування вертольота в обох зазначених режимах.

Конструктивно ДИСС-15 являє собою два великих блоки – високочастотний блок з антенно-хвильоводною системою (див. фото на рис. 6.9) і низькочастотний блок, а також обчислювач координат, пульт управління й пристрої індикації. ДИСС-15 сполучається з гіровертикаллю, курсовою системою й датчиком повітряної швидкості (ДВС).

Основні експлуатаційно-технічні характеристики ДИСС-15 наведені в табл. 6.2.



Рис. 6.9

Табл. 6.2.

Параметри випромінюваної енергії СВЧ	
Вид випромінювання	Безперервні немодульовані коливання
Частота	13325 МГц
Потужність	2...10 Вт
Робочий діапазон висот	
- у режимі навігації над сушею й морем (при хвилюванні > 1 бала)	10.....3000 м
- у режимі висіння над сушею	2... ..1000 м
- у режимі висіння над морем (при хвилюванні > 1 бала)	5.....500 м
Діапазони вимірювання швидкостей і кута знесення	
- шляхової швидкості в режимі навігації	50.....399 км/год
- поздовжньої складової вектора швидкості в режимі висіння	- 25.....+50 км/год
- поперечної складової вектора швидкості в режимі висіння	± 25 км/год
- вертикальної складової вектора швидкості в режимі висіння	± 10 м/сек
- кута знесення в режимі навігації	± 45°
Похибки вимірювання навігаційних параметрів	
- шляхової швидкості	0,5% ± 1,5 км/год
- кута знесення	25'
- поздовжньої й поперечної складової вектора швидкості	± 1,5 км/год
- вертикальної складової вектора швидкості	± 0,4 м/сек

Доплерівський вимірник має трипроменеву приймально-передавальну антенну систему. Антени розташовані так, що пелюсток діаграми кожної антени дивиться вниз під деяким кутом. Разом вони нагадують розбіжні від вертольота промені за типом тригранної піраміди. Її основою є поверхня землі або води, вершиною сам вертоліт, а ребрами – промені вузькоспрямованих антен кожного

каналу. Орієнтація променів антенної системи ДИСС-15 показана на рис. 6.9.

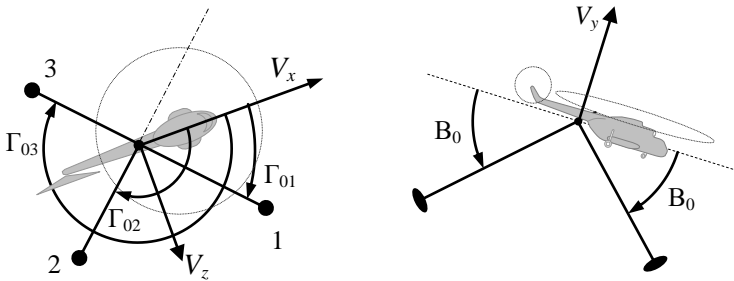


Рис. 6.9

В антенних системах ДИСС-15 застосоване симетричне розташування променів, при якому

$$B_{01} = B_{02} = B_{03} = B_0;$$

$$\Gamma_{01} = \Gamma_0 = 45^\circ, \quad \Gamma_{02} = 180^\circ - \Gamma_0, \quad \Gamma_{03} = 180^\circ + \Gamma_0;$$

$$|\cos \Gamma_{01}| = |\cos \Gamma_{02}| = |\cos \Gamma_{03}| = \cos \Gamma_0 = \sin \Gamma_0.$$

Для кожного із трьох променів антенної системи доплерівська частота $F_{Дi} = \frac{2}{\lambda} W_{Ri}$ ($i=1,2,3$), де W_{Ri} – радіальна швидкість (проекцією вектора земної швидкості вертольота V_k на напрямок i -го променя антени), може бути виражена через проекції (V_x, V_y, V_z) вектора земної швидкості V_k на осі зв'язаної з вертольотом системи координат і кути орієнтації Γ_0, B_0 антенної системи координат відносно зв'язаної системи координат:

$$F_{Д1} = \frac{2}{\lambda} (V_x \cos \Gamma_0 \cos B_0 + V_z \cos \Gamma_0 \cos B_0 - V_y \sin B_0);$$

$$F_{Д2} = \frac{2}{\lambda} (-V_x \cos \Gamma_0 \cos B_0 + V_z \cos \Gamma_0 \cos B_0 - V_y \sin B_0);$$

$$F_{Д3} = \frac{2}{\lambda} (-V_x \cos \Gamma_0 \cos B_0 - V_z \cos \Gamma_0 \cos B_0 - V_y \sin B_0).$$

Відбиті сигнали, прийняті прийомною антеною, подаються на пристрій виділення доплерівської частоти, де одночасно відбувається поділ доплерівського сигналу за знаком зсуву частот.

За величинами і знаками сигналів доплерівського зсуву частот, прийнятих за трьома променями антени, в апаратурі обчислюються складові вектора швидкості в зв'язаній з вертольотом системі координат. Обчислення здійснюється за формулами:

$$V_x = \frac{\lambda}{4} \frac{F_{Д1} - F_{Д2}}{\cos \Gamma_0 \cos B_0}$$

$$V_y = \frac{\lambda}{4} \frac{F_{Д1} + F_{Д3}}{-\sin B_0}$$

$$V_z = \frac{\lambda}{4} \frac{F_{Д2} - F_{Д3}}{\cos \Gamma_0 \cos B_0}$$

Потім розраховуються проекції складової вектора швидкості $V_{x_\Gamma}, V_{y_\Gamma}, V_{z_\Gamma}$ на осі горизонтальної (земної) системи координат за складовими вектора швидкості V_x, V_y, V_z з використанням матриці напрямних косинусів \mathbf{B}

$$\begin{bmatrix} V_{x_\Gamma} \\ V_{y_\Gamma} \\ V_{z_\Gamma} \end{bmatrix} = \mathbf{B} \begin{bmatrix} V_x \\ V_y \\ V_z \end{bmatrix}$$

Матрицю напрямних косинусів можна отримати за сигналами крену γ і тангажа ϑ вертольота, що надходять від зв'язаною з ДИСС-15 гіровертикалі, у вигляді:

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} \cos \vartheta & -\sin \vartheta \cos \gamma & \sin \gamma \sin \vartheta \\ \sin \vartheta & \cos \vartheta \cos \gamma & -\cos \vartheta \sin \gamma \\ 0 & \cos \psi \sin \gamma & \cos \gamma \end{bmatrix}.$$

В обчислювачі ДИСС-15 застосовані спрощені скалярні вирази для обчислення $V_{x_\Gamma}, V_{y_\Gamma}, V_{z_\Gamma}$.

За горизонтальними складовими вектора швидкості в обчислювачі визначаються кут знесення $\beta_{зн} = \text{arctg}(V_{z_\Gamma}/V_{x_\Gamma})$ й шляхова швидкість $V_{ш} = V_{z_\Gamma}/\cos \beta_{зн}$. Обчислені параметри руху вертольота відображаються на індикаторах.

У режимі навігація за інформацією про подовжню й поперечну складові вектора швидкості й про різницю між поточним курсом

ψ , що надходить від зв'язаною з ДИСС-15 курсової системи, і кутом карти (УК) обчислюються значення пройденого шляху уздовж ортодромії й бічного відхилення вертольота від ортодромії.

Введенням УК задається шляховий кут ортодромії, при цьому координати в ортодромичній системі координат обчислюються за формулами:

$$X = \int_{t_1}^{t_2} [V_{x_{\Gamma}} \cos(\psi - \text{УК}) - V_{z_{\Gamma}} \sin(\psi - \text{УК})] dt;$$

$$Z = \int_{t_1}^{t_2} [V_{x_{\Gamma}} \sin(\psi - \text{УК}) + V_{z_{\Gamma}} \cos(\psi - \text{УК})] dt.$$

Обчислені значення X і Z відображаються на шкалах індикатора координат. Одночасно значення величин X і Z через системи стеження надходять у картографічний індикатор, механічні редуктори якого перетворюють значення величин X і Z у переміщення візира, який відзначає місце розташування вертольота на карті.

При роботі за даними ДВС на обчислювач координат надходить сигнал від датчика повітряної швидкості, який підміняє сигнал $V_{x_{\Gamma}}$. За цим даними відбувається обчислення шляху, пройденого уздовж ортодромії.

На малих швидкостях польоту при $V_{x_{\Gamma}} \leq 50$ км/год ДИСС-15 переходить у режим висіння, при цьому на показчиках ДИСС-15 $\beta_{\text{зн}}$ і $V_{\text{ш}}$ не індичуються (показчик кута знесення загальмовується, а шляхової швидкості закривається шторкою). При збільшенні поздовжньої складової вектора швидкості ($V_{x_{\Gamma}} \leq 50$ км/год) вмикається режим навігації й індикація кута знесення й шляхової швидкості відновлюється.

При польотах над водною поверхнею перемикач «СУША-МОРЕ» на пульті управління встановлюється в положення «МОРЕ», при цьому в обчислювачі вноситься виправлення на характер відбиваючої поверхні, яке враховується при обчисленні $\beta_{\text{зн}}$ і $V_{\text{ш}}$.

При зменшенні амплітуди доплеровського сигналу нижче припустимого рівня в будь-якому із трьох каналів ДИСС система переходить у режим «пам'ять», при цьому індикація на всіх показчиках загальмовується, а пілоту видається повідомлення – загоряється табло «ПАМ'ЯТЬ».

6.7. Особливості експлуатації доплеровських вимірників шляхової швидкості та кута знесення

Льотна експлуатація ДИСС

Експлуатація системи здійснюється в послідовності, викладеної в інструкції екіпажу для даної модифікації ДИСС.

Перед вирулюванням зі стоянки переконалися, що перемикач «СУША-МОРЕ» на пульті управління ДИСС знаходиться в положенні «СУША».

Після зльоту на висоті більш 300м¹ перемикач режимів роботи ДИСС на пульті управління встановити в положення «Вкл», при цьому протягом 3-х хвилин на індикаторі ДИСС горить табло «ПАМ'ЯТЬ». Через 3 хв після вмикання високої напруги вимірник готовий до роботи – табло «ПАМ'ЯТЬ» гасне.

Через 20 сек після згасання табло «ПАМ'ЯТЬ» вимірник видає сигнали готовності в усі сполучені з ним системи, на приладовій дошці гасне табло "СЧИСЛ. СВС" і числення місця розташування літака в сполучених з ДИСС навігаційних системах провадиться вже за даними доплеровського вимірника.

При польоті над водною поверхнею перемикач «СУША-МОРЕ» необхідно встановити в положення «МОРЕ».

При еволюціях із креном більше 20° похибки системи зростають. Тому після виведення ЛА з розвороту відлік шляхової швидкості й кута знесення здійснюється не раніше ніж через 20...30 с.

При польотах над водною поверхнею із хвилюванням менш 1,5 бала, над пісками, над гірською місцевістю інформація від ДИСС може пропадати або бути нестійкою.

При відсутності доплеровської інформації вимірник автоматично переходить у режим "Пам'ять". У цьому випадку через 20 сек на приладовій дошці загоряється табло "СЧИСЛ. СВС", а на індикаторі ДИСС табло «ПАМ'ЯТЬ». У режимі "Пам'ять" вимірник не провадить вимірювання шляхової швидкості й кута знесення. На приладах відображаються значення цих величин, що обчислені до переходу вимірника в режим "Пам'ять".

¹ У деяких «Керівництвах з льотної експлуатації» передбачається можливість вмикання ДИСС на лінії попереднього старту.

При відновленні доплеровської інформації вимірник виходить із режиму "Пам'ять", гасне табло «ПАМ'ЯТЬ», а через 20 сек табло "СЧИСЛ. СВС".

При польотах над гладкою водяною поверхнею можуть спостерігатися відходи й зриви в показаннях ДИСС без переходу в режим "Пам'ять". У таких випадках рекомендується примусово перевести ДИСС у режим "Пам'ять", використовуючи для цього перемикач на пульті управління (перемикач режимів роботи ДИСС на пульті управління встановити в положення «ПАМ'ЯТЬ»), або вимкнути вимірник. Повторне вмикання ДИСС можливо після входу ЛА в сприятливу зону польоту з точки зору поверхні відбиття.

Вмикання ДИСС перед посадкою здійснюється після польоту дальньої приводної радіостанції².

Технічна експлуатація РВ

Всі роботи зі зняття й встановлення вузлів і блоків ДИСС здійснюються тільки при повному знеструмленні апаратури. Потрапляння у відкриті штепсельні роз'єми, патрубків обдування й блоки ДИСС сторонніх предметів, особливо металевих, неприпустимо. При роботі з вузлом ВЧ треба бути особливо уважним. Пошкодження дзеркал антени неприпустимі. При роботі ДИСС забороняється знаходитися під її антеною.

Спеціальні регулювання й перевірки, усунення складних несправностей необхідно провадити тільки в спеціалізованих приміщеннях, на спеціальних стендах. При роботі із системою на стендах повинні бути вжиті заходи з екранування випромінювання високочастотної енергії.

Приміщення для проведення робіт з ДИСС повинні бути такими, щоб випромінювання високочастотної енергії в суміжних приміщеннях не перевищувало 0,1 мкВт/см². Для виконання цієї умови стіни приміщення можуть бути обклеєні поглинаючими матеріалами або екрановані металевою сіткою.

Всі роботи з перевірок і регулювання системи на літаку проводяться в послідовності, викладеної в регламенті технічної экс-

² У деяких «Керівництвах з льотної експлуатації» передбачається можливість вмикання ДИСС після приземлення.

платуації для даної модифікації ДИСС. При експлуатації перевіряються: величини живлячих напруг; робота магнетрона; точність визначення шляхової швидкості й кута знесення.

Для перевірки точності визначення навігаційних параметрів в електронному блоці є генератор контролю. Перевірка здійснюється на низькій частоті.

Передпольотна перевірка точності обчислення шляхової швидкості й кута знесення здійснюється в такій послідовності:

- увімкнути АЗС ДИСС;
- перемикач режимів роботи ДИСС на пульті управління встановити в положення «Вкл». При цьому на пульті управління повинна загорітися зелена лампа, а через 2...3 хв – червона, що сигналізує про вмикання високої напруги передавача;
- перемикач режимів роботи встановити в положення «Контр». При цьому повинна згаснути червона лампа, що сигналізує про зняття високої напруги з магнетрона.
- через 5 хв зчитати показання шляхової швидкості й кута знесення з індикатора ДИСС. Значення параметрів повинні бути в межах: шляхова швидкість 850...890 км/год; кут знесення $0... \pm 30'$.

