

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ

Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського
«Харківський авіаційний інститут»

В.В. Печенін, О.В. Мазуренко, М.Л. Усс

**ФУНКЦІОНАЛЬНІ СИСТЕМИ
ТА ІНФОРМАЦІЙНО-ВИМІРЮВАЛЬНІ КОМПЛЕКСИ
АВІАЦІЙНО-КОСМІЧНОЇ ТЕХНІКИ**

Навчальний посібник

Харків «ХАІ» 2009

УДК 621.396.96

Печенін В.В. Функціональні системи та інформаційно-вимірювальні комплекси авіаційно-космічної техніки: навч. посіб. / В.В. Печенін, О.В. Мазуренко, М.Л. Усс. – Х.: Нац. аерокосм. ун-т «Харк. авіац. ін-т», 2009. – 64 с.

Розглянуто основні методи побудови та технічні характеристики радіоелектронного обладнання, що застосовуються на сучасних літаках і вертольотах.

Висвітлено питання, пов'язані з фізичними основами функціонування радіотехнічних систем забезпечення польотів. Для кращого розуміння поданого матеріалу коротко викладено загальні відомості про радіосигнали та поширення радіохвиль.

Для студентів вищих технічних закладів нерадіотехнічних спеціальностей.

Іл. 32. Табл. 1. Бібліогр.: 6 назв

Р е ц е н з е н т и: д-р техн. наук, проф. А.Ф. Величко,
канд. техн. наук, доц. О.І. Горб

© Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського
«Харківський авіаційний інститут», 2009 р.

ПЕРЕЛІК СКОРОЧЕНЬ І УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ

АМ – амплітудна модуляція;
ВЧ – високі частоти;
ГОН – генератор опорної напруги;
ДВШЗ – доплерівський вимірювач швидкості й кута знесення;
ДС – діаграма спрямованості антени;
ЕМС – електромагнітна сумісність;
ЗПС – злітно-посадочна смуга;
ІПР – істинний пеленг радіостанції;
ККР – курсовий кут радіостанції;
КПР – керування повітряним рухом;
ЛА – літальний апарат;
МНР – метеонавігаційний радіолокатор;
НА – неавтономна апаратура;
НЧ – низькі частоти;
ПС – повітряне судно;
РВ – радіовисотомір;
РЕА – радіоелектронна апаратура;
РЕО – радіоелектронне обладнання;
РЕП – радіоелектронний пристрій;
РНТ – радіонавігаційна точка;
РСБН – радіосистема ближньої навігації;
СРНС – супутникова радіонавігаційна система;
СПЗ – система попередження зіткнень;
ЧМ – частотна модуляція;
ICAO – International Civil Aviation Organization (Міжнародна організація цивільної авіації);
 c – швидкість поширення електромагнітної хвилі;
 λ – довжина хвилі електромагнітного коливання;
 f_0 – несуча частота;
 F_m – частота модуляції;
 $F(\theta)$ – функція, що описує діаграму спрямованості антени;
 m – коефіцієнт (індекс) модуляції;
 $u(t)$ – поточне значення напруги.

Вступ

Даний курс розраховано на студентів нерадіотехнічних спеціальностей. Основна мета курсу полягає у тому, щоб ознайомити студентів із загальними завданнями літаководіння, що, на сьогоднішній час, вирішуються за допомогою численних радіоелектронних пристроїв, систем і комплексів, установлених як на літальному апараті (ЛА), так і поза його межами.

Радіоелектронне обладнання (РЕО), що використовується в авіаційно-космічній техніці, застосовується для визначення місцезнаходження та швидкості ЛА, попередження зіткнень з іншими повітряними суднами (ПС) і наземними перешкодами, виявлення гідрометеоутворень, забезпечення радіозв'язку та вирішення задач керування повітряним рухом (КПР). Отже, за допомогою радіоелектронного обладнання вирішуються задачі навігації, радіозв'язку, керування повітряним рухом, розпізнавання ЛА тощо. РЕО, встановлене на ЛА, набуває нової якості у зв'язку з широким використанням бортових і наземних ЕОМ.

Важливе місце у вивченні курсу приділяється РЕО, призначеному для навігації ЛА. При цьому повинно бути вироблене чітке розуміння основних принципів дії бортового РЕО, що застосовується для вимірювання найбільш важливих параметрів польоту ЛА.

Під навігацією ЛА розуміють науку про методи й засоби одержання інформації про положення і рух повітряного або космічного об'єкта і про методи та засоби їхнього переміщення з однієї точки простору в іншу за зумовленими траєкторіями в установлений час з необхідною точністю і безпекою переміщення, тобто термін "навігація" також використовується як визначення керованого процесу водіння навігаційних об'єктів. У такому розумінні навігація характеризується комплексом дій екіпажу, спрямованих на забезпечення найбільшої точності, надійності та безпеки водіння ЛА з метою виведення їх за місцем і за часом у задані пункти. У повітряній навігації залежно від типу ЛА цей процес називають літаководінням або вертолітоводінням.

Успішне виконання задач навігації практично неможливе без надійного радіозв'язку між екіпажем ЛА і наземними центрами керування повітряним рухом. Завдяки радіозв'язку органи КПР одержують інформацію про хід польоту, відхилення від плану польоту, аварійні ситуації у польоті, про дійсні метеоумови на відрізках маршруту тощо. Таким чином, інформація, якою обмінюються екіпажі з наземними пунктами КПР, дозволяє швидко формувати й оперативно

коректувати дійсну картину швидкозмінної обстановки в повітрі й на землі, що значною мірою визначає безпеку польотів.

Керування повітряним рухом являє собою комплекс заходів щодо планування, координування, безпосереднього регулювання руху ЛА і контролю за дотриманням встановленого режиму польотів. Вирішення задач КПР ґрунтується на використанні систем вторинної радіолокації і систем попередження зіткнень ЛА в повітрі.

Під радіолокацією розуміють область радіотехніки, що займається питаннями виявлення ЛА, визначення параметрів його руху через контрастне відбиття, перевипромінювання або випромінювання ним електромагнітних хвиль. Основною особливістю систем вторинної радіолокації, що використовуються у системі КПР, є наявність на борту ЛА відповідача, який забезпечує відповідь за запитом радіолокатора, видачу інформації про висоту польоту, бортовий номер, запас палива, випуск шасі, вектор швидкості.

Системи попередження зіткнень (СПЗ) ЛА працюють незалежно від систем вторинної радіолокації КПР. Вони видають екіпажу команди на виконання маневру відхилення від можливого зіткнення з іншими ЛА.

Більшість сучасних ЛА оснащена метеонавігаційними радіолокаторами, основним призначенням яких є визначення кутового положення і дальності до грозових метеоутворень. Крім того, метеонавігаційні радіолокатори дозволяють визначати дальність до наземних орієнтирів. Інформація про метеобстановку відображається на електронно-променевому індикаторі, встановленому у кабіні ЛА, що дає змогу екіпажу оперативно орієнтуватися у польотній обстановці.

Переважна більшість РЕО являє собою складні приймально-передавальні пристрої та системи, знання принципів роботи та структури яких дозволяє успішно вирішувати завдання комплексного проектування ЛА з урахуванням питань компонування їхніх складових частин.

Резюмуючи наведене вище, слід зазначити, що сучасні радіоелектронні засоби авіаційно-космічної техніки постійно вдосконалюються, інтенсивно відбувається процес їх інтеграції з цифровою обчислювальною технікою, з'являються нові види РЕО. У зв'язку з цим майбутній фахівець в області розробки і створення ЛА мусить знати основні принципи функціонування РЕО ЛА, їхні експлуатаційно-технічні можливості, добре уявляти області застосування й обмеження, що властиві їм. Отже, вивчення даного курсу є важливою складовою комплексної підготовки спеціалістів в області проектування авіаційно-космічної техніки.

1. РАДІОФІЗИЧНІ ОСНОВИ ФУНКЦІОНУВАННЯ РЕО

Фізичною основою функціонування радіотехнічних засобів (пристроїв, систем і комплексів) у складі РЕО ЛА є ряд властивостей випромінювання, поширення та приймання електромагнітних хвиль (радіохвиль), що формують і переносять у просторі інформацію про параметри руху ЛА. Наведемо деякі з них.

Радіохвилі можуть поширюватися на великі відстані, огинати перешкоди, проникати у глибини суші та води, будинки та споруди, проходити крізь хмари, туман та опади. Радіохвилі деяких частот здатні відбиватися від об'єктів, що знаходяться в області їх поширення. У зв'язку з цим реалізується можливість їх виявлення та вимірювання параметрів руху. Радіохвилі, що відбиваються різними за фізичними й електродинамічними властивостями поверхнями, забезпечують вивчення характеристик цих поверхонь.

Можливість практичної реалізації спрямованого випромінювання та прийому радіохвиль при достатньо стабільній швидкості їх поширення, близькій до швидкості світла $c \approx 3 \cdot 10^8$ м/с, дозволяє досягнути досить високих метрологічних показників радіотехнічних вимірювань руху ЛА. При цьому передача, витяг та обробка вимірювальної інформації можуть відбуватися в умовах, коли об'єкти та вимірювальні засоби знаходяться у взаємному русі. При технічній реалізації радіотехнічних вимірювачів параметрів руху забезпечується висока ефективність їх виготовлення та експлуатації. Зараз можливості елементної бази дозволяють створювати вимірювальну радіоапаратуру, що має малі габаритні характеристики, високу швидкодію та невелику споживану потужність. Разом з тим радіотехнічні засоби вимірювань параметрів руху мають ряд недоліків. Перш за все – це те, що вони піддаються дії радіозавад, які створюються як самою вимірювальною радіоапаратурою, так і джерелами радіозавад, що знаходяться за її межами. На точнісні характеристики радіотехнічних вимірювачів також суттєво впливають середовище та умови поширення радіохвиль.

У більшості випадків радіотехнічні вимірювальні засоби РЕО, що застосовуються на практиці, мають обмежену автономність роботи. Усі вони потребують використання зовнішніх природних радіоорієнтирів з відомими координатами. Повністю автономними вважаються радіовимірювальні засоби, які використовують для визначення параметрів руху ЛА, випромінювання космічних джерел або поверхні, що контрастно відбивають або випромінюють електромагнітні хвилі. Однак переваги радіотехнічних засобів

вимірювання параметрів руху настільки суттєві, що, незважаючи на їхні недоліки, вони широко використовуються.

Інформація в радіотехнічних трактах РЕО передається за допомогою радіосигналів. Радіосигнал у РЕО являє собою вузькосмуговий випадковий процес, який можна подати у вигляді квазігармонійного коливання

$$S(t) = S_0(t)\cos(\omega_0 t + \varphi(t)),$$

де $S_0(t)$, $\varphi(t)$ – повільно змінні порівняно з високочастотним сигналом $\cos(\omega_0 t)$ функції часу, що характеризують амплітудну та кутову модуляції несучого коливання ω_0 .

Оскільки високочастотний сигнал (ВЧ-сигнал) $\cos(\omega_0 t)$, на який накладається інформація, є носієм передаваної інформації, то його часто називають несучим сигналом, або сигналом несучої частоти, а частоту такого сигналу ω_0 – несучою частотою.

Інформація про параметри руху ЛА (далі – навігаційні елементи польоту) може бути закладена у будь-якому з параметрів радіосигналу: амплітуді, фазі, відхиленні частоти від несучої.

У даному випадку під сигналом розуміють процес зміни в часі величини електричної напруги (або струму) відповідно до часової зміни інформації, яка передається. Інформація тут розглядається в широкому сенсі. Це можуть бути, наприклад, дані деякого датчика, або текстові дані, або числа інформація тощо.

Переважає більшість радіоелектронного обладнання ЛА для передавання (переносу) інформації на відстані використовує радіоканал. Під радіоканалом розуміють сукупність пристроїв формування, випромінювання й приймання радіосигналів і середовище їх поширення.

Невід'ємною частиною радіотехнічного тракту РЕО є антенні пристрої, які забезпечують передавання та приймання сигналів.

Основною електричною характеристикою антени є її діаграма спрямованості (ДС). Під діаграмою спрямованості у деякій площині розуміють залежність рівня сигналу на виході антени від кутового положення точкового джерела випромінювання відносно осі антени на цій площині. ДС не змінюється у випадку її роботи на передавання (випромінювання сигналу) й у випадку роботи на приймання.

У переважній більшості бортових радіотехнічних засобів РЕО використовуються неспрямоване випромінювання та приймання радіосигналів, що визначає застосування в РЕО неспрямованих антенних пристроїв, тобто таких антен, у яких нормований рівень $F(\theta)$

випромінюваного сигналу або сигналу, що приймається, не залежить від кутового напрямку θ .

Винятком є антенні пристрої, що входять до складу бортового РЕО, а саме автоматичного радіокомпаса та метеонавігаційного радіолокатора.

У наземних радіотехнічних засобах, що забезпечують функціонування бортового обладнання, достатньо часто використовуються спрямовані антени та антенні системи. Прикладом таких радіотехнічних засобів є системи посадки, наземні радіопеленгатори, радіолокаційні засоби посадки та ін.

2. КЛАСИФІКАЦІЯ, ЗАГАЛЬНІ ПАРАМЕТРИ ТА СКЛАД РЕО ЛА

РЕО ЛА класифікують відповідно до виконуваних функцій, ступеня автономності й дальності дії апаратури (рис. 2.1).

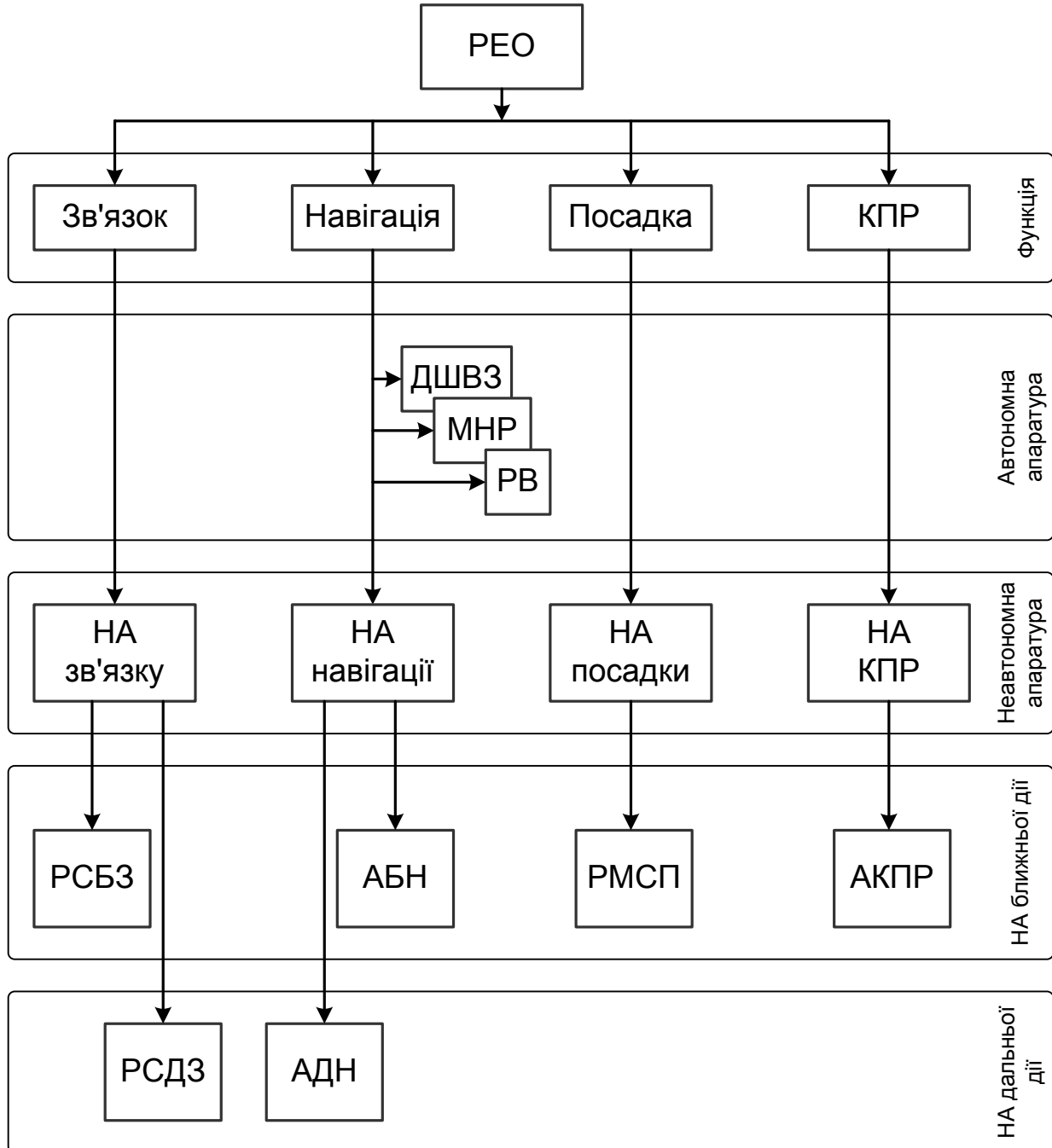


Рис. 2.1. Класифікація РЕО ЛА:
РСБЗ (РСДЗ) – радіостанції ближнього (дальнього) зв'язку;
АБН (АДН) – апаратура ближньої (дальньої) навігації;
РМСП – радіомаякові системи посадки; АКПР – апаратура КПР

За виконуваними функціями розрізняють апаратуру зв'язку, навігації, посадки й керування повітряним рухом.

Апаратура зв'язку призначена для приймання та передавання інформації по каналах радіозв'язку, ведення переговорів між членами екіпажу, а також інформування пасажирів і трансляції розважальних програм у салонах ЛА.

Апаратура навігації служить для визначення місця ЛА у просторі, його шляхової або повної швидкості, а також для визначення дальності й напрямку на характерні точки, так звані радіонавігаційні точки (РНТ), у яких встановлюються спеціальні радіостанції або радіомаяки.

Апаратуру посадки використовують на борту ПС для одержання інформації про положення літака у просторі щодо заданої траєкторії зниження (глісади).

Апаратуру КПР встановлюють на ПС для підвищення безпеки польотів, можливості регулювання їхнього руху: вона містить літаковий відповідач і систему попередження зіткнень у повітрі.

За ступенем автономності розрізняють автономні й неавтономні радіотехнічні пристрої.

Автономні пристрої не потребують для своєї роботи зовнішніх стосовно ПС, наземних, космічних або інших пристроїв і ґрунтуються на принципі радіолокації, тобто прийомі відбитих від земної поверхні (а також гідрометеоутворень) сигналів, що випромінюються даним автономним пристроєм. До автономних пристроїв відносяться радіовисотоміри (РВ), доплерівські вимірювачі швидкості й кута знесення (ДВШЗ) і метеонавігаційні радіолокатори (МНР).

Неавтономні пристрої основані на прийманні сигналів, які випромінюють наземні або космічні (супутникові) РНТ. Вони функціонують у межах зони дії відповідного радіообладнання, що знаходиться на борту ЛА й у просторі. До неавтономних відносяться всі засоби радіозв'язку, посадки, КПР і ряд радіонавігаційних пристроїв.

Радіозасоби ближньої дії працюють у діапазоні метрових хвиль, тобто використовують електромагнітні коливання з довжиною хвилі $\lambda < 10$ м. Радіохвилі цього діапазону поширюються в межах прямої видимості й застосовуються в радіозв'язку, радіосистемах ближньої навігації і посадки (РСБН), а також в апаратурі КПР і МНР.

Радіозасоби дальньої дії працюють на коротких (радіостанції далекого зв'язку) або довгих і наддовгих хвилях (апаратура дальньої навігації). У цих діапазонах дальність дії залежить в основному від потужності радіосигналу, що випромінюється передавальною станцією

(радіомаяком), стану іоносфери, рівня зовнішніх (атмосферних і промислових) завад, провідності земної поверхні й чутливості приймального пристрою.

Ефективність РЕО є функцією загальних параметрів, які характеризують бортову апаратуру незалежно від її функціонального призначення. При оцінюванні ефективності виходять із системного підходу, при якому ПС розглядають як елемент великої транспортної системи, призначеної для вирішення певних економічних задач. Для літаків і вертольотів такою системою є авіаційна транспортна система, призначена для перевезення пасажирів, пошти, вантажів.

До основних загальних параметрів РЕО відносяться: надійність, контролепридатність, маса, об'єм, споживана потужність і вартість життєвого циклу обладнання. До них можна також віднести й конструктивні параметри, що характеризують компонування РЕО та його антен на ПС.

Надійність РЕО залежить від ступеня досконалості окремих радіоелектронних пристроїв (РЕП), якості технічного обслуговування й умов технічної експлуатації бортового устаткування.

Основні показники надійності:

- імовірність безвідмовної роботи, тобто ймовірність того, що в межах заданого напрацювання відмова в роботі об'єкта не настає;
- інтенсивність відмов, тобто умовна щільність ймовірності виникнення відмови невідновлюваного об'єкта;
- середнє напрацювання на відмову, тобто математичне очікування напрацювання об'єкта до першої відмови.

Для більшості складних радіоелектронних пристроїв розподілення ймовірності безвідмовної роботи визначається за формулою

$$P(t_0) = e^{-\lambda t_0},$$

де t_0 – час напрацювання на відмову; λ – інтенсивність відмов.

