

## ***Розділ IV***

# ***“Експлуатація і ремонт радіоелектронного обладнання літаків, вертольотів та авіаційних ракет”***

## ***Тема 20-1. “Автономні засоби радіонавігації”***

**Доцент кафедри  
кандидат технічних наук, доцент Войчук В. А.**

**Київ 2013**

# Навчальна та виховна мета

1. Засвоїти принципи побудови та основи бойового застосування і технічної експлуатації автономних засобів радіонавігації.
2. Виховувати у студентів – майбутніх фахівців авіації Повітряних Сил ЗСУ самостійність, творчу ініціативу, наполегливість та високу відповідальність за якісну організацію технічної експлуатації та вміле бойове застосування автономних засобів радіонавігації.

## Навчальні питання

1. Загальні відомості про автономні засоби радіонавігації.
2. Автоматичні радіокомпаси.
3. Радіовисотоміри.
4. Особливості конструкції та органи управління радіокомпасів та радіовисотомірів.

# Контрольні завдання (АЗРН1)

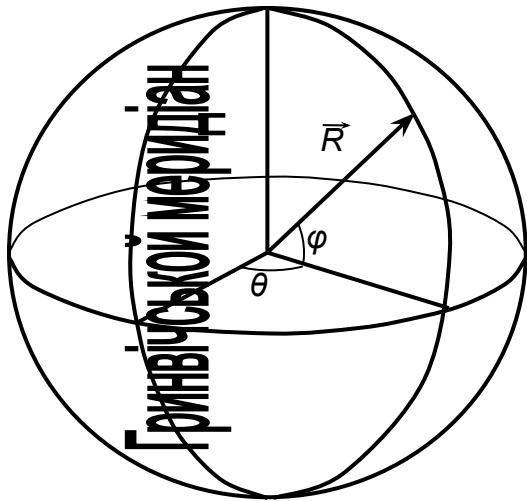
1. Обґрунтуйте можливе місцеположення літака, якщо курсові кути двох радіостанцій становлять  $\text{KKP}_1=35^\circ$  і  $\text{KKP}_2=215^\circ$  (1 бал).
2. Дослідіть можливість визначення місцеположення літака тільки по курсовим кутам трьох радіостанцій (1 бал).
3. Проаналізуйте вплив на роботу АРК співвідношення амплітуд сигналів рамочної і всенаправленої антен (1 бал).
4. Проаналізуйте вплив на роботу АРК співвідношення фаз сигналів рамочної і всенаправленої антен (1 бал).
5. Поясніть, чому додаткова рамка розміщена перпендикулярно до основної рамки (1 бал).
6. Проаналізуйте вплив на роботу РВ крену і тангажу літака (1 бал).
7. Обґрунтуйте і відобразіть графічно залежність середньої різницевої частоти сигналів РВ від висоти (1 бал).
8. Обґрунтуйте найвигідніші варіанти розміщення передаючої і прийомної антен РВ на літаку типу Ан-70 (1 бал).

Примітка: Мінімальна сума балів по темі для отримання позитивної оцінки -  $\Sigma=(\text{АЗРН1}+\text{АЗРН2}+\text{АЗРН3})=7,8$ .

Максимальна сума зарахованих балів по темі –  $\Sigma=(\text{АЗРН1}+\text{АЗРН2}+\text{АЗРН3})=13$ .

# 1. Загальні відомості про автономні засоби радіонавігації

## Призначення, різновиди і застосування АЗ



Рух літака у полі тяжіння Землі в географічній системі координат (довгота  $\theta$ , широта  $\varphi$  та відстань від центру Землі  $R$ ) задається вектором  $\vec{R}$  і описується диференціальним рівнянням

$$d^2\vec{R}/dt^2 = \vec{a} + \vec{a}_{ВЦ} + \vec{a}_{Гр} = \vec{a} + \vec{g}$$

Тут:

$\vec{a}$  - вектор прискорення літака,

$\vec{a}_{ВЦ}$  - відцентрове прискорення,

$\vec{a}_{Гр}$  - гравітаційне прискорення,

$\vec{g} = \vec{a}_{ВЦ} + \vec{a}_{Гр}$  - прискорення вільного падіння з висоти  $h=R-R_3$  ( $R_3$  - радіус

Землі).