Для поглибленої перевірки технічного стану ДИСС на лицьовій панелі блоку НЧ є контрольний вимірник напруг. Використовуючи перемикач, що також розташований на панелі блоку НЧ, перевіряють: струми змішувачів; напругу гетеродина; вихідну напругу підсилювача низької частоти й високу напругу на клістроні. Після здійснення перевірок перемикач повинен бути переведений у положення «Выкл».

При необхідності проведення калібрування ДИСС використовується комплект контрольно-перевірочної апаратури. Калібрування вимірника на землі здійснюються за допомогою пульта типу ПКД із комплекту контрольно-перевірочної апаратури, який дозволяє перевірити всі живлячі напруги, струми кристалів у кожному каналі, працездатність магнетрона й зробити калібрування ДИСС у двох точках – за шляховою швидкістю та за кутом знесення. Пульт дозволяє також перевірити обчислювач, переводячи його в режим контролю.

Контрольні питання

1. Як змінюється частота хвилі якщо джерело випромінювання її доганяє?
2. Який параметр називають доплеровським зсувом частоти (доплеровською частотою)?
3. Використовуючи радіальну швидкість W_R надайте вираз для доплеровського зсуву частоти.
4. Які параметри необхідно знати, щоб за доплеровською частотою визначити шляхову швидкість і кут знесення?
5. Які діапазони ширини діаграми спрямованості й кута нахилу променя у вертикальній площині у сучасних ДИСС?
6. Як змінюється спектр доплеровського сигналу при збільшенні шляхової швидкості?
7. Які заходи можна було б ужити при використанні однопроменевого ДИСС і чому вимірники такого типу не знаходять практичного застосування ?
8. Чому не знаходять практичного застосування двопроміневі системи?
9. Яка орієнтацією променів використовується у трипроменевих та чотирипроменевих ДИСС?
10. Скільки променів достатньо для визначення трьох складових вектора швидкості ЛА?
11. Яким чином здійснюється вимірювання шляхової швидкості й кута знесення у трипроменевому ДИСС?
12. Перелічіть основні функціональні елементи високочастотний блоку ДИСС?
13. Яким чином враховується характер відбиваючої поверхні (суша-море) при обчисленні шляхової швидкості?
14. Які в ДИСС-013 передбачені режими роботи?
15. Яка головна особливість визначення параметрів вектора швидкості у вертолітних ДИСС?
16. Які два режиму залежно від швидкості польоту передбачені у вертолітних ДИСС?
17. В якій системі координат у вертолітних ДИСС виконуються первісне обчислення складових вектора швидкості?
18. Як в ДИСС здійснюється передпольотна перевірка точності визначення шляхової швидкості й кута знесення?

Глава 7. ОГЛЯДОВО-ПОРІВНЯЛЬНІ МЕТОДИ НАВІГАЦІЇ

Один з найдавніших методів навігації - оглядово-порівняльний - набув особливого значення для сучасних ЛА. Сучасні оглядово-порівняльні системи забезпечують інтегральне відтворення повної сукупності навігаційних даних, взаємодіють з бортовими цифровими обчислювачами, коректують інші датчики навігаційної інформації і є найважливішим інформаційним елементом системи «літальний апарат - екіпаж».

Незважаючи на різноманіття технічної реалізації, суть оглядово-порівняльних методів навігації полягає у визначенні місцезнаходження об'єкта шляхом порівняння місцевості, зображеної на карті або тією, що знаходиться в пам'яті, з її фактичним видом, спостережуваним за допомогою бортових оглядових пристроїв (прицілів, візирів, телевізійних, радіолокаційних та ін) або візуально. Якщо зображення місцевості на карті і спостережуваний її вид збігаються, то місцезнаходження об'єкта вважається впізнаним, а координати – визначеними.

Перевагами оглядово-порівняльних методів навігації є:

- висока достовірність і точність вимірювань, а також відсутність похибок, що накопичуються;
- можливість проводити вимірювання в будь-яких районах Землі та навколоземного простору;
- високий рівень інформаційної надмірності вимірювань;
- широка можливість використання неавтоматизованих (візуальне орієнтування) і автоматизованих засобів вимірювання.

Проте оглядово-порівняльні методи мають як недоліки, так і обмеження. Вимірювання можливі тільки при видимості поверхні Землі або орієнтирів. Вплив перешкод - хмарності, туманів, недостатньої освітленості - може істотно знизити ефективність оглядово-порівняльної навігації. Крім того, при польотах над безорієнтирною місцевістю (моря, пустелі і т. п.) цей вид навігації застосовувати не можна.

Для успішної реалізації оглядово-порівняльного метода навігації необхідно мати достатнє повне забезпечення маршрутними картами або необхідним запасом апріорної інформації про заплановані до спостереження орієнтири.

7.1. Класифікація оглядово-порівняльних систем навігації

Оглядово-порівняльні системи навігації класифікуються за наступними ознаками:

- залежно від фізичної природи вимірюваних сигналів - оптичні, інфрачервоні, магнітометричні, гравіметричні, радіолокаційні;
- залежно від ступеня активності вимірювача - пасивні (ті, що використовують прямі сигнали орієнтирів) і активні (одержують зображення поверхні Землі і орієнтирів шляхом їх опромінення та прийому відбитих сигналів);
- за характером автономності - обмежено-автономні (засновані на використанні природних, існуючих в природі орієнтирів) і неавтономні (засновані на використанні штучних наземних або небесних орієнтирів);
- за видом робочої інформації розрізняють системи з точковим зондуванням (так зване зондування характерних орієнтирів), зондуванням уздовж ліній та кадровим зондуванням;
- за рівнем автоматизації – візуальні, напівавтоматичні, автоматичні.
- за обсягом картографічної інформації розрізняють системи з пам'яттю і без пам'яті.

Системи без пам'яті – системи, в яких орієнтири фіксуються вже під час функціонування системи (так звані кореляційні вимірювачі швидкості). Такі системи можуть визначати лише швидкість зміни координат ЛА відносно орієнтирів, використовуючи які-небудь, у тому числі і нестабільні у часі, поверхневі поля (наприклад, хмари).

Системи з пам'яттю мають апріорну (еталонну) інформацію про орієнтири, яка накопичується до початку функціонування. У системах з повною апріорною інформацією карта записується з високою точністю в блоці пам'яті навігаційного комплексу для всієї області польоту. У системах з мінімальною апріорній інформацією в бортовому запам'ятовуючому пристрої зберігається інформація про координати окремих орієнтирів (точкових, протяжних), розміщених уздовж лінії заданого шляху.

Системи з неповною апріорною інформацією передбачають корекцію навігаційних комплексів (НК) як за точковими і протяжними орієнтирам, так і безперервну корекцію на окремих ділянках маршруту.

7.2. Принципи побудови оглядово-порівняльних систем навігації

Навігаційний зміст оглядово-порівняльних методів вимірювань визначається видами орієнтирів і їх кількістю. У системі здійснюється порівняння фізичних параметрів орієнтира (площа, особливості геометричної форми, спектру випромінювання та ін), закладених в пам'ять системи, з виміряними параметрами і таким чином здійснюється впізнання орієнтира.

У візуальних неавтоматизованих системах задача впізнання орієнтирів покладається на льотчика (оператора). При візуальному орієнтуванні за допомогою бортових оглядових пристроїв (прицілів, візирів, телевізійних, радіолокаційних й інших) или візуально спираються на характерні орієнтири, тобто такі, які за своїми ознаками різко відрізняються від сусідніх аналогічних об'єктів (особлива конфігурація або наявність особливих відмінних елементів об'єкта).

При підготовуванні до польоту вибираються характерні орієнтири й у пам'яті бортового обчислювача програмуються їх координати. В польоті після впізнання орієнтира визначаються навігаційні параметри вектора місцезнаходження орієнтира відносно літака і здійснюється корекція координат місцеположення літака.

Якщо одночасно використовуються декілька запланованих орієнтирів, то відомості про них зберігаються в пам'яті у вигляді параметрів та координат їх взаємного положення. Перевагою такого підходу є значний обсяг навігаційної інформації, менша залежність від втрати частини запланованих орієнтирів і впливу перешкод. Проте зростають обсяги картографічної інформації і час на її обробку, тому в оглядово-порівняльних системи такого класу можуть бути тільки автоматизованими.

У загальному випадку сукупність орієнтирів вважається аномаліями певного фізичного поля (оптичного, гравітаційного, поля рельєфу місцевості та ін.). І сутність такої оглядово-порівняльної навігації ґрунтується на такій властивості аномальних полів, як однозначна відповідність розподілу параметрів поля конкретній ділянці земної поверхні.

При визначенні міри подібності спостережуваного орієнтиру або аномалій фізичного поля до тих, що зберігаються в пам'яті, використовується кореляційна функція. Якщо кількість еталонних орієнтирів значна, то необхідно визначити максимальне (або екстремальне) значення кореляційної функції, тобто найбільшу подібність спостережуваної ділянки земної поверхні до за картографованої місцевості. Тому оглядово-порівняльні системи такого типу отримали назву кореляційно-екстремальних навігаційних систем (КЕНС).

7.3. Корекція поточних координат ЛА за допомогою оглядово-порівняльних систем з точковим зондуванням

Оглядово-порівняльні системи з точковим зондуванням використовують як допоміжний засіб для корекції координат. Для цього в пам'яті бортового обчислювача повинні бути запрограмовані координати характерного орієнтира, за яким передбачається здійснити корекцію місцеположення ЛА.

Основна задача, яку виконує навігаційна система при корекції за орієнтирами, – це максимальна автоматизація процесу корекції з метою звільнення оператора від розрахунків і роботи з картою, підвищення точності й оперативності орієнтування. Напівавтоматичний (за участю оператора) процес корекції за орієнтиром здійснюється таким чином.

Під час польоту (на розрахунковій дальності до орієнтира) екіпажу видається попереджувальний сигнал і автоматично приводиться в дію потрібний візирний пристрій. На його екрані починає формуватися мітка (перехрестя) імовірного положення орієнтира у системі координат візира.

Оператор виявляє й впізнає орієнтир, сполучає за допомогою спеціального пристрою мітку візира із зображенням реального орієнтира й в момент суміщення натискає кнопку корекції (прив'язки). Усі обчислювальні операції виконує обчислювач навігаційного комплексу (НК) і сигналізує оператору про здійснення корекції.

Найбільше пристосовані для проведення такої напівавтоматичної корекції оглядові бортові радіолокаційні системи (РЛС) та електронно-оптичні візир.

де σ_D - точність виміру дальності, σ_β - точність виміру курсового кута орієнтира, σ_ψ - точність виміру курсу.

При цьому необхідно мати на увазі, що внаслідок незначної дальності пеленгації наземного орієнтира на точність визначення координат ЛА за допомогою аналізованих візирів істотно впливає перевищення орієнтира над рівнем відліку дійсної висоти польоту в момент проведення корекції. Особливо це позначається при польотах на малих висотах. Якщо польотне завдання передбачає такі режими польоту, то при підготованні комплексу до роботи необхідно вибирати орієнтир з мінімальними перевищеннями.

Застосування бічних електронно-оптичних візирів

Ще одним методом корекції обчислених координат місцеположення ЛА за орієнтиром може бути використання бічних візирів. Роздивимося один із алгоритмів їх застосування. У найпростішому випадку бічний візир являє собою прозору призму з двома вертикальними рисками, встановлену збоку в кабіні. За рахунок товщини призми ці рискі при їх суміщенні оком льотчика створюють створ або площину пеленгування орієнтира. З кожного боку кабіни розташовані два таких візира (рис. 7.2, а), які утворюють дві площини пеленгування, що перетинаються під кутом $\Delta\varphi$. Курсові кути цих площин (φ_1 та φ_2) незмінні і визначаються розташуванням візирів.

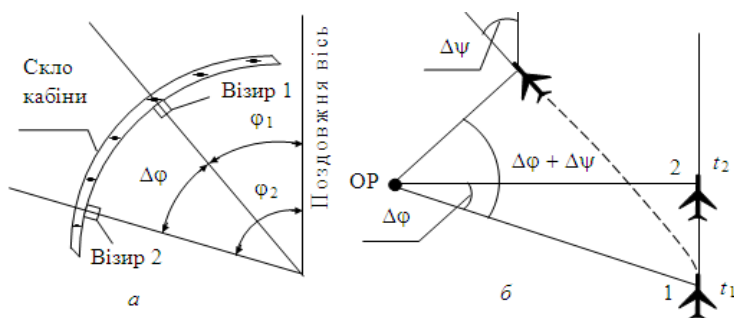


Рис. 7.2

При польоті ЛА запрограмований орієнтир, що спостерігається, спочатку потрапляє у створ першого візира (рис. 7.2, б), а

потім у створ другого. У кожний з цих моментів часу (t_1 та t_2) льотчик натискає кнопку прив'язки. Розв'язання геометричної задачі про координати ЛА відносно орієнтира і формування коригувальних поправок відбувається в обчислювачі НК. Для цього в кожний момент прив'язки фіксуються кутове положення ЛА (γ, ϑ, ψ), обчислені координати (x, y) та дійсна висоти польоту H . Величини φ_1, φ_2 і координати орієнтира зберігаються в пам'яті обчислювача.

Формули розрахунку поправок дуже складні (особливо при врахуванні просторового маневру), тому реалізація такого методу доцільна тільки при наявності обчислювача. При корекції місцеположення ЛА за бічним візором використовується метод двох ліній рівного пеленгу. Точність визначення місцеположення ЛА отримують за наближеною формулою :

$$\sigma_r = \frac{\sqrt{(\sigma_{\Pi} D_1)^2 + (\sigma_{\Pi} D_2)^2 + (V_{\text{ш}} \sigma_t)^2}}{\sin(\Delta\varphi \pm |\Delta\psi|)} \quad (7.4)$$

де σ_{Π} – кутова похибка пеленгування; σ_t – похибка в моменті часу прив'язки; $V_{\text{ш}}$ – шляхова швидкість польоту ЛА; D_1, D_2 – дальності до орієнтира в момент першого і другого пеленгування; $\pm|\psi|$ – зміна курсу ЛА між моментами пеленгування (знак + при розвороті на орієнтир); $\Delta\varphi$ – кут між двома площинами пеленгування.