Радикальним методом підвищення надійності РЕО є резервування апаратури. Застосовуються постійне резервування і резервування заміщенням. При постійному резервуванні відбувається повна заміна об'єкта у випадку відмови його елементів. При резервуванні заміщенням група основних елементів резервується елементами, кожний з яких може замінити будь-який елемент, що відмовив.

Кратність резерву дозволяє одержати практично будь-яку надійність радіоелектронної апаратури (РЕА). Однак при цьому пропорційно кратності збільшуються маса, об'єм, споживана потужність і вартість РЕА.

Контролепридатність РЕА – властивість об'єкта, що характеризує його пристосованість до проведення контролю, тобто одержання

інформації для оцінювання відповідності створення об'єкта технічним нормам з метою виявлення відмов і визначення місця несправності.

Контролепридатність спрямована на підвищення надійності РЕА, оскільки дозволяє оперативно виявляти погіршення параметрів окремих елементів або всього пристрою і попереджати виникнення відмов шляхом своєчасного ремонту або заміни устаткування.

Контролепридатність припускає наявність спеціальних контрольних відведень від окремих функціонально важливих елементів РЕО. При цьому можливе застосування систем автоматичної перевірки РЕО з використанням тестових сигналів або технічних засобів вбудованого контролю.

Маса РЕО впливає на ефективність ПС, оскільки її збільшення призводить до скорочення дальності й тривалості польоту та погіршення льотно-технічних характеристик.

Зміна маси РЕО при постійній злітній масі ПС призводить до необхідності змінювання або корисного навантаження, або запасу палива. Маса окремих радіоелектронних пристроїв залежить від елементної бази, на основі якої побудовано дані пристрої.

Зміна об'єму РЕО при заданих корисному навантаженні й льотних характеристиках ПС призводить до зміни злітної маси.

Об'єм окремих РЕП залежить від тих же факторів, що і їхня маса. Для сучасної РЕА з урахуванням конструктивних втрат питома щільність складає 1 кг/дм^3 , питома щільність кабельної мережі на сучасних ПС – $0,8 \text{ кг/дм}^3$.

Потужність, що споживає РЕО, побічно впливає на характеристики ПС. При оцінюванні впливу даного фактора можна прийняти, що маса джерел живлення приблизно дорівнює 1 кг/Вт , а їхня питома щільність є того ж порядку, що й у РЕО.

Вартість життєвого циклу РЕО впливає на економічну ефективність ПС, оскільки являє собою кількісну характеристику комплексної оцінки вартості розробки, виробництва й експлуатації авіаційного устаткування.

Вартість РЕО становить значну частку від вартості ПС. Аналіз РЕА, що випускається зарубіжними фірмами, показує, що вартість 1 кг апаратури становить приблизно 4500 дол. США/кг , що майже на порядок перевищує вартість 1 кг конструкції ПС. Частка вартості РЕА у вартості життєвого циклу зазвичай становить $20\text{...}50\%$.

Вартість технічного обслуговування (вартість експлуатації) РЕО, як правило, становить основну частку вартості його життєвого циклу. Загальні витрати на ремонт і технічне обслуговування можуть у $5 - 10$ разів перевищувати його закупівельну вартість.

3. РАДІОЕЛЕКТРОННЕ ОБЛАДНАННЯ НАВІГАЦІЇ

3.1. Основні навігаційні параметри руху ЛА

Основними задачами навігації є забезпечення точного переміщення ЛА по заданій траєкторії і точне виведення ЛА у заданий пункт і заданий час найвигіднішим для даних умов польоту способом.

Траєкторією польоту називається просторова крива, по якій переміщується центр мас ЛА в процесі його руху.

Проекція траєкторії польоту на земну поверхню називається лінією шляху (маршрутом). Заданій траєкторії польоту відповідає лінія заданого шляху.

Проекція траєкторії польоту на вертикальну площину називається профілем польоту.

Точка земної поверхні, над якою знаходиться ЛА, називається його місцерозташуванням.

Виконання заданої програми польоту ЛА при всій різноманітності задач навігації, як правило, поділяється на окремі етапи, послідовне й успішне вирішення яких забезпечує виконання конкретної навігаційної задачі. Такими етапами процесу повітряної навігації ЛА можуть, наприклад, бути: зліт, побудова заданого порядку групи ЛА, вихід на заданий пункт, вихід на аеродром посадки, посадка ЛА тощо.

Режим навігації ЛА визначається сукупністю навігаційних елементів, що являють собою геометричні величини, які характеризують положення й переміщення мас ЛА щодо різних систем відліку. До них відносяться кутові координати об'єкта в горизонтальній системі координат (крен, тангаж, курс), кутові координати ЛА щодо вектора швидкості (кути атаки, ковзання та ін.), швидкість переміщення, відстань відносно початку системи відліку, висота польоту.

Залежно від масштабів переміщення ЛА системи координат можуть бути місцевими, глобальними й космічними. Місцеві системи координат, початок яких пов'язується з земною поверхнею, використовують як системи відліку при невеликих переміщеннях ЛА, коли кривизною Землі можна знехтувати. Глобальні системи координат жорстко зв'язані з центром Землі, і їх використовують при навігації навколо земної кулі. Найбільш поширеними є географічна й геоцентрична системи координат.

При визначенні місцерозташування ПС, у випадку коли кривизною Землі можна знехтувати, як місцеві системи координат частіше використовують полярні системи координат. Місцерозташування

визначається відносно деякої точки, так званої радіонавігаційної точки, координати якої відомі. Під РНТ розуміють точку на земній поверхні, в якій розміщена апаратура привідної радіостанції або радіомаяка.

Наприклад, при визначенні місцезрештування ПС за допомогою радіосистем ближньої навігації РНТ розміщена на земній поверхні, найчастіше поблизу аеродрому посадки. Таким чином, апаратура ближньої навігації дозволяє визначити положення ПС відносно аеродрому (або навпаки – положення аеродрому відносно ПС). Для цього потрібно за допомогою радіодалекоміра визначити відстань від ПС до РНТ (D), за допомогою радіокутоміра – азимут ПС (A) і за допомогою висотоміра – висоту польоту.

Лінією можливого положення ПС на площині, рівновіддаленого від РНТ ($D = const$), є коло. Кожній дальності від ПС до РНТ відповідає своя лінія положення (ЛП), тобто своє коло. Лінією можливого кутового положення ПС відносно РНТ ($A = const$) є радіальна лінія (рис. 3.1). Кожному кутовому положенню ПС відповідає своя радіальна лінія, тобто свій азимут.

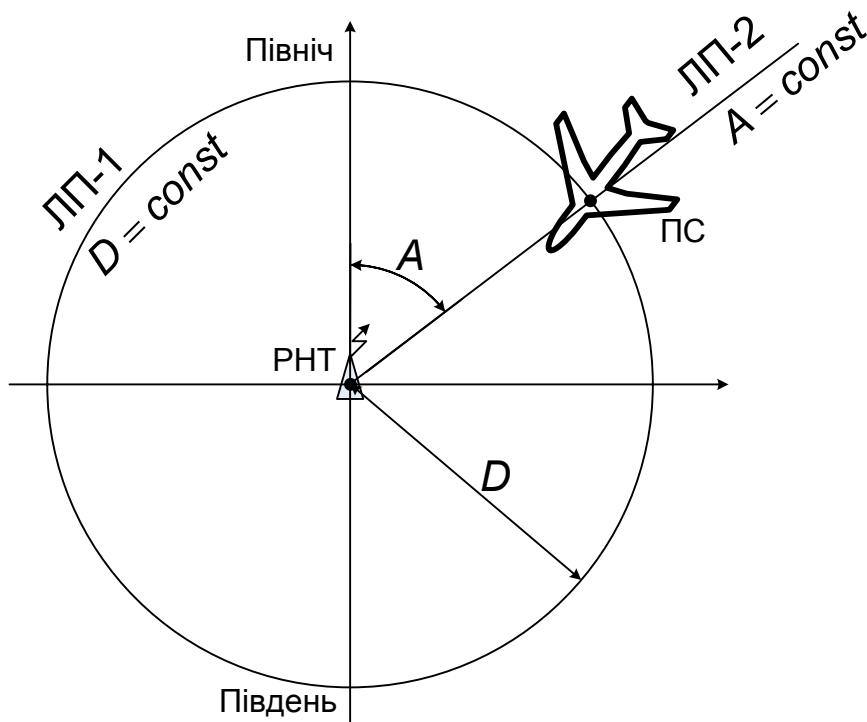


Рис. 3.1. Визначення місцезрештування ЛА на площині за допомогою радіосистем ближньої навігації

Відшукування (фіксація) точки перетину кола (ЛП-1), що відповідає вимірюваній дальності, і радіальної лінії (ЛП-2), кутове положення якої задано величиною вимірюваного азимута, дозволяє однозначно визначити місцезнаходження ПС на площині (див. рис. 3.1).

При визначенні місцезнаходження ПС за допомогою радіосистем дальньої навігації РНТ знаходяться на земній поверхні або в космічному просторі. При цьому місцезнаходження ПС у просторі визначають як точку перетину трьох поверхонь положення (ПП) – сфер, для яких вимірювані відстані D_i ($i=1, 2, 3$) є константами. Рис. 3.2 пояснює принцип визначення місцезнаходження ЛА на площині за допомогою системи дальньої навігації.

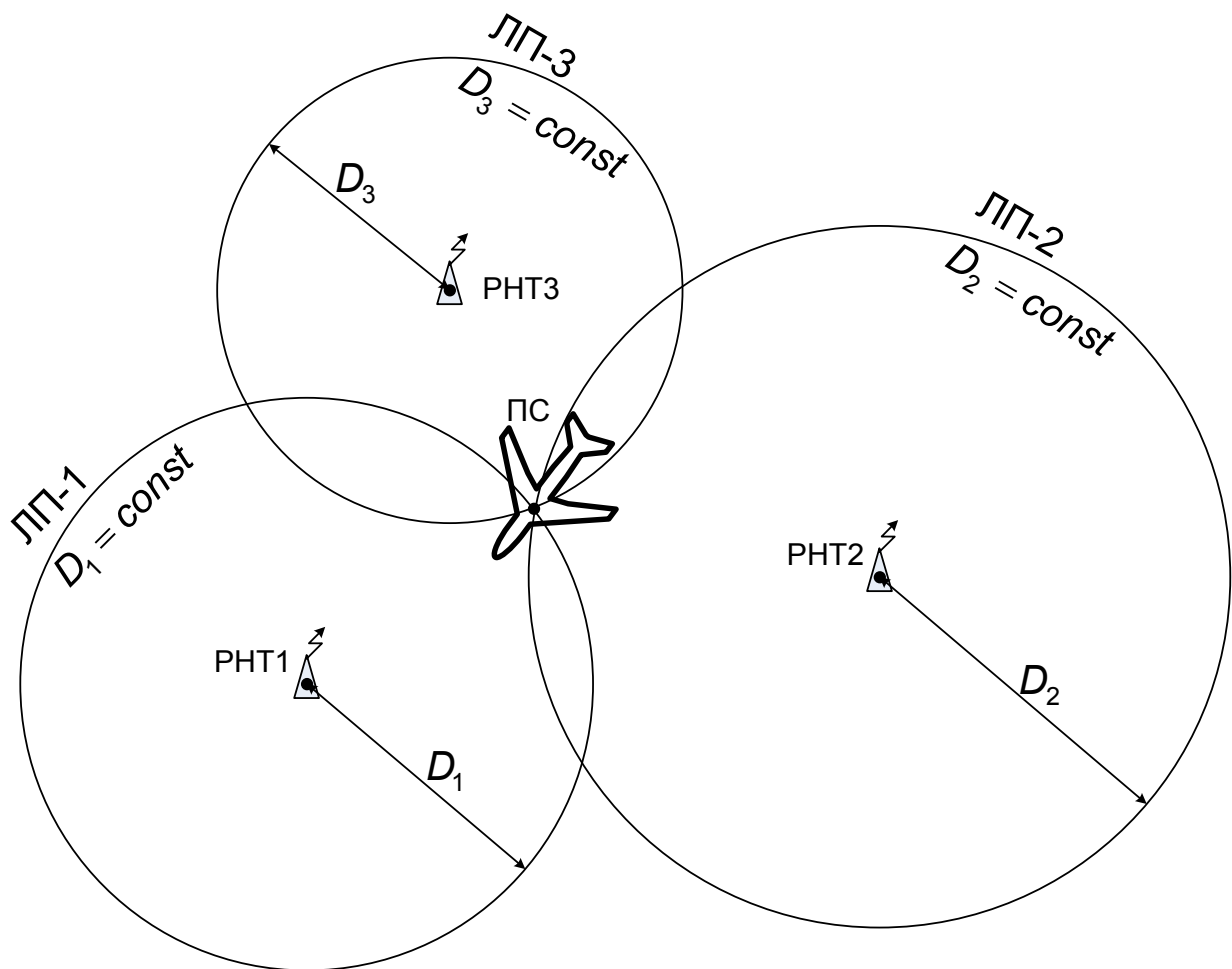


Рис. 3.2. Визначення місцезнаходження ЛА на площині за допомогою радіосистем дальньої навігації

Одним з найбільш важливих кутових навігаційних елементів польоту ЛА є курс. Курс – це кут у горизонтальній площині опорної системи координат (наприклад географічної) між напрямком,

прийнятим за початок відліку, і проекцією поздовжньої осі ЛА, що відлічується за годинниковою стрілкою. Залежно від напрямку, обраного за початок відліку, розрізняють такі курси: істинний, магнітний, ортодромічний та ін.

У ряді випадків необхідно знати кутове положення деякої точки (РНТ) щодо поздовжньої осі ЛА або опорного напрямку «Північ-Південь», що проходить через центр мас ЛА (рис. 3.3). У першому випадку кутове положення називається курсим кутом радіостанції (ККР), у іншому – істинним пеленгом радіостанції (ІПР).

Важливими навігаційними елементами польоту ЛА є його земна, шляхова й повітряна швидкості.

У кожен момент часу швидкість польоту ЛА відносно земної системи координат (повна шляхова швидкість \vec{W}) дорівнює векторній сумі швидкості переміщення ЛА щодо повітряного середовища \vec{V} і переносної швидкості його руху разом з повітряним середовищем \vec{g} .

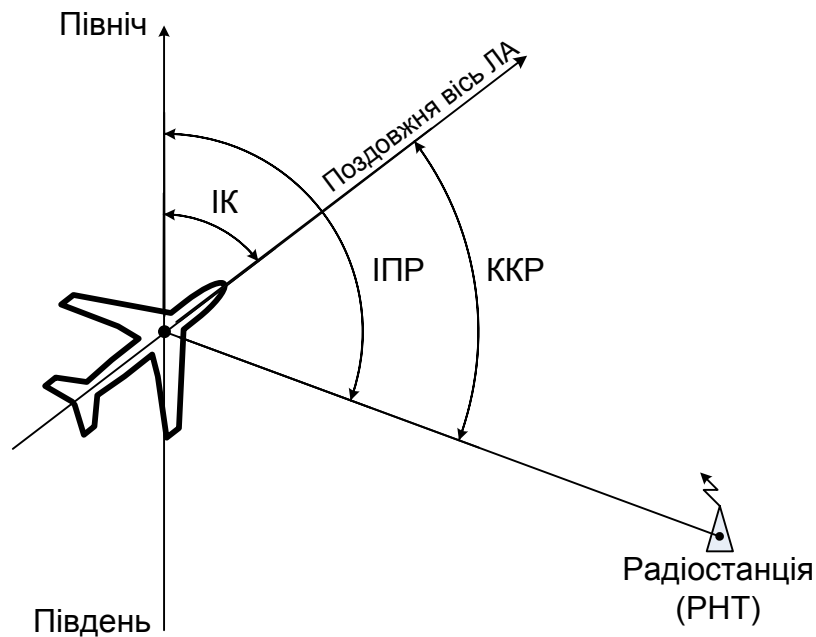


Рис. 3.3. Кутіві навігаційні елементи польоту ЛА

Проекція трикутника, утвореного складовими швидкості польоту ЛА, на горизонтальну площину називається навігаційним трикутником швидкостей (рис. 3.4).

Складова вектора \vec{W} у горизонтальній площині називається шляховою швидкістю $\vec{W}_{шл}$, а у вертикальній – швидкістю підйому або спуску \vec{V}_e .

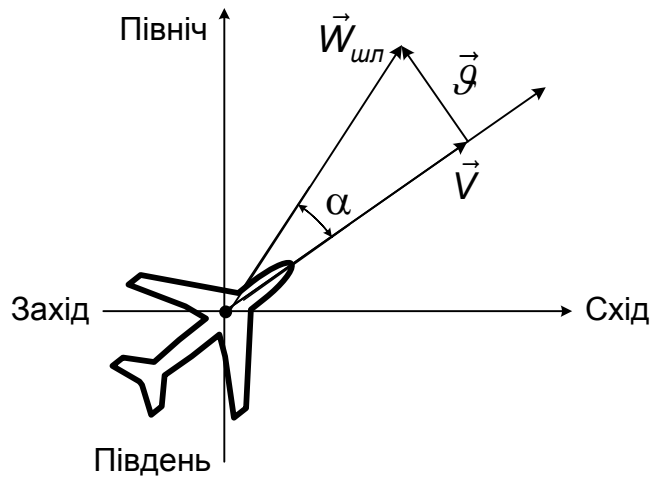


Рис. 3.4. Елементи трикутника швидкостей ЛА

Кут між векторами $\vec{W}_{шп}$ і \vec{V} у горизонтальній площині називається кутом знесення α .

До важливих навігаційних елементів польоту також відноситься висота польоту ЛА над заданою поверхнею. Розрізняють такі поняття висоти (рис. 3.5).

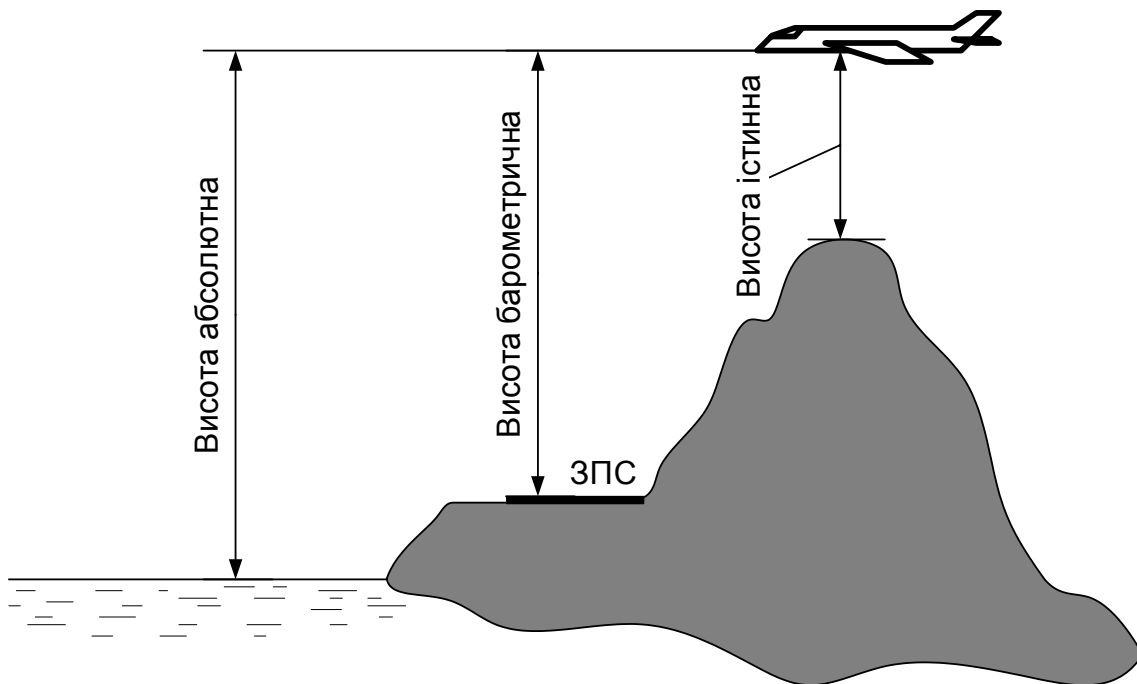


Рис. 3.5. Висотні навігаційні елементи польоту ЛА

Істинна висота – найкоротша відстань між ЛА і земною поверхнею.

Абсолютна висота – найкоротша відстань між ЛА і рівнем світового океану.

Барометрична висота – це відстань, що відраховується за показниками барометричного висотоміра відносно рівня барометричного тиску аеродрому злету або посадки.

Серед великої різноманітності технічних засобів вимірювання навігаційних елементів польоту ЛА важливе місце займають радіотехнічні засоби.

Фізичною основою функціонування радіотехнічних засобів у складі РЕО ЛА є ряд властивостей електромагнітних хвиль як формувачів і переносників інформації про навігаційний елемент польоту. До основних властивостей електромагнітних хвиль відносять: можливість генерування, випромінювання й приймання; поширення на великі відстані; обгинання перешкод і можливість відбиття при довжинах хвиль, які набагато менші за розміри перешкод; спрямоване випромінювання й приймання; поширення по найкоротшій відстані в межах прямої видимості з високостабільною швидкістю поширення, близькою до швидкості світла; можливість спрямованого випромінювання та приймання досить коротких хвиль; забезпечення високої точності вимірів практично в будь-яких метеорологічних умовах.

