Обладнання об'єкту, на якому влаштовані ЕВС для вимірювань механічних параметрів.

Тема 4.2. Навігаційні системі. Системи стабілізації та ін. Приклади сучасних ЕВС.

6.1. Засоби визначення навігаційних параметрів на літаках

 У розділі 4 уже було визначено допустимі похибки вимірювання навігаційних параметрів АГС. Проаналізуємо відомі системи визначення навігаційних параметрів і розробимо рекомендації щодо доцільності застосування тієї або іншої системи в АГС залежно від рельєфу місцевості, над якою пролітає літак.

Координати місцезнаходження літака (широту ϕ, довготу λ,курс k) можна визначити різними способами. Методи навігації класифікують за певними ознаками. Найсуттєвішими з них є: засіб визначення координат місцеположення та природа вимірюваних фізичних величин. Відповідно до першої ознаки методи навігації поділяють на такі групи:

* обчислення шляху;
* позиційні методи;
* оглядово-порівняльні.

 Методи першої групи засновані на вимірюванні складових прискорення або швидкості руху об’єкта й інтегруванні у часі цих складових для визначення координат місцезнаходження.

 Позиційні методи навігації базуються на вимірюванні фізичних величин, коли можна дістати лінію або поверхню перебування об'єкта. Для визначення двох або трьох координат місцезнаходження об’єкта потрібні: відповідно дві або три поверхні, які взаємно перетинаються.

Оглядово-порівняльні методи навігації ґрунтуються на огляді певної місцевості й порівнянні її зображення з картою або системою орієнтирів, закладених у пам’ять ЦОМ.

 Вибір того або іншого методу або сукупності методів навігації для використанні на конкретному типі літака визначається такими умовами:

* діапазоном вимірювання навігаційних параметрів (дальності, швидкості, прискорення);
* потрібною точністю вимірювання навігаційних параметрів;
* рівнем автономності, перешкодозахищеності і надійності навігаційних вимірювань;
* ступенем здатності фізично реалізувати метод навігації (тобто можливістю створення навігаційних пристроїв, які задовольняють експлуатаційні вимоги).

 Порівняльний аналіз різних методів наведено у вигляді табл. 6.1. Характеристики деяких найвідоміших і широко застосовуваних навігаційних систем, розроблених і побудованих відповідно до викладених у табл. 6.1 методів, наведено у табл. 6.2.

## Таблиця 6.1

Порівняльний аналіз методів навігації

|  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- |
| Найменування | Короткий опис | Переваги  | Недоліки |
| 1 | 2 | 3 | 4 |
|  |  Система |  обчислювання | шляху |
| Аерометричні навігаційні автомати | Для обчислювання шляху в польоті вимірюються пер-винні навігаційні параметри. Обробка інформації від аерометричних дат-чиків і датчиків курсу здійснюється, в основному, анало-говими обчислю-вальними пристроя-ми | Автономність вимі-рювань; безперерв-ність отримання ви-хiдної навігаційної інформації | Датчики повітряної швидкості не вимі-рюють швидкість вітру. Це є основним джерелом похибок |
| Допплеровськіавтомати | Базуються на авто-матичному обчис-люванні шляху від-носно земної по-верхні. Як датчик швидкості викори-стовують радіоло-каційні допплеровські вимірювачі шляхової швидкості та кута зносу. Принцип дії базу-ється на ефекті Допплера: радіосиг- нал визначеної час-тоти, що посланий з борту літака в бік Землі, відбивається від її поверхні та приймається на борту з зміненою частотою. Ця зміна частоти залежить від швидкості літака | Незалежність точ-ності вимірювань від метеорологічнихумов, від форми поверхні Землі; ви-мірювання можна провадити над вод-ною поверхнею;діапазон вимірювань швидкості необмежений; високаточність вимірювань шляхової швидкості; достатняперешкодозахище-ність | Датчик курсу - ос-новне джерело по-хибок; явище "мертвої висоти" є на кратних висотах,коли відбитий сиг-нал проходить в мо-мент, близький до моменту випромі-нювання наступногоімпульса передат-чика. При цьому відбитий імпульс може бути зовсім подавленим |
|  |
| 1 | 2 | 3 | 4 |
| Системи інерціаль-ної навігації | Швидкість та коор-динати розташуван-ня визначаються врезультаті однократного та двократногоінтегрування вихід-них сигналів акселерометрів  | Автономність, пере-шкодозахищеність, необмежений діапа-зон вимірювань навігаційних пара-метрів | Необхідність ство-рення акселеромет-рів високої точності. Інструментальні похибки: нульовийсигнал, нахил плат-форми, вивід гіро-скопів |
|  |  Позиційні |  системи | навігації |
| Астрономічні | Призначені для ви-значення координатрозташування на підставі астрономіч-них вимірювань | Висока точність на-вігаційних вимірю-вань, що не залежать від тривалості, висоти та швидкості польоту; вимі-рювання можуть провадитись у всіхгеографічних райо-нах Землі | Обмежено автоном-ні, оскільки обме-жена видимість не-бесних світил. Нео-бхідність інформації про координатирозташування сві-тил |
| Радіотехнічнікутомірні системи | Базуються на вико-ристанні радіопеленгаторов і радіомая-ків. Радіохвилі роз-повсюджуються по | Висока ступінь точ-ності, безперевністьзначень | Ускладнено вико-ристання в гірськіймісцевості |
|  | найкоротшому шляху між джерелом та приймачем.За результатами ви-мірювань параметрів радіосигналіввизначають коорди-нати |  |  |
| Різницево-дально-мірні системи | Визначають поверх-ню положення, ви-мірюючи різницю дистанції від літака до двох наземних станцій (головної та допоміжної) | Не накопичують по-хибки на протязі деякого часу; вико-ристовується при зльоті та посадці; при керуванні літаком на маршруті | Використання карт;дискретність; неза-хищеність від перешкод; неавто-номність |
|  |  Обзорно- | порівняльні системи |  |