Вважаючи, що $\sigma_{\Pi} = 1 \dots 2^\circ$, $\sigma_t = 0,2 \dots 0,4$ с, при характерних значеннях $D_1, D_2 = 2 \dots 3$ км, $V_{\text{ш}} = 250$ м/с та $\Delta\varphi = 30^\circ$ ($\Delta\psi = 0^\circ$) одержимо $\sigma_r = 0,2 \dots 0,4$ км.

При використанні датчиків-коректорів у складі навігаційних комплексів поряд із корекцією обчислених координат місцеположення ЛА за інформацією, що поступає від цих датчиків можливо розв'язання задачі корекції курсу літака. Задача корекції курсу може виконуватися за допомогою різних систем і засобів з використанням різноманітних способів. Найбільш просто й з необхідним ступенем точності корекція виконується за допомогою бортових візирів за одним орієнтиром.

Роздивимося сутність корекції курсу таким способом. Корекція курсу виконується після корекції обчислених координат місцеположення ЛА. За рахунок чого зменшуються похибки визначення поправок в значенні курсу літака, які обумовлені похибками визначення координат місцеположення. Далі за відомими координатами орієнтира (x_{op} , y_{op}) і скоригованими координатами місцеположення ЛА (x , y), розраховується азимут (пеленг) орієнтира A (рис. 7.3):

$$A = \arctg \left(\frac{x_{op} - x}{y_{op} - y} \right)$$

Знання азимута орієнтира і курсу ЛА, що видається курсовою системою, дозволяє одержати розрахункове значення курсового кута орієнтира

$$\beta_{op} = A - \psi_{орт}$$

де $\psi_{орт}$ – ортодромічний курс ЛА до корекції

Отримане значення β_{op} використовується для формування поздовжньої мітки перехрестя візира (мітки пеленгу). Похибка у вимірюванні курсу ЛА $\Delta\psi_{орт}$ спричиняє похибку в розрахунковому значенні β_{op} . При суміщенні мітки перехрестя візира із зображенням орієнтира кутом довороту мітки можна визначити поправку в значенні курсу ЛА. Такий спосіб корекції курсу достатньо простий і надійний. При інших рівних умовах найбільш висока точність корекції курсу може бути досягнута у випадку, якщо для корекції використовується орієнтир, що знаходиться на максимально можливому віддаленні.

Недоліком електронно-оптичних систем є те, що вони нормально працюють тільки при оптичній видимості цілей і при їх достатньому освітленні. Значною перевагою у цьому плані володіють радіолокаційні системи.

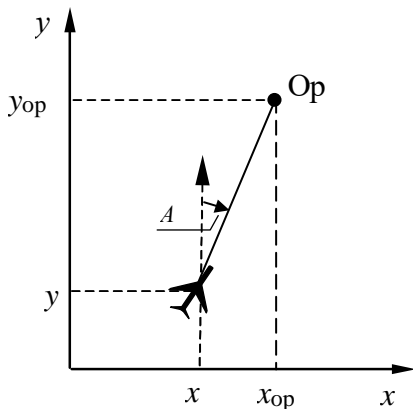


Рис. 7.3

Корекція координат місцеположення за радіолокаційною інформацією від одного орієнтира

Радіолокація – це виявлення, визначення місця розташування і визначення властивостей рухомих і нерухомих об'єктів з використанням радіохвиль, відбитих або випромінених цими об'єктами. Технічні засоби отримання радіолокаційної інформації називаються радіолокаційними станціями або радіолокаторами. Сукупність радіолокаційних станцій і допоміжних технічних засобів, взаємопов'язаних між собою і призначених для вирішення тактичного завдання радіолокації, називають радіолокаційною системою (РЛС).

Виконання корекції починається з формування ознаки O_k , що визначає можливість виконання корекції в даних умовах за даним радіолокаційним орієнтиром, наприклад, у вигляді:

$$O_k = [D_{\min} < D_{op} < D_{\max} \wedge |\beta_{op}| < \beta_{гр}], \quad (7.7)$$

де D_{op} – поточне значення дальності до радіолокаційного орієнтира; D_{\min}, D_{\max} – мінімальна та максимальна відстані, які визначають можливість корекції координат за даним орієнтиром за допомогою РЛС; β_{op} – поточний курсовий кут орієнтира; $\beta_{гр}$ – граничне значення курсового кута орієнтира, що забезпечує виконання корекції.

При виконанні умови (7.7) на екрані РЛС виникає перехрестя (рис. 7.4). Положення перехрестя на екрані РЛС відповідає розрахунковому положенню орієнтира відносно ЛА. Обчислення положення перехрестя на екрані РЛС і подальше розв'язання задачі корекції обчисленнях координат здійснюється таким чином:

1. Запрограмовані географічні координати орієнтира $(\varphi_{op}, \lambda_{op})$ перераховуються у відповідні ортодомічні координати (x_{op}, y_{op}) .

2. Наведення електронного перехрестя на екрані бортовий РЛС на зображення орієнтира здійсню-

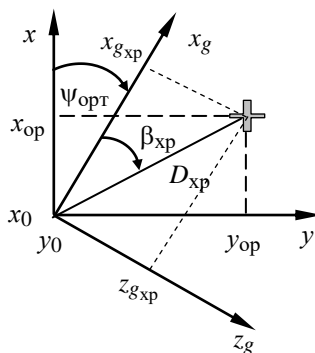


Рис. 7.4

ється з використанням нормальної (горизонтованої) системи координат ЛА. Початкове положення перехрестя на екрані РЛС визначається дальністю $D_{xp}(t_0)$ і курсовим кутом $\beta_{xp}(t_0)$, які обчислюються за формулами:

$$D_{xp}(t_0) = \sqrt{(x_0 - x_{op})^2 + (y_0 - y_{op})^2};$$

$$\beta_{xp}(t_0) = \arctg \frac{z_{g_{xp}}(t_0)}{x_{g_{xp}}(t_0)},$$
(7.8)

де x_0, y_0 – обчисленні ортодромічні координати ЛА в момент початку корекції; $x_{g_{xp}}(t_0), z_{g_{xp}}(t_0)$ – розрахункові координати орієнтира (перехрестя) у горизонтованій СК літака (див. рис. 7.4).

Зображення перехрестя переміщується по екрану РЛС насамперед у наслідок руху ЛА. Величина зміни ортодромічних координат перехрестя за один цикл роботи обчислювача із цієї причини буде таким:

$$\delta x_{xp} = (V_{ш} \cdot t_{ц}) \sin \psi_{орт};$$

$$\delta y_{xp} = (V_{ш} \cdot t_{ц}) \cos \psi_{орт},$$
(7.9)

де $V_{ш}$ – шляхова швидкість ЛА; $\psi_{орт}$ – ортодромічний курс ЛА; $t_{ц}$ – тривалість циклу розрахунку.

Положення перехрестя, його координати змінюються також за рахунок роботи оператора (штурмана) ручкою .

Швидкості переміщення перехрестя на екрані можуть визначатися, наприклад, такими співвідношеннями

$$\dot{\delta}_{x_{xp}}^* = k_D \alpha_D \text{sign} \alpha_D;$$

$$\dot{\delta}_{y_{xp}}^* = k_\beta \alpha_\beta D_{xp} \text{sign} \alpha_\beta$$
(7.10)

де k_D, k_β – деякі коефіцієнти, що підбираються на основі досвіду; α_D, α_β – кути відхилення механізму управління перехрестям за дальністю та за курсовим кутом.

Поточне положення перехрестя відносно ЛА з урахуванням (7.9), (7.10) можна визначити за допомогою співвідношень:

$$\Delta x_{xp} = \Delta x_{xp0} + \sum_{i=1}^n \delta x_{xp_i} + \sum_{i=1}^n \dot{\delta} x_{xp_i}^* t_{ц}; \quad (7.11)$$

$$\Delta y_{xp} = \Delta y_{xp0} + \sum_{i=1}^n \delta y_{xp_i} + \sum_{i=1}^n \dot{\delta} y_{xp_i}^* t_{ц},$$

де $\Delta x_{xp0} = x_0 - x_{op}$ і $\Delta y_{xp0} = y_0 - y_{op}$ – початкові відносні координати перехрестя.

3. Безпосередньо корекція обчислених координат місцеположення ЛА здійснюється в момент суміщення на екрані РЛС зображення перехрестя із зображенням орієнтира. При цьому обчислені за формулою (7.8) значення $D_{xp}(t)$ і $\beta_{xp}(t)$ відповідно, дорівнюють дійсним значенням дальності до орієнтира $D_{op}(t)$ і курсового кута орієнтира $\beta_{op}(t)$. Отже, виконуються умови, $\Delta x_{xp} = \Delta x_{op}$ і $\Delta y_{xp} = \Delta y_{op}$. Ортодромічні координати місцеположення ЛА в цьому випадку обчислюються за формулами

$$\begin{aligned} x &= x_{op} + \Delta x_{op} \\ y &= y_{op} + \Delta y_{op} \end{aligned} \quad (7.12)$$

Такий спосіб корекції є напівавтоматичним і потребує виконання деяких операцій екіпажем ЛА – пошук обраного орієнтира корекції, суміщення на екрані локатора перехрестя із зображенням орієнтира. У цьому його основний недолік. Крім того, спосіб не забезпечує високої точності корекції оскільки точності вимірювання навігаційних параметрів за допомогою РЛС не дуже високі.

Корекція координат за двома орієнтирами

Для підвищення точності обчислення скоригованих координат може застосовуватися метод корекції за двома запрограмованими орієнтирами. У цьому випадку (див. рис. 7.5) координати місцеположення ЛА отримують шляхом розв'язання залежностей

$$\begin{aligned} (x_{op1} - x)^2 + (y_{op1} - y)^2 &= D_1^2; \\ (x_{op2} - x)^2 + (y_{op2} - y)^2 &= D_2^2. \end{aligned} \quad (7.13)$$

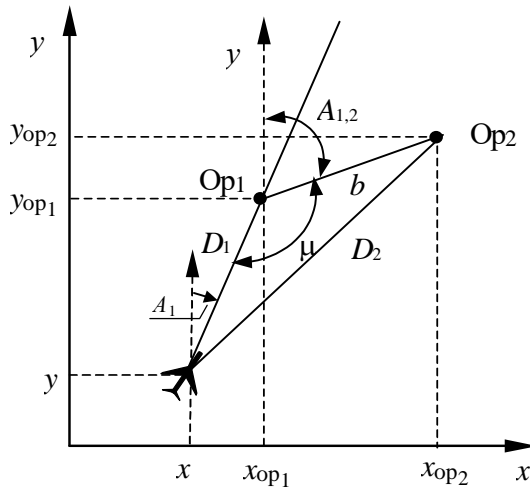


Рис. 7.5

У деяких комплексах може застосовуватися модифікація алгоритму корекції обчислених координат місцеположення ЛА, що використовує інформацію про два орієнтира. При використанні даного алгоритму, координати ЛА визначаються за двома дальностями до використовуваних орієнтирів D_1 і D_2 з попереднім обчисленням пеленгу (азимута) одного з них (наприклад A_1):

$$x = x_{op1} - D_1 \sin A_1$$

$$y = y_{op1} - D_1 \cos A_1$$

Пеленг першого орієнтира A_1 обчислюється за обміряними дальностями та відомій відстані між орієнтирами (див. рис. 7.5)

$$A_1 = A_{1,2} - (180^\circ - \mu); \quad \mu = \arccos \frac{D_1^2 + b^2 - D_2^2}{2D_1 b}; \quad A_{1,2} = \arctg \frac{x_{op2} - x_{op1}}{y_{op2} - y_{op1}};$$

Розглянута вище схема корекції обчислених координат місцеположення ЛА – спрощена, тут не враховуються переміщення ЛА за час між вимірами дальності до першого та другого орієнтира.

Точність корекції обчислених координат місцеположення ЛА за допомогою РЛС визначається точністю виміру дальності (σ_D),

точністю виміру курсового кута орієнтира (σ_β) на екрані РЛС, а також точністю виміру курсу (σ_ψ). Сучасні бортові РЛС вимірюють дальність із точністю $\sigma_D \in [0,1 \dots 0,5]$ км залежно від типу РЛС і вжитих заходів що до компенсації похибок. Точність виміру курсового кута складає $\sigma_\beta \in [0,1 \dots 0,5]$ град. Сумарна похибка визначення місцеположення ЛА, для описаної вище методики, визначається таким співвідношенням:

$$\sigma_r = \sqrt{\sigma_D^2 + D^2(\sigma_\beta^2 + \sigma_\psi^2)}.$$

Основні похибки виміру курсових кутів і дальності пов'язані з технікою відображення місцевості на екрані РЛС і зчитуванням цієї інформації оператором. Одним з основних шляхів підвищення точності є застосування розгортки типу мікроплан місцевості, де масштаб зображення значно більший, ніж в оглядовому режимі.

На точність корекції значним чином впливає технічна реалізація РЛС, її тактико-технічні характеристики, особливості експлуатаційних обмежень, тощо. Розглянемо детальніше принципи побудови радіолокаційних оглядово-порівняльних систем.

7.4. Принципи побудови радіолокаційних оглядово-порівняльних систем

7.4.1. Фізичні основи радіолокації

Фізичною основою визначення місця розташування об'єктів є те, що в однорідному середовищі радіохвилі поширюються прямо-лінійно і з постійною швидкістю $c \approx 3 \times 10^8$ м/с. Це дозволяє визначити напрямок на випромінювач радіохвиль і пройдений ними шлях (дальність) $R = ct$, вимірявши час поширення t між випромінювачем і приймачем.

Проблема радіовиявлення об'єкта зводиться до виявлення сигналу, випромінюваного або перевипромінюваного цим об'єктом на фоні різного роду перешкод. Розділяють два види радіолокації: пасивну та активну. Пасивна радіолокація ґрунтується на прийманні власного випромінювання об'єкта. При активній радіолокації радар випромінює власний зондуючий імпульс та приймає його відбиття від цілі. Залежно від параметрів прийнятого сигналу визначаються характеристики цілі (орієнтира). Активна радіолокація, у свою чер-

гу, буває двох видів: з активною відповіддю (на об'єкті має бути радіопередавач, що випромінює радіохвилі у відповідь на прийнятий сигнал) та з пасивною відповіддю (сигнал запиту відбивається від об'єкта та приймається РЛС як відповідь).