Визначення місцезрешташування ЛА за допомогою РЕО потребує використання наземних або космічних радіонавігаційних точок (радіомаяків), відносно яких вимірюються дальності (відстані), різниці або суми відстаней і ряд інших геометричних величин. Це робить місцевизначення ЛА за допомогою РЕО цілком неавтономним. Винятком є радіотехнічні засоби вимірювання висоти польоту та швидкості ЛА. Вони дають можливість здійснювати навігацію методами обчислення шляху.

3.2. Радіодалекоміри

Радіодалекоміри є складовою частиною апаратури ближньої і дальньої навігації. Вони застосовуються для визначення відстані між ПС і РНТ.

Бортова апаратура ближньої навігації містить радіодалекомір і радіопеленгатор (радіокутомір). Вимірювання відстані до РНТ за допомогою радіодалекоміра та визначення курсового кута радіостанції за допомогою радіопеленгатора дозволяють на борту ПС обчислити місцеположення ПС відносно РНТ, яка зазвичай розташовується поблизу аеродрому.

Розглянемо принцип дії радіодалекоміра радіосистеми ближньої навігації (РСБН).

Радіодалекомір РСБН містить комплект бортової та наземної приймально-передавальної апаратури. Для спрощення опису принципу дії радіодалекоміра комплект наземної апаратури назвемо ретранслятором. Тоді спрощена схема радіодалекоміра буде мати вигляд, показаний на рис. 3.6.

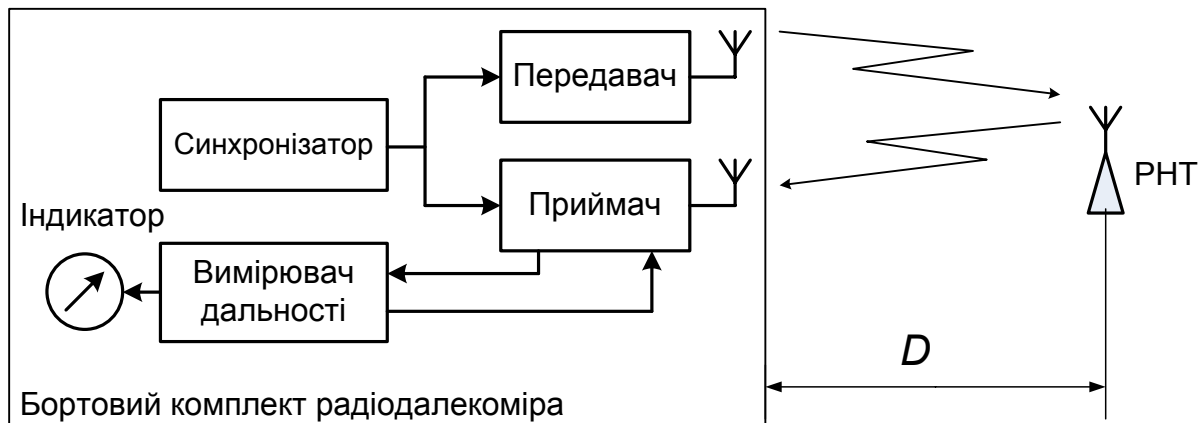


Рис. 3.6. Функціональна схема радіодалекоміра системи ближньої навігації

Синхронізатор формує імпульсні сигнали з заданою тривалістю, амплітудою та частотою повторення. Радіопередавач здійснює заповнення імпульсів, що надходять із синхронізатора, високочастотним гармонічним сигналом і випромінює одержані радіоімпульси. Випромінений радіосигнал проходить відстань D від радіопередавача (від ПС) до ретранслятора. Ретранслятор, встановлений у місці розташування РНТ (на аеродромі), перевипромінює імпульси, що прийшли від бортового радіопередавача. Ретрансльований сигнал проходить ту ж відстань D у зворотному напрямку від РНТ до ПС і приймається та обробляється бортовим радіоприймачем апаратури радіодалекоміра. Радіоприймач у момент приймання радіосигналу формує імпульс приймання, що подається у вимірювач дальності, який визначає проміжок часу τ_n між імпульсом синхронізатора (моментом випромінення радіоімпульсу) й імпульсом радіоприймача (моментом прийому ретрансльованого сигналу), тобто визначає час проходження сигналом відстані $2D$ – від ПС до РНТ і у зворотному напрямку. Вимірювач дальності також керує роботою приймача (відкриває його для прийому в потрібний момент), щоб захистити його вхідні електричні кола від впливу потужного

сигналу, що випромінюється радіопередавачем (бланкування) у момент передачі.

Вимірювач дальності перетворює час проходження сигналу τ_n між ПС і ретранслятором у відстань відповідно до виразу

$$D = \frac{c\tau_n}{2},$$

де τ_n – час проходження сигналу до ретранслятора і назад; c – швидкість поширення електромагнітних хвиль.

Швидкість поширення електромагнітних хвиль у вільному просторі в першому наближенні можна вважати величиною приблизно сталою й такою, що дорівнює швидкості світла ($c \approx 3 \cdot 10^8 \text{ м/с}$).

При ідеальному синхронізаторі похибка вимірювання відстані визначається сталістю швидкості поширення радіохвиль. Експериментально встановлено, що відносні зміни швидкості поширення знаходяться в межах

$$\frac{\Delta c}{c} = 10^{-5}.$$

Тоді граничне значення мінімальної похибки вимірювання дальності в РСБН становить

$$\frac{\Delta D}{D} = \frac{\Delta c}{c} \leq 10^{-5}.$$

За дальності 500 км $\Delta D = 500 \text{ км} \cdot 10^{-5} = 5 \text{ м}$.

При визначенні місцезорозташування ПС за допомогою системи дальньої навігації необхідно на борту ПС вимірювати відстані до кількох радіонавігаційних точок з відомими координатами, розміщених на земній поверхні або в космічному просторі. Системи дальньої навігації (ГЛОНАСС, GPS) з розташуванням РНТ у космосі (на борту навігаційного супутника) називаються супутниковими радіонавігаційними системами (СРНС).

Незалежно від області базування опорних радіонавігаційних точок місцезорозташування ПС у заданій системі координат визначають як точку перетину мінімум трьох поверхонь положення - сфер, для яких вимірювані відстані D_i ($i=1, 2, 3$) є константами.

Для визначення місцезорозташування ПС із використанням СРНС (рис. 3.7) потрібно використовувати систему навігаційних рівнянь. Якщо як систему координат вибрати прямокутну декартову систему з початком у центрі Землі (геоцентричну систему координат), то

рівняння дальності між РНТ з відомими координатами $X_{СПі}, Y_{СПі}, Z_{СПі}$ ($i = 1, 2, 3$) і ПС з невідомими – $X_{ЛА}, Y_{ЛА}, Z_{ЛА}$ має вигляд

$$D_i^2 = (X_{СПі} - X_{ЛА})^2 + (Y_{СПі} - Y_{ЛА})^2 + (Z_{СПі} - Z_{ЛА})^2.$$

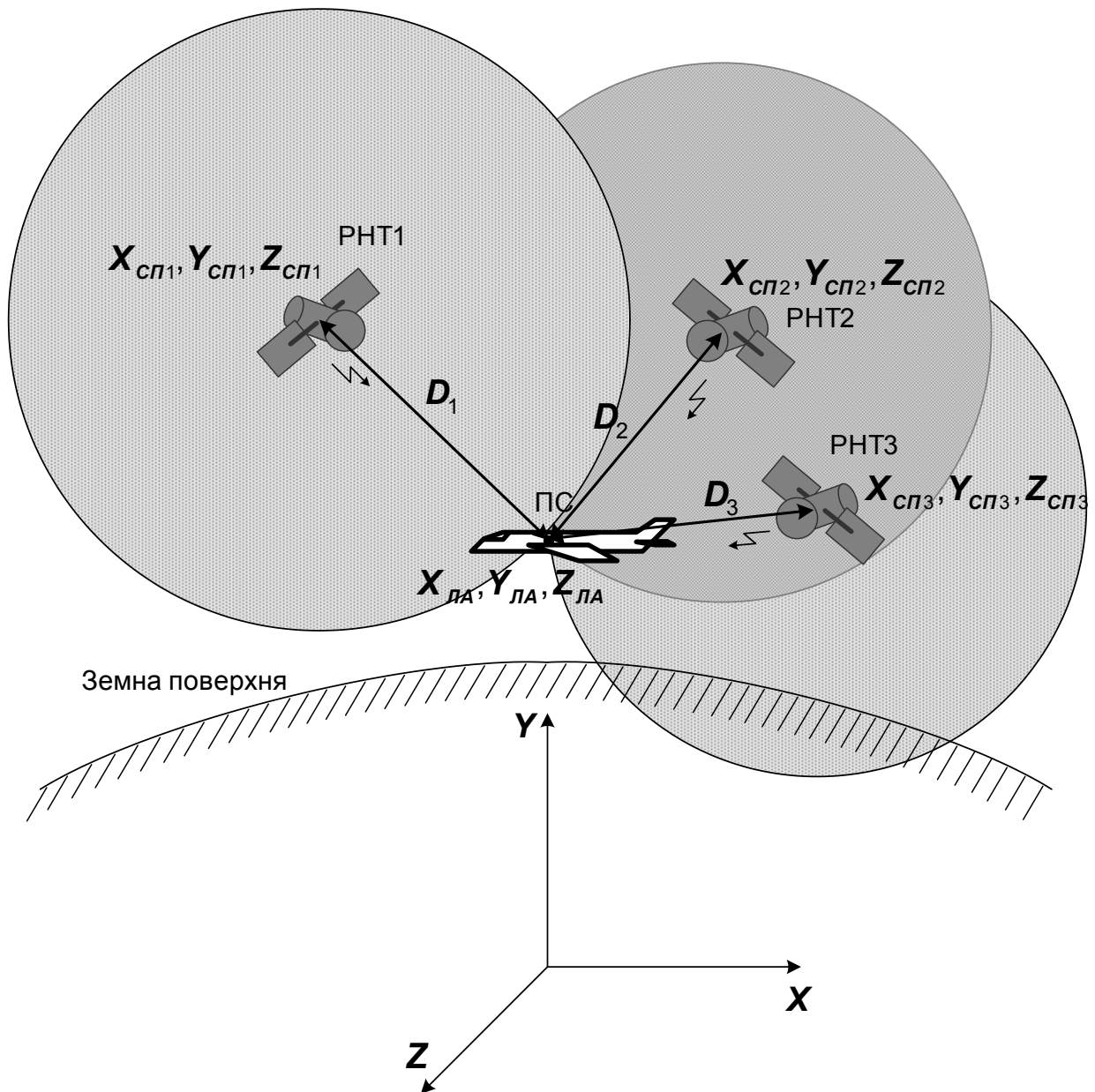


Рис. 3.7. Принцип визначення місцезнаходження ПС за допомогою СРНС

Система, що складається з трьох рівнянь дальностей D_i ($i=1, 2, 3$), дозволяє знайти шукані координати $X_{ЛА}, Y_{ЛА}, Z_{ЛА}$ у момент часу t_i (момент вимірювання дальностей). Отже, для визначення місце-

розташування ПС потрібно на його борту вимірювати дальності до (як мінімум) трьох супутників (РНТ). Для вимірювання дальностей між ПС і РНТ у СРНС використовують далекоміри з взаємно синхронізованими еталонами часу. Спрощений принцип дії таких далекомірів зводиться до такого.

Припустимо, що опорна радіонавігаційна точка (супутник) нерухома, її координати відомі (з певною точністю), а бортовий еталон часу супутника точно синхронізований з бортовим еталоном часу приймальної апаратури СРНС ПС, яку далі називатимемо апаратурою споживача.

З певною періодичністю радіопередавач супутника випромінює радіосигнал (узгоджено з бортовим еталоном часу), що містить інформацію про момент часу t_1 , у який він був випромінений. Оскільки радіопередавач супутника і радіоприймач споживача знаходяться на відстані D_i (рис. 3.7, 3.8), а швидкість поширення радіосигналу $c = const$, то через час t_D у момент часу t_2 сигнал передавача досягне приймача.

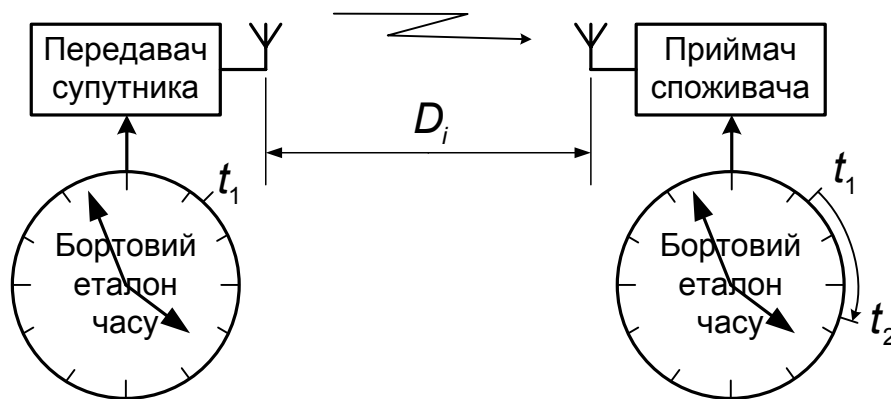


Рис. 3.8. Спрощена функціональна схема вимірювання дальності за допомогою СРНС

Тоді шукана відстань визначається за формулою

$$D_i = (t_2 - t_1)c = t_D c .$$

Диференціюючи даний вираз і переходячи до кінцевих збільшень, одержимо

$$\Delta D = c \frac{dt_D}{dt} \Delta t ,$$

де $\frac{dt_D}{dt}$ – швидкість розбіжності шкал супутникового й бортового еталонів часу; Δt – час польоту.

Якщо похибка далекоміра не повинна збільшуватися більш ніж на 1 км за 10 годин роботи (час польоту ПС 10 годин), то нестабільність еталонів часу має бути не гірше 10^{-10} . Така нестабільність відповідає похибці розбіжності еталонів, що дорівнює трьом секундам за 100 років.

У реальних умовах експлуатації супутники СРНС рухаються по відомих орбітах з відомою швидкістю. Реальний сигнал, що випромінюється кожним супутником, досить складний. Він містить далекомірний код й інформаційне повідомлення про параметри руху конкретного супутника:

$$S_i(t) = XG_i(t)D_{ci}(t)\sin[2\pi f_0 t],$$

де $XG_i(t)$ – далекомірний код; $D_{ci}(t)$ – код даних про параметри руху i -го супутника; f_0 – несуча частота супутникового передавача.

На сьогодні на міжнародних авіаційних лініях використовуються РСБН **VOR\DME** й апаратура СРНС **ГЛОНАСС, GPS**.

Система **VOR\DME** містить далекомірний і кутомірний канали й складається з наземного та бортового устаткування. **VOR** (Very-high-frequency Omnidirectional Range) – всеспрямований маяк УКХВ-діапазону; **DME** – Distance Measurement Equipment (Precision) – устаткування для вимірювання дальності (точно). Принцип дії далекомірного каналу **VOR\DME** аналогічний розглянутому вище. Бортове устаткування каналу дальності системи **VOR\DME** на вітчизняних літаках цивільної авіації являє собою літаковий далекомір СД-75. Апаратура СРНС – це приймачі СРНС **ГЛОНАСС** (ГЛОбальна НАвігаційна Супутникова Система, Росія) або **GPS** (Global Positioning System – глобальна навігаційна система, США).

3.3. Радіовисотоміри

При здійсненні польоту ПС основним засобом контролю висоти служать барометричні висотоміри. На літаках їх встановлюють не менше двох. Вони використовуються для точної витримки заданого ешелону висоти H_{760} (висота за атмосферним тиском 760 мм рт. ст.). Але на малих висотах (на істинних висотах польоту менше 1500 м) найбільш ефективним засобом вимірювання є радіовисотоміри.

Радіовисотоміри здійснюють вимірювання й індикацію істинної висоти польоту ПС і формування світлової та звукової сигналізації досягнення заданих висот. Основна задача вимірювання істинної висоти польоту - попередження зіткнень з наземними перешкодами при польоті на малих висотах.

Інформація про висоту польоту ПС, що одержується за допомогою радіовисотоміра малих висот, також відіграє важливу роль при заході літака на посадку. Починаючи з висоти приблизно 200 м, у систему траєкторного керування ПС від РВ надходять сигнали, що служать для зменшення коефіцієнта передачі по каналу глісади. Ці ж сигнали використовуються для зменшення вертикальної швидкості зниження до значення 0,45 м/с на початку вирівнювання та зменшення приблизно в два рази коефіцієнта передачі системи автоматичного керування по каналу курсу в міру зниження ПС.

Особливість РВ – їхня автономність. Вони не залежать від інформації, що надходить від апаратури, розміщеної поза межами ПС.

Типи РВ відрізняються видом частотної модуляції випромінюваного сигналу та способом обробки відбитого сигналу. Деякі радіовисотоміри (РВ-5, А-031) реалізують широкосмугову обробку перетвореного сигналу, що одержується в результаті змішування випроміненого й відбитого ЧМ-сигналів. Інша частина радіовисотомірів (А-037, РВ-85) реалізує вузькосмугову обробку й містить схеми стеження й підтримки сталого значення частоти перетвореного сигналу.

Визначення висоти польоту ПС основане на радіолокаційному принципі з використанням відбитого від земної поверхні сигналу (рис. 3.9). Коротко його суть полягає у такому. Радіопередавач формує ЧМ-коливання, що випромінюються антеною А-1. Відбитий від земної поверхні сигнал надходить на антену А-2 радіоприймача. Вимірювач висоти виробляє сигнал, пропорційний часу поширення коливань до земної поверхні та у зворотному напрямку $t_H = 2H / c$, а отже, сигнал є пропорційним поточній висоті польоту. Вимірювання часу t_H проходження сигналом відстані $2H$ (часу запізнювання) у РВ здійснюється непрямыми методами, тобто безпосередньо вимірюється не t_H , а деякий параметр сигналу (частота биття або період модуляції), що побічно з ним зв'язаний.

Принцип дії РВ із широкосмуговою обробкою сигналу (рис. 3.10) оснований на частотному методі вимірювання часу запізнювання t_H . На рис. 3.11 показано часові діаграми, що пояснюють принцип дії широкосмугового РВ.

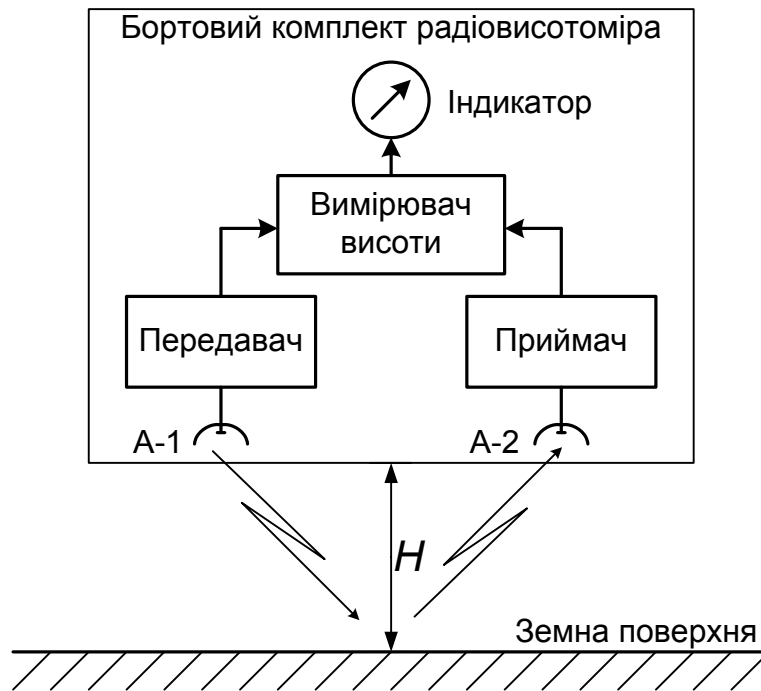


Рис. 3.9. Радіолокаційний принцип вимірювання висоти

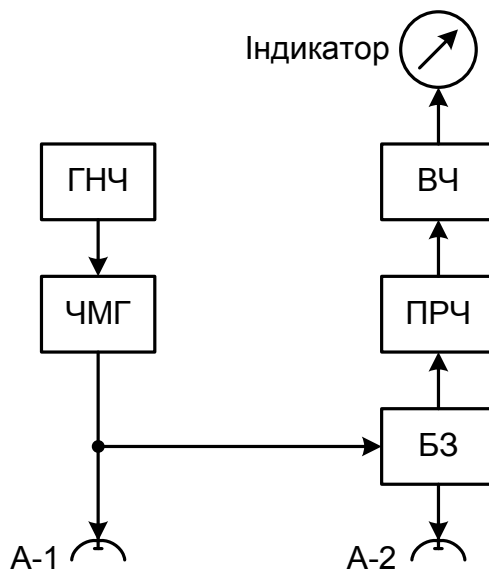


Рис. 3.10. Функціональна схема радіовисотоміра з широкосмуговою обробкою сигналу

Генератор низької частоти (ГНЧ) виробляє модулюючу напругу U_m з частотою $F_m = 1/T_m = 150 \text{ Гц}$, що керує частотою f_1 зондувального ЧМ-сигналу. У частотно-модульованому генераторі (ЧМГ) під впливом

U_M здійснюється частотна модуляція зондувального сигналу $U_{зонд}$. Антена А-1 випромінює сформований сигнал у бік земної поверхні. Зондувальний сигнал проходить відстань H до земної поверхні зі швидкістю, що приблизно дорівнює швидкості світла за час $t_1 = H/c$, відбивається від неї і проходить таку ж відстань за той же час у зворотному напрямку, надходить на приймальну антену А-2, звідки – до балансного змішувача (БЗ). На інший вхід БЗ надходить частина енергії сигналу з ЧМГ (частина випромінюваного сигналу).