|  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- |
| 1 | 2 | 3 | 4 |
| Навігаційний глобус, панорамні ра-діолокатори | Базуються на ви-значенні місцероз-ташування шляхом порівняння зобра-ження місцевості накарті або в систе-мах пам′яті з фак-тичним видом поверхні Землі. Якщо зображення місце-вості та її фактичний вигляд співпадають, місцерозта-шування літака вважається опіз-наним | Висока достовірність та точність ре-зультатів вимірю-вань; особливе зна-чення такі системи отримують при під-хідах до цілі (аеро-дрому) або при по-садці | Застосування цих систем можливо тільки при видимості поверхні Землі та наявності харак-терних точек-орієн-тирів. Системи незастосовують припольоті над морями, пустинями тапри поганих метео-рологічних умовах |
|  |  |  |  |

6.2. Засоби визначення навігаційних параметрів під час

 авіаційних гравіметричних вимірювань

Проаналізувавши переваги, недоліки, технічні характеристики наведених засобів визначення навігаційних параметрів(табл. 6.1, табл. 6.2), зпівставивши їх з вимогами до точності визначення параметрів руху літака (див. п. 4.4), можна зробити висновок про те, що найприйнятнішими для авіаційних гравіметричних вимірювань є інерціальні навігаційні системи, допплеровські навігаційні системи, геодезичні різницево-далекомірні системи, радіотехнічні кутомірні системи навігації.

Порівняємо, технічні параметри деяких основних систем, розроблених в СНД і США й зупинимось коротко на можливостях застосування цих систем в АГС залежно від рельєфу місцевості, над якою пролітає літак (табл. 6.3).

Таблиця 6.3.

# Технічні параметри допплеровських систем

|  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- |
| Тип навігаційної системи | Похибки визначення | Діапазон вимірювання | Діапазонробочих висот, м | По-туж-ністьпе-ре-да-вача, Вт |
| шляхової швидко-сті, % | Місце-розта-шуван-ня, град | шля-ху\*, % | шляхової швидкості, км/год | кутівзносу, град |
| ANACN-105 | 0,7 (0,588 км), тривалістьпольоту-200 км | ± 0,3 | ± 0,3 | 180…1300 | ± 30 | 100…15000 | 10 |
| ДИСС-013 | 0,35 по імпульс-ному виходу; 0,5 по аналого-вому виходу | - | ± 3 | 180…1300 | ± 30 | 100…15000 | 8 |
| ДИСС-013 134 | Те саме | - | ± 2,5 | - | ± 30 | - | 8 |
| НАС-1А | 0,5 | - | ± 3 | 500…1100 | ± 20 | 500…15000 | 5,5 |
| НАС-1Б | 0,5 | - | ± 3 | 300…800 | ± 20 | 500…15000 | 5,5 |

\*Для всіх навігаційних систем, за винятком AN, ACN-105, наведено значення з урахуванням похибки курсової системи

 До сучасних допплеровських систем, розроблених в США, належать AN ACN-105 [226] й у СНД - ДИСС-013, ДИСС-013-134, НАС-1А, НАС-1Б. Зауважимо, що похибка по куту зносу для всіх вітчизняних навігаційних систем становить 15’ по імпульсному виходу, та 20’– по аналоговому. Дальність урахування шляху для всіх без винятку систем не перевищує 10 тис.км у разі бокового відхилення ± 1000 км.

Відомо, що найчастіше використовують радіотехнічну кутомірну систему навігації РСНБ-2, розроблену в СНД, яка дає змогу визначити місцеположення літака з точністю ±200 м за дальністю і ± 0,25о за азимутом.