Активна радіолокація заснована на явищі відбиття або розсіювання радіохвиль, якщо на шляху їх поширення зустрічається об'єкт з електричними параметрами, відмінними від параметрів середовища. Такий об'єкт, опромінений електромагнітним коливаннями, стає джерелом відбитого, тобто вторинного електромагнітного поля. Потужність вторинного випромінювання залежить від інтенсивності первинного поля навколо об'єкта, параметрів об'єкта (габаритів, форми, електричних властивостей), положення об'єкта щодо джерела зондуючого сигналу, поляризації первинного поля, довжини хвилі λ .

Залежність потужності вторинного випромінювання від λ особливо важлива, оскільки її характер визначає діапазон радіохвиль, придатний для радіовиявлення. Якщо лінійні розміри об'єкта l такі, що

$$l \gg \lambda, \quad (7.15)$$

то потужність вторинного випромінювання від λ практично не залежить. Якщо $l \ll \lambda$, то потужність вторинного випромінювання обернено пропорційна λ^4 . При цьому зі збільшенням λ потужність вторинного випромінювання різко падає, що призводить до відповідного зменшення дальності виявлення. Тому в радіолокації використовують в основному такі радіохвилі, довжина яких задовольняє співвідношенню (7.15). Відповідно, для радіолокаційного спостереження цілей типу літаків, автомашин і т. п. потрібно використовувати діапазон метрових і більше коротких хвиль ($10 \dots 10^{-3}$ м).

Пасивне виявлення засноване на використанні власного, зокрема, теплового випромінювання об'єкта. Будь-яке фізичне тіло, температура якого вище абсолютного нуля, випромінює електромагнітні коливання, тому є принципова можливість виявляти будь-які об'єкти без попереднього опромінювання. Максимум теплового випромінювання земної поверхні і багатьох інших об'єктів лежить в області інфрачервоного діапазону хвиль. Для виявлення може використовувати також радіовипромінювання, викликане роботою різних радіопристроїв, наявних на об'єкті, запуском ракет і т. п.

Радіосигнал в РЛС звичайно являє собою вузько-смуговий процес, який можна виразити у вигляді квазігармонічного коливання

$$s(t) = S(t) \cos(\omega_0 t + \Phi(t)),$$

де $S(t)$ і $\Phi(t)$ є обвідною і фазою процесу, що повільно змінюються в порівнянні з функціями часу і характеризують амплітудну і кутову модуляції несучого коливання.

Несуча кругова частота ω_0 визначає положення спектру сигналу на осі частот. Повідомлення може міститися в будь-якому з параметрів радіосигналу: в амплітуді, фазі, відхиленню частоти від несучої.

В електричних колах передавача і приймача РЛС радіосигнали діють у вигляді струмів і напруг. У просторі поширюється електромагнітні хвилі, які характеризуються векторами напруженості електричного \vec{E} і магнітного \vec{H} полів і вектором Пойтінга \vec{P} (рис. 7.6), що визначає напрям поширення радіохвилі і її потужність, що припадає на одиницю площі.

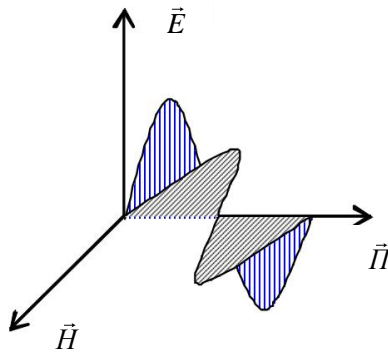


Рис. 7.6

Крім того, характеристиками радіохвилі є поляризація і частота (або довжина хвилі). Прийнята приймальною антеною радіохвиля створює радіосигнал, з якого виділяється корисна частина. Для РЛС параметри прийнятої радіохвилі залежать від кутів азимута α та місця β розташування цілі, а також від просторового запізнення $\tau = 2R/c$, де R – відстань до цілі; c – швидкість розповсюдження ра-

діохвилі. Оцінюючи ці параметри, можна визначити місцезнаходження орієнтира в просторі.

7.4.2. Характеристики радіолокаційних цілей

Явище вторинного випромінювання, що лежить в основі активної радіолокації, властиво хвилям будь-якої природи. Воно виникає кожен раз, коли хвиля зустрічає перешкоду на шляху свого поширення. Падаючу на перешкоду хвилю називають первинною, а відбиту або розсіяну, - вторинною. Перешкода у цьому випадку є пасивним вторинним випромінювачем.

Характер вторинного випромінювання залежить від багатьох факторів, основними з яких є електричні властивості, геометрична форма, рух і взаємне переміщення елементів відбиваючого об'єкта, співвідношення розміру об'єкта і довжини опромінюючої його хвилі, співвідношення розмірів об'єкту і одиниці об'єму простору (об'єкт вважається зосередженим, якщо він потрапляє в межі однієї одиниці об'єму, і об'ємно розподіленим, якщо займає кілька дозволених об'ємів), закон модуляції і поляризації опромінюючої електромагнітної хвилі.

Вторинне випромінювання прийнято розділяти на дзеркальне відбиття, дифузне розсіяння і резонансне випромінювання. Дзеркальне відбиття спостерігається при опроміненні гладких поверхонь, розміри яких багато більше довжини хвилі λ опромінюючих радіохвиль, а розміри шорсткостей не перевищують $\lambda/16$. У цьому випадку дотримується закон дзеркального відбиття – кут падіння дорівнює куту відбиття.

Властивістю дифузного розсіяння володіють великі по поверхні з розмірами шорсткостей порядку довжини хвилі опромінюючих радіохвиль. Резонансне випромінювання має місце при розмірах об'єкта, кратних непарному числу півхвиль. Вторинне випромінювання залежить також від розмірів і конфігурації відбиваючих об'єктів.

Основними характеристиками радіолокаційних орієнтирів є відбиваюча здатність, статистичні параметри і спектри флуктуацій амплітуди і фазового фронту відбитого сигналу.

7.4.3. Радіолокаційні станції огляду земної поверхні

РЛС огляду земної поверхні, що призначені для картографування земної поверхні, вирішення завдань повітряної розвідки і т.д., мають високу розподільчу здатність, що визначає якість зображення радіолокації, його детальність. Це досягається або значним збільшенням розміру антени, що розташовується уздовж фюзеляжу літака, що дозволяє збільшити розподільчу здатність у порівнянні з панорамними РЛС кругового огляду на порядок, або застосуванням методу штучного розкривання антени, що дозволяє наблизитися до розподільчої здатності оптичних засобів спостереження. При цьому розподільча здатність не залежить від дальності спостереження і довжини хвилі зондуючого сигналу.

За видом огляду РЛС класифікуються на РЛС бічного огляду та РЛС кругового огляду.

РЛС бічного огляду, у свою чергу, класифікуються як РЛС з гостроспрямованою антеною, РЛС з синтезованою апертурою, РЛС з реальною апертурою та панорамні РЛС.

РЛС з гостро спрямованою антеною мають промені, що спрямовані перпендикулярно осі літака. При русі літака відбувається опромінення двох смуг ліворуч і праворуч від лінії курсу, тобто бічний огляд.

РЛС з синтезованою апертурою є когерентною, її звичайна антена при кожному випромінюванні імпульсу робиться «елементом» деякої штучної решітки. Відстань між цими елементами визначається переміщенням літака. Антена РЛС рухається по прямолінійній траєкторії, послідовно займаючи положення 1,2, ..., N . У кожному положенні антена працює на передачу і прийом, тобто випромінює зондуючий і приймає відбитий від точкової цілі сигнали у вигляді плоскої електромагнітної хвилі.

РЛС з реальною апертурою вирішує проблему розподільчої здатності за дальністю за допомогою випромінювання коротких імпульсів. Азимутальна розподільча здатність визначається шириною діаграми спрямованості антени (ДСА), а розподільча здатність за дальністю - тривалістю імпульсу.

Більшість панорамних РЛС мають прямокутну антену, більша сторона якої орієнтована уздовж напрямку літака, а апертура розташована так, що промінь антени спрямований убік від платформи.

ДСА в певній площині назад пропорційна розміру антени в цій площині.

РЛС кругового огляду мають у вертикальній площині віялоподібну ДСА. Так як ділянки земної поверхні, що знаходяться на різних відстанях, мають різні ефективні відбивальні площі (ЕВП) і дають відбиті сигнали різної інтенсивності, то, при потраплянні сигналів на керуючий електрод електронно-променевої трубки (ЕПТ) з радіально - кругової розгорткою, ці сигнали створюють зображення, схоже з картою місцевості.

За методом обробки сигналів РЛС класифікуються на РЛС з оптичної обробкою та цифровою.

За діапазоном робочих частот РЛС класифікуються відповідно до світових стандартів, прийнятих в ІЕЕЕ.

7.4.4. Принцип роботи РЛС огляду земної поверхні

Інтенсивність розсіювання або відбиття радіохвиль (інтенсивність вторинного поля) залежить від ступеня відмінності електричних характеристик об'єкта і середовища, від форми об'єкта, від співвідношення його розмірів і довжини хвилі, від поляризації хвилі.

Результуюче вторинне електромагнітне поле складається з поля відбиття, що поширюється в бік опромінюючого первинного поля, і тіньового поля, що поширюється за об'єкт (у той самий бік, що і первинне поле).

За допомогою приймальні антени і приймального пристрою можна прийняти частину розсіяного сигналу, перетворити і підсилити його для подальшого виявлення. Таким чином, найпростіша РЛС може складатися з передавача, що формує і генерує радіосигнали, передавальної антени, що випромінює ці радіосигнали, приймальної антени, що приймає відбиті сигнали, радіоприймача, що підсилює і перетворює сигнали і, нарешті, вихідного пристрою (ВП), що виявляє відбиті сигнали (рис. 7.7).

Як правило, амплітуда (або потужність) прийнятого сигналу мала, а сам сигнал має випадковий характер. Мала потужність сигналу пояснюється великою відстанню до об'єкта (цілі) і поглинанням енергії сигналу при його розповсюдженні. Крім того, на інтенсивність відбитого сигналу істотно впливають розміри цілей.

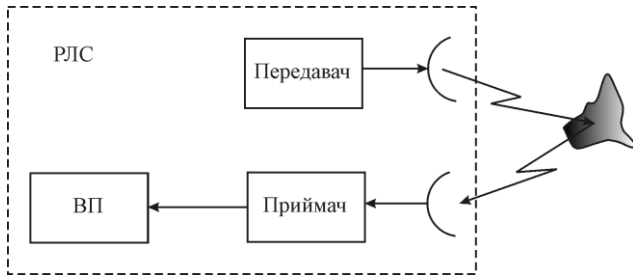


Рис. 7.7

Випадковий характер сигналу є наслідком флуктуації відбитого сигналу за рахунок випадкового переміщення елементів цілі складної форми при відбитті радіохвилі, хаотичних змін амплітуди сигналу при поширенні і ряду інших чинників. У результаті приймається сигнал по виду, інтенсивності і характеру зміни схожий в приймальному тракту на шуми і перешкоди. Тому першим і основним завданням РЛС є виявлення корисного радіосигналу, тобто винесення рішення про присутність корисного сигналу в тому, що надходить на вхід приймального тракту, тобто суміші корисного сигналу сумісно із завадами – так звана вхідна реалізація. Ця статистична задача вирішується спеціальним пристроєм виявлення, в якому намагаються використовувати алгоритм оптимального виявлення корисного радіосигналу. Якість процесу виявлення характеризують ймовірністю правильного виявлення, коли присутній у вхідній реалізації сигнал виявляється, і ймовірністю помилкової тривоги, коли за корисний сигнал приймається завада, а сам сигнал відсутній.

Відрізняють варіанти огляду послідовні і паралельні. При послідовному огляді один і той самий пристрій аналізує радіолокаційний сигнал в кожному елементі, проходячи їх у певній послідовності, один за іншим. Така одноканальна система є максимально простою за своєю будовою, але потребує багато часу для спостереження у всій зоні огляду. При цьому втрачається енергія сигналів цілей, які в даний момент знаходяться в елементах, що не оглядаються. При паралельному огляді застосовують багатоканальний пристрій, кожен канал якого обробляє сигнали від одного елемента. Канали працюють практично одночасно, тому для огляду всієї зони

витрачається приблизно той самий час, необхідний для огляду одного елемента.

Однак необхідне число каналів може виявитися настільки великим, що реалізація подібних систем буде ускладнена. В імпульсній РЛС огляд за дальністю можна здійснювати за допомогою електронного індикатора з амплітудною відміткою. Імпульси тривалістю τ створюють позначки, розміри яких при швидкості поширення відповідають відстані $\Delta D = \tau c / 2$ (тут c – швидкість світла), що визначає розподільчу здатність РЛС за дальністю. Таку систему радіолокаційного спостереження можна вважати паралельною. Число каналів дорівнює числу відміток цілей, які оператор може одночасно спостерігати на лінії розгортки.

У двовимірних РЛС, в яких однією вимірюваної координатою є дальність, застосовують два способи огляду: круговий і бічний (рис. 7.8). При круговому огляді антена з променем, вузьким у горизонтальній площині, безперервно обертається або здійснює хитання навколо вертикальної осі. В якості кінцевого пристрою часто застосовують індикатор: кругового огляду з відміткою за яскравістю. Радіальна лінія розгортки на екрані відтворюється синхронно і синфазно з поворотом антени. Сукупність ліній розгортки утворює растр у формі круга або сектора. При гойданні променя, крім секторної, застосовують також прямокутну розгортку, при якій дальність і напрямок на ціль відтворюються в прямокутній системі координат.

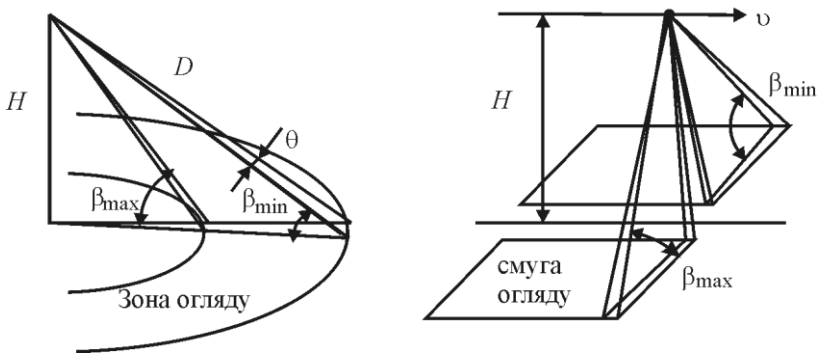


Рис. 7.8

Сигнали точкової цілі, що потрапила до границь антенного променя, створюють відмітку, кутовий розмір якої $\Delta\alpha$ без урахування світлової плями дорівнює ширині променя θ . Таким чином, розміри елемента зони огляду дорівнюють $\Delta\alpha = \theta$ за кутом і $\Delta D = \tau c / 2$ за дальністю.