Таким чином, прийнятий сигнал $U_{прм}$ на вході БЗ зміщений у часі відносно моменту випромінення сигналу на час запізнювання $t_H = 2H/c$. Запізнення сигналу приводить до відмінності миттєвої частоти f_2 відбитого ЧМ-сигналу від миттєвої частоти f_1 зондувального ЧМ-сигналу. Чим більша відстань до земної поверхні (висота), тим більший час запізнення і відповідно більша відмінність частот f_1 і f_2 .

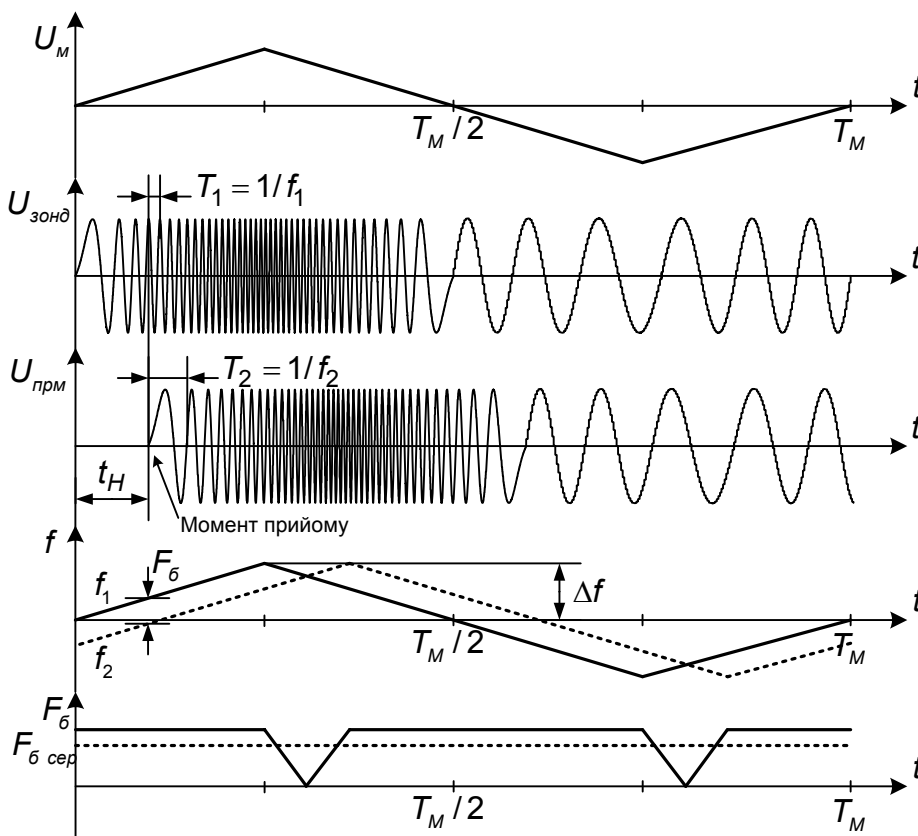


Рис. 3.11. Часові діаграми роботи радіовисотоміра з широкосмуговою обробкою сигналу

У баланському змішувачі формується сигнал різницевої частоти $f_1 - f_2$, яку називають частотою биття $F_b = |f_1 - f_2|$. Поза інтервалами часу, що відповідають переходу частоти биття через нульове значення, ця частота дорівнює

$$F_b = \left(\frac{8\Delta f}{cT_M} \right) H,$$

де Δf – девіація частоти ЧМ-сигналу; T_M – період модулюючого коливання.

Величини у дужках наближено сталі, отже, для визначення висоти H необхідно виміряти F_b . З цією метою сигнал після БЗ (перетворений сигнал) підсилюється у підсилювачі різницевої частоти (ПРЧ) і надходить на вимірювач частоти (ВЧ) биття, з якого знімається напруга $U(H)$, пропорційна висоті польоту.

Вимірювач частоти визначає середнє значення частоти биття $F_{b \text{ сер}}$. При пилкоподібному законі частотної модуляції (див. рис. 3.11)

$$F_{b \text{ сер}} = F_b(1 - 2t_H / T_M).$$

3.4. Доплерівські вимірювачі швидкості та кута знесення

Доплерівські вимірювачі швидкості й кута знесення (ДВШЗ) використовуються для визначення складової вектора швидкості ЛА відносно поверхні, що відбиває електромагнітні коливання. Якщо такою поверхнею є земля, то за допомогою ДВШЗ визначаються складові вектора повної шляхової швидкості \vec{W} .

Проекція вектора повної шляхової швидкості на земну поверхню називається шляховою швидкістю ЛА. Вона являє собою геометричну суму векторів повітряної швидкості \vec{V} і швидкості вітру \vec{g} :

$$\vec{W}_{\text{шл}} = \vec{V} + \vec{g}.$$

У навігації ця сума називається навігаційним трикутником швидкостей (див. рис. 3.4), а кут α між векторами повітряної і шляхової швидкостей називається кутом знесення.

ДВШЗ відіграють велику роль при визначенні місцезонаштування літака методом обчислення шляху.

Обчисленням шляху називається метод визначення місцезонаштування ЛА, оснований на обчисленні пройденого шляху відносно відомого початкового положення ЛА. При цьому пройдений шлях ЛА обчислюється однократним інтегруванням швидкості його

руху. ДВШЗ використовують разом з курсовою системою, що вимірює курс ЛА, датчиком вертикалі й бортовою ЕОМ.

Крім того, ДВШЗ, встановлені на вертольотах, застосовують у режимах зависання й посадки. Доплерівські вимірювачі також широко застосовуються в апаратурі, призначеній для здійснення м'якої посадки космічних апаратів.

В основу роботи доплерівського вимірювача швидкості й кута знесення літака покладено ефект Доплера – зміна частоти електромагнітних коливань, що приймаються, щодо частоти випромінюваних коливань, яка виникає при відносному переміщенні джерела випромінювання (передавача) відносно приймача або відносно відбивної площадки.

Якщо передавач, розміщений на ПС, що переміщується зі швидкістю $W_{\text{шл}}$ (рис. 3.12, а), випромінює у напрямку переміщення коливання з частотою $f_0 = c / \lambda$, то вони відбиваються від точки А з частотою $f_A = f_0 + W_{\text{шл}} / \lambda$, де λ – довжина хвилі випромінюваних коливань.

Якщо ж на борту ПС розміщено ще й приймач і ПС рухається назустріч фронтові відбитої від поверхні хвилі, то частота прийнятих коливань

$$F_{\text{прм}} = f_A + W_{\text{шл}} / \lambda = (f_0 + W_{\text{шл}} / \lambda) + W_{\text{шл}} / \lambda = f_0 + F_{\text{д}}.$$

Таким чином, при радіолокаційному відбитті одержуємо подвійне доплерівське збільшення частоти:

$$F_{\text{д}} = 2W_{\text{шл}} / \lambda.$$

Якщо відбивна поверхня розташована на землі під кутом β щодо площини польоту й осторонь під кутом θ відносно напрямку польоту (рис. 3.12, б), то складова швидкості зближення з нею

$$W_{\text{шл}R} = W_{\text{шл}} \cos \theta \cos \beta,$$

де R – радіальний напрямок променя діаграми спрямованості на відбивну площадку S .

Частота сигналу, що приймається з цього напрямку, залежатиме від швидкості зближення і буде в два рази більшою, ніж при односторонньому поширенні радіохвиль:

$$f_{\text{відб}} = f_0 + 2W_{\text{шл}} \cos \theta \cos(\beta / \lambda).$$

Насправді ПС майже постійно зазнає дії вітру, що призводить до його знесення щодо лінії шляху на кут α (див. рис. 3.4). У цьому випадку доплерівська частота залежить ще й від значення та напрямку кута знесення:

$$F_{\text{д}} = 2W_{\text{шл}} \cos(\theta \pm \alpha) \cos(\beta / \lambda).$$

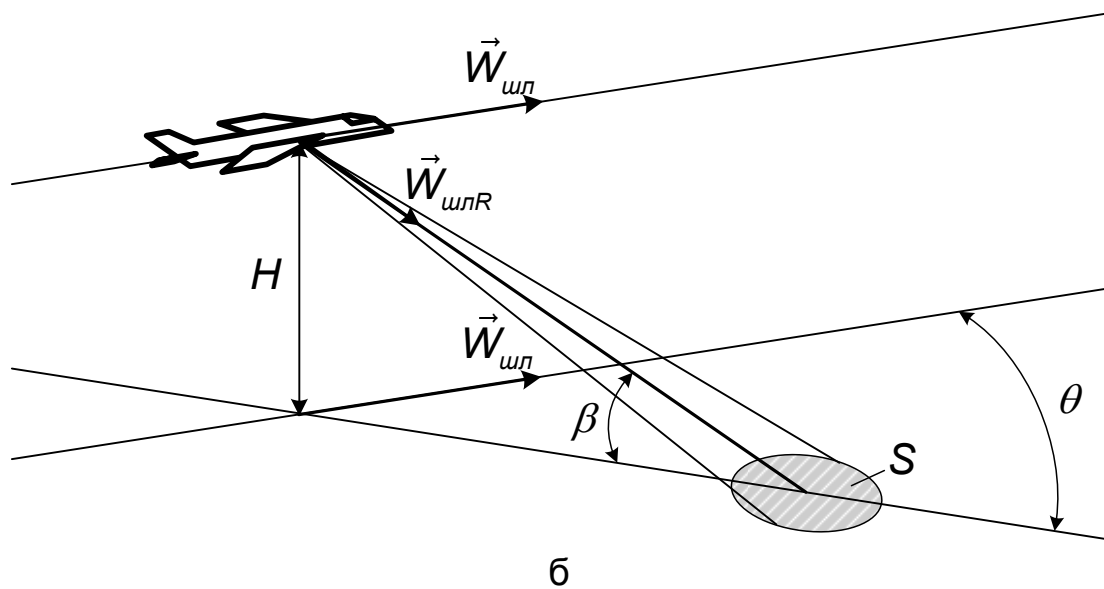
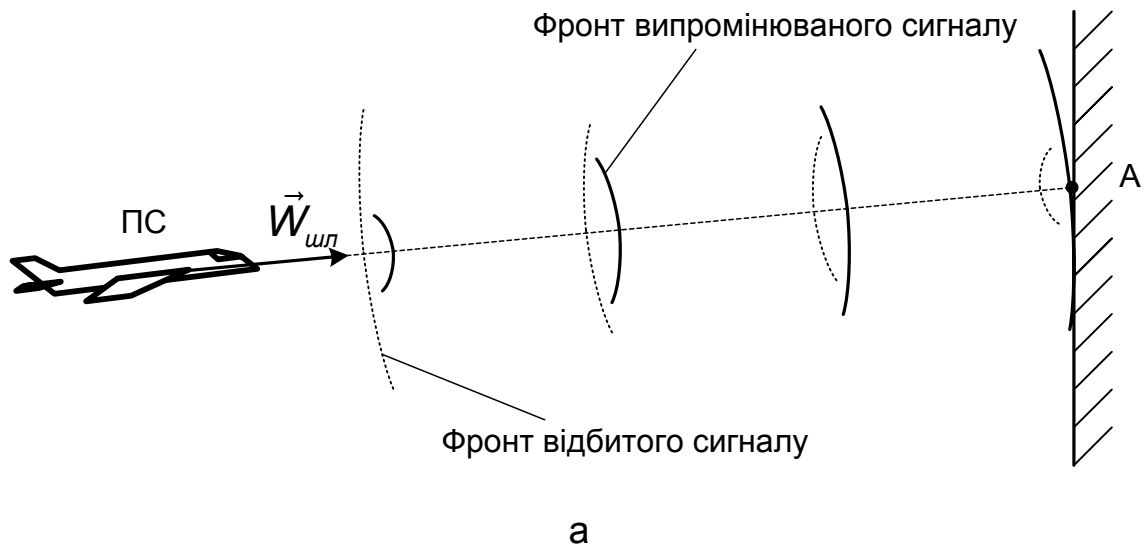


Рис. 3.12. Пояснення ефекту Доплера

При випромінюванні коливань з частотою f_0 у бік, протилежний руху літака, сигнал на виході приймача має частоту, меншу за випромінювану на таку ж величину доплерівського зсуву:

$$f_{відб} = f_0 - 2W_{шл} \cos(\theta \pm \alpha) \cos(\beta / \lambda).$$

З наведених формул видно, що доплерівська частота містить інформацію про шляхову швидкість $W_{шл}$ і кут знесення літака α . Щоб визначити ці величини, необхідно при відомих значеннях β , λ і θ виміряти F_0 і розв'язати, наприклад, останнє рівняння відносно α і

$W_{шл}$. Оскільки йдеться про дві невідомі величини, то виникає необхідність у системі рівнянь. При нерухомій антені таку систему можна одержати шляхом прийому сигналів з двох симетричних (щодо поздовжньої або поперечної осі літака) напрямків, тобто необхідний другий промінь діаграми спрямованості антени. На практиці при випромінюванні електромагнітних коливань використовують одну антенну систему (одно-, дво-, три- або чотирипроменеву), а на прийом – іншу з такою ж кількістю променів. При цьому однойменні промені, тобто ДС передавальної і приймальної антен, спрямовані на одну й ту ж відбивну площадку на земній поверхні.

Узагальнену структурну схему однопроменевого ДВШЗ зображено на рис. 3.13.

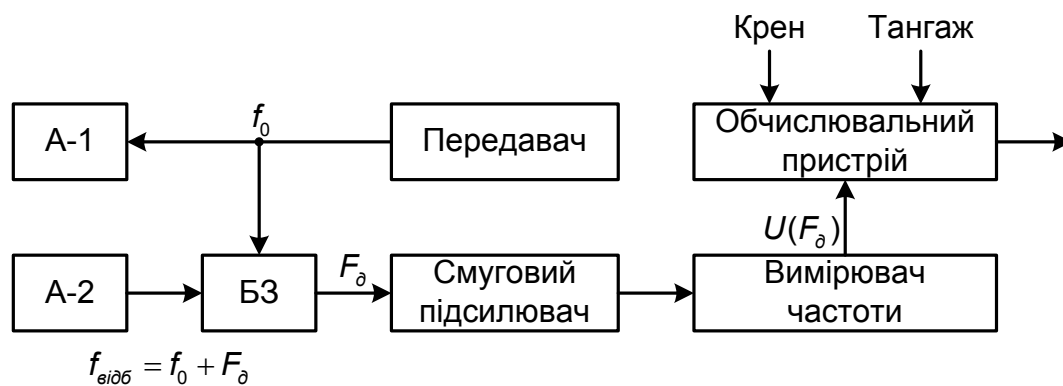


Рис. 3.13. Структура однопроменевого ДВШЗ

Передавальна антена А-1 випромінює сигнал з частотою f_0 у певному напрямку β відносно літака. Відбитий від земної поверхні сигнал з частотою $f_{\text{відб}} = f_0 + F_d$ приймається антеною А-2 і подається на балансний змішувач. При змішуванні випроміненого й прийнятого коливань на виході балансного змішувача утвориться коливання, частота якого дорівнює F_d . Після підсилення смуговим підсилювачем сигнал частоти F_d надходить на вимірювач частоти, що здійснює кількісну оцінку частоти Доплера $U(F_d)$. Напруга, пропорційна F_d , надходить на обчислювальний пристрій, який визначає величину $W_{шл}$. В обчислювальний пристрій також надходить інформація про кути крену й тангажу. Визначення кута знесення можливе, якщо антенні системи А-1 і А-2 можуть повертатися відносно поздовжньої осі літака.

На практиці необхідно вимірювати три складові вектора повної шляхової швидкості й кут знесення при використанні антенних систем,

жорстко зв'язаних з корпусом літака. Для цього застосовують одно-, дво-, три- або чотирипроменеві антенні системи на прийом і передачу.

Спрощену структурну схему багатопроменевого ДВШЗ зображено на рис. 3.14.

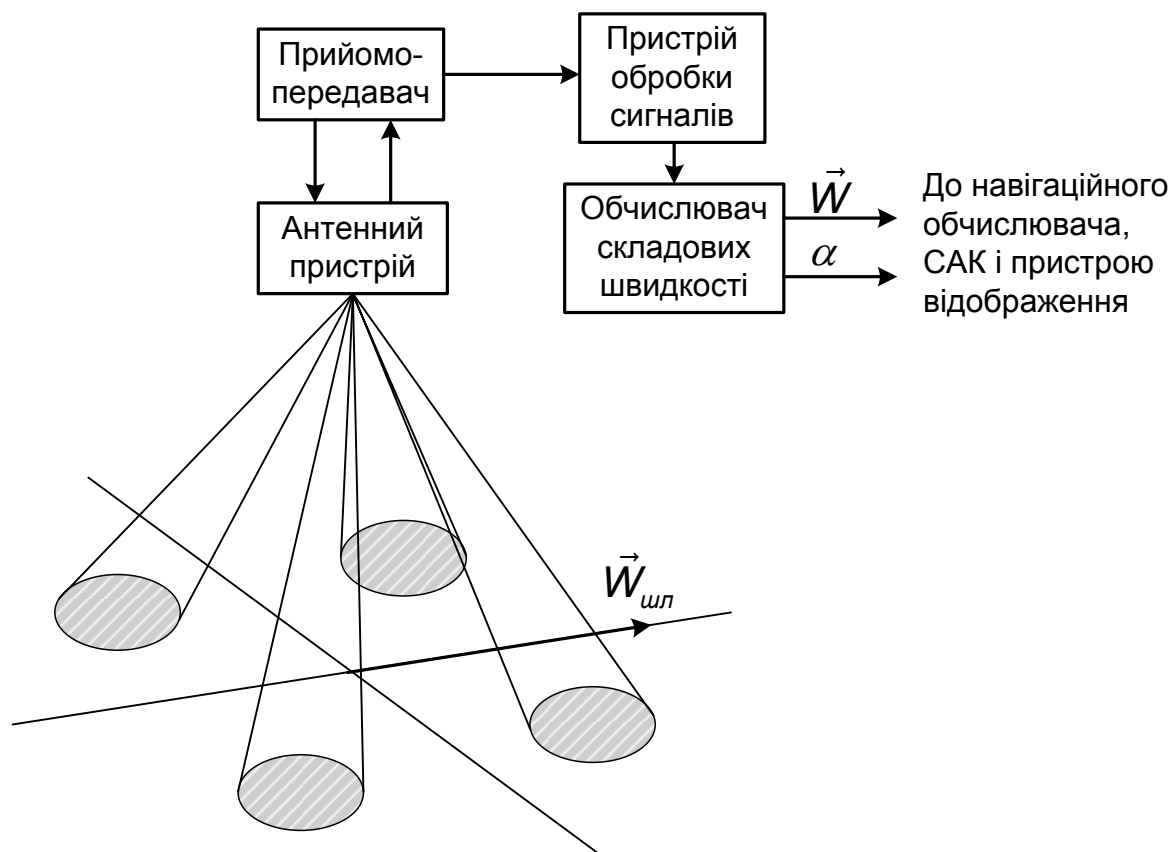


Рис. 3.14. Спрощена структурна схема чотирипроменевого ДВШЗ

Антенний пристрій складається з блока передавальної і приймальної антен, кожна з яких формує чотири промені. Прийомопередавач працює у діапазоні сантиметрових хвиль і випромінює коливання різної частотно-часової структури (безперервні, модульовані або імпульсні).

Пристрій обробки сигналів здійснює виділення доплерівських сигналів $F_{\partial i}$ по чотирьох променях ($i = 1, 2, 3, 4$), алгоритмічні операції та інші дії над ними. Обчислювач визначає три складові вектора швидкості \vec{W} і кут знесення α . Результати обчислень надходять у навігаційний обчислювач і систему автоматичного керування (САК), а також на пристрій відображення.

На літаках цивільної авіації, у тому числі на літаках Ту-134 і Ту-154, застосовується доплерівський вимірювач ДИСС-013 (рос.).

ДИСС-013 призначений для автоматичного вимірювання шляхової швидкості й кута знесення літака при польоті над будь-яким видом земної поверхні (суша, море, піски, льоди). Дані вимірювача використовуються безпосередньо штурманом для навігаційного забезпечення польоту незалежно від умов оптичної видимості. При цьому забезпечуються безперервне обчислення шляху відносно землі і видача даних, пропорційних величині й швидкості бічного відхилення літака від ортодромії.