Відомо, що найчастіше використовують радіотехнічну кутомірну систему навігації РСНБ-2, розроблену в СНД, яка дає змогу визначити місцеположення літака з точністю ±200 м за дальністю і ± 0,25о за азимутом.

 Зауважимо, що наведені параметри систем навігації (табл. 6.3) відповідають несприятливим умовам їх використання. Авіаційні гравіметричні вимірювання здійснюють у разі виключно хороших умов польоту. Отже, є підстави вважати, і це підтверджено експериментально, що точнісні параметри навігаційних систем набагато вищі. Різницево-дальномірні або кутомірні навігаційні системи, які діють у середньохвильовому, короткохвильовому і ультракороткохвильовому діапазонах, забезпечують необхідну точність визначення поточних координат літака. Однак, при використанні таких систем належить прив’язувати їх до вихідного пункту до початку знімальних робіт. Крім того, використання таких систем неможливе у гірській місцевості, де не можна створити стійке фазове поле. А в разі вимірювань над морем не завжди можна забезпечити необхідною кількістю відомих радіостанцій.

 Не вільні від недоліків і допплеровські навігаційні системи: над морем, коли хвилювання не перевищує одного бала, та над гірськими районами допплеровські системи працюють нестійко і не можуть забезпечити необхідну високу точність вимірювань навігаційних параметрів.

 Тому основним джерелом навігаційної інформації є інерціальна навігаційна система (ІНС). Точність сучасних ІНС цілком задовільна для їх застосування в АГС; достатня для потреб авіаційної гравіметрії і точність сучасної курсової системи, наприклад, похибка ТКС-6 не перевищує 5 кут.хв. за найнесприятливіших умов.

 Очевидно, що в разі авіаційних гравіметричних вимірювань доцільно використовувати різні системи визначення навігаційних параметрів залежно від рельєфу місцевості, над якою відбувається політ літака (рис. 6.1).



Рис. 6.1. Застосування різних систем визначення навігаційних параметрів залежно від рельєфу місцевості:

λ - довгота; ψ - кут зносу; ϕ - широта; θ - тангаж; γ - крен; Kk – компасній курс; Ok – ортодромічний курс; Nk – магнітний курс; Ik – істинний курс; Mn – магнітний пелінг; v – шляхова швидкість; I – місце зльоту; II – підвищення місцевості; III – рівень моря

У наслідок аналізу систем навігації з огляду на можливість їх застосування у разі авіаційних гравіметричних вимірювань, можна зробити такий висновок: під час польоту у горах навігаційні параметри можна визначити за допомогою ІНС або разом - допплерівської і курсової систем і одночасною аерофотозйомкою достатньої кількості опорних точок уздовж маршруту; над рівнинними місцевостями можна використовувати ІНС, а також зручно застосовувати різницево-далекомірні і кутомірні радіотехнічні або допплерівські системи разом із курсовими системами; над морем доцільне комплексне застосування наведених вище систем.

Дані рекомендації щодо застосування конкретних типів навігаційних систем залежно від рельєфу місцевості, над якою пролітає літак, успішно підтверджено експериментальними дослідженнями АГС з гіроскопічним гравіметром.

6.3. Гіроскопічні прилади вимірювання широти

 Гіроскопічні прилади для вимірювання широти називають гіроскопами Фуко другого роду, або гіроширотами . Вони містять двоступеневий астатичний гіроскоп, розміщений у внутрішній рамці карданового підвісу, жорстко з’єднаній з його зовнішньою рамкою. Вісь обертання зовнішньої рамки встановлюють горизонтально, а вісь гіроскопа обертається в площині меридіана. Вихідною величиною гіроширотів є кут повороту гіроскопа відносно осі обертання зовнішньої рамки, пропорційний широті місця.

 На практиці гірошироти використовуються нечасто внаслідок значних похибок, спричинених перехресними кутовими і лінійними прискореннями, що діють на ці прилади. Також важко з необхідною точністю втримувати вісь гіроскопа в площині меридіана. Застосування гіроширотів потребує використання дуже точної стабілізованої платформи, що є складним технічним завданням. Такі гірошироти мають лише одну вісь чутливості і вимірюють проекцію кутової швидкості обертання Землі на цю вісь.