В свою чергу прискорення вільного падіння  $g$  з висоти  $h$  над землею поверхнею і на поверхні  $g_0$  зв'язані співвідношенням

$$g = g_0 \cdot (R_3 / R)^2$$

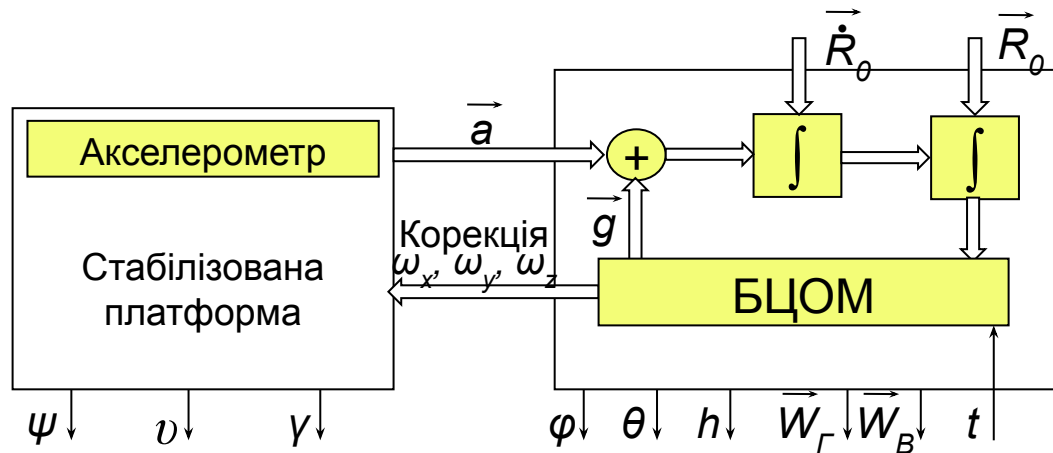
Визначення поточного положення і параметрів руху літака здійснюється бортовим пілотажно-навігаційним комплексом (ПНК), в алгоритм роботи якого закладено рішення цих рівнянь.

Пілотажно-навігаційним комплекс створюється на базі стабілізованої у просторі інерційної платформи і навігаційної системи.

Розміщені на платформі датчики видають поточну інформацію про курс  $\psi$ , тангаж  $\nu$  та крен  $\gamma$  літака. Акселерометр вимірює і видає інформацію про поточний вектор прискорення літака  $\vec{a}$ . У сумі з вектором прискорення вільного падіння  $\vec{g}$  з висоти літака  $h$ , який обчислюється в БЦОМ, він формує праву частину диференційного рівняння.

Ліва частина рівняння формується шляхом введення в інтегратори початкової або скорегованої інформації про координати  $\vec{R}_0$  та швидкість  $\dot{\vec{R}}_0$  літака.

БЦОМ обчислює і видає споживачам інформацію про поточні географічні координати  $\varphi$ ,  $\theta$  і  $h$  та складові вектора шляхової швидкості  $\vec{W}_\Gamma$  і  $\vec{W}_B$ .



Через недосконалість ПНК та інші причини з часом помилки визначення навігаційних параметрів зростають і необхідно корегувати ПНК від незалежних автономних вимірювачів.

Автономні засоби радіонавігації добувають інформацію (висота, напрямок на радіостанцію, вектор швидкості, гідрометеори, орієнтири, рельєф місцевості, положення літака, ...) для корекції інерційних навігаційних систем і рішення задач літаководіння. Їх інформація може використовуватись і автономно.

Пілотажно-навігаційний комплекс – це інформаційно-керуюча система для вирішення навігаційних і пілотажних задач.