Ортодромія – частина дуги великого кола, отримана перетином земної кулі площиною, що проходить через задані пункти (наприклад, пункт злету і пункт посадки) і центр земної кулі. Ортодромія є найкоротшою відстанню між двома точками на поверхні земної кулі.

3.5. Бортові радіопеленгатори (автоматичні радіокомпаси)

Радіопеленгатором називається радіоприймальний пристрій, призначений для знаходження кутового напрямку на джерело випромінювання електромагнітних хвиль.

Радіопеленгування ґрунтується на властивості електромагнітних хвиль поширюватися з кінцевою швидкістю по найкоротшій відстані й на принципах спрямованого радіоприйому.

Радіопеленгатор складається з антенної системи, що має спрямовані властивості, радіоприймача, блока перетворення інформації й індикатора для відліку пеленга. Пеленг – це кут у горизонтальній площині між напрямком меридіана («Північ-Південь»), що проходить через місце розташування антени, і напрямком на джерело радіовипромінювання. Відлік пеленга проводиться за годинниковою стрілкою відносно опорного напрямку (див. рис. 3.3).

У найпростішому випадку робота пеленгатора зводиться до повороту ним антени навколо вертикальної осі й реєстрації рівня сигналу вихідним індикатором. Рівень сигналу, що реєструється на виході приймача, залежить від виду діаграми спрямованості антени у площині пеленгування.

Під діаграмою спрямованості (див. розд. 3.1) у горизонтальній площині розуміють залежність рівня сигналу на виході антени від кутового положення точкового джерела випромінювання.

Конкретна форма ДС визначає метод амплітудного пеленгування точкового джерела сигналу.

У основу функціонування радіопеленгаторів може бути закладено один з трьох основних методів пеленгування.

Метод максимуму реалізується за допомогою ДС, що має один максимум прийому в горизонтальній (азимутальній) площині.

Функціональну схему радіопеленгатора, що реалізує метод максимуму, показано на рис. 3.15.

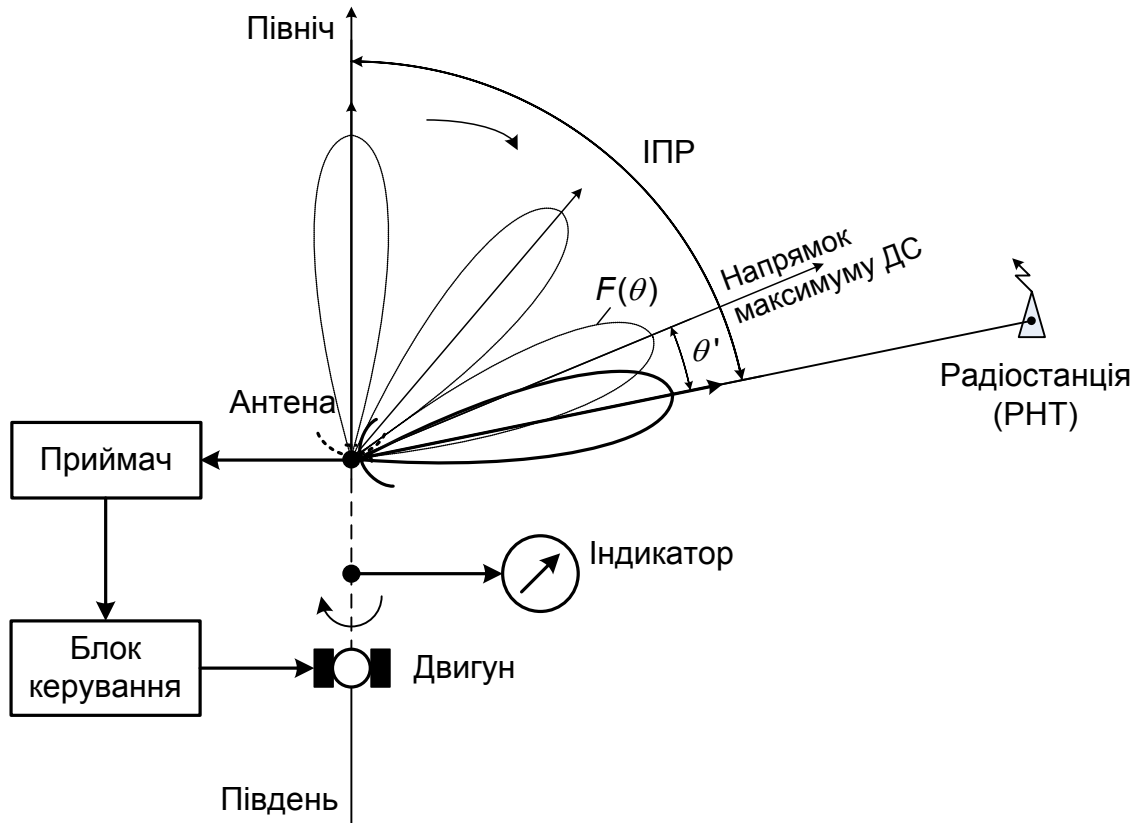


Рис. 3.15. Функціональна схема пеленгування методом максимуму

Нехай точкове джерело випромінювання, наприклад привідна радіостанція, є нерухомим.

Антену повертається за допомогою двигуна, що керується пультом керування. Поворот антени механічно зв'язаний з поворотом стрілки індикатора, тобто на індикаторі відображається поточний кут повороту антени. При повороті антени рівень сигналу на її виході, а отже, і на виході приймача, буде змінюватися. У момент, коли рівень сигналу на виході приймача стає максимальним ($U_{\text{прм}} = U_{\text{max}}$), тобто коли антена своїм максимумом ДС спрямована на джерело випромінювання, пульт керування зупиняє поворот двигуна. При цьому кут повороту антени, що відображається на індикаторі, дорівнює пеленгу джерела випромінювання (істинному пеленгу радіостанції).

Метод мінімуму реалізується за допомогою ДС, що має чітко виражений мінімум (рис. 3.16).

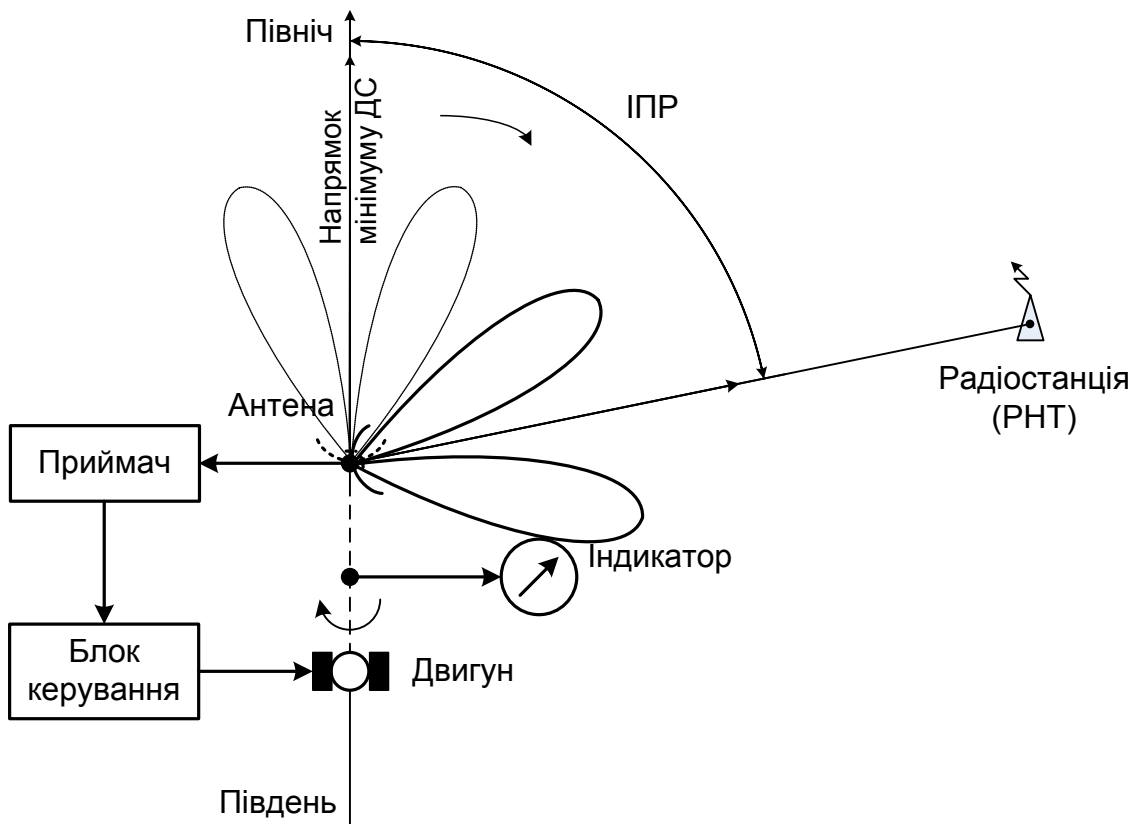


Рис. 3.16. Функціональна схема пеленгування методом мінімуму

При повороті антени, підімкненої до приймача, в момент коли $u_{\text{прм}} = U_{\text{мін}}$, проводиться відлік ІПР.

Метод порівняння реалізується за допомогою ДС, яка має дві пелюстки, що перетинаються (рис. 3.17). ДС даного виду можна реалізувати двома можливими способами. Перший – з використанням двох однопелюсткових антен або однієї двопелюсткової антени, другий – за допомогою однієї однопелюсткової антени, орієнтація якої з положення 1 у положення 2 періодично змінюється (рис. 3.17).

При повороті антени, підімкненої до приймача в момент, коли рівні сигналів, що реєструються в першому і другому положеннях, будуть однаковими $u_1 = u_2$, проводиться відлік ІПР.

Якщо спостерігати зміни сигналу на виході приймача при переключенні однопелюсткової ДС з положення 1 у положення 2 (рис. 3.18) із заданим періодом комутації T_k , то вони будуть мати вигляд, показаний на рис. 3.19.

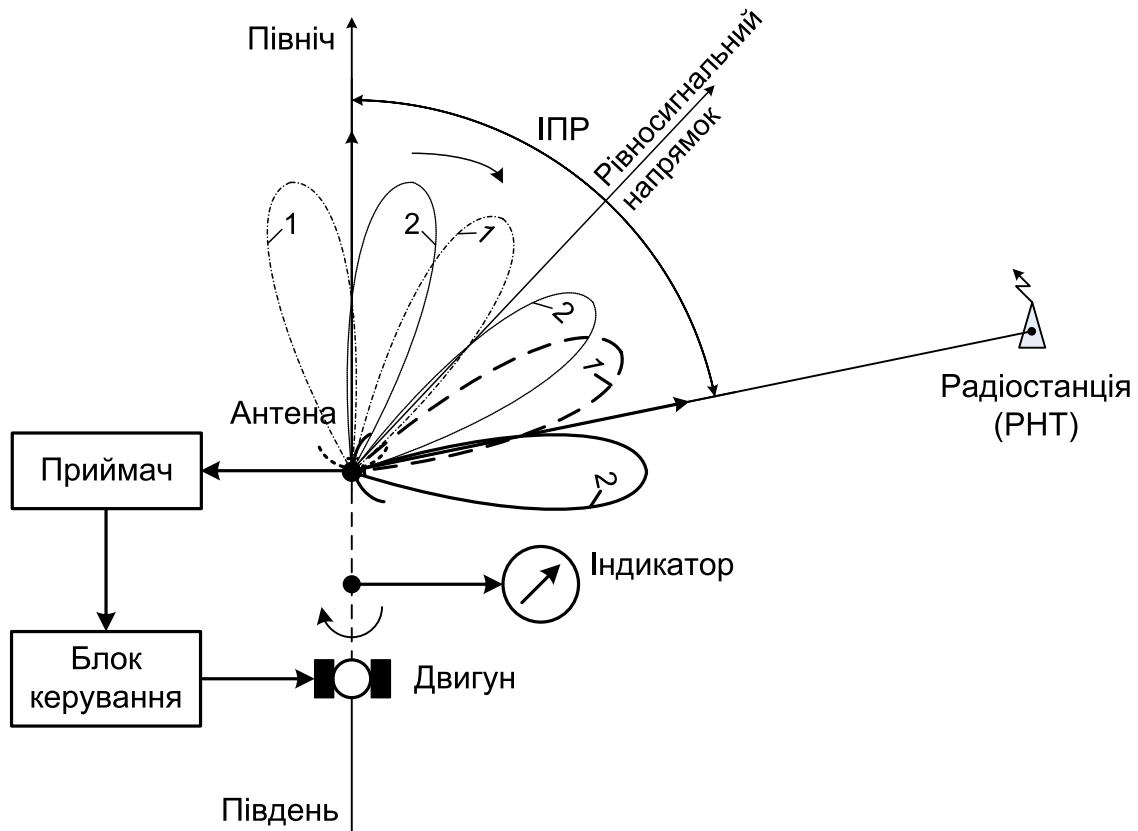


Рис. 3.17. Функціональна схема пеленгування методом порівняння



Рис. 3.18. Реалізація методу порівняння при переключенні однопелюсткової ДС антени

З рис. 3.19 видно, що при переключенні ДС на вході приймача спостерігається амплітудно-модульований сигнал з частотою модуляції $F_M = 1/T_K$. При $u_1 = u_2$ індекс амплітудної модуляції $m = 0$, тобто низькочастотний сигнал з частотою модуляції F_M , який спостерігається на виході приймача, перетворюється в нуль. Тому

різновид методів порівняння з переключенням ДС називається методом мінімуму коефіцієнта глибини модуляції.

Поточне значення коефіцієнта глибини модуляції дорівнює

$$m = \frac{F(\psi_0 + \theta) - F(\psi_0 - \theta)}{F(\psi_0 - \theta) + F(\psi_0 + \theta)} = \frac{F'(\psi_0)}{F(\psi_0)} = M_{\text{пеленг}} \theta,$$

де ψ_0 – кут між напрямком максимуму ДС і рівносигнальним напрямком; $F'(\psi_0)$ – похідна від ДС у точці ψ_0 ; $F(\psi_0)$ – значення у точці максимуму; $M_{\text{пеленг}}$ – масштаб пеленгування.

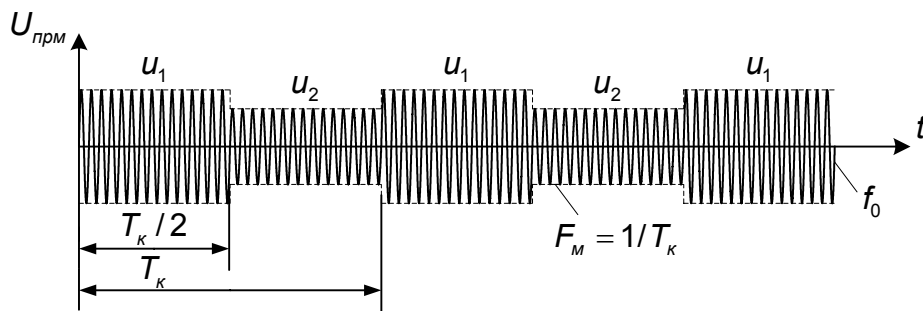


Рис. 3.19. Сигнал на виході приймача для методу порівняння при переключенні однопелюсткової ДС антени

Практична реалізація ДС антени з необхідними просторовими характеристиками залежить від діапазону робочих частот джерел, що пеленгуються. Бортові амплітудні пеленгатори в основному функціонують у діапазоні гектометрових хвиль (довгі й середні хвилі; $f_{\text{min}} = 100 \dots 300$ кГц, $f_{\text{max}} = 1,4 \dots 1,6$ МГц). У цьому діапазоні застосовуються багатовиткові рамкові антени та їхня комбінація з неспрямованою антеною. При цьому геометричні розміри витка набагато менші за довжину хвилі сигналу. Нормована ДС рамкової антени в площині пеленгування має вигляд "вісімки" (рис. 3.20).

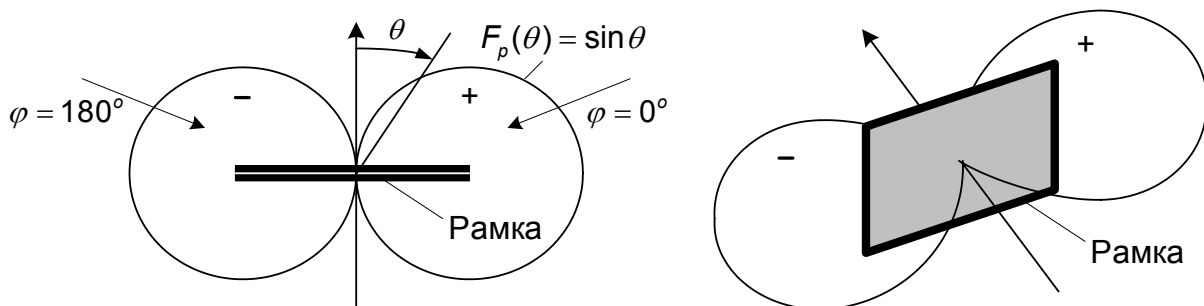


Рис. 3.20. ДС рамкової антени в азимутальній площині

Сигнал на виході рамкової антени, прийнятий від точкового джерела випромінювання, має ряд особливостей.

Якщо джерело гармонійного сигналу знаходиться праворуч відносно напрямку мінімуму прийому, то фаза сигналу на виході рамкової антени збігається з фазою сигналу джерела. Якщо ж джерело сигналу знаходиться ліворуч відносно напрямку мінімуму, то фаза сигналу на виході рамки змінюється стрибкоподібно на 180° . На рис. 3.20 права пелюстка позначена знаком "+", оскільки фаза $\varphi = 0^\circ$, а ліва – знаком "-", оскільки $\varphi = 180^\circ$.

Вектор результуючої напруги u_p на виході рамкової антени зсунутий на 90° відносно вектора сигналу, випроміненого точковим джерелом. У загальному випадку результуюча напруга на виході багатовиткової рамкової антени з феромагнітним осердям

$$u_p = \frac{2\pi S_p N \mu E_0}{\lambda} \sin \theta \cos 2\pi f_0 t,$$

де S_p – площа витка рамки; N – кількість витків; E_0 – напруженість електричного поля в центрі рамки; λ – довжина хвилі електромагнітного коливання; f_0 – частота електромагнітного коливання; μ – магнітна проникність осердя.

Нормовану ДС комбінованої антени (геометричну суму нормованих діаграм спрямованості рамкової і неспрямованої антен) можна записати у вигляді

$$F(\theta, \varphi, A) = \sqrt{1 + A^2 \sin^2 \theta + 2A \sin \theta \cdot \cos \varphi},$$

де $A = \frac{E_{p0}}{E_{a0}}$ – співвідношення амплітуд сигналів на виході рамкової E_{p0} і неспрямованої E_{a0} антен; φ – зсув фаз сигналів, що приймаються рамковою і неспрямованою антенами.

Розглянемо найпростіший приклад побудови результуючої ДС комбінованої антени при $A = 1$ і $\varphi = 0$ (рис. 3.21).

Результуюча (сумарна) ДС у цьому випадку називається кардіоїдою. Вона має один мінімум і один максимум. При значеннях $A \neq 1$ її форма відрізняється від форми кардіоїди.

Якщо $\varphi = 180^\circ$, то результуюча ДС має вигляд

$$F(\theta) = 1 - A \sin \theta,$$

що еквівалентно повороту кардіоїди на 180° відносно вертикальної осі (рис. 3.21).

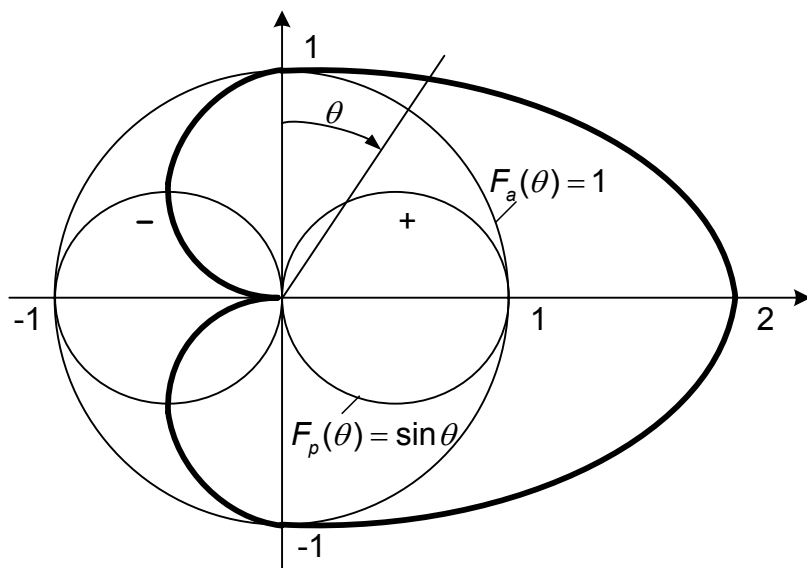


Рис. 3.21. Результовча ДС комбінованої антени

Функціонування радіопеленгатора забезпечується за рахунок механічного обертання рамкової антени, що здійснюється ручним або електричним приводом. Це створює певні труднощі як при реалізації приводу, який би не вносив істотних похибок у вимірювану кутову координату, так і при розміщенні самої рамкової антени в корпусі літака. Для усунення зазначеного недоліку використовують гоніометричний (електричний) спосіб повороту ДС антени. При цьому сама антена залишається нерухомою.