 Для вимірювання широти місцеположення об’єкта застосовують також гіроскопічний маятник - триступеневий гіроскоп, розміщений у внутрішній і зовнішній рамках, центр ваги якого зміщений уздовж осі зовнішньої рамки гіроскопа, розташованої в площині географічного меридіана, відносно осі внутрішньої рамки. Під дією лінійного прискорення гіроскоп прецесує навколо осі зовнішньої рамки (кутова швидкість прецесії пропорційна проекції прискорення на цю вісь). Для того, щоб утримувати головну вісь гіроскопа перпендикулярно до площини зовнішньої рамки, гіроскоп забезпечують системою міжрамкової корекції, до якої входять електричні датчики кута і моменту. Вихід датчика кута, розташованого на осі внутрішньої рамки гіроскопа, з’єднаний з обмоткою керування датчика моментів, розміщеного на осі зовнішньої рамки гіромаятника. Чутливим елементом приладу є триступеневий гіроскоп, карданів підвіс якого встановлений на майданчику, стабілізованому відносно площини горизонту. В стані рівноваги вісь гіроскопа розташовується у площині меридіана під кутом широти до площини горизонту.

 Однак застосування такого гіромаятника потребує використання дуже точної стабілізованої платформи, орієнтованої відносно площини горизонту, що є складним завданням. Крім того, до недоліків гіромаятника належать похибки, зумовлені переважно перехресними кутовими і лінійними прискореннями, діючими на прилад.

6.4. Двогіроскопний прилад для вимірювання широти

 На сучасному етапі розвитку гравіметричних вимірювань розроблено прилад, який забезпечує підвищення:

* точності вимірювань широти за рахунок усунення похибок унаслідок перехресних кутових і лінійних прискорень;
* достовірності вимірювань за рахунок можливості вимірювати два незалежних значення кута географічної широти;
* точності виставки за рахунок усунення необхідності використання гіростабілізованої платформи.

 Підвищення вимірювальних характеристик досягається з допомогою двох однакових і однаково орієнтованих триступеневих гіроскопів, розміщених у внутрішніх і зовнішніх рамках. Центри ваги двох гіроскопів однаково зміщені вздовж осей обертання роторів гіроскопів, розташованих перпендикулярно площині географічного меридіана, відносно осей зовнішніх рамок. Осі зовнішніх рамок карданових підвісів гіромаятників спрямовані по осі oz географічної системи координат. Гіроскопи забезпечені двома електричними датчиками кута (ДК), а також двома електричними датчиками моменту (ДМ), що утворюють дві системи корекції. Виходи двох електричних ДК, закріплених на осях внутрішніх рамок двох гіроскопів, з’єднані з двома електричними ДМ, розміщеними на осях зовнішніх рамок двох гіроскопів. Виходи двох додаткових електричних ДК, розташованих на осях зовнішніх рамок двох гіроскопів, з’єднані з обмотками керування двох допоміжних електричних ДМ, розміщених на осях внутрішніх рамок двох гіроскопів. Вектори кінетичних моментів двох триступеневих гіроскопів протилежно напрямлені. Формуються сигнали, пропорційні різниці кутів повороту двох гіроскопів.

 Для того, щоб пояснити принципу роботи приладу, наведемо систему рівнянь, яка описує рух одного з гіроскопів розглядуваного двогіроскопного приладу:

  (6.1)

 Усталені значення кутів α1, β1 повороту рамок карданового підвісу одного з гіроскопів знайдемо з рівнянь (6.1)

  (6.2)

 Аналогічно для другого гіроскопа з протилежним напрямком кінетичного моменту

  (6.3)

 Якщо сформувати сигнали, пропорційні різниці статичних кутів повороту двох однакових гіроскопів, то з отриманих виразів

  (6.4)

можна визначити широту місцеположення літака за формулами

  (6.5)

Сформувати вихідні сигнали, пропорційні різниці статичних кутів повороту двох однакових гіроскопів, можна двома шляхами: або використанням двох однакових гіроскопів з протилежно напрямленими векторами кінетичних моментів, або використанням одного гіроскопа з реверсуванням кінетичного моменту і застосуванням запам’ятовуючих пристроїв. У обох випадках створюються два канали проходження сигналів, що дає змогу розділити їх з подальшою обробкою.

Додаткова інформація забезпечує єдиний розв’язок задачі визначення кута географічної широти і суттєве зниження похибок вимірювання, зумовлених іншими похибками.

 У наведених рівняннях руху (6.1) одного з гіроскопів приладу ряд моментів-перешкод не враховано. Незважаючи на це, в деяких випадках перехресні кутові й лінійні прискорення і швидкості спричиняють небажані похибки приладу.

 Покажемо, що двогіроскопний прилад дає змогу досягти майже цілковитого усунення впливу на роботу приладу моментів-перешкод у наслідок перехресних кутових і лінійних прискорень.

 Для цього запишемо прецесійні рівняння руху одного з гіроскопів приладу з врахуванням усіх моментів-перешкод

 (6.6)

Знайдемо розв’язок рівнянь (6.6) і запишемо вирази усталених кутів повороту αуст, βуст для обох гіроскопів двогіроскопного приладу

α1уст 

α2уст  (6.7)

 β1уст 

 β2уст (6.8)

 Сформуємо сигнали, пропорційні різниці кутів повороту двох гіроскопів з протилежно напрямленими векторами кінетичних моментів

 α1уст -α2уст = , (6.9)

 β1уст - β2уст =  (6.10)

 Відомо, що другі складові виразів (6.9) і (6.10) на кілька порядків менші, ніж перші складові, тому впливом  можна знехтувати.