Для максимальної дальності спостереження D_{\max} час одного зондування максимально віддаленої цілі становить $2D_{\max} / c$. Якщо вважати, що для її спостереження необхідно накопичувати енергію за n періодів опромінення, тоді для огляду одного кутового елемента буде потрібно час $n2D_{\max} / c$, а для всього сектора A мінімально необхідний час огляду складе $\tau_0 = 2D_{\max} (A \cdot n) / (c \cdot \theta)$. Всі точки зони огляду, незалежно від їхнього видалення, опромінюються протягом однакових інтервалів часу.

Кутовий, або секторний, огляд застосовують як в стаціонарних, так і рухомих РЛС, якщо швидкість носія порівняно невелика. Бічний огляд використовують тільки в бортових РЛС на швидко рухомих платформах - літаках, вертольотах, космічних апаратах. Нерухомий антенний промінь орієнтується в бік від напрямку польоту і рухається поступально за рахунок власного руху РЛС (рис. 7.9). Зона огляду має вигляд смуги. Час, необхідний для спостереження максимально віддаленої цілі $n2D_{\max} / c$, має дорівнювати часу $\theta D_{\max} / v$, протягом якого промінь у своєму поступальному русі зі швидкістю v перетинає ціль. Для інших цілей цей час зменшується обернено пропорційно відстані.

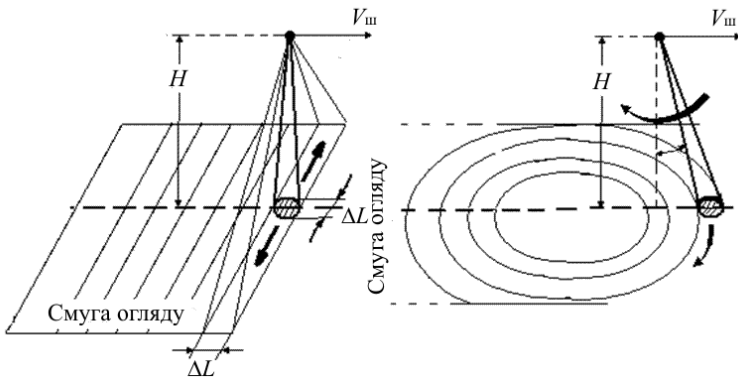


Рис. 7.9

У двомірних РЛС (наприклад, при огляді земної поверхні) зазвичай використовують віялоподібні промінь, так як різним відстаням відповідають різні кути місця. Кінцевими пристроями РЛС бічного огляду є спеціальні фоторегістратори, які фіксують на фотоплівці зображення смуги огляду.

Методи просторового сканування голчастим променем застосовують для огляду поверхні під літальним апаратом, де розподільча здатність за дальністю практично відсутня. Так, для перегляду смуги вздовж напрямку руху РЛС застосовуються порядковий спосіб огляду (рис. 7.9). Поперечні рядки утворюються при гойданні антенного променя і зміщуються в результаті руху літального апарату. Певними перевагами володіє циклоїдальний спосіб огляду, коли промінь обертається за твірною конуса, а в результаті поступального руху слід на земній поверхні має вигляд циклоїди.

До найпоширеніших РЛС огляду земної поверхні, що використовуються на цивільних літаках, відноситься літакові метеонавігаційні радіолокатори типу «Гроза» та «Бурана».

7.4.5 Метеонавігаційна радіолокаційна станція БУРАН А-140

Станція призначена для роботи на борту магістральних літаків і літаків місцевих повітряних ліній цивільної авіації, зокрема на літаках Ан-148.

МНРЛС розв'язує наступні задачі:

- Огляд повітряного простору з метою отримання і відображення на екрані індикатора інформації про метеоутворення, що виявлені у зонах інтенсивних опадів, зонах підвищеної турбулентності, оцінки ступеня їх небезпеки на відстані, достатній для їх обходу на безпечній відстані;

- Огляд вертикального перерізу метеоутворень у заданому напрямку;

- Огляд земної і водної поверхонь для виконання навігації за характерними наземними і водними орієнтирами;

- Виявлення гірських вершин, висотних споруд, літальних апаратів, які знаходяться в зоні огляду;

- Визначення координат (похила дальність і курсовий кут) до спостережуваних радіолокаційних об'єктів (РЛО).

Для виконання різних тактичних завдань у станції передбачено два основних режими роботи: ЗЕМЛЯ і МЕТЕО.

Для оцінки метеообстановки і вибору оптимального маршруту польоту в простих і складних метеоумовах станція БУРАН у режимі МЕТЕО здійснює аналіз стану виявлених метеоутворень з найбільшою інформативністю.

При цьому проводиться:

- Визначення і відображення ступеня небезпеки метеоутворень та окремих їх зон за величиною інтенсивності опадів (радіолокаційному відбитті) у вигляді зон зеленого, жовтого і червоного кольорів.

- Виявлення зон небезпечної турбулентності в метеоутвореннях і відображення їх фіолетовим кольором;

- Отримання вертикального перерізу метеоутворень на обраному напрямку з метою оцінки їх вертикального розвитку (підрежим ПРОФІЛЬ).

Перераховані функції розширені режимом запам'ятовування зображення на екрані індикатора - ПАМ'ЯТЬ. У цьому режимі зображення об'єктів запам'ятовуються в двох сусідніх проходах антени РЛС і накладаються один на одного. При цьому, через відносний рух літака і метеоутворень, створюється слід, що дозволяє визначити їх відносне переміщення. Слід позначається синьо-зеленим кольором.

Для виконання навігації за характерними наземними і водними орієнтирами РЛС у режимі ЗЕМЛЯ формує в зоні огляду радіолокаційну карту місцевості з виділенням на ній чотирьох груп орієнтирів, таких як водні, точкові, протяжні і фон підстильної поверхні, сукупність яких дозволяє пілоту здійснювати розпізнавання наземних об'єктів і визначати своє місце розташування.

До групи водних орієнтирів відносяться річки і озера, а також акваторії морів і океанів. На екрані індикатора водні орієнтири відображаються чорним кольором і розпізнаються по конфігурації берегової лінії, формованій зображенням фону підстильної поверхні. Фон підстильної поверхні створюють незабудовані ділянки суші, відкриті простори з трав'яним покриттям, лісові масиви. На екрані індикатора фон відображається темно-зеленим кольором.

До групи точкових орієнтирів відносяться:

- Залізничні мости, металеві опори високовольтних ЛЕП, кораблі, великі будівельні конструкції промислових підприємств, а також населені пункти на великій відстані. На екрані індикатора точкові орієнтири відображаються фіолетовим кольором.

До групи протяжних орієнтирів відносяться:

- Великі, середні міста і населені пункти, промислові центри, гірські масиви і острови. На екрані індикатора протяжні орієнтири відображаються червоним кольором, а орієнтири, що знаходяться нижче порога виділення, яскраво-зеленим кольором.

Формування зображення груп водних, точкових і площинних орієнтирів, а також фону підстильної поверхні проводиться в РЛС автоматично. Пілот вручну може зробити виділення об'єктів, що його цікавлять.

Калібрувальні мітки дальності і курсових кутів використовуються для грубого визначення координат характерних наземних і водних орієнтирів, а також метеоутворень і небезпечних зон, та відображаються на екрані індикатора блакитним кольором.

Електронний візир, що використовується для точного вимірювання похилої дальності і курсового кута виділених наземних і водних орієнтирів, а також границь метеоутворень і небезпечних зон у них, відображається на екрані індикатора білим кольором. Електронний візир може також використаний для розрахункового визначення швидкості і напрямку руху обраних орієнтирів. Чисельні значення похилої дальності та курсового кута візира відображаються на екрані індикатора білим кольором. Точність вимірювання координат за допомогою електронного перехрестя по дальності складає 0,4% від встановленої дальності і за кутом $0,2^{\circ}$ - $0,3^{\circ}$.

Принцип дії та будова РЛС БУРАН А-140

Робота РЛС БУРАН заснована на випромінюванні в вузькому промені діаграми спрямованості антени потужних радіочастотних імпульсів, прийомі, посиленні, цифровій обробці і накопиченні сигналів, відбитих від земної поверхні, наземних, надводних об'єктів, метеоутворень і відображенні радіолокаційної інформації на екрані.

Огляд простору здійснюється діаграмою спрямованості антени, що сканує в азимутальній площині під різними кутами місця.

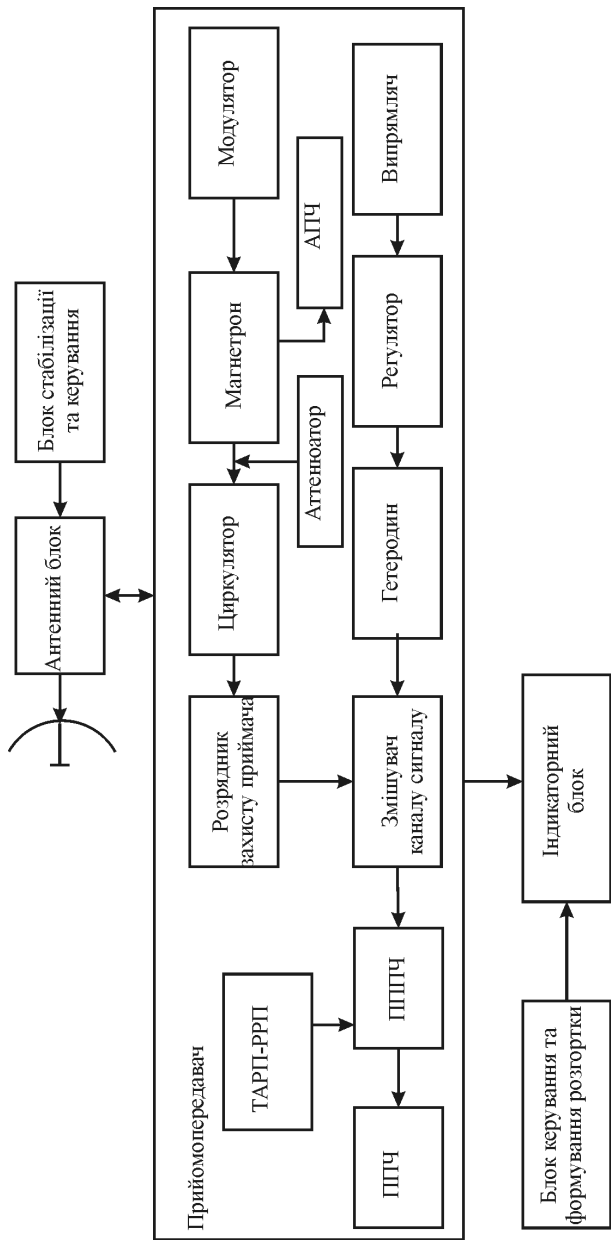


Рис. 7.12

Вузол тимчасового автоматичного регулювання посилення (ТАРП), що запускається синхронно з імпульсом випромінювання, здійснює регулювання посилення приймача після випромінювання НВЧ імпульсу, а також забезпечує його замикання на час дії потужного імпульсу магнетрона. Ручне регулювання посилення приймача (РРП) здійснюється за допомогою змінного резистора.

Автоматичне підстроювання частоти (АПЧ). Схема АПЧ служить для підтримки постійної різниці частот магнетрону і гетеродину (проміжної частоти). Частина НВЧ енергії магнетронного генератора через граничний аттенюатор надходить на змішувач АПЧ. На змішувач також надходить НВЧ сигнал від гетеродина. Після перетворення на виході змішувача утворюються імпульси проміжної частоти, які поступають на вхід блоку АПЧ, який виробляє напругу, пропорційну відхиленню проміжної частоти від її номінального значення. Ця напруга, впливаючи на керуючий електрод гетеродина, призводить до зміни його частоти, зменшуючи відхилення проміжної частоти від номінального значення.

Індикація сигналів. З виходу ППЧ прийомопередавача відеосигнал подається на вхід відеопідсилювача індикаторного блоку. Характеристика відеопідсилювача при роботі радіолокаторів в режимі "Земля" ступінчаста, в режимі "Метео" – лінійна з індикацією максимальних амплітуд сигналів у напрямі кожного курсового кута. У відеопідсилювачі відбувається підсилення відеосигналу і змішування його з калібрувальними мітками дальності, виробленими вузлом розгортки. Крім того, у відеопідсилювачі з вузла розгортки надходить імпульс підсвічування, що забезпечує підсвічування прямого ходу розгортки на екрані ЕПТ. Посилений відеосигнал, змішаний з калібрувальними мітками, надходить на ЕПТ. За допомогою схеми розгортки на екрані створюється радіально-секторна розгортка в координатах "азимут-дальність".

Синхронізація роботи каналів радіолокатора. Модулятор прийомопередавача генерує імпульс бланкування і старт-імпульс, що синхронізують роботу індикаторного і приймального каналів радіолокатора. Старт-імпульс формується в момент випромінювання НВЧ імпульсу. З виходу модулятора старт-імпульс надходить на вхід вузла розгортки блоку управління і формування розгортки.

Вузол розгортки виробляє пилкоподібний струм розгортки і імпульс підсвічування, початок яких співпадає з моментом приходу старт-імпульсу, тобто з моментом випромінювання НВЧ імпульсу.

Крім того, вузол розгортки формує калібрувальні мітки дальності, перша з яких збігається з моментом випромінювання, тобто є нулем дальності. Старт-імпульсом здійснюється включення вузла живлення індикаторного блоку.

Основні технічні дані РЛС БУРАН А-140

1. Максимальна дальність виявлення, не менше (км):

- купчасто-дощових утворень – 550;
- великих міст – 590;
- фону середнепересеченої місцевості – 300-360;
- берегових ліній морів, великих водоймищ – 100-150;
- малих міст, селищ – 50-100;
- промислових об'єктів, мостів, платин – 40 - 80.