Перейдемо до вивчення принципу дії бортових автоматичних радіопеленгаторів.

Бортові радіопеленгатори називаються автоматичними радіокомпасами (АРК). Вони разом з далекомірами входять до складу РСБН і дозволяють вирішувати різноманітні задачі літаководіння (див. розд. 3.1, 3.2).

Автоматичний радіокомпас являє собою бортовий автоматичний амплітудний радіопеленгатор, призначений для вимірювання курсового кута радіостанції.

Курсовий кут радіостанції - кут у горизонтальній площині між проекцією поздовжньої осі ЛА і напрямком на привідну радіостанцію, який відраховується за годинниковою стрілкою (див. рис. 3.3).

Принцип дії АРК оснований на застосуванні різновиду методу порівняння – методу мінімуму коефіцієнта глибини модуляції. При цьому використовується однопелюсткова ДС у вигляді кардіоїди, що переключається з одного положення в інше. Інформацію про сторону

відхилення радіостанції від рівносигнального напрямку, що відповідає мінімуму коефіцієнта глибини модуляції, одержують при порівнянні фаз низькочастотних сигналів (комутуючого й інформаційного на виході амплітудного детектора приймача).

Для опису роботи АРК скористаємося спрощеною функціональною схемою, зображеною на рис. 3.22.

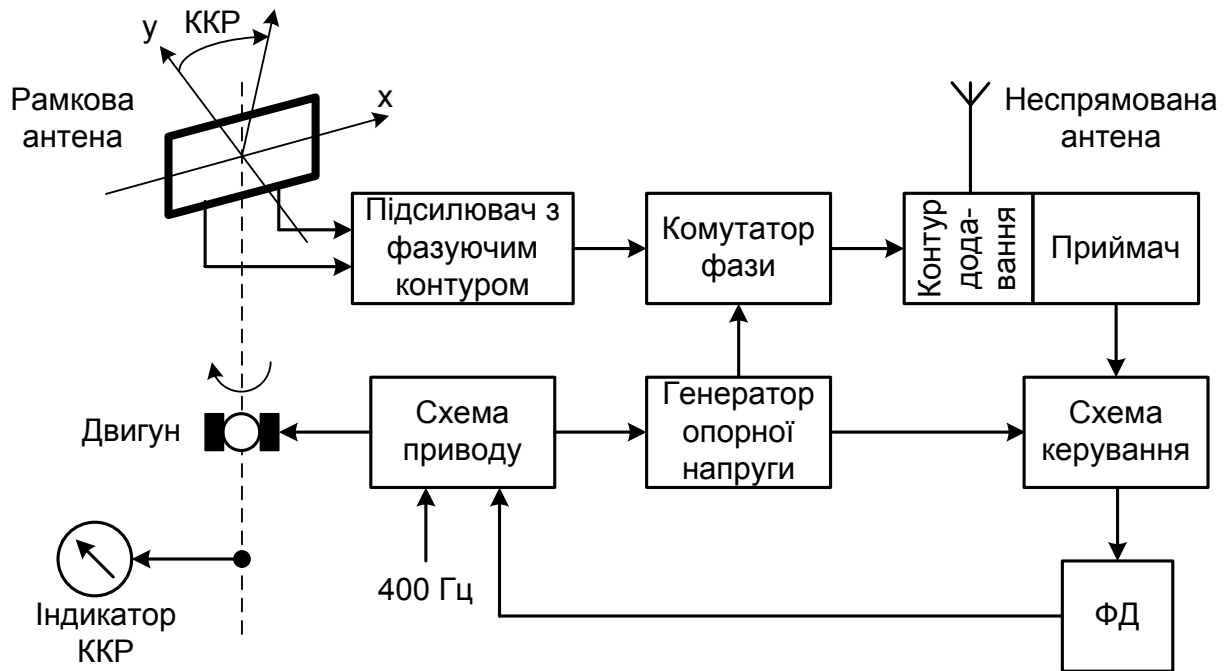


Рис. 3.22. Спрощена функціональна схема АРК

Запишемо напруги на виходах рамкової і неспрямованої антен:

$$u_a = E_{a0} k_a \sin 2\pi f_0 t,$$

$$u_p = E_{p0} k_p \sin \theta \cos 2\pi f_0 t,$$

де k_a і k_p – коефіцієнти передачі неспрямованої і рамкової антен. Надалі вважаємо $k_a = k_p = 1$.

Напруга з виходу рамкової антени подається на підсилювач з фазуючим контуром, на виході якого вона визначається співвідношенням

$$u_p^* = E_{p0} \sin \theta \sin 2\pi f_0 t.$$

Підсилювач з фазуючим контуром з'єднаний з комутатором фази, що у першу і другу половини комутуючого періоду T_k дає на виході синфазні $\varphi = 0$ і протифазні $\varphi = 180^\circ$ високочастотні напруги:

$$u_{кф} = E_{p0} \sin \theta \sin(2\pi F_k t) \sin(2\pi f_0 t).$$

Напряга з виходу комутатора фази в підсумовуючому контурі додається до вихідної напруги неспрямованої антени:

$$u_{\Sigma} = u_{\text{кф}} + u_a = E_{a0}[1 + m \sin \theta \sin(2\pi F_{\kappa} t)] \sin(2\pi f_0 t).$$

Таким чином, одержуємо амплітудно-модульований сигнал з коефіцієнтом глибини амплітудної модуляції $m = \frac{E_{p0}}{E_{a0}}$.

З урахуванням комутації фази запишемо нормовані діаграми спрямованості в першій і другий півперіоди комутації:

$$F_1(\theta) = [1 + \sin \theta] / [1 + m],$$

$$F_2(\theta) = [1 - \sin \theta] / [1 + m].$$

При $m = 1$ нормована ДС $F_1(\theta)$ буде кардіоїдою, а у другий півперіод нормована ДС $F_2(\theta)$ буде також кардіоїдою, але перекинеться в просторі на 180° . Це перекидання і забезпечить модуляцію вхідного сигналу приймача з частотою комутації F_{κ} , зумовленою генератором опорної напруги (ГОН).

На виході приймача після детектування створюється напруга обвідної частоти $F_M = F_{\kappa} = 1/T_{\kappa}$. Ця напруга може збігатися за фазою з опорною або бути з нею у протифазі. Усе залежить від того, з якого боку відносно рівносигнального напрямку знаходиться радіостанція. Результат порівняння цих сигналів за фазою на виході фазового детектора (ФД) схеми керування має вигляд

$$u_{\text{СК}} = u_{\text{ФД}} = k u_{\text{оп}} u_{\text{пр}} |\sin \theta| \cos \varphi_3,$$

де φ_3 – різниця фаз між НЧ-сигналами приймача і ГОН.

Якщо $\varphi_3 = 0^\circ$, то знак напруги $u_{\text{СК}}$ – позитивний. Якщо $\varphi_3 = 180^\circ$, то знак напруги $u_{\text{СК}}$ – негативний. Схема приводу працює так, що напрямок обертання двигуна визначається полярністю $u_{\text{СК}}$, а швидкість – величиною цього сигналу. При $\theta = 0$ ротор двигуна зупиняється, а ДС рамкової антени встановлюється мінімумом на пеленгований напрямок. При цьому індикатор АРК показує кут, що дорівнює ККР.

Зараз основним типом АРК, що встановлюється на важких і середніх літаках цивільної авіації, є АРК-15. На малих літаках і вертольотах встановлюють малогабаритний АРК, що відрізняється меншою масою і величиною споживаної енергії, але в той же час він має гірші технічні характеристики.

На вході АРК-15 встановлена гоніометрична антена. Сама антена має дві основні рамки, намотані на феритове осердя перпендикулярно

одна до одної. Основний варіант рамкової антени має розміри 75x214x 440 мм і важить приблизно 2,5 кг.

Рамкова антена розміщена в заглибленні обшивки фюзеляжу поблизу електричного центра ПС на відстані на менше 1 м від виступних частин конструкції ПС. Заглиблення закривається радіопрозорою кришкою.

Неспрямована антена може мати різну конструкцію залежно від типу ПС. Антену встановлюють на відстані не менше 1 м від виступних частин ПС.

Антенний узгоджувальний пристрій розташовується на відстані не більше 200 мм від антенного входу. Довжина сполучного кабелю може досягати 20 м.

Інші блоки: модуль високої частоти, модуль проміжної частоти, модуль низької частоти та синтезатор частот настроювання АРК, встановлені у металевих корпусах на амортизаційних рамках, що відповідають вимогам електричної безпеки й електромагнітної сумісності. Пульт керування АРК розташовується на приладовій дошці пілота й штурмана ПС.

4. РАДІОМАЯКОВІ СИСТЕМИ ПОСАДКИ

Радіотехнічні системи посадки літальних апаратів, що називаються також системами інструментальної посадки, ґруновані на застосуванні наземних і бортових радіонавігаційних приладів, що доповнюються світлотехнічними засобами, які маркують злітно-посадочну смугу (ЗПС), а також необхідним диспетчерським устаткуванням.

Основну частину наземного устаткування радіотехнічних систем посадки становлять радіомаяки, призначені для видачі інформації екіпажеві й системам керування ЛА, що використовується при його заході на посадку. Радіомаякові системи посадки спочатку використовували за сприятливих умов візуальної видимості ЗПС, однак з 1963 р. у міжнародному масштабі було визнане застосування радіомаякових систем посадки за будь-яких придатних умов посадки. Розрізняють системи посадки (СП) першої, другої і третьої категорій. Така класифікація рекомендована Міжнародною організацією цивільної авіації (ICAO – International Civil Aviation Organization).

Системи першої категорії забезпечують керування літаком при заході на посадку до висоти 60 м над поверхнею землі при видимості ЗПС не менше 800 м; системи другої категорії мають характеристики, у два рази менші, тобто 30 м по висоті й 400 м при видимості; системи третьої категорії (літера А) забезпечують керування літаком до нульової висоти при видимості ЗПС 200 м, системи третьої категорії (літера В) забезпечують керування літаком до нульової висоти при видимості ЗПС 50 м, системи третьої категорії (літера С) – при повній відсутності видимості.

Основне устаткування систем посадки забезпечує одержання безперервної інформації про положення ЛА щодо заданих курсового напрямку (каналу курсу), траєкторії зниження (каналу глісади) і періодичної інформації в двох або трьох точках про відстань до початку ЗПС з боку підльоту (маркерного каналу).

Канал курсу (КК) складається з наземного радіотехнічного пристрою, що випромінює сигнали, які містять інформацію для орієнтації екіпажу ЛА в горизонтальній площині при виконанні заходу на посадку, тобто курсового радіомаяка (КРМ), бортового приймального пристрою сигналів КРМ – курсового радіоприймача (КРП) і індикаторного пристрою-показчика курсу (ПК).

Канал глісади (КГ) складається з наземного радіотехнічного пристрою, що випромінює сигнали, які містять інформацію для орієнтування екіпажу літака у вертикальній площині при виконанні заходу на посадку – глісадного радіомаяка (ГРМ), глісадного

радіоприймача (ГРП) й індикаторного пристрою-показчика глісади (ПГ).

Маркерний канал (МК) містить наземний радіотехнічний пристрій, що випромінює кодовані сигнали – маркерний радіомаяк (МРМ), бортовий приймальний пристрій сигналів МРМ – маркерний радіоприймач й індикатор коду маркерного радіомаяка (ІКМ).

До комплексу СП входять також імітатори, контрольно-юстирувальні прилади й допоміжне устаткування.

Характеристики радіомаяків значною мірою визначаються діаграмами спрямованості їхніх антенних пристроїв. Найбільш поширені СП, радіомаяки яких працюють у метровому та дециметровому діапазонах хвиль і мають нерухомі ДС. У дециметровому діапазоні застосовують також СП з ДС, що переключаються. Найбільш перспективними вважаються СП зі скануючими ДС, однак їхня практична реалізація доцільна тільки в сантиметровому діапазоні хвиль. Курсові й глісадні радіомаяки систем посадки з нерухомими антенними пристроями відносяться до амплітудних радіонавігаційних пристроїв з фіксацією напрямку за мінімумом глибини модуляції сигналу або за рівністю глибин модуляції сигналу двома напругами з різними частотами.

За вимогами техніки безпеки КРМ і ГРМ розміщують на деякій відстані від ЗПС: КРМ встановлюють точно на продовженні осі ЗПС на відстані 400...1100 м від кінця (торця) ЗПС, протилежного боку підльоту; ГРМ зазвичай розташовують з боку, протилежного командно-диспетчерському пунктові (КДП), і зміщують на 200...450 м від початку ЗПС (залежно від обраного кута нахилу глісади) і на 120...180 м від осі ЗПС. Маркерні радіомаяки розташовують на продовженні осі ЗПС; дальній маркерний радіомаяк (ДМРМ) і ближній (середній) маркерний радіомаяк (СМРМ), як правило, розташовують на дальній і ближній привідних радіостанціях. Прикордонний (ближній) маркерний радіомаяк (БМРМ) розташовують на відстані приблизно 75 м від початку ЗПС. Якщо злітно-посадочна смуга має два напрямки посадки, то повинен бути встановлений другий комплект аналогічних радіомаяків, який розташовується на місцевості симетрично розміщенню відповідних радіомаяків першого комплексу.

Приблизне розташування радіомаяків на місцевості відносно ЗПС зображено на рис. 4.1.

Розглянемо методику посадки літаків за допомогою приладів (рис. 4.2).

Курсовий і глісадний радіомаяки системи безупинно забезпечують задання площини курсу, що проходить через вісь ЗПС, і площини

планування (глісади), перетин яких дає лінію планування (глісаду) або похилу лінію курсу, що складає з горизонтальною площиною кут планування (кут глісади).

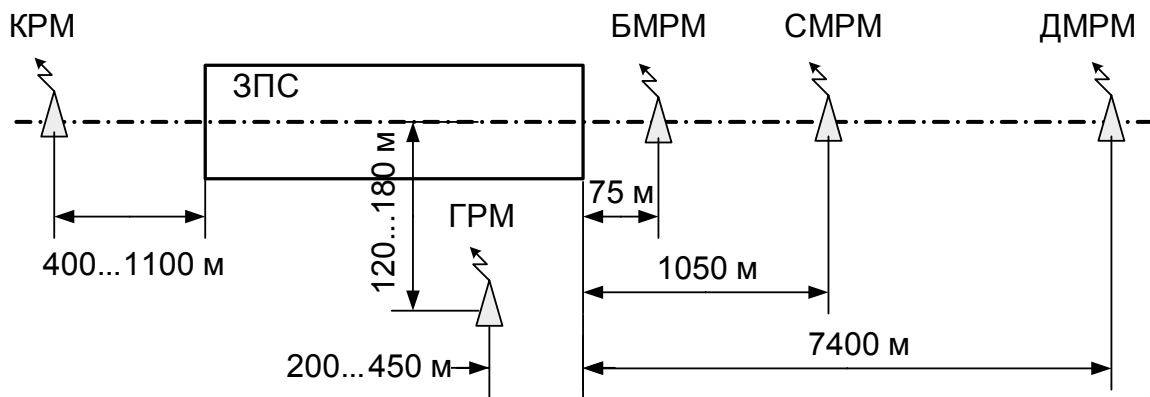


Рис. 4.1. Розташування радіомаяків відносно ЗПС

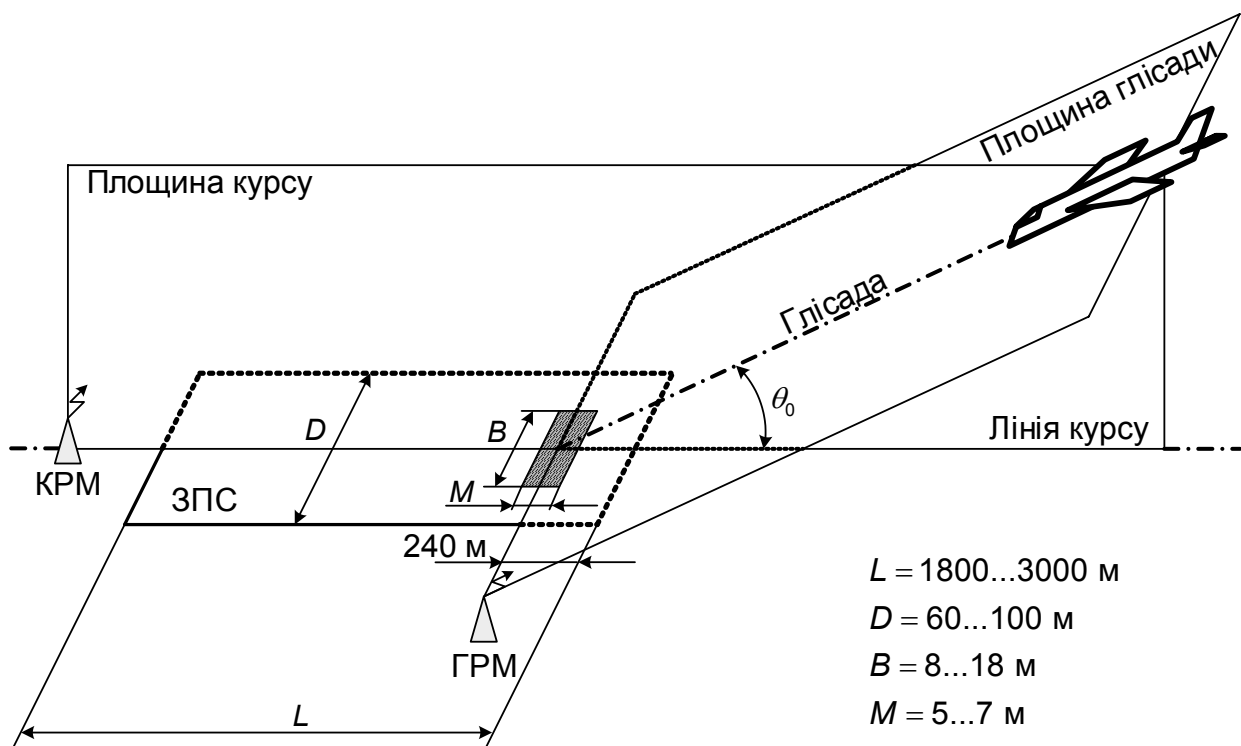


Рис. 4.2. Посадка ЛА за допомогою інструментальних систем посадки

На першому етапі посадки літак виводять на напрямок посадкового курсу і забезпечують рух за цим курсом (тобто у вертикальній площині, що проходить через вісь ЗПС) з наступним переведенням літака в режим зниження при вході в зону дії глісадного радіомаяка.

Другий етап – зниження на посадковому курсі до висоти ухвалення рішення про посадку. На третьому (заключному) етапі посадки продовжується рух по глісаді з обов'язковим візуальним орієнтуванням і наступним приземленням у районі контрольної точки, яка визначає оптимальне місце приземлення літака на дану ЗПС. На рис. 4.2 область припустимих точок приземлення заштрихована. Лінійний зсув точки приземлення від осі ЗПС повинен знаходитися в межах 30% ширини ЗПС.

Принцип дії й апаратурний склад каналу курсу радіомаякової СП. Класифікація принципів побудови курсових радіомаяків може бути здійснена за методом задання напрямку випромінювання.

Усі відомі й широко застосовувані КРМ є рівносигнальними, причому радіомаяки систем першої категорії побудовані на основі класичного рівносигнального методу.

Розглянемо роботу курсового радіомаяка з використанням рівносигнального методу. Антенна система КРМ складається з двох симетрично рознесених відносно заданого напрямку антен А-1 і А-2 (рис. 4.3). Антени випромінюють синфазні амплітудно-модульовані (з частотами модуляції 90 і 150 Гц) коливання:

$$u_1 = E_{10} F_1(\theta) [1 + m_1 \sin(2\pi F_{M1} t)] \sin(2\pi f_0 t),$$

$$u_2 = E_{20} F_2(\theta) [1 + m_2 \sin(2\pi F_{M2} t)] \sin(2\pi f_0 t),$$

де E_{10} , E_{20} – напруженості полів випромінювання першою і другою антенами у напрямках максимумів; $F_1(\theta)$, $F_2(\theta)$ – діаграми спрямованості антен у горизонтальній площині; m_1 , m_2 – коефіцієнти глибини модуляції у каналах; F_{M1} , F_{M2} – частоти модуляції ($F_{M1} = 90$ Гц, $F_{M2} = 150$ Гц); f_0 – несуча частота. Як правило, $E_{10} = E_{20} = E_0$ і $m_1 = m_2 = m$.