 У виразах (6.9) і (6.10) не описано моменти від перехресних лінійних і кутових прискорень.

 Наведемо рівняння (6.2) вихідних сигналів одного з гіроскопів

 

 Для другого гіроскопа розглядаємого приладу рівняння (6.3) для вихідних сигналів α2, β2 аналогічне першому.

 Отже, видно, що кожний з гіроскопів може вимірювати дві складові інерціального абсолютного прискорення  і , з яких складається підсумковий вектор абсолютного прискорення , що забезпечує вищу точність виставлення кожного з двох гіроскопів і звільняє від необхідності використовувати високоточну стабілізовану платформу. При цьому перпендикулярність осей чутливості кожного з гіроскопів до осі обертання весь час підтримується автоматично завдяки двом систем корекції.

 Позначимо ϕ широту, виміряну за першою формулою виразів (6.5); ϕ2 -  широту, виміряну за другою формулою виразів (6.5):

 

де ϕ - істинне значення широти; Δ1, Δ2 - абсолютні похибки вимірювання широти відповідно в першому і другому випадках.

 Тоді дістанемо середню абсолютну похибку вимірювання кута широти, що дорівнює середньому арифметичному

 .

А в разі  вимірювань при  похибка вимірювань Δ пряму до нуля

 ,

звідки видно, що чим більше число вимірювань, тим менша похибка вимірювань кута широти.

Отже, було обґрунтовано, що можливість вимірювання двох незалежних кутів широти за допомогою нового гіроскопічного приладу для вимірювання широти дає змогу підвищити достовірність результатів.

6.5. Засоби для вимірювання курсу

 Було встановлено, що при авіаційних гравіметричних вимірюваннях похибка визначення курсу літака має не перевищувати

1,43…3 кут.хв.

Відомо, що визначення курсу на літаках здебільшого здійснюється або гіроіндукційними курсовими системами “КСИ”, “КСБ”, “ГМК-1”, “Гребень”, “БСФК” та ін., або гіроскопічними курсовертикалями “КВ”, “КВ-2”. В указаних системах курс визначає гіроскопічний прилад, що діє в режимі гіронапівкомпасу при еволюціях літака, й у режимах корекції: астро, магнітної, радіо- в разі горизонтального польоту. Переважним режимом в умовах польоту є магнітна корекція. Точнісні характеристики, найчастіше застосовувані на літаках курсових систем, розроблених у СНД, за несприятливих умов польоту, наведено в табл. 6.4.

Таблиця 6.4.

# Точносні характеристики деяких курсових систем

|  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| Рікрозробки | Курсовасистема | Курсовий гіро-скопічнийприлад | Дрейфгіропри-ладу, град | Індук-ційний датчик | Точність у режимі магнітної корекції, град |
| Дина-мічна | Ста-тична |
| 1946 | - | - | - | ДИК-46 | - | ± 2,5 |
| 1948 | - | ГИК-48 | 12-20 | - | - | - |
| 1953 | ГИК-1 | Г-3 | 16 | ИД-3 | ±3,5 | ±2,5 |
| 1959 | КСИ | ГА-2 | ±2 | ИД-2М | ±2,5 | ±2,0 |
| 1970 | "Гребень" | ГА-8 | ±0,5 | ИД-6 | ±0,8 | ±0,35 |

 Аналогічні точносні параметри має курсовертикаль ISI, розроблена у Франції фірмою “Lear Seagler” для винищувача НАТО типу F-4 “Phantom-11”. Модифікація 2171 цієї курсовертикалі має статичну похибку в режимі магнітної корекції ±0,50, динамічну похибку ±0,70.

 Похибка визначення магнітного курсу курсовою системою “Гребень” на ділянках прямолінійного горизонтального польоту становить ±0,80 ±48’, похибка визначення магнітного курсу в статичних умовах для курсової системи “Гребень” становить ±0,35 0 у разі найнесприятливіших умов експлуатації. Слід зазначити, що точнісні характеристики курсових систем, розроблених в СНД, які використовують лише за сприятливих метеорологічних умов, відповідають вимогам АГС.

 В останні два десятиліття в СНД і за кордоном розроблено велику група приладів для вимірювання курсу (табл. 6.5) із суттєво підвищеною точністю, ніж прилади, наведені в табл. 6.4.