До складу ПНК можуть входити:

- інерційна система навігації,
- доплерівський вимірювач швидкості і кута зносу,
- система повітряних сигналів,
- курсова та інерційна системи,
- радіотехнічні системи ближньої та дальньої навігації,
- система автоматичного управління літаком,
- бортова цифрова або аналогова обчислювальна система.

За допомогою ПНК здійснюються:

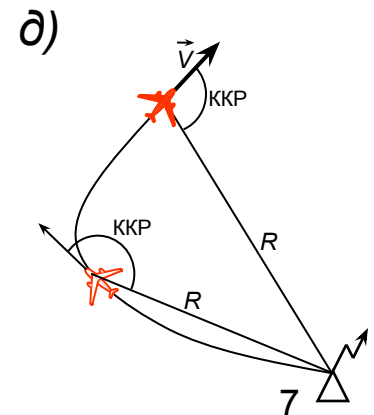
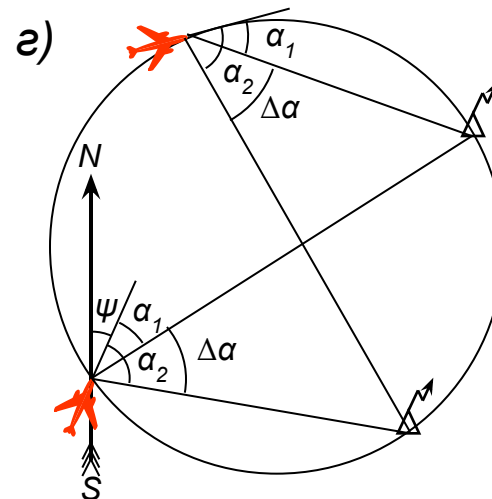
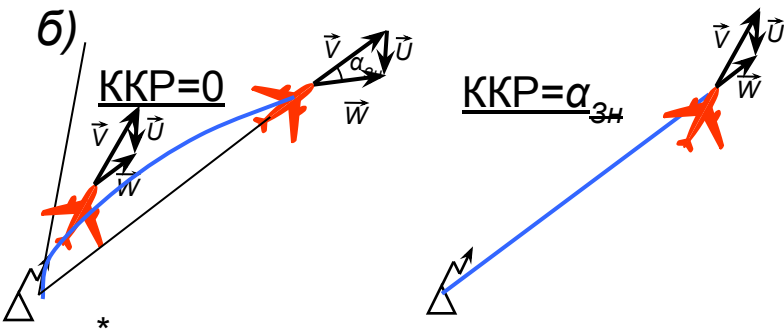
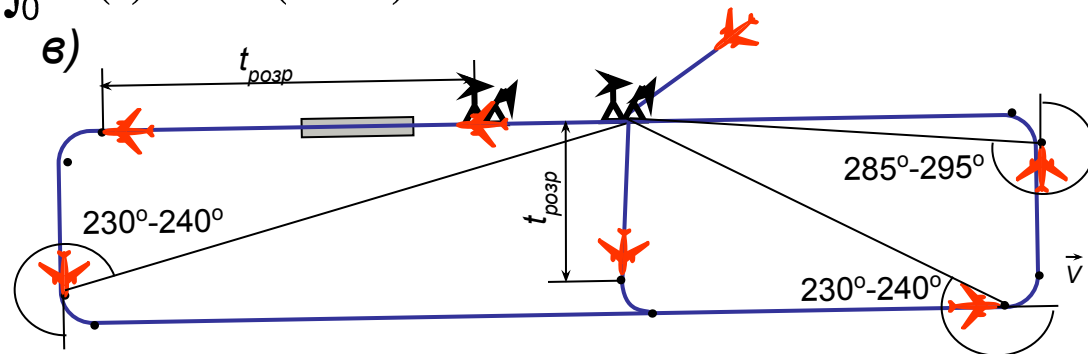
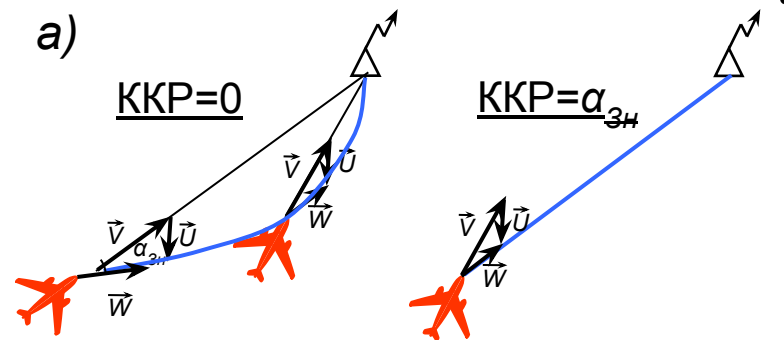
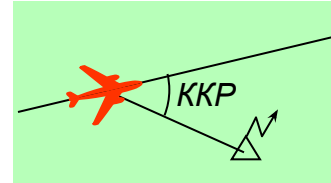
- стабілізація та індикація просторового положення літака, вертикальної швидкості, числа  $M$ ,
- контроль та індикацію відхилення від глісади,
- контроль і сигналізація неприпустимих параметрів положення і руху,
- програмування траєкторій польоту на маршруті і в районі аеродрому,
- корекція счислених координат по інформації від РСБН та РСДН,