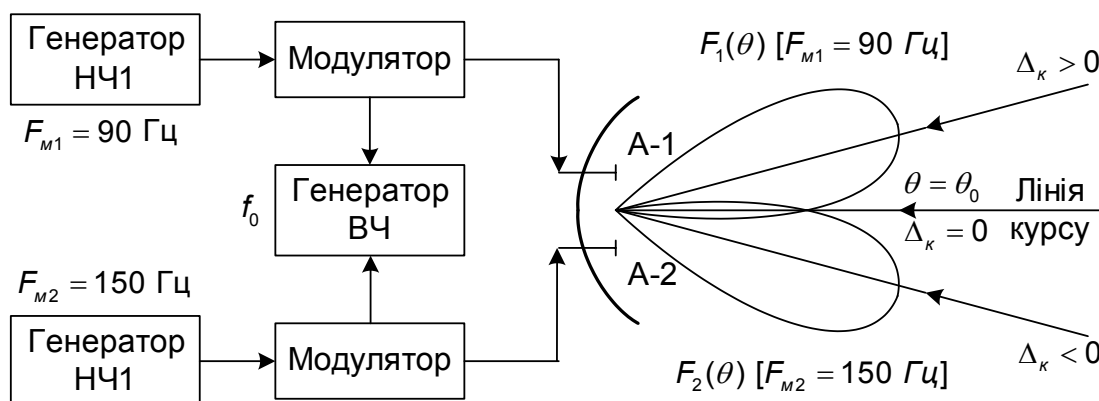


Рис. 4.3. Посадка ЛА за допомогою інструментальних систем посадки

Сумарне поле випромінювання антенами

$$u = u_1 + u_2 = E_0[F_1(\theta) + F_2(\theta)] \cdot [1 + M_1(\theta)\sin(2\pi F_1 t) + M_2(\theta)\sin(2\pi F_2 t)] \sin(2\pi f_0 t),$$

де $M_1(\theta)$, $M_2(\theta)$ – коефіцієнти глибини просторової модуляції:

$$M_1(\theta) = \frac{mF_1(\theta)}{F_1(\theta) + F_2(\theta)}, \quad M_2(\theta) = \frac{mF_2(\theta)}{F_1(\theta) + F_2(\theta)}.$$

Бортовий приймач (рис. 4.4), що взаємодіє з сигналами курсового радіомаяка, містить канал підсилення (ПВЧ), перетворення й детектування (АД) високочастотного сигналу, а також тракт обчислення різниці

$$\Delta_k = M_1(\theta) - M_2(\theta),$$

що складається з розділювальних фільтрів (Φ) 90 і 150 Гц, випрямлячів (В) і схеми віднімання струмів випрямлячів у ланцюзі обмотки стрілкового електромагнітного індикатора положення літака відносно площини курсу (стрілковий індикатор посадки (СІП)).

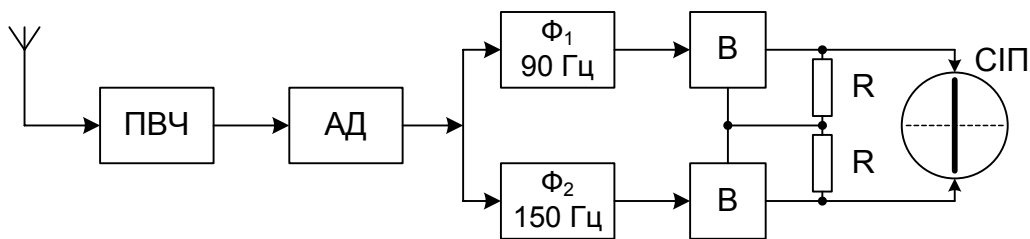


Рис. 4.4. Функціональна схема бортового приймача курсового каналу

Лінія курсу розташовується в напрямку θ_0 , тобто по лінії перетину двох діаграм спрямованості. При $\theta = \theta_0$, $\Delta_k = 0$ і $F_1(\theta) = F_2(\theta)$ рівні сигналів, що випромінюються антенами А-1 і А-2, однакові. Отже, рівні напруг на виходах випрямлячів також однакові, а їхня різниця дорівнює нулеві. Це означає, що літак знаходиться в площині курсу.

Якщо літак відхиляється від площини курсу в той чи інший бік, то відбувається порушення рівності сигналів, прийнятих від антен А-1 і А-2. При цьому $\Delta_k > 0$, якщо $M_1(\theta) > M_2(\theta)$, і $\Delta_k < 0$, якщо $M_1(\theta) < M_2(\theta)$.

На рис. 4.5 показано співвідношення рівнів низькочастотних сигналів 90 і 150 Гц при $\Delta_k = 0$, $\Delta_k > 0$ і $\Delta_k < 0$, а також положення стрілки СІП, за якою контролюється положення літака відносно площини курсу.

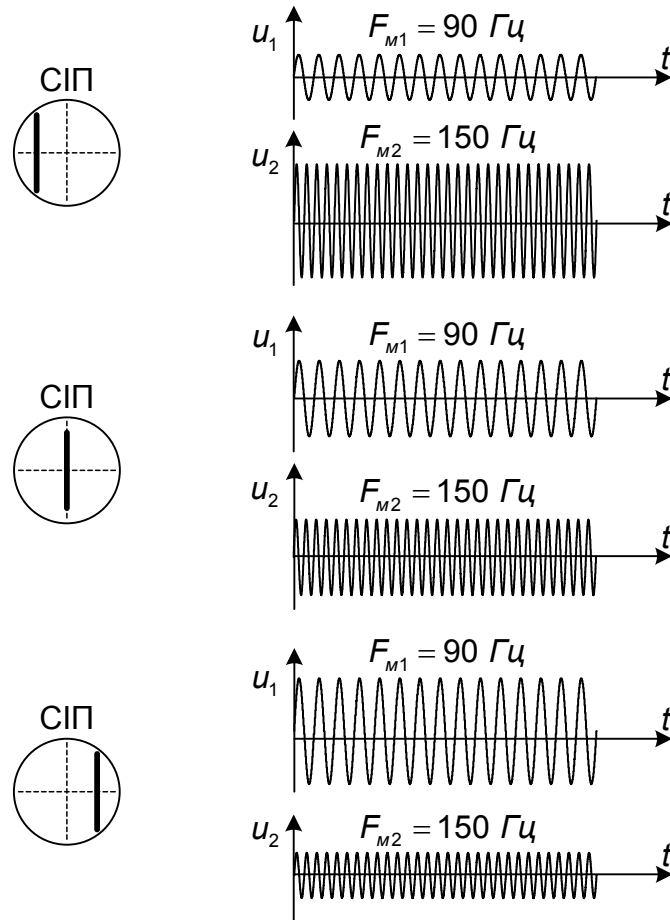


Рис. 4.5. Часові діаграми роботи приймача курсового каналу

Принцип дії й апаратурний склад каналу глісади аналогічний каналу курсу.

5. РЕО КЕРУВАННЯ РУХОМ ЛА

Керування повітряним рухом за допомогою засобів командного радіозв'язку давно вже не задовольняє потреби авіації. Додаткове використання для цих цілей наземних РЛС огляду повітряної обстановки й навігаційного комплексу типу РСБН теж не вирішило багатьох задач КПР. Так, інформацію про бортовий номер літака, висоту його польоту, запас палива, як і раніше, треба було одержувати через канали командного радіозв'язку. При інтенсивних польотах орієнтування диспетчера в таких умовах виявляється недостатньо оперативним, що впливає на рівень безпеки польотів.

Однією з основних задач КПР є задача попередження зіткнень ПС. Вирішення цієї задачі основане на використанні систем вторинної радіолокації і систем попередження зіткнення ПС у повітрі.

Вторинний радіолокатор (ВРЛ) – наземний комплекс технічних засобів, який використовується для визначення координат ПС і їх індивідуального розпізнання методами вторинної радіолокації.

ВРЛ виконує функцію запитувача в системі активної радіолокації з активною відповіддю. За сигналом відповіді ВРЛ визначають похилу дальність і азимут ПС, а також виділяють з кодованого сигналу відповіді інформацію про бортовий номер, висоту польоту, залишок палива та інші дані. Дальність дії ВРЛ становить: для тактових ВРЛ – 400 км, для аеродромних – 100 км.

За структурою (рис. 5.1) ВРЛ являє собою радіолокатор з активною відповіддю.

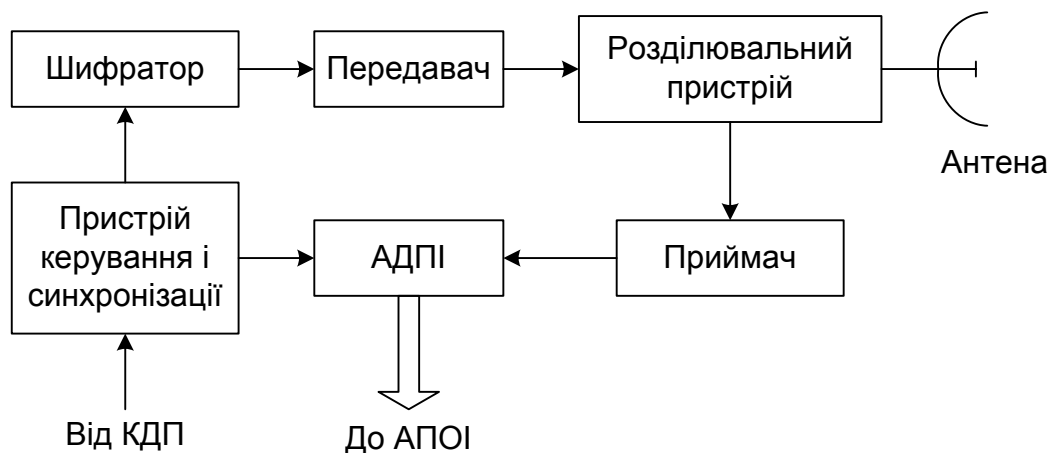


Рис. 5.1. Структура вторинного радіолокатора

Застосування активного режиму з активною відповіддю дозволяє збільшити дальність дії ВРЛ при даній потужності, що випромінюється

передавачем, й даній чутливості приймача, а головне – одержати з борту ПС інформацію, необхідну для КПР.

Синхронізуючий сигнал, що виробляється у пристрої керування й синхронізації, запускає шифратор, що видає код запиту. Формат коду визначається типом системи ВРЛ і режимом роботи конкретного ВРЛ, який задається з командно-диспетчерського пункту (КДП). Отриманий код використовується для імпульсної модуляції передавача. Підсилений за потужністю сигнал з виходу передавача через розділювальний пристрій, що містить елементи комутації і розв'язки, надходить в антену й випромінюється у простір.

Сигнал відповіді ПС приймається тією ж антенною, обробляється приймачем і після детектування надходить в апаратуру декодування й перетворення інформації (АДПІ). Цифровий код з виходу АДПІ, що містить очищені від завад дані про ПС, надходить в апаратуру первинної обробки інформації (АПОІ) системи КПР. Частина інформації надходить в АПОІ в аналоговому вигляді, де перетворюється в телевізійний сигнал. У такому вигляді відповідна інформація надходить в апаратуру відображення, до складу якої входять відеомонітори на спеціальних багатопроточних трубках з досить великим екраном.

На екрані дисплея шляхом рядково-кової розгортки висвічується масштабна сітка в полярній системі координат (радіально-кругові лінії). Формується яскравіше зображення панорами повітряної обстановки. Літаки, що знаходяться в зоні обслуговування ВРЛ, висвічуються яскравішими квадратними відмітками у супроводі вектора попередження напрямку руху. Розташування відмітки дає інформацію про дальність і азимут. Вектор попередження дозволяє попередити зіткнення повітряних суден. Формуляр поблизу відмітки являє собою набір цифр і букв, що візуально повідомляють диспетчерові бортовий номер або номер рейсу, поточну висоту польоту, хвилини поточної години, позначення зони, індекс аеропорту посадки, задану висоту польоту, знак відповіді тощо. Порушення функціонування відповідача за відсутності відповіді на запит показується у формулярі спеціальними знаками. Буква поруч з яскравішою оцінкою вказує ознаку тактичної зони, наприклад, М-зона заходу, К-зона кола тощо.

Відповідач, встановлений на борту ПС, – це прийомопередавач, настроєний на робочу частоту ВРЛ, який генерує сигнали відповіді, коли приймає сигнал запиту від ВРЛ. Сигнал відповіді формується на основі даних, що одержуються від бортових систем ПС залежно від змісту сигналу запиту.

Сигнал відповіді відрізняється від сигналу запиту несучою частотою і видом коду. Сигнали ВРЛ являють собою код, що складається з групи імпульсів. Вид кодування визначається типом системи. У країнах СНД використовують код КПР. Зарубіжні системи працюють з кодом RBS. Сигнал відповіді ПС на запит ВРЛ складається з двох частин: координатної, яка дозволяє визначити дальність і азимут на екрані дисплея диспетчера, й інформаційної, що відображає інформацію з ПС про бортовий номер, висоту польоту, залишок палива та ін.

Типи систем ВРЛ відрізняються видом й інформативністю кодів, а також значенням несучої частоти сигналів запиту та відповіді. У країнах СНД застосовують систему вторинної радіолокації, розроблену в СРСР. На зарубіжних повітряних трасах використовують міжнародну систему АТС RBS, що є несумісною за діапазоном частот і видом коду з системою, що використовується в СНД.

Системи попередження зіткнень працюють незалежно від системи КПР. Найбільш прості СПЗ розраховані на виконання тільки вертикальних маневрів при розходженні одного ПС відносно іншого.

Відповідно до рекомендацій ІКАО для СПЗ виділено частотний діапазон 1592,5 ... 1622,5 МГц.

СПЗ складається з бортової апаратури, що виконує функцію видачі екіпажу команд на виконання маневру ПС з відхилення від можливого небезпечного зближення з іншими ПС. Апаратура СПЗ усіх ПС аналогічна.

6. ПРИНЦИПИ ФУНКЦІОНУВАННЯ І ПОБУДОВИ АПАРАТУРИ ЗВ'ЯЗКУ ЛА

Призначення апаратури зв'язку ЛА – ведення переговорів по радіолінії між екіпажами ЛА і наземними службами різних зон КНР (канал аварійного радіозв'язку); забезпечення переговорів між членами екіпажу; оповіщення й обслуговування пасажирів по внутрішньо-літакових провідних лініях зв'язку та здійснення запису переговорів членів екіпажу (канал магнітного запису).

Зараз на вітчизняних ПС використовують одноканальні авіаційні системи зв'язку.

Канал зв'язку – сукупність технічних пристроїв і середовища, які служать для передачі повідомлення.

Загальні вимоги до засобів радіозв'язку зводяться до забезпечення оперативного, безпошукового, безпідстроюваного і двостороннього радіозв'язку.

Дуплексний режим роботи радіостанції – двосторонній радіозв'язок, при якому прийом і передача здійснюються одночасно.

Симплексний режим роботи радіостанції – двосторонній радіозв'язок, при якому прийом і передача повідомлень здійснюються по черзі.

Типи бортових радіостанцій відрізняються призначенням, діапазоном робочих частот, класом випромінювання, тобто видом модуляції випромінюваного сигналу. Усі бортові радіостанції працюють у симплексному режимі.

Час переключення радіостанції з режиму "Прийом" у режим "Передача" і назад не повинен перевищувати 0,5 с. Радіостанції мають працювати безупинно протягом доби при співвідношенні часу роботи в режимі "Прийом" і в режимі "Передача" 4:1.

Розрізняють радіостанції дальнього зв'язку, ближнього зв'язку й аварійно-рятувальні. Радіостанції дальнього зв'язку забезпечують зв'язок між ПС і диспетчерами КНР на відстанях, що перевищують дальність прямої видимості, і використовуються на дальностях більше тисячі кілометрів. Вони працюють у діапазоні гектоміліметрових $\lambda = 100 \dots 1000$ м і декаметрових $\lambda = 10 \dots 100$ м хвиль. Режим модуляції - амплітудний (звичайна або односмугова АМ). Як правило, використовуються мовні (телефонний режим) і телеграфні сигнали.

Радіостанції ближнього зв'язку забезпечують зв'язок на відстанях прямої видимості й працюють у діапазоні метрових і дециметрових хвиль ($\lambda = 1 \dots 10$ м, $\lambda = 0,1 \dots 1$ м). Використовується тільки телефонний режим з амплітудною модуляцією.

Аварійно-рятувальні станції працюють у симплексному режимі й призначені для передачі сигналів небезпеки і зв'язку з потерпілими аварію ПС і наземними пунктами з рятувальними засобами. Вони працюють на фіксованих частотах: 2,182; 4,364; 8,364; 121; 5,243 МГц.

Вид модуляції (див. розд. 1.1) визначає структуру передавача і приймача, а також параметри радіостанції в цілому. Звичайна амплітудна модуляція здійснюється за допомогою передавача, показаного на рис. 6.1.

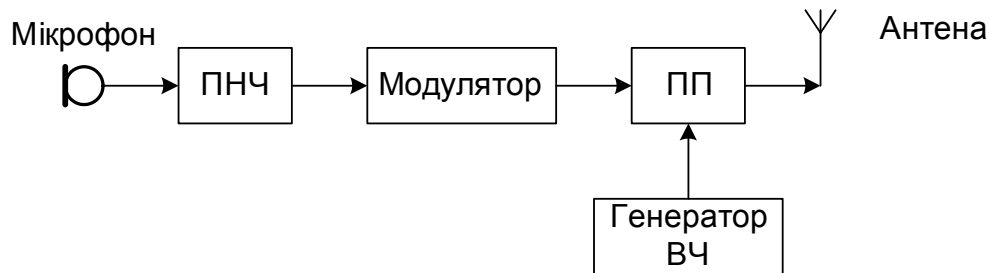


Рис. 6.1. Структура радіопередавача з АМ

Низькочастотний електричний сигнал від мікрофона надходить на підсилювач низької (звукової) частоти (ПНЧ), призначений для підсилення цього сигналу, і далі – на модулятор, який керує параметрами підсилювача потужності (ПП) високочастотного сигналу, що надходить від генератора високочастотного коливання. У результаті цього амплітуда високочастотних коливань, що надходять в антену передавача, змінюється відповідно до закону зміни низькочастотного сигналу (рис. 6.2):

$$u(t) = E_0[1 + m f(t)] \sin(2\pi f_0 t),$$

де E_0 – середнє значення сигналу; m – коефіцієнт глибини АМ; $f(t)$ – НЧ-сигнал.

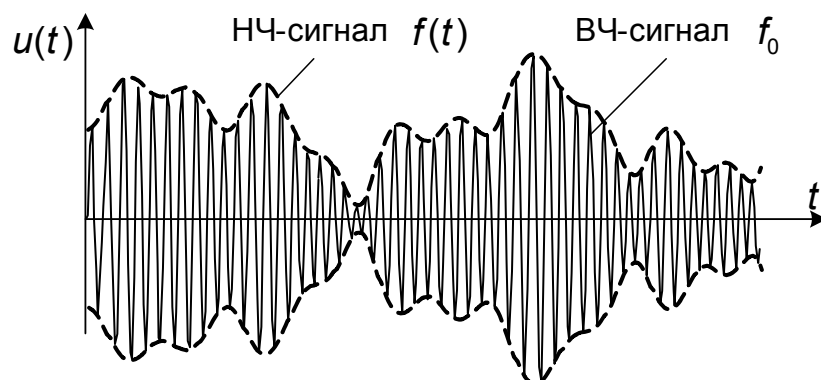


Рис. 6.2. Сигнал з амплітудною модуляцією

Приймач звичайного АМ-сигналу, показаний на рис. 6.3, побудований за супергетеродинною схемою, до складу якої входять такі блоки:

- підсилювач високої частоти (ПВЧ), призначений для підсилення слабого сигналу, що пройшов середовище поширення радіохвиль;
- змішувач (Зм), який змішує сигнал з виходу ПВЧ $u_{ПВЧ}(t)$ з сигналом місцевого генератора $u_r(t)$, що називається гетеродином; у результаті цього частота сигналу з виходу ПВЧ знижується до проміжної частоти $f_{ПЧ} = f_{ПВЧ} - f_r$.

Основне підсилення АМ-сигналу здійснюється за допомогою підсилювача проміжної частоти (ППЧ).

Далі за допомогою амплітудного детектора (АД) виділяється низькочастотний сигнал, що підсилюється підсилювачем звукової частоти (ПЗЧ) і надходить у головні телефони.

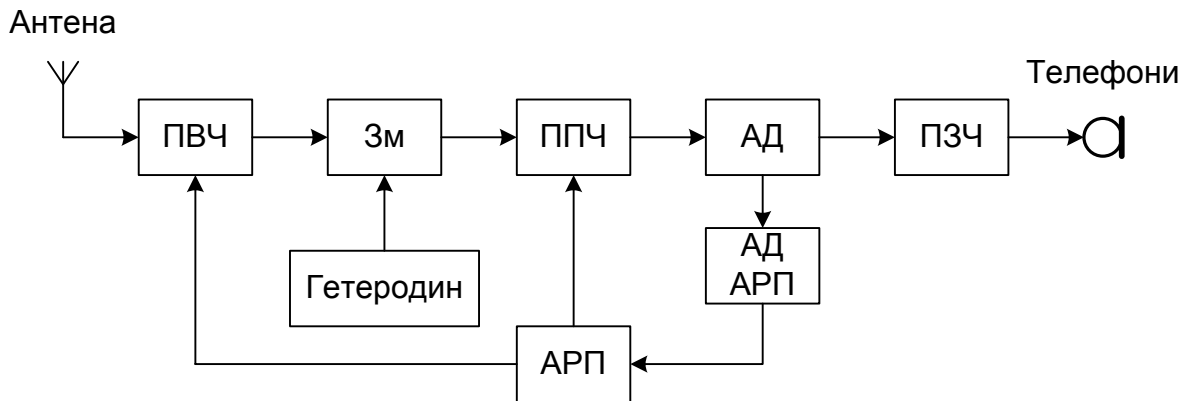


Рис. 6.3. Структура радіоприймача сигналів з АМ

Автоматичне регулювання підсилення (АРП) змінює підсилення ППЧ й іноді ПВЧ таким чином, щоб середній рівень сигналу на виході ППЧ залишався приблизно постійним при істотній зміні сигналу на вході ППЧ.