## Таблиця 6.5

# Точносні характеристики приладів вимірювання курсу

|  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| Прилад | Країна-виробник, рікрозробки | ТочністьСКП, кут.с | Час вимірю-вання,хв. | Темпера-турнийдіапазон, 0С | Широта експлуа-тації, град |
| 1 | 2 | 4 | 5 | 6 | 7 |
| GIT-1B | США 1973 | 1 - 2 | 240 - 300 | -  | - |
| ГТ-3 | СРСР 1983 | 3 | 44 | -25+50 | 0-65 |
| АГК-II | СРСР 1985 | 1,5 | 150 | +5+25 | 0-65 |
|  |  | 2 | 50 |  |  |
|  |  | 4 | 18 |  |  |
| MARCS | США | 4 - 5 | 12 - 15 | -18±52 | 55 |
| АГК-5-1 | СРСР 1980 | 6 | 26 | -18±40 | 0 - 65 |
| ГКК-5-11 | СРСР 1981 | 4,5 | 18 | -18±40 | 0 - 65 |
| 15Ш29 | СРСР 1967 | 5 | 30 - 35 | -30±50 | ±60 |
| Gi-B21 | ВНР 1973 | 3 - 5 | 90 | -15±50 | ±60 |
| GIROMAT | ФРН 1978 | 6 | 10 | - | - |
| АГК-2,2М | СРСР 1970 | 6,5 - 7 | 27 | -30±50 | 0 - 65 |
| АГК-4 | СРСР 1978 | 7 | 10 | +5±25 | 0 - 60 |
| АГК-1 | СРСР 1970 | 7,8 | 22,5 | -40±50 | 0 - 65 |
| Gi-B2 | ВНР 1966 | 5 - 8 | 30 - 35 | -15±50 | ±60 |
| AG-7 | США- | 25 | 5 | - | - |
| Меридіан-1 | СРСР | 15 - 20 | 20 | -10±40 | 0 - 80 |
| МВЦУ | СРСР | 30 - 45 | 12 | -10±40 | ±70 |
| Q1-BII | ВНР | 3 - 5 | 30 | -25±50 | - |

6.6. Засоби вимірювання висоти

Раніше було знайдено (див. п. 1.4), що в разі авіаційних гравіметричних вимірювань похибка визначення висоти польоту літака має не перевищувати 3…10 м. Вимірюють Δ g звичайно на висоті близько 5 км за виключно сприятливих погодних умов на прямолінійних ділянках траєкторії польоту, із застосуванням автопілота.

Розрізняють основні методи вимірювання висоти: барометричний, радіотехнічний, акустичний, інерціальний, оптичний, ємнісний (табл. 6.6). Для порівняння й аналізу введемо терміни: абсолютна, істина, відносна висота (рис. 6.2). Абсолютна висота відповідає висоті польоту літака відносно рівня моря; істиною вважають висоту відносно місця, над яким перебуває літак у даний момент часу; відносна – висота відносно будь-якого умовного місця, наприклад, місця зльоту або посадки літака. Крім того, є ще один тип – висота, яка відлічується від місця з заданим атмосферним тиском, або барометрична.

Рис. 6.2. Типи висот літака:

1 - відносна; 2 – істина; 3 – абсолютна; I-III – див. рис. 6.1.

Таблиця 6.6.

# Методи вимірювання висоти

|  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
|  |  Принцип дії |  Схема вимірювань | Типвисо-ти |   Переваги |  Недоліки | Діапа- зон, м |  Точність(на висоті, м) |
| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 |
|  | Метод базується на використанні закону зміни тиску повітря зі збільшенням висоти.Встановлено серед-ньостатистична за-лежність ,прийняту як міжнародну стан-дартну атмосферу. Принцип дії зводиться до ви-мірювання абсо-лютного тиску задопомогою мано-метра  |  1 2 3 4 5 6 7 8 9 10Барометричний метод:1-приймач статичного тиску,2-трубопровід, 3-анероїд, 4-корпус, 5-тяга, 6-кривошип,7-зубчастий сектор, 8-трибка,9-стрілка, 10-шкала |  | 1.Простотаконструкції2.Високанадійність3. Автоном-ність4. Відноснаточність ви-мірювань | Залеж-ність по-казниківвід атмо-сферноготиску | 0…30000 | ± 300 м (3000);± 80 м (6000);± 10 м (5000) |