# Автономні радіонавігаційні засоби

1. Автоматичний радіокомпас – визначає курсовий кут радіостанції.

Застосовується:

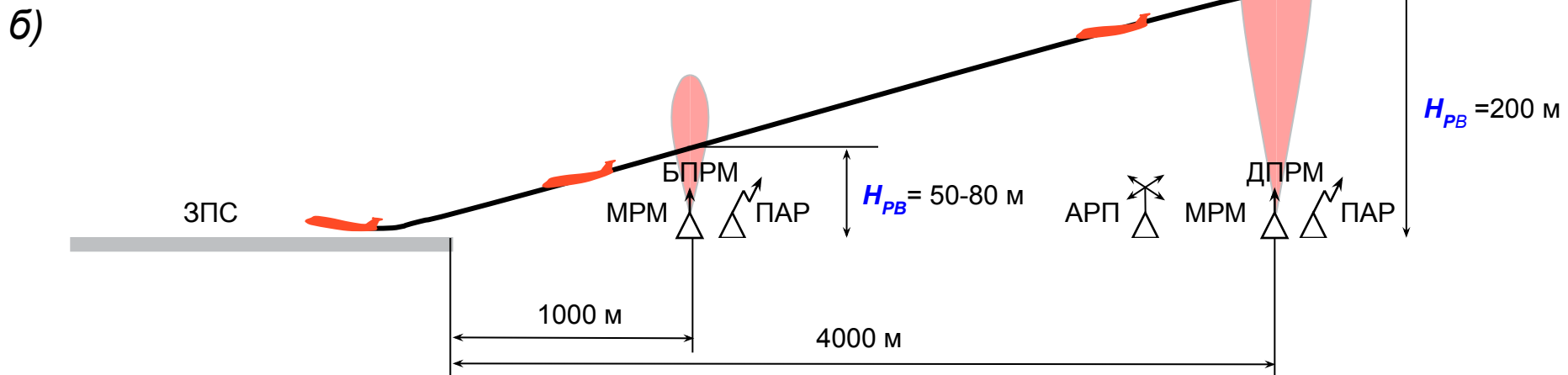
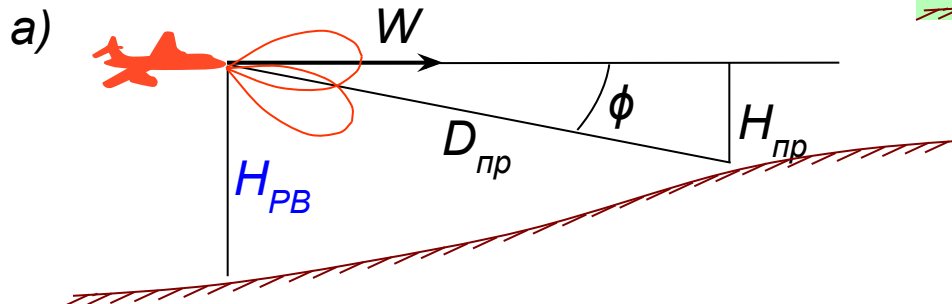
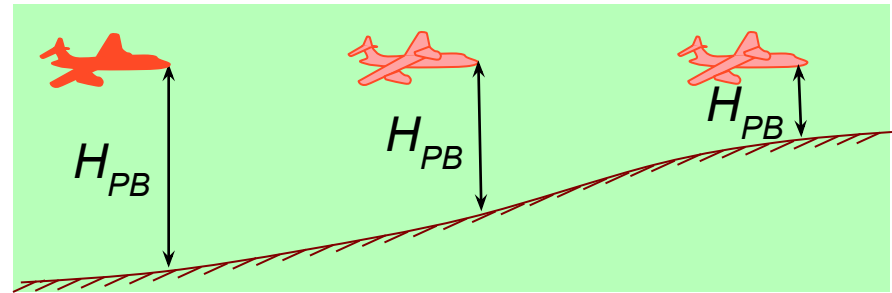
- для польоту на радіостанцію (а) або від радіостанції (б),
- при виконанні маневрів для посадки (в),
- для визначення місцеположення по двом радіостанціям з відомими координатами (г),
- для визначення відстані до радіостанції шляхом інтегрування вектору повітряної швидкості  $R(t) = \int_0^t V(t) \cdot \cos(\text{ККР}) \cdot dt$  (д):