2 Значення дальності прямої видимості залежно від висоти польоту (див. табл. 7.1):

Таблиця 7.1

Висота польоту, м	Дальність прямої видимості, км
200	60
500	100
1000	150
3000	250
5000	300
7000	350
9000	400
11000	450

3 Основні параметри РЛС:

- Час готовності до роботи, не більше – 3 хв;
- Час огляду по азимуту в широкому секторі, не більше – 6 с;
- Час огляду по азимуту у вузькому секторі, не більше – 2 с;
- Граничне значення кутового положення антени по куту нахилу – вгору 15,75°; – вниз 16°;
- Частота випромінюваних НВЧ коливань РЛС – (9345 ± 15) МГц;
- Чутливість канал прийому РЛО РЛС, не гірше – 100 дБ / мВт;
- Імпульсна потужність випромінюваних НВЧ коливань РЛС, не менше – 3 кВт;

4 Потужність РЛС:

- По мережі ~ 115 В 400 Гц, не більше – 125 ВА;
- По мережі = 27 В, не більше – 180 Вт;

5 Маса РЛС, не більше – 24,5 кг.

7.4.6. Переваги та недоліки РЛС огляду земної поверхні

1. Панорамні РЛС

Збільшення розподільчої здатності РЛС літальних апаратів обмежується насамперед складністю розміщення обертових антен кругового огляду. З іншого боку, зменшення довжини хвилі радіовипромінювання і перехід, наприклад, від сантиметрових до міліметрових хвиль не завжди представляється перспективним, особливо для РЛС великої дальності дії. Міліметрові хвилі, як відомо, не дозволяють реалізувати основну перевагу радіолокаційної техніки - незалежність отримання інформації від метеорологічних умов. Особливість використання міліметрових хвиль у радіолокації полягає в тому, що при їх поширенні радіовипромінювання загасає в атмосфері та атмосферних утвореннях. При взаємодії випромінювання з середовищем виникають процеси розсіювання, ослаблення та деполяризації випромінювання, а також амплітудні і фазові спотворення сигналів. Ослаблення радіовипромінювання в атмосфері має загальну тенденцію зростати з ростом частоти і залежить від погодних умов. Однак на міліметрових хвилях інтенсивність поглинання радіохвиль не настільки велика як в субміліметровому діапазоні і обумовлена наявністю молекул кисню і водяної пари.

В цілому міліметрові хвилі відносяться до хвиль із змінною дальністю дії за порівняно великого молекулярного поглинання в парах води і кисні повітря, а також через ослаблення в різних шарах атмосфери

При оцінці можливостей отримання детальних радіолокаційних зображень визначальне значення має лінійна розподільча здатність за азимутом, що зменшується зі збільшенням відстані до району цілей, що суттєво погіршує ефективність панорамних РЛС на великих відстанях. Тому при вирішенні завдань, пов'язаних з виявленням і розпізнаванням малорозмірних об'єктів, таких, як повітряна розвідка, картографування і т.п., панорамні РЛС знайшли обмежене застосування.

2. РЛС бічного огляду

РЛС бічного огляду значно поступаються за своїми можливостями оптичним пристроям. Оскільки на відміну від аерофотографії, отриманої за допомогою відбитого сонячного світла, антена РЛС сама є для спостережуваної місцевості джерелом освітлення, а зображення формується за рахунок відбитого випромінювання ра-

дара. Можна вважати, що хвилі від радара поширюються прямолінійно, тому області, що закриваються пагорбами або іншими великими вертикальними об'єктами, не висвітлюються і, отже, не повертають назад надвисокочастотні (НВЧ) імпульси. Затемнені ділянки на радарних зображеннях місцевості сприймаються як темні пустоти. Вони не схожі на слабо освітлені розсіяним атмосферою сонячним світлом ділянки земної поверхні, що перебувають в тіні, наприклад при фотографуванні. Характер радіолокаційного зображення залежить від довжини хвилі і поляризації падаючого сигналу, а також від геометричних характеристик та електричних властивостей відображених ділянок місцевості.

При наближенні зони огляду до лінії шляху розподільча здатність за азимутом різко погіршується. Це не дозволяє отримати радіолокаційні зображення з високою розподільчою здатністю в передній зоні огляду.

Перевагами панорамних РЛС є те, що зона огляду представляє собою коло або сектор з радіусом, відповідним дальності дії РЛС. РЛС бічного огляду мають такі переваги як висока кутова розподільча здатність; час опромінення значно більший, ніж при круговому огляді; значно більша дальність дії РЛС.

Проте основним спільним недоліком усіх радіолокаційних оглядово-порівняльних систем є необхідність ідентифікації орієнтира(ів) за допомогою пілота-оператора, що обмежує їх функціональність. Повна автоматизація навігації для оглядово-порівняльних систем можлива тільки у варіанті використання КЕНС.

7.5 Кореляційно-екстремальні навігаційні системи

КЕНС - це система обробки інформації, представлена у вигляді випадкових функцій (полів), призначена для визначення координат. В основу їх роботи покладено кореляційний зв'язок між реалізаціями випадкових функцій, а визначення вихідних величин (координат місцеположення або їх похідних) здійснюється за допомогою пошуку екстремуму кореляційної функції або будь-якої іншої статистичної оцінки реалізації випадкових функцій.

Навігація з використанням КЕНС здійснюється за допомогою інформації, отриманої з геофізичних полів з випадковою структурою, параметри яких тісно пов'язані з певними ділянками земної поверхні.

Управління об'єктом здійснюється шляхом визначення його місцезнаходження в процесі порівняння поточного (знятого в процесі руху) розподілу поля з еталонним (знятим попередньо) розподілом цього ж поля, яке прив'язане до місцевості з високою точністю.

Так як розподіл поточного і еталонного полів за маршрутом являють собою випадкові процеси, то ступінь їх близькості може бути визначена за величиною взаємно кореляційної функції. Максимум (екстремум) цієї функції буде свідчити про те, що поточна реалізація поля збігається з певною ділянкою еталонної карти цього поля, координати якої відомі з високою точністю.

7.5.1. Загальна структура КЕНС

При аналізі існуючих варіантів будови КЕНС (рис. 7.13) можна виділити такі загальні блоки як датчик(и) фізичного поля; картографічний блок; корелятор; автоматичний оптимізатор; блок картографічної прив'язки; груба навігаційна система (ГНС).

Датчик фізичного поля дає інформацію у вигляді поточної реалізації поля (поточного зображення поля) l'_i , яка може відрізнятись в залежності від способу зондування поля (точкове зондування, зондування уздовж лінії положення, зондування кадром).

Для першого варіанту зондування параметр поля знімається у вигляді скалярної величини в кожен момент часу, при цьому можливе використання і поверхневих, і просторових фізичних полів.

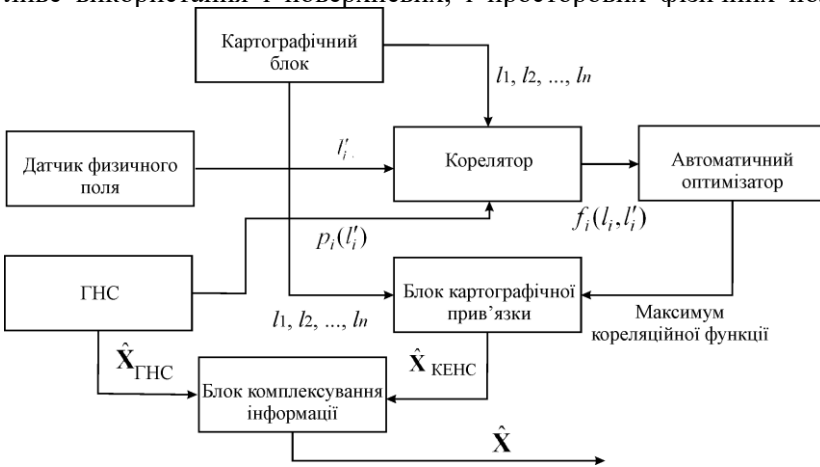


Рис. 7.13

Для другого варіанту зондування датчик вимірює параметри поля уздовж довільно обраної лінії моментально або протягом короткого періоду часу. Для третього варіанту параметри поля вимірюються з ділянки земної поверхні протягом короткого циклу сканування.

Картографічний блок містить інформацію про еталонну реалізацію поля l_1, l_2, \dots, l_n , яка може бути представлена у вигляді регулярної або нерегулярної сіток, у вигляді ізоліній або ж аналітичною моделлю.

Корелятор в залежності від виду КЕНС може здійснювати обчислення значення кореляційної функції $f_i(l_i, l_i')$ для кожного еталона, який зберігається в пам'яті (так звані пошукові КЕНС), або ж, у разі наявності ГНС або апріорного знання маршруту польоту, обчислення кореляційної функції тільки для одного еталона (так звані безпошукові КЕНС).

В останньому випадку, наявність автоматичного оптимізатора необов'язкова, оскільки немає необхідності шукати екстремум (максимум) кореляційних функцій пар еталонної і поточної реалізації поля.

Мірою збігу еталонної та поточної реалізації поля служить нормована кореляційна функція. Кореляційні алгоритми обирають, виходячи з мінімуму операцій, необхідних для обчислення кореляційної функції.

Найпростіший цифровий кореляційний алгоритм заснований на використанні парних функцій, що становлять число пар елементів карти з рівнями квантування i та j , які співпадають при даному зсуві Δ_x та Δ_y . Алгоритм підсумовування парних функцій, при якому обчислюється аналог нормованої кореляційної функції, реалізується наступним чином:

$$\rho_c(\Delta_x, \Delta_z) = N^{-1} \sum_{i=0}^{n-1} F_{ij}(\Delta_x, \Delta_z), \quad (7.14)$$

де n – число рівнів квантування, а N – число елементів карти. Алгоритм перемноження парних функцій описується як:

$$\rho_{\Pi}(\Delta_x, \Delta_z) = \prod_{i=0}^{n-1} F_{ij}(\Delta_x, \Delta_z) \left[\sum_{j=0}^{n-1} F_{ij} \right]^{-1}, \quad (7.15)$$

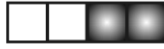
де $\sum_{j=0}^{n-1} F_{ij}$ – число елементів еталонного зображення з рівнем квантування, рівним i .

При бінарному квантуванні ($n=2$) можливі чотири типи парних функцій (рис. 7.14), які складають матрицю

$$\begin{vmatrix} F_{00} & F_{01} \\ F_{10} & F_{11} \end{vmatrix}.$$

де для спрощення запису прийнято $F_{ij}(\Delta_x, \Delta_y) = F_{ij}$.

Еталонне зображення



F_{00} F_{01} F_{10} F_{11}



Поточне зображення

Рис. 7.14

Тоді алгоритми (7.14) і (7.15) приймають вид:

$$\rho_c(\Delta_x, \Delta_z) = (F_{00} + F_{11})N^{-1};$$

$$\rho_{\Pi}(\Delta_x, \Delta_z) = (F_{00}/N_0)(F_{11}/N_1),$$

де N_0 і N_1 – число елементів карти, що містять відповідно 0 та 1, а $N = N_0 + N_1$.

Розглянемо приклад порівняння бінарно-квантованої еталонної та поточної карт, що містять $N=10$ елементів карти і зсунуті на $\Delta x = 2$ (рис. 7.15).

Еталонне зображення



$\Delta x=2$



Поточне зображення

Рис. 7.15

При зазначеному зсуві зображень все парні функції рівні 2, кількість співпадаючих елементів 00 та 11 відповідно дорівнює $F_{00}=1$ та $F_{11}=3$.

Визначимо значення парних функцій:

$$\rho_c = \frac{1+3}{10} = 0,4; \quad \rho_{\Pi} = \frac{1}{4} \cdot \frac{3}{6} = 0,125.$$

Шляхом подальшого зсуву еталонної реалізації відносно поточної можна досягти максимального значення кореляційних функцій, рівного 1. Подальший зсув зображень призведе до зменшення значень функцій.

Залежно від типу використовуваної ГНС побудова КЕНС може відрізнятися за ступенем структурної зв'язності систем і алгоритмами комплексування навігаційної інформації. Оскільки КЕНС сама по собі не може виступати у вигляді єдиного і основного джерела навігаційної інформації для переважної більшості рухомих об'єктів, в тому числі, безпілотних літальних апаратів (БПЛА), то в подальшому будемо використовувати термін не ГНС, а комплексована навігаційна система (КНС). З урахуванням похибок КНС на вхід корелятора надходить апіорна ймовірність розташування об'єкта у вигляді ймовірності збігу поточної реалізації поля з деякою еталонною $p_i(l'_i)$. Також з виходу КНС у блок комплексування інформації надходить оцінка вектора стану $\hat{X}_{\text{ГНС}}$, який уточнюється з використанням попередньої навігаційної інформації від КЕНС з блоку картографічної прив'язки $\hat{X}_{\text{КЕНС}}$.

7.5.2. Класифікація фізичних полів

Виділяють наступні ознаки класифікації геофізичних полів:

Д) За фізичним походженням.

1. Поле рельєфу земної поверхні, котре характеризується взаємним розташуванням висот, тобто перепадами місцевості відносно певного рівня, напр., рівня моря. Перепади місцевості носять геометричний зміст, що не залежить від об'єктів, що створюють ці нерівності земної поверхні. Вимірювання параметрів цього поля на борту літального апарата здійснюється за допомогою радіовисотомірів чи далекомірів з використанням сигналів барометричних або

інерціальних вимірювачів висоти для завдання рівня відліку профілю рельєфу місцевості.

2. Оптичне поле земної поверхні, котре створюється окремими об'єктами і їх взаємним розташуванням у видимому діапазоні випромінювань і характеризується геометричними і спектральними ознаками зображення. Бортові вимірювання параметрів цього поля здійснюються оптичними або телевізійними засобами отримання зображень.

3. Теплове поле земної поверхні, що створюється електромагнітним випромінюванням окремих її елементів (грунтом, водою, рослинністю, металевими і залізобетонними конструкціями) в інфрачервоному, сантиметровому чи міліметровому діапазоні хвиль і характеризується температурою цих об'єктів. Ця температура вимірюється на досить великих відстанях спеціальними бортовими пристроями (радіометрами), котрі працюють у відповідних діапазонах довжин хвиль.

4. Поле коефіцієнта відбиття (поглинання) радіохвиль (поле радіолокаційного контрасту), що створюється елементами поверхні і характеризується відбивальними властивостями місцевості в радіодіапазоні довжин хвиль. Кількісні показники коефіцієнта відбиття радіохвиль вимірюються бортовими радіолокаторами із скануючим променем.

5. Магнітне поле Землі (нормальне і аномальне в сукупності), зумовлене магнітними породами ядра Землі і її поверхневого шару і характеризується напруженістю і напрямком магнітних силових ліній. Бортові вимірювання цих полів здійснюються індукційними, феррозондовими, квантовими магнітометрами.