|  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 |
|  | Вимірювання часу проходження радіохвиль від лі-така до земної по-верхні та назад після їх відбиттяА1 А2 hАнтена А1 радіопе-редавача безпе-рервно випромінюєелектромагнітніхвилі, котрі після відбиття від земної поверхні, верта-ються до літака;антена А2 радіопе-редавача приймає радіохвилі, що випромінюються антеною А1, так і відбиті від Землі. |  Частотний Балансний модулятор детектор  Частотомір Передавач ПриймачРадіотехнічний метод безпосереднбої дії |  | 1.Висока точність2.Незалеж- ність показаньвід атмосфер-них умов | 1. Наяв-ність джерелаживлен-ня2. Склад-ність конструкції3.Не-можли-вістьвимірю-ваннявеликихвисот |  До1500 м | ± 0,8 % (0-10);± 5 % (1500) |
|  | Принцип такий самий, як у разі безперевної дії, за винятком того, що радіохвилі випро-мінюються не безперервно, а імпульсами  |  Сінхронізатор Блок розгортки  Катодно- променева трубка Передавач ПриймачРадіотехнічний метод імпульсної дії |    | 1. Висока точність показників
2. Незалеж-ність показників від атмосфер-них умов
 | 1. Не-можли-вість ви- мірюваньмалих висот 2.Склад-ність констру-кції3.Наяв-ність джерела | 500…30000 | ± 28 м (20000)± 5 % (вище  20000) |
|  | На літаку розташовано джерело 1 випромінення (по-вітряне середови-ще). В разі однакової геометрії системи та перебування літакав густих шарах атмосфери, сигнал на виході вимірювальногопристрою 2 в кожну мить часу визначається |  Виконуючий пристрій Дж Uвих d Рахуючо- інтегруючий П пристрій імпульсівРадіоізотопний метод |   | Висока точність | 1.Наяв-ність випромі-нюючої речовини 2.Необ-хідністьзастосу-вання захисних засобів3.Висока вартість | До 80000  | - |

|  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 |
|  | густиною повітряного середовища, томусигнал на виході єфункцією висотипольоту  |  |  |  |  |  |  |
|  | На літаку розта-шовано джерело γ-випромінювання 1 та вимірювальнийпристрій 2 потоку оберненого розсія-ного випромінення від поверхні,що відбиває. Коли літак наближається до поверхні в кожну мить сигнал на виході вимірюваль-ного пристрою при незмінюванійгеометрії системи буде визначатися шляхом до цієї поверхні |  Рахуючо- Виконуючий інтегруючий пристрій пристрій  імпульсів Uвих(h)  В П hРадіоізотопний метод малих висот |  | - | 1.Наяв-ність ви-проміню-ючої ре-човини2. Необ-хідністьзастосу-вання за-хиснихзасобів3.Велика похибка вимірю-вань4.Залеж-ність відатмос-фернихумов тасезону року | - | - |

|  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 |
|  | Аналогічний радіохвильовому тавідрізняється лишетим, що замість електромагнітнихколивань на літакугенеруються й від-биваються від Зем-лі звукові коливан-ня. Акустичний ви-сотомір містить джерело звуку А1 та приймач А2 розташовані на літаку  |  А1 А2 hАкустичний метод |  | - | 1.Впливтемпера-тури по-вітря наточністьвимірю-вань2.Пере-шкоди від звука двигуна3.Немо-жливістьвимірю-вань ве-ликих висот4.Методне засто-сований для над-звуковихшвидко-стей |  До 200  | - |
|  | Аналогічний радіохвильовому та заснований на відбитті від земної поверхні світлового променя.  |  Схема вимірювання аналогіч-на схемі для радіотехнічнихметодів |  | Висока точність | 1.Склад-ність апарату-ри2.При великих |  До 50  | - |

|  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 |
|  | Передавачем є оп-тичний квантовийгенератор (лазер),приймачем - фото-елемент.Другий варіант цього методу за-снований на вимі-рюванні вертикаль-них кутів земних орієнтирів. Методзастосовуваний переважно для контролю інших типів висотомірів |  |  |  | висотах необхід-ність застосу-вання потуж-них лазерів  |  |  |
|    | Подвійне інтегрування вертикального прискореннялітака. Прилад містить датчик лі-нійних прискорень(акселерометр) таінтегруючі при-строї |    h    Інерціальний метод: - вертикальне прискорення, - висота,  - прискореннясили ваги,  - радіус Землі; p – оператор диференціювання |  | Можливість застосування в автоматичних навігаційних пристроях | 1.Зрос-тання похибки з плиномчасу2.Склад-ність констру-кції | Немаєграни-ці | - |

|  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 |
|  | Використання зміни ємності системи літак - Земля. Однак, черезнестабільність ро-боти і малого діа-пазон вимірювань, метод не отримав поширення | - |  | - | 1.Неста-більністьроботи2.Малийдіапазонвимірю-вань | - | - |

Під час авіаційних гравіметричних вимірювань важливо знати абсолютну й істинну висоти польоту літака. В разі горизонтального польоту істинна висота змінюється зі зміною рельєфу місцевості. Вважають, що для авіаційних гравіметричних вимірювань найприйнятнішими є барометричні і радіовисотоміри.