2. Радіовисотомір – визначає істинну висоту польоту  $H_{PB}$  – відстань від літака до підстилаючої поверхні.

Застосовується:

- при маловисотному польоті (а),
- при виконанні посадки (б).

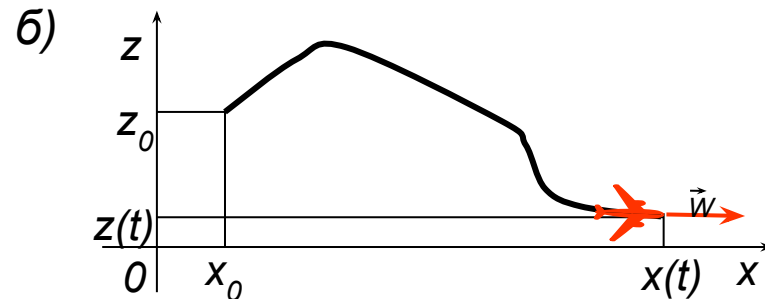
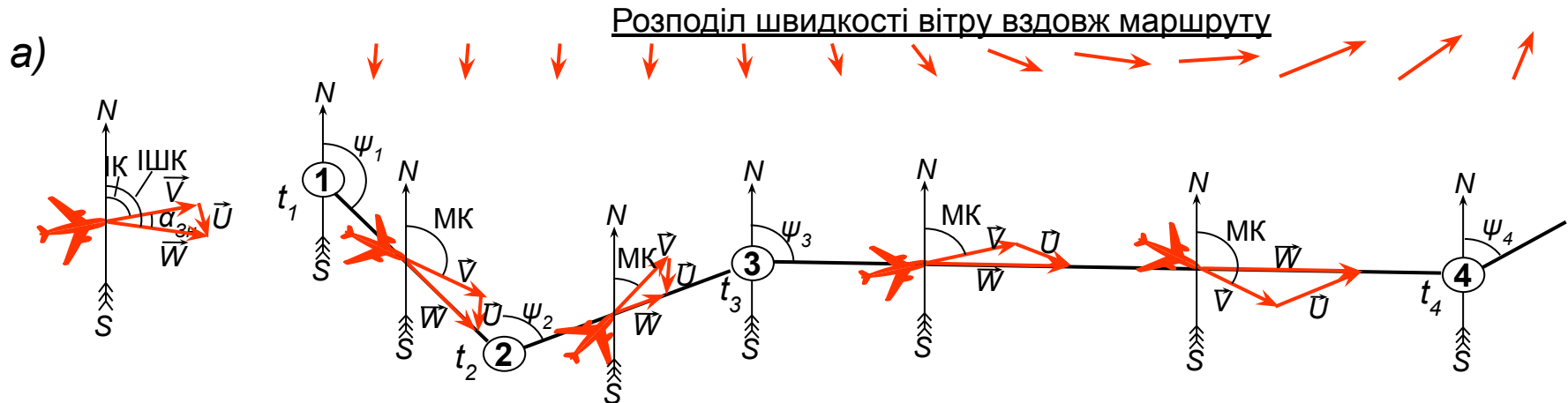
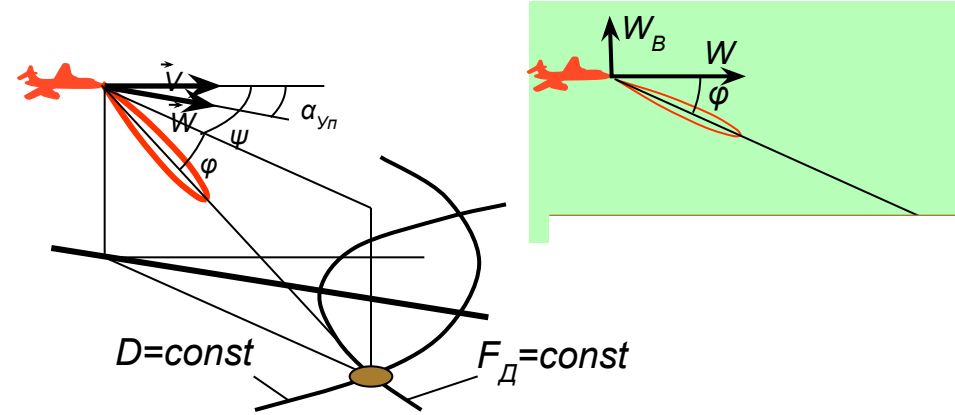