6. Гравітаційне поле Землі, створене усією масою Землі і масами природних і штучних утворень на її поверхні, що характеризується силою тяжіння. Бортові датчики цього поля (гравіметри) будуються на основі вимірювань сили притягання еталонних мас, встановлених на борту, до земної поверхні у заданому місці.

Крім того, існує цілий ряд інших полів (поле природного гамма-випромінювання, електростатичне та ін.), менш стабільних у часі або мало вивчених.

II) За просторовою структурою.

1) Просторові поля, параметри котрих визначені у кожній точці навколоземного простору, – це магнітне і гравітаційне поля.

2) Поверхневі поля Землі, параметри котрих визначені лише для земної поверхні, – це поле рельєфу місцевості, теплове, оптичне, поле коефіцієнта відбиття радіохвиль.

Контроль поверхневих полів може здійснюватися у вигляді двовірних або «об'ємних» кадрів, тоді як просторові поля дозволяють здійснити лише точкове зондування.

Найбільш інформативними полями є поверхневі поля через інформаційну змістовність будь-якого малорозмірного об'єкту земної поверхні у поєднанні з високою розподільчою здатністю оптичних пристроїв. Інформативність просторових полів зменшується із збільшенням висоти польоту об'єкта через т.зв. ефект згладжування на висоті.

Проте висока інформативність просторових полів обмежується такими суттєвими недоліками як вплив метеоумов, добового часу зйомки, сезонних змін, чутливість бортових датчиків поля та їх завадозахищенність.

III) За формою представлення на карті.

1) Поля, що представляються неперервною сіткою точок або у вигляді аналітичної моделі. Якщо йдеться про поверхневі поля, то зрозуміло, що поверхня може бути описана як у явній формі, так і в параметричному вигляді. Основною перевагою параметричного представлення є інваріантність моделі до геометричних поворотів.

2) Поля, що представляються ізолініями (рис. 7.16, а). Як правило, такі поля представляються у вигляді ліній рівних значень поля, у загальному випадку це криві, які апроксимуються сплайнами. В якості базисних функцій найчастіше використовуються поліноміальні, гармонічні та гіперболічні функції.

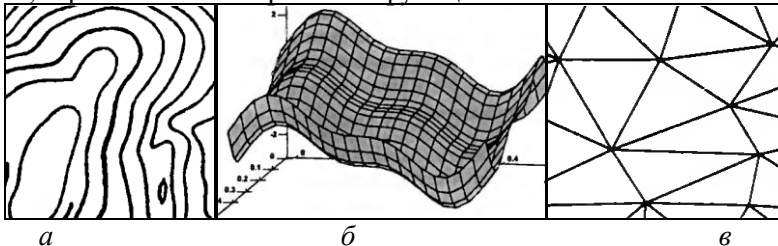


Рис. 7.16

3) Поля, що представляються регулярною сіткою (GRID). Величина поля зберігається у вигляді двовимірного масиву даних, індекси яких відповідають координатам поверхні (рис. 7.16, б). Крок

сітки задається відповідно до степені дискретизації геофізичних даних. Таке представлення поля має низку суттєвих переваг, а саме: такі дані можуть ефективно стискатися, займають відповідно менше місця, їх обробка потребує менше часу, крім того, можливе використання складних нелінійних алгоритмів інтерполяції.

4) Поля, що представляються нерегулярною сіткою (TIN – Triangular Irregular Network). Таке представлення ще називається триангуляційною сіткою, де поверхня представляється у формі трикутників, використовуючи алгоритм триангуляції, наприклад, триангуляція Делоне. Особливостями такого представлення є можливість роботи з геофізичними даними, зібраними з змінною дискретизацією, інтерполяція інформації на недосліджених ділянках, підтримка оперативного додавання та оновлення картографічної інформації. Крім того, повноту карти може визначити за розмірами трикутників (рис. 7.16, в).

IV) За принципом формування.

За принципом формування поля класифікуються на природні та штучні. До природних відносяться магнітне, гравітаційне поля та поле рельєфу, оптичне, теплове та радіотеплове поля. Зрозуміло, що термін «природне поле» є досить умовним, оскільки людина та її діяльність впливають на поточну реалізацію вказаних полів, зокрема аномалії магнітного поля можуть бути викликані присутністю великих штучних металевих конструкцій, аномалії радіотеплового поля насправді можуть бути радіозавадами різноманітних штучних радіотехнічних систем.

До штучних полів відносяться поля, які створюються шляхом цілеспрямованого опромінення земної поверхні та визначення розподілення енергії відбитого сигналу.

До них можна віднести радіолокаційне поле, лазерне та ультразвукове далекомірні поля.

V) За типом вимірюваного сигналу.

За типом вимірюваного сигналу геофізичні поля можна класифікувати як поля з часовими, просторовими, та просторово-часовими сигналами. Параметр, що вимірюється датчиком геофізичного поля, залежно від самого поля та засобів його вимірювання, може бути представлений у вигляді реалізації часової функції, наприклад, при вимірюванні геомагнітного поля або поля рельєфу земної поверхні. Поле вимірюється в точці простору в кожний момент часу, і сукупність таких дискретних відліків складає часову функцію. При спостереженні кадром значення поля в кожний мо-

мент часу вимірюється на певній області поверхні (поверхневі поля), наприклад оптичне поле дає двовимірну сукупність відліків контрастності земної поверхні у кадрі, що описується просторовим сигналом. Сукупність таких кадрів за певний проміжок часу буде описуватися вже просторово-часовими сигналами.

Загальна класифікація полів наведена в табл. 7.1.

Табл. 7.1 Класифікація геофізичних полів

За фізичним походженням	За просторовою структурою		За принципом формування		За представленням на карті				За типом вимірюваного сигналу		
	Просторові	Поверхневі	Штучне	Природне	Аналітична модель	Ізолінії	Регулярна сітка	Нерегулярна сітка	Часові	Просторові	Просторово-часові
Поле рельєфу		✓		✓		✓	✓	✓	✓	✓	✓
Оптичне		✓		✓			✓			✓	✓
Теплове		✓		✓		✓	✓		✓	✓	✓
Радіолокаційного контрасту		✓	✓				✓		✓	✓	✓
Магнітне	✓			✓	✓	✓			✓		
Гравітаційне	✓			✓	✓	✓			✓		

7.5.3. Варіанти будов існуючих систем кореляційно-екстремальної навігації

Система TERCOM являє собою систему наведення крилатих ракет (КР) за рельєфом місцевості. Ця система (в деяких джерелах - TAINS-TERCOM або Aided Inertial Navigation System) розроблялась фірмою Макдоннелл Дуглас для КР ALCM і «Томагавк». Основними складовими частинами системи є: радіовисотомір AN/APN-194, ІНС LN-35 і автопілот.

Під час польоту система TERCOM вимірює вертикальний профіль рельєфу уздовж дійсної траєкторії польоту за допомогою радіовисотоміру (для вимірювання геометричної висоти польоту) і

баровисотоміру (для отримання рівня відліку профілю). Віднімаючи поточну висоту, виміряну радіовисотоміром, з барометричної, система визначає профіль рельєфу вздовж траєкторії польоту і починає пошук у пам'яті обчислювача "подібного", заздалегідь збереженого в пам'яті профілю з відомими координатами (рис. 7.17).

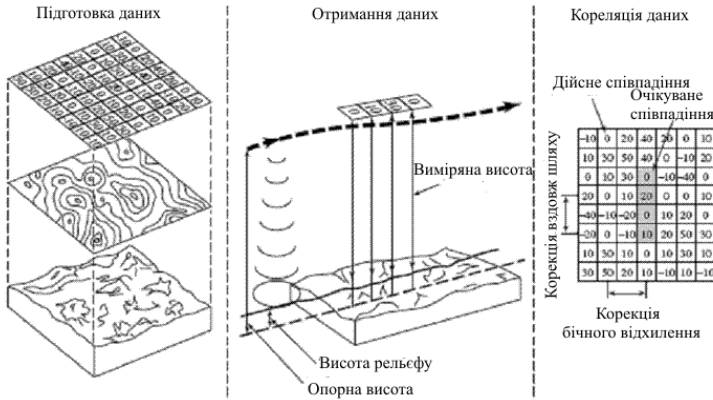


Рис. 7.17

Пошук здійснюється послідовним співставленням сигналу датчика поля з цифровою картою і переглядом спочатку назад і вперед від передбачуваного місця розташування, а потім поперек траєкторії в межах матриці 64×64 елемента (при розмірі елемента Δ від $30 \text{ м} \times 30 \text{ м}$ до $240 \text{ м} \times 240 \text{ м}$).

Процедура співставлення являє собою мінімізацію абсолютної різниці і наближено може бути представлена наступним виразом:

$$\frac{1}{64} \sum_{i=1}^{64} \left| H_{\text{дійс}}(\Delta_i, \Phi_i) - H_{\text{карт}}(\Delta_i + j\Delta, \Phi_i + v\Delta) \right| = \min; (1 \leq j, v \leq 64),$$

де $H_{\text{дійс}}$ – перевищення рельєфу уздовж дійсної траєкторії польоту, $H_{\text{карт}}$ – перевищення рельєфу, вибране з бортової карти, Δ_i, Φ_i – розміри об'єкта.

При комплексуванні ІНС системою TERCOM досягається точність навігаційного розв'язку близько 50 м.

Системи типу TERCOM відрізняються за використанням алгоритмом кореляційного пошуку та фільтрації навігаційних по-

хибок, зокрема такі системи, як SITAN, VATAN, PTAN. Проте, використання вказаних систем можливе тільки в зонах зі змінним рельєфом і практичне неможливе над водяною поверхнями.

Системи типу GGAINS використовують аномальні гравітаційне та геомагнітне поля для корекції похибок ІНС. Компоненти гравітаційного поля на борту ЛА вимірюються з допомогою гравіметрів, похибки яких знаходяться в межах 0,5—0,6 мГал. Основними джерелами завад при вимірюванні аномальних складових гравітаційного поля Землі є вібрації та перевантаження при еволюціях ЛА, що усуваються при розміщенні гравіметрів на прецезійні стабілізовані платформи та подальшою інтеграцією до структури ІНС. Компоненти магнітного поля Землі визначаються за допомогою магнітометрів, похибки яких можуть бути обмежені до 10-15 нТл. Основні типи похибок магнітометрів:

- 1) інструментальні похибки, пов'язані з впливом штучних джерел магнітного поля;
 - 2) похибки складання висотних магнітних карт Землі;
 - 3) випадкові варіації магнітного поля;
 - 4) некомпенсованість магнітних полів носія, що загалом обмежує практичне широке використання магнітометрів на борту
- На рис. 7.18 представлено варіант гібридної системи GGAINS.

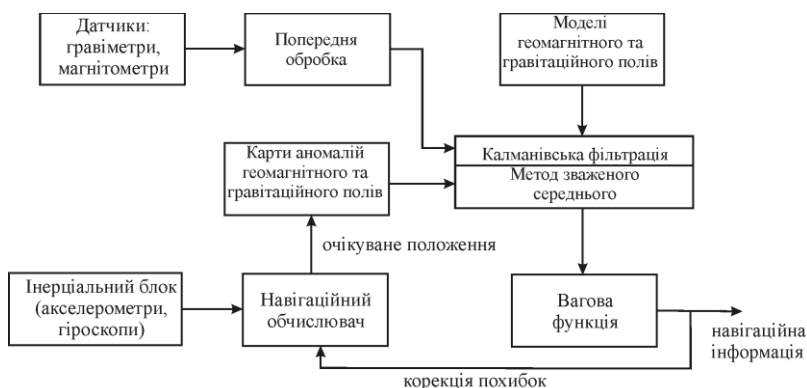


Рис. 7.18

Система GGAINS використовує гравіметри та магнітометри в якості датчика ГФП разом з моделлю гравітаційного та геомагнітного полів для врахування нормальних складових поля та попередньо

записаних карт гравітаційних та магнітних аномалій. Сумісна обробка даних від КЕНС та ІНС відбувається за допомогою фільтру адаптивного оцінювання похибок (Калманівська фільтрація) для ІНС та за методом зваженого середнього обробляються дані від аномалій.

Системи муну VAINS отримали широке використання, оскільки до них можна віднести найбільшу кількість систем, зокрема, системи, що використовують поле радіолокаційного контрасту – системи RAC та MICRAD, системи із оптичним полем земної поверхні – системи SMACI, OMFAC та інші.

Принципова різниця між вказаними класами систем полягає у використанні або оптичних методів обробки інформації, які забезпечують більшу швидкість, особливо у режимах реального часу, або цифрових методів. Зокрема, система наведення OMFAC являє собою оптичний корелятор, що використовує когерентні голографічні методи обробки інформації.

Основними перевагами системи OMFAC в порівнянні з іншими оптичними системами є відсутність рухомих елементів корелятора і значно більший обсяг пам'яті. Збільшення обсягу пам'яті дозволяє використовувати систему не тільки на кінцевій, а й на середній ділянці траєкторії польоту, збільшуючи також можливість маневрування та підходу до цілі з різних напрямків.

Принцип оптичної обробки інформації пояснюється рис. 7.19, де 1 – площина вхідного сигналу, 2 – голографічна лінзова матриця, 3 – запам'ятовуючий пристрій з узгодженим фільтром, 4 – лінза, 5 – площина фотодетектора.

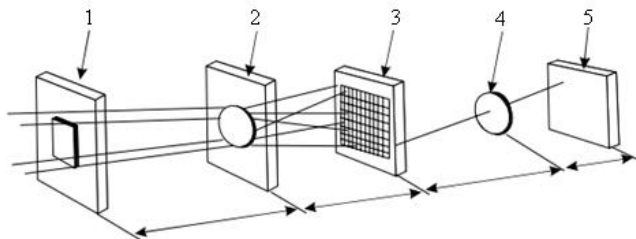


Рис. 7.19.

На пластинку нанесено безліч елементарних перетворень Фу-р'є. Кожна елементарна голограма діє як лінза, відхиляючи світловий пучок, що проходить через неї, в певну точку в заданій фокальній площині. Запам'ятовуючий пристрій 3 також представляє собою фо-

топластинку, на яку послідовно записані Фур'є-голограми еталонних зображень. Через фокусуєчу лінзу 4 результуюче зображення, що є різницею між еталонним та поточним зображеннями, поступає на фотодетектор 5, що виявляє ступінь відхилення між ними.

Функціональна схема системи ОМФАС представлена на рис. 7.20. На рис. 7.20 показані: 1 – поточне зображення, 2 – напівпрозоре дзеркало, 3 – перетворювач. 4 – голографічна лінза. 5 – лазер, 6 – узгоджений фільтр, 7 – лінза зворотного перетворення Фур'є, 8 – фотодетектор.