Барометричні висотоміри вимірюють висоту польоту відносно місця, для якого відомий барометричний тиск повітря. Для того, щоб знайти істинну висоту, в показники барометричного висотоміра вводять деякі поправки. Радіовисотоміри вимірюють безпосередньо істинну висоту польоту.

Наприклад, висоту польоту літака, що здійснював авіаційні гравіметричні вимірювання, у США визначали здебільшого за допомогою барометричного і радіовисотоміра.

 Радіовисотомір використовували над морем. Неточність виставки радіовисотоміра в положення вертикалі в 1 мілірадіан призводить до похибки вимірювання висоти над рівнем моря близько 0,1% (наприклад, для висоти 4,5 км ця похибка становить 4,5 м). Крім того, приладова похибка радіовисотоміра становить близько ± 3 м. Отже, загальна похибка визначення висоти над поверхнею моря з літака на висоті 5 км, швидкість якого – 400 км/час, дорівнювала 7,5 м.

 Над поверхнею суходолу точність радіовисотоміра незадовільна, тому доцільно було використовувати барометричний висотомір. Як правило, висота над рівнем моря обраної ізобаричної поверхні, на якій перебував літак, була відома з похибкою до 7,5 м. Випробувальні польоти в США здійснювали переважно вночі, коли турбулентність повітря внаслідок нагрівання Землі мінімальна. Висоту від рівня моря до заданої ізобаричної поверхні визначали за допомогою контурних карт. Автопілот утримував літак на заданій ізобаричній поверхні з точністю до ± 1,5 м. Отже, висоту від рівня моря до літака над суходолом було визначено з похибкою 9 м.

 У СНД при вимірюваннях Δ g похибка визначення висоти була 9…10 м.

 Отже, для визначення висоти на літаках здебільшого застосовують барометричний і радіотехнічний методи. Решта методів або мають суттєві недоліки, або ще розробляються.

 Наведений аналіз методів вимірювання висоти дає змогу зробити висновок, що під час авіаційних гравіметричних вимірювань доцільно використовувати комплексно барометричний висотомір над суходолом, а над морем - радіовисотомір.

 Автором було запропоновано й досліджено алгоритм оцінки висоти за методом найменших квадратів, а також проведено аналіз основних складових похибок вимірювання висоти.

 Підсумовуючи викладене, зауважимо, що, оскільки авіаційні гравіметричні вимірювання здійснюють під час прямолінійного горизонтального польоту при мінімальній турбулентності повітря, тобто в разі виключно сприятливих умов, то точність визначення навігаційних параметрів V, k, ϕ, h комплексними засобами вимірювання навігаційних параметрів може бути набагато вища, ніж унаслідок аналізу відповідних засобів вимірювання. Це підтверджено на практиці під час експериментальних досліджень АГС з гіроскопічним гравіметром (див. далі).

### Висновки до розділу 6

1. Аналіз сучасних навігаційних засобів, застосованих на літаках, показав:

* в гірській місцевості навігаційні параметри можна визначати за допомогою інерціальних навігаційних систем або водночас допплерівської, курсової систем і водночас аерофотозйомкою достатньої кількості точок уздовж маршруту вимірювання;
* над рівнинними місцевостями можна використовувати інерціальну навігаційну систему, а також зручно застосовувати різницево-далекомірну й кутомірну радіотехнічні системи водночас із курсовими системами;
* над морем доцільно комплексне застосування вище перерахованих систем.

2. Для вимірювання широти підтверджено доцільність застосування гіроскопічного приладу нового типу.

 Показано, що у приладі для вимірювання широти однакові зміщення в одному і тому самому напрямку центрів ваги двох однакових триступеневих гіроскопів уздовж осей обертання роторів відносно осей зовнішніх рамок і розташування на осях зовнішніх рамок двох додаткових датчиків кута, виходи яких з’єднані з обмотками керування двох додаткових датчиків моменту, розташованих на осях внутрішніх рамок приладу, дають змогу отримати нові позитивні ефекти, а саме підвищити:

* точність виставлення за рахунок усунення необхідності використання гіростабілізованої платформи, оскільки кожний з двох гіроскопів приладу для вимірювання широти фіксує дві складові абсолютного прискорення, за якими можна визначити підсумковий вектор абсолютного прискорення. Це можна використати для орієнтування кожного з гіроскопів;
* достовірність вимірювань (оскільки можна визначити два незалежних значення кута географічної широти);
* точність вимірювань (за рахунок усунення похибок, зумовлених перехресними кутовими і лінійними прискореннями).

 3. Встановлено, що із застосовуваних сучасних засобів вимірювань висоти доцільно комплексно використовувати барометричний висотомір над суходолом і радіовисотоміра над морем.

 4. Отже, у цьому розділі вирішено проблему дослідження реальної можливості побудови АГС.