3. Доплерівський вимірювач швидкості і кута зносу – визначає вектор шляхової швидкості, її вертикальну складову.

Застосовується:

- при польоті по маршруту (а),
- при контролі місцеположення методом счислення шляху (б).



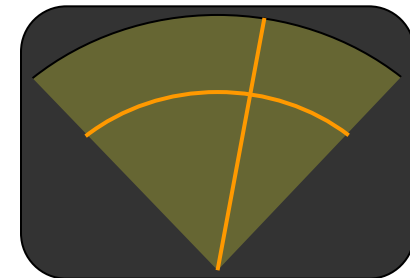
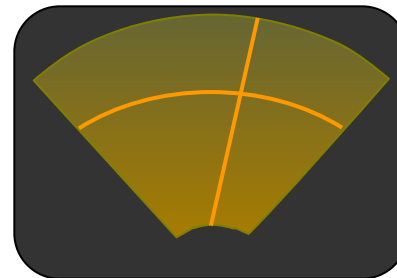
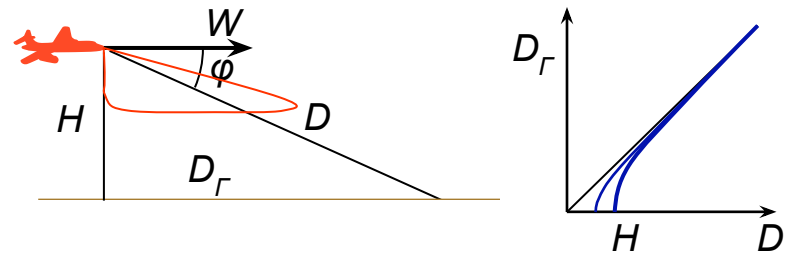