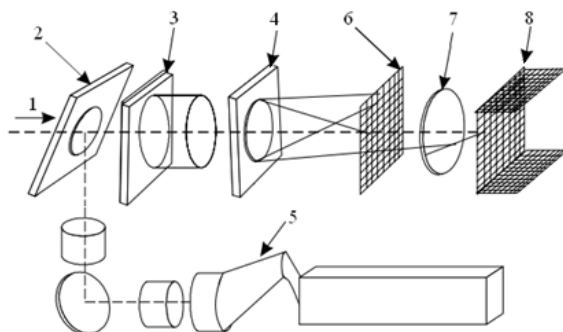


Рис. 7.20.

Оскільки поточне зображення місцевості 1 отримано при некогерентному сонячному освітленні, а при обробці інформації в системі використовуються властивості просторово-часової когерентності, то за допомогою перетворювача 3 формується т.зв. еквівалентне зображення. Перетворення поточного зображення здійснюється в масштабі реального часу. Перетворювач 3 являє собою двошарову конструкцію. Вона складається з тонкого шару фотопровідного матеріалу, наприклад, сульфід кадмію, і запам'ятовуючого шару, наприклад, рідкого кристала. За допомогою прозорих провідних електродів на перетворювач подається постійна напруга 10-15 В.

При проектуванні поточного зображення на фотопровідний матеріал опір фотопровідника падає приблизно на сім порядків. При цьому електричний потенціал передається від шару сульфід кадмію до запам'ятовуючого шару як функція освітленості кожної точки фотопровідника. Потім напруга з перетворювача знімається, і через нього пропускається когерентне випромінювання лазера 5. Лазерний промінь при проходженні через перетворювач модулюється по амплі-

літуді «зображенням», зафіксованим в рідкому кристалі, і надходить на оптичний процесор з узгодженими голографічними фільтрами 6.

Для відтворення результуючого зображення використовується лінза зворотного перетворення Фур'є 7, що потім подається на фото-детектор 8 для отримання степені неузгодження між еталонним та поточним зображенням.

Система може функціонувати при неповній вхідній інформації, наприклад, при затіненні хмарами до 50% площі поточного зображення. При кутовому зсуві еталонного і поточного зображення на $\pm 3^\circ$ і відповідно масштабу $\pm 4^\circ$ рівень вихідного сигналу корелятора знижується на 3 дБ.

7.6 Особливості експлуатації метеонавігаційних РЛС

Льотна експлуатація систем

У випадку застосування при виконанні польотного завдання МНРЛС вона вмикається перед вирулюванням на ЗПС.

У польоті відповідно до Інструкції з експлуатації перевіряється робота МНРЛС в режимі «Земля». Працездатність МНРЛС оцінюється за появою радіолокаційного зображення земної поверхні і за можливістю визначення дальності до радіолокаційного орієнтиру і його курсового кута.

У режимі «Метео» визначаються розмір і ступінь небезпеки метеоутворень. При виявленні грозового фронту визначають висоту його розвитку відносно висоти польоту літака й вживають заходи для побудови маневру обходу грозового фронту залежно від його характеру й висоти розвитку.

Забороняється використовувати МНРЛС в якості основного засобу попередження про можливість зіткнення в повітрі або про небезпеку близькості земної поверхні і наземних споруд.

При заході на посадку необхідно вимкнути високочастотне випромінювання антени, а при посадке повністю вимкнути МНРЛС.

Технічна експлуатація систем

Перед вмиканням МНРЛС переконатися, що на відстані 100м від літака в секторі 80° відсутні великі об'єкти з відбиваючою поверхнею і на відстані 30м не перебувають люди.

Після вмикання системи шляхом натиснення кнопки «MAP/WX» запускається тест-контроль (на пульті керування з'являються напис "ТЕСТ" і шкала часу контролю). Після завершення перевірки (не більш 3хв) напис "ТЕСТ" змінюється на "ГТВ" (готовність до роботи). Не повинно бути повідомлень про відмові на багатофункціональному літаковому індикаторі.

Контрольні питання

1. Які переваги та недоліки притаманні оглядово-порівняльним методам навігації, за якими ознаками можна класифікувати ці системи?
2. Як вирішується задача впізнавання орієнтирів у неавтоматизованих оглядово-порівняльних системах навігації?
3. З якою ціллю зазвичай використовують оглядово-порівняльні системи з точковим зондуванням?
4. На які два види зазвичай розділяють радіолокацію?
5. Від яких чинників залежить потужність вторинного випромінювання радіолокаційного поля?
6. Оцінюючи які параметри прийнятої радіолокаційної хвилі, можна визначити місцезнаходження орієнтира в просторі?
7. Яким чином для РЛС огляду земної поверхні можна підвищити розподільчу здатність?
8. Як зазвичай класифікуються РЛС бічного огляду?
9. Які основні пристрої найпростішої РЛС?
10. Яку головну задачу вирішує РЛС при аналізі прийнятого сигналу?
11. Які існують варіанти огляду взагалі, й які способи огляду застосовуються в двовимірних РЛС?
12. Які задачі вирішує МНРЛС «БУРАН-140»?
13. Які режими роботи реалізовані в МНРЛС «БУРАН-140»?
14. Які принципи покладені в основу роботи КЕНС?
15. Наведіть ознаки класифікації геофізичних полів.
16. За яким полем Землі функціонує КЕНС «TERCOM»?
17. Які методи обробки інформації використовує КЕНС «OMFAC»?

Список літератури

1. ВОРОБЬЕВ В.Г., ГЛУХОВ В.В., КАДЫШЕВ И.К. Авиационные приборы, информационно-измерительные системы и комплексы. – М.: Транспорт, 1992. – 399 с.
2. ВОРОБЬЕВ В.Г., КОНСТАНТИНОВ В.Д. Техническая эксплуатация авиационного оборудования – М.: Транспорт, 1990. – 296 с.
3. ДАВЫДОВ П.С. Радионавигационные системы летательных аппаратов – М.: Транспорт, 1992. – 448 с
4. ЛЬЫН О.Ю., ФІЛЯШКІН М.К., ЧЕРНИХ Ю.О. Пілотажно-навігаційні системи та комплекси. – К.: Вид-во КІ ВПС, 1999. – 335 с.
5. КОНСТАНТИНОВ В.Д., СОЛОВЬЕВ Ю.С. Цифровая СИСТЕМА ВОЗДУШНЫХ СИГНАЛОВ СВС-85 – М.: Изд-во МГТУ, 2008. – 64 с.
6. КУЧЕРЯВЫЙ А.А. Бортовые информационные системы – Ульяновск: Изд-во УлГТУ, 2004. – 504 с.
7. ЛАВРЕНТЬЕВА Е.В., РУДОЙ В.М. САБИРОВ Т.Р. Радиотехнические системы – М.: Изд-во МГОУ, 2009. – 443 с.
8. МАМАЕВ В.Я., СИНЯКОВ А.Н., ПЕТРОВ К.К. Воздушная навигация и элементы самолетовождения. – СПб: Изд-во СПбГУАП, 2002. – 256 с.
9. ПОПОВ В.М. Исследование характеристик системы воздушных сигналов СВС-ПН-15. Пособие к лабораторной работе Иркутск: Изд-во МГТУ, 2007. – 43 с.
10. РАСПОПОВ В.Я. Микросистемная авионика – М.: Изд-во «Гриф и К», 2010. – 443 с.
11. РОГОЖИН В.О., СИНЕГЛАЗОВ В.М., ФІЛЯШКІН М.К. Пілотажно-навігаційні комплекси повітряних суден – К.: Вид-во НАУ, 2005. – 316 с.
12. Руководство по летной эксплуатации Ан-148-100.
13. Руководство по технической эксплуатации Ту-204.
14. САРАЙСКИЙ Ю.Н., АЛЕШКОВ И.И. Аэронавигация. Часть I – СПб: Изд-во СПбГУАП, 2010. – 218 с.
15. ФЛЕРОВ А.Г., ТИМОФЕЕВ В.Г. Допплеровские устройства и системы навигации – М.: Транспорт, 1997. – 191 с.

З М І С Т

ВСТУП	3
Глава 1 Теоретичні основи навігації	4
1.1. Навігаційні системи у складі бортового обладнання ...	9
1.2. Методи визначення навігаційних параметрів руху літального апарата	13
1.3. Стисла характеристика географічних полів та земної атмосфери	18
1.3.1. Відомості про форму Землі	18
1.3.2. Характеристика гравітаційного поля Землі	21
1.3.3. Стисла характеристика магнітного поля Землі... ..	24
1.3.4. Стисла характеристика властивостей земної атмосфери. Стандартна атмосфера.....	25
1.4. Основні системи координат	32
1.4.1. Основні навігаційні системи координат.....	32
1.4.2. Астрономічні системи координат	41
1.4.3. Зв'язок між астрономічними та навігаційними системами координат	45
1.5. Пілотажно-навігаційні параметри польоту.....	48
Глава 2. Аерометричні навігаційні системи	59
2.1 Системи повітряних сигналів	59
2.1.1. Загальні відомості про системи повітряних сигналів.....	59
2.1.2. Датчики первинної інформації аерометричних систем	63
2.1.3. Аналогові системи повітряних сигналі	89
2.1.4. Цифрові системи повітряних сигналів	96
2.2. Інформаційні комплекси висотно-швидкісних параметрів.....	110
2.3. Аерометричні обчислювальні системи	124
2.4. Особливості експлуатації аерометричних систем навігації.....	131
Глава 3. Інерціальні навігаційні системи.....	134
3.1. Задачі, що вирішують інерціальні навігаційні системи та їх класифікація	134
3.2. Основи інерціального методу визначення параметрів рух.....	136

3.3. Платформні інерціальні навігаційні системи	142
3.3.1. Принципи побудови платформних ИНС	142
3.3.2. Робочі режими інерціальних систем навігації.....	150
3.3.3. Виставлення інерціальної системи навігації.....	160
3.3.4. Типові платформні інерціальні системи навігації.....	165
3.4. Бесплатформні інерціальні навігаційні системи.....	170
3.4.1. Алгоритми роботи трикомпонентної БИНС	171
3.4.2. Приклади безплатформних ИНС.....	180
3.5. Особливості експлуатації інерціальних систем навігації.....	182
Глава 4. Астрономічні засоби навігації	185
4.1. Астрокомпаси	186
4.1.1. Призначення та класифікація астрокомпасів.....	186
4.1.2. Горизонтальний астрокомпас.....	186
4.1.3. Особливості побудови горизонтальних астрокомпасів	191
4.1.4. Екваторіальні астрокомпаси.....	195
4.2. Астронавігаційні системи.....	200
4.2.1. Методи та теоретичні основи астронавігації.....	200
4.2.2. Принципи побудови астроорієнтаторів	204
4.3. Похибки астрономічних засобів навігації.....	209
4.4. Особливості експлуатації астрономічних засобів навігації	214
Глава 5. Радіовисотоміри.....	218
5.1. Призначення та принципи роботи радіовисотомірів... ..	218
5.2. Радіовисотомір малих висот	220
5.2.1. Частотний метод вимірювання висоти.....	220
5.2.2. Радіовисотомір РВ-5.....	226
5.3. Радіовисотоміри великих висот.....	228
5.3.1. Принцип дії радіовисотоміра великих висот	229
5.4. Похибки радіовисотомірів	233
5.5. Особливості експлуатації радіовисотомірів	237
Глава 6. Доплеровські вимірники швидкості та кута знесення... ..	241
6.1. Доплеровський метод вимірювання швидкості та кута знесення.....	241

6.2. Вимірювання вектора шляхової швидкості однопроменевим вимірником.....	243
6.3. Вимірювання шляхової швидкості та кута знесення багатопроневими системами	249
6.4. Принцип побудови й структурна схема доплеровських вимірників шляхової швидкості та кута знесення.....	253
6.5. Доплеровський вимірник ДИСС-013.....	256
6.6. Вертолітний доплеровський вимірник ДИСС-15.....	258
6.7. Особливості експлуатації доплеровських вимірників шляхової швидкості та кута знесення	263
Глава 7. Оглядово-порівняльні методи навігації	267
7.1 Класифікація оглядово-порівняльних систем навігації	268
7.2. Принципи побудови оглядово-порівняльних систем навігації	269
7.3. Корекція поточних координат ЛА за допомогою оглядово-порівняльних систем з точковим зондуванням	270
7.4. Принципи побудови радіолокаційних оглядово- порівняльних систем.....	279
7.4.1. Фізичні основи радіолокації	279
7.4.2. Характеристики радіолокаційних цілей	282
7.4.3. Радіолокаційні станції огляду земної поверхні... ..	283
7.4.4. Принцип роботи РЛС огляду земної поверхні....	284
7.4.5. Метеонавігаційна радіолокаційна станція БУРАН А-140.....	288
7.4.5. Переваги та недоліки РЛС огляду земної поверхні.....	295
7.5. Кореляційно-екстремальні навігаційні системи	296
7.5.1. Загальна структура КЕНС.....	297
7.5.2. Класифікація фізичних полів	300
7.5.3. Варіанти будов існуючих систем кореляційно- екстремальної навігації	304
7.6. Особливості експлуатації метеонавігаційних РЛС.....	309
Список літератури.....	311

Навчальне видання

РОГОЖИН Віктор Олександрович
СКРИПЕЦЬ Андрій Васильович
ФЛЯШКІН Микола Кирилович
МУХІНА Марина Петрівна

АВТОНОМНІ СИСТЕМИ
НАВІГАЦІЇ КОНКРЕТНОГО
ТИПУ ПОВІТРЯНОГО
СУДНА ТА ЇХ ТЕХНІЧНЕ
ОБСЛУГОВУВАННЯ

Навчальний посібник

Редактор *Р.М. Шульженко*
Технічний редактор *А.І. Лавринович*
Коректор *О.О. Крусь*
Художник обкладинки *Л.В. Карпук*
Комп'ютерна верстка *Р.С. Ахроменко*

Підписано до друку 18.09.15. Формат 60×84/16. Папір офсетний.
Офсетний друк. Ум. друк. арк. 17,9 Обл-вид. арк. 19,5 .
Тираж 100 прим. Замовлення № 163-1.

Видавець і виготівник
Національний авіаційний університет
03058, Київ-58, проспект Космонавта Комарова, 1.

Свідоцтво про внесення до Державного реєстру ДК №977 від 25.09.2015.