7. КОМПОНУВАННЯ РЕО Й АНТЕН НА ПС

Компонування – сукупність технічних заходів і рішень з розміщення РЕО й антен на повітряному судні. Загальні вимоги до компонування РЕО на ПС зводяться до такого:

- забезпечення оптимальних умов для роботи РЕО і використання РЕО членами екіпажу в польоті;
- легкий доступ до апаратури при її огляді, технічному обслуговуванні, демонтажі й регулюванні;
- необхідний рівень електромагнітної сумісності (ЕМС) з урахуванням усіх каналів проникнення взаємних завад.

При виконанні цих вимог має бути виключена можливість ушкодження устаткування, проводів, кабелів тощо багажем, вантажем, транспортними засобами, обслуговуючим персоналом і пасажирами.

Оптимальні умови роботи РЕО й антен на ПС визначаються в основному дією зовнішніх дестабілізуючих факторів, до яких відносяться зміни кліматичних умов (температура, тиск, вологість) і перевантаження при вібрації й ударах під час польоту та посадки ПС. Досвід експлуатації показує, що 90% відмов бортової РЕА припадає на частку зазначених факторів. Діапазон зовнішніх впливів для роботи РЕО зумовлюється Нормами льотної придатності та іншою нормативно-технічною документацією (НТД). Граничні значення характерних умов роботи РЕО наведено в табл. 7.1.

Таблиця 7.1

Граничні значення умов роботи РЕО

Параметр	Літаки		Вертольоти	
	мін	макс	мін	макс
Температура, °С	-60	+80	-60	+50
Тиск, кПа	2	107	40	107
Відносна вологість за температури +56°С, %	-	100	-	100
Вібрація:				
- амплітуда, дБ	0,5	10	0,5	2
- частота, Гц	5	$2 \cdot 10^3 \dots 5 \cdot 10^3$		
Ударні навантаження:				
- амплітуда, дБ	-	12	-	2
- тривалість імпульсу, мкс	-	20	-	20
Акустичний шум:				
- амплітуда, дБ	45	120	45	120
- частота, Гц	40	10^4	40	10^4

Вплив дестабілізуючих факторів призводить до зниження надійності РЕА порівняно з її надійністю в наземних умовах у 10 разів і більше.

Щодо умов роботи антен на ПС з'являються додаткові дестабілізуючі фактори: механічні навантаження, пов'язані з аеродинамічним опором антен; екрануюча дія і перевипромінювання електромагнітної енергії у результаті впливу елементів конструкції ПС. Дестабілізуючі фактори призводять до зниження механічної й електричної міцності антени, погіршення її параметрів, спотворення діаграм спрямованості.

Проаналізуємо ефекти впливу **дестабілізуючих факторів**.

Температура – основний фактор, що впливає на надійність РЕА. З підвищенням температури змінюються електричні параметри схеми та конструктивні параметри елементів апаратури, порушується електричний режим роботи напівпровідникових приладів, збільшуються діелектричні втрати та струми витоку в ізоляційних матеріалах і змащеннях.

При великих швидкостях польоту ПС у щільних шарах атмосфери інтенсивному нагріванню піддається радіолокаційна апаратура, розташована під обтікачем у носовій частині ПС. Так, при зміні швидкості польоту від 0,75 до 3 М стінки носового склотекстолітового обтікача прогриваються за 20 хв, після чого в антенному відсіку встановлюється температура 220°C.

Зменшення тиску з висотою призводить до зниження надійності РЕА за рахунок :

- виникнення електричних розрядів між близько розташованими елементами апаратури з великою різницею потенціалів;
- зниження теплопровідності та погіршення теплового режиму роботи апаратури.

При висоті польоту 18 км для охолодження РЕА потрібне десятикратне збільшення об'єму повітря порівняно з необхідним на стоянці ПС.

Збільшення вологості – причина приблизно 30% випадків нестабільності роботи бортової РЕА.

За відносної вологості 90...98% інтенсивність відмов збільшується в два рази порівняно з інтенсивністю відмов за відносної вологості 60...70% і температури 20...40°C.

Вологість прискорює корозію металу (контактів, з'єднувачів РЕА), змінює структуру діелектриків, знижує опір ізоляторів і призводить до механічних впливів на радіоматеріали при замерзанні.

Відносна вологість змінюється в діапазоні 30...100% залежно від місця на земній кулі, часу року й доби та збільшується з підвищенням температури.

Вібраційне прискорення навіть за наявності засобів зменшення його впливу призводить до збільшення інтенсивності відмов приблизно в 1,5 рази. Вібрації викликають збільшення шуму на виході приймальних пристроїв (віброшуми) і паразитну модуляцію прийнятих сигналів.

Найбільший вплив на РЕА мають ті вібраційні коливання, частота яких збігається з власною частотою механічних коливань елементів апаратури (резонансні коливання). Резонанс конструкції РЕА виникає на частотах 15...150 Гц, мініатюрні деталі резонують на частотах приблизно декілька тисяч герц.

Параметри вібрації (частота F_g , амплітуда зсуву A й амплітуда прискорення g) зв'язані співвідношенням

$$g = \left(\frac{4\pi^2}{9800} \right) \cdot F_g^2 \cdot A,$$

де g вимірюється в одиницях прискорення вільного падіння, F_g – у герцах, A – у міліметрах.

Ці величини залежать від нестабільності динамічних умов у двигунах, роботи гвинтів і турбулентного руху граничного шару, що оточує літак у польоті.

Залежно від рівня вібраційного прискорення на літаках розрізняють сім динамічних зон (А, Б, У, Г, Д, Е, Ж).

Зона А містить фюзеляж і ділянки крила, розмір яких становить 2/3 напіврозмаху крила, відрховуючи від осі ПС.

Зона Б – частина літака, що залежить від типу двигуна. Як правило, вона зосереджена в області розміщення двигуна, а також в області, що піддається дії шуму струменя двигунів.

Зона В – частина зони А, де розміщується встановлене на амортизаторах устаткування (зазвичай уздовж фюзеляжу, центральної частини літака).

Зона Г містить киль, стабілізатор і частину фюзеляжу, що примикає до хвостового оперення.

Зона Д – кінці крила на довжині 1/3 від напіврозмаху крила, відрховуючи від кінця.

Зона Е – двигуни й розташовані на них вузли кріплення.

Зона Ж містить частини літака, що оточують силову установку та вузли кріплення двигуна.

Найбільшу амплітуду мають зони Е і Ж, а найменшу – зона А. При цьому в центрі мас літака вібраційні прискорення мінімальні.

Параметри вібрацій на вертольоті залежать від кількості лопаток і частоти обертання несучого гвинта, режиму роботи редуктора й карданної передачі, а також від кермового гвинта, його редуктора й трансмісії. Джерелом вібрації є і власні коливання вертольота.

Ударні прискорення виникають в основному при посадці ПС. При цьому можливий зсув, а іноді - й руйнування деталей РЕА.

На літаках ударні прискорення можуть досягати 10g. Максимальні ударні прискорення при посадці вертольота не перевищують 2g.

Забезпечення електромагнітної сумісності. Електромагнітна сумісність (ЕМС) – це здатність радіоелектронних засобів одночасно функціонувати в реальних умовах експлуатації з необхідною якістю при дії на них ненавмисних радіозавад і не створювати недопустимих радіозавад іншим радіоелектронним засобам.

Забезпечення ЕМС досягається: бланкуванням пристроїв, що потенційно піддаються впливові завад, які створюються бортовими передавачами імпульсних сигналів; фільтровим захистом; екрануванням і металізацією апаратури; використанням антистатичних розрядників.

Бланкування – короткочасне запирання прийомних трактів на час випромінювання імпульсного заважаючого сигналу.

Металізація виконується відповідно до діючих стандартів і передбачає з'єднання всіх рухомих елементів (стулки, закрилки, рулі, елерони тощо) у загальну масу.

Антистатичні розрядники застосовують як засіб попередження коронарних розрядів між ПС і навколишніми повітряними масами. Такі розряди виникають на гострих крайках і границях конструкції ПС і створюють завади. Розрядники забезпечують плавне стікання накопиченого ПС електростатичного заряду і знижують потенціал ПС до значень, за яких коронарний розряд неможливий.

Загальні вимоги до РЕО й антен формуються виходячи з аналізу шкідливих ефектів впливу дестабілізуючих факторів, розглянутих вище. Насамперед працездатність РЕО має забезпечуватися за наявності всіх дестабілізуючих факторів, властивих умовам конкретної експлуатації РЕО й антен. Ступінь стійкості технічних і експлуатаційних параметрів РЕО визначається типом класифікаційних груп виконання радіоелектронного устаткування щодо виду дестабілізуючих факторів, які повинна витримувати апаратура при лабораторних випробовуваннях, регламентованих Нормами льотної придатності цивільних літаків і вертольотів України. Так, за ступенем

температурних впливів розрізняють три групи виконання апаратури залежно від зон розміщення її на ПС:

I – устаткування, розташоване у відсіках з регульованою температурою;

II – устаткування, розміщене у відсіках з нерегульованою температурою і зонах безпосереднього контакту із зовнішнім потоком повітря;

III – устаткування, розташоване у відсіках силової установки.

За ступенем стійкості апаратури до зниженого тиску розрізняють чотири групи її виконання залежно від висоти польоту ПС:

I – устаткування, що функціонує до висоти 6 км;

II – устаткування для літаків місцевих повітряних ліній з висотою польоту до 1 км;

III – устаткування магістральних літаків з висотою польоту до 15 км;

IV – устаткування для надзвукових транспортних літаків з висотою польоту до 25 км.

Стійкість апаратури до підвищеної вологості характеризується двома групами її виконання:

I – устаткування, захищене від прямого впливу зовнішнього середовища (повітря);

II – устаткування, що має безпосередній контакт із зовнішнім повітрям.

Приблизно в такий же спосіб регламентуються вимоги до РЕО і антен, пов'язані з забезпеченням стійкості до вібраційних прискорень і ударних впливів.

Принципи компонування РЕО ґрунтуються на врахуванні факторів експлуатаційно-технічного характеру, надійності апаратури, збереження енергетичних можливостей апаратури, мінімізації маси обслуговуючого устаткування систем електроживлення й охолодження. Враховуються також специфічні фактори, наприклад центрування ПС. Деякі з цих факторів виявляються суперечливими, наприклад, за умовами ЕМС необхідно розносити пристрої, що взаємно впливають один на одного. Це призводить до збільшення маси проводки, ускладнення технічного обслуговування та охолодження апаратури. Надійність - це основний фактор, що враховується при компонуванні РЕО. Під надійністю розуміють властивість об'єкта зберігати в часі у певних межах значення всіх параметрів, що характеризують здатність виконувати необхідні функції в заданих режимах і умовах застосування, технічного обслуговування, ремонту, збереження і транспортування. Необхідний

рівень надійності досягається в нормальних умовах експлуатації апаратури, тобто при розміщенні її в таких місцях ПС, де температура, тиск, вологість, вібраційні й ударні прискорення відповідають припустимим значенням.

Основні види компоновання РЕО сформувалися на основі досвіду проектування, виробництва й експлуатації ПС різних класів.

Розрізняють три варіанти розміщення РЕО: зосереджений, розподілений і змішаний.

Зосереджений варіант передбачає розміщення РЕА групами, у кожному з яких входить апаратура, що обслуговує даний бортовий комплекс. Групи розташовуються в одному або двох відсіках на спеціальних етажерках, що спрощує їхнє технічне обслуговування, охолодження, мінімізує довжину й масу міжблокової кабельної проводки. До недоліків цього варіанта варто віднести ускладнення проблеми ЕМС, подовження височастотних ліній зв'язку з антенами та ріст втрат енергії при її передачі. Можуть виникнути труднощі і при центруванні ПС. Незважаючи на зазначені недоліки, зосереджений варіант компоновання РЕО поширений на літаках I і II класів.

Розподілений варіант розміщення РЕО характерний для вертольотів і невеликих літаків з відносно малою висотою польоту. При цьому варіанті компоновання визначальним є наближення РЕА до відповідних антен. Такий варіант приводить до поліпшення енергетичних можливостей РЕА, але ускладнює проблему створення нормальних кліматичних умов її роботи й технічне обслуговування.

Змішаний варіант компоновання РЕО являє собою сполучення зосередженого та розподіленого варіантів. На будь-якому ПС навіть за наявності двох герметизованих відсіків деякі РЕП доводиться встановлювати поза герметизованою частиною фюзеляжу. До таких РЕП відносяться пристрої сантиметрового діапазону.

Принципи компоновання антен ґрунтуються на врахуванні й забезпеченні вимог до діаграми спрямованості, поляризації і електромагнітної сумісності РЕО, зручності експлуатації, заданої дальності дії апаратури, роботи антен в умовах обледеніння й електростатичних розрядів, а також до захисту антен від ударів блискавки. Антенні узгоджувальні пристрої повинні мати масу й габарити, що дозволяють розмістити їх у безпосередній близькості від антен.

Компоновання антен на ПС виконується з врахуванням зазначених загальних вимог. При компонованні доводиться виходити з компромісних міркувань і брати до уваги такі фактори: аеродинамічний опір, внесений антенами; збереження ДС антени при її встановленні

на ПС; забезпечення заданого рівня електромагнітної сумісності; мінімальне погіршення енергетичних можливостей (дальності дії РЕА) і зручності експлуатації.

Аеродинамічний опір, що вноситься антенами, знижується при використанні неvistупних антен, конструкція яких повинна приводити до мінімального ослаблення міцності ПС. Такі антени розміщують у найменш напружених місцях конструкції ПС. Виступні антени повинні мати мінімально можливі розміри й розташовуватися уздовж повітряного потоку.

Спрямовані властивості антен змінюються при встановленні їх на ПС. Антени РЕА, чутливі до впливу наявних на борту перевипромінювачів, розміщують якнайдалі від інших антен або елементів виступних конструкцій і якнайближче до електричного центра ПС, де дія перевипромінювачів мінімальна. Подібне розміщення доцільне для рамкової антени АРК, антени ДВШЗ. Антени ДВШЗ потребують ретельного юстирування у вертикальній площині. Для попередження спотворення ДС метеонавігаційного радіолокатора необхідно передбачати зазор між краєм ДС і краєм вирізу в обшивці ПС.

Для забезпечення EMC необхідно розносити антени РЕП, що працюють на близьких частотах. Поліпшенню EMC сприяє таке орієнтування антен (якщо воно можливе), при якому мінімуми їх ДС розташовуються на лінії, що з'єднує взаємодіючі антени. Перевірити ступінь EMC при обраному розміщенні антен можна тільки на моделі ПС або при натурних випробовуваннях.

Збереження енергетичного потенціалу РЕА досягається наближенням антен до місця розміщення апаратури, що з'єднана з нею.

Зручність технічного обслуговування потребує наявності вільного доступу до з'єднувачів антен з апаратурою. Передбачаються спеціальні люки, через які можна перевірити кріплення з'єднувачів, забезпечити можливість легкого роз'єднання та приєднання вимірювальної апаратури.

Особливості компонування антен на ПС зумовлені діапазоном радіохвиль, у якому працює апаратура, що з'єднана з ними, і типом ПС, на якому вони розміщуються.

Антени гектометрових і кілометрових хвиль, як правило, є приймальними слабоспрямованими антенами. Вони реалізуються на основі рамкових антен. Відсутність передавальних антен даних діапазонів полегшує вирішення проблеми EMC, а робота в режимі прийому (слабкий сигнал) скасовує питання електричної міцності

антени. Низька частота прийнятих сигналів дозволяє віддаляти антени від відповідної РЕА практично на будь-яку відстань у межах геометричних розмірів ПС. Рамкові антени для зниження лобового опору розміщують у заглиблення на корпусі ПС, закриваючи їх радіопрозорим ковпаком.

Антени декаметрових хвиль працюють як на прийом, так і на випромінювання електромагнітних хвиль (радіостанції далекого зв'язку). Вони здійснюють електричне збудження корпусу ПС або його частин. Від вибору місця розміщення антени залежить і випромінювана (прийнята) потужність, оскільки змінюється ступінь зв'язку антени з елементами конструкції ПС. Коефіцієнт зв'язку збільшується при розміщенні антени поблизу поверхонь ПС з мінімальним радіусом кривизни. Узгоджувальні пристрої та їхні елементи розташовують безпосередньо поблизу антени з метою підвищення її ККД.

Антени метрових хвиль являють собою самостійні випромінювачі електромагнітної енергії. На формування діаграм спрямованості таких антен значною мірою впливає корпус ПС. Вони встановлюються на порівняно плоских ділянках фюзеляжу діаметром не менше 0,2 довжини хвилі. Наближення антен метрових хвиль до кінців фюзеляжу призводить до появи глибоких провалів у її діаграмах спрямованості.

Антени дециметрових і сантиметрових хвиль зазнають впливу дії екранізуючих елементів конструкції ПС. Спотворення ДС у вигляді провалів у цьому діапазоні малоімовірні, тому вимоги до місця встановлення антени цього діапазону менш критичні.

Вертолітні антени будь-якого діапазону потребують більш ретельного вибору місця встановлення. Це пов'язано зі складністю форми вертольота, з меншими його розмірами й великою кількістю виступних деталей конструкцій. Малі розміри поверхонь, на яких розташовується антена, можуть призводити до спотворень ДС. Негативно впливає на параметри РЕО розбірна конструкція, що застосовується на деяких вертольотах. Наявність великої кількості стиків в обшивці вертольота з поганим електричним контактом, а також дверей, знімних панелей, елементів з перемінним електричним контактом викликає значну зміну електричних характеристик антен і появу електричного шуму.

До особливостей вертолітних антен варто віднести ослаблення вимог до аеродинамічного опору і механічної міцності антен. Тому на вертольоті можна використовувати виступні антени. Вони більш прості за конструкцією і практично не знижують його механічну міцність.

БІБЛІОГРАФІЧНИЙ СПИСОК

Авиационная радионавигация: справ. / А.А. Сосновский, И.А. Хаймович, Э.А. Лукин, И.Б. Максимов; под ред. А.А. Сосновского. – М.: Транспорт, 1990. – 264 с.

Беляевский Л.С. Основы радионавигации / Л.С. Беляевский, В.С. Новиков, П.В. Олянюк. – М.: Транспорт, 1982. – 288 с.

Голяк А.Н. Радионавигационное оборудование самолетов: Устройство и эксплуатация / А.Н. Голяк, С.И. Плоткин, И.Ф. Ковальчук. – М.: Транспорт, 1981. – 246 с.

Кербер Л.Л. Компоновка оборудования на самолетах / Л.Л. Кербер. – М.: Машиностроение, 1976. – 304 с.

Олянюк П.В. Радионавигационные устройства и системы гражданской авиации / П.В. Олянюк, Г.П. Астафьев, В.В. Грачев. – М.: Транспорт, 1983. – 320 с.

Сосновский А.А. Радиоэлектронное оборудование летательных аппаратов: справ. / А.А. Сосновский, И.А. Хаймович. – М.: Транспорт, 1987. – 256 с.

ЗМІСТ

Перелік скорочень і умовних позначень	3
Вступ	4
1. Радіофізичні основи функціонування РЕО	6
2. Класифікація, загальні параметри та склад РЕО ЛА	9
3. Радіоелектронне обладнання навігації	13
3.1. Основні навігаційні параметри руху ЛА.....	13
3.2. Радіодалекоміри.....	18
3.3. Радіовисотоміри	23
3.4. Доплерівські вимірювачі швидкості та кута знесення.....	27
3.5. Бортові радіопеленгатори (автоматичні радіокомпаси)	32
4. Радіомаякові системи посадки.....	42
5. РЕО керування рухом ЛА	48
6. Принципи функціонування і побудови апаратури зв'язку ЛА	51
7. Компонування РЕО й антен на ПС	54
Бібліографічний список.....	62

Печенін Валерій Васильович
Мазуренко Олександр Володимирович
Усс Михайло Леонтійович

ФУНКЦІОНАЛЬНІ СИСТЕМИ ТА ІНФОРМАЦІЙНО-ВИМІРЮВАЛЬНІ
КОМПЛЕКСИ АВІАЦІЙНО-КОСМІЧНОЇ ТЕХНІКИ

Редактор С.П. Гевло

Зв. план, 2009

Підписано до друку 09.07.2009

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

Ум. друк. арк. 3,5. Обл.-вид. арк. 3,94. Наклад 100 прим.

Замовлення 249. Ціна вільна

Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського
«Харківський авіаційний інститут»
61070, Харків-70, вул. Чкалова, 17
<http://www.khai.edu>
Видавничий центр «ХАІ»
61070, Харків-70, вул. Чкалова, 17
izdat@khai.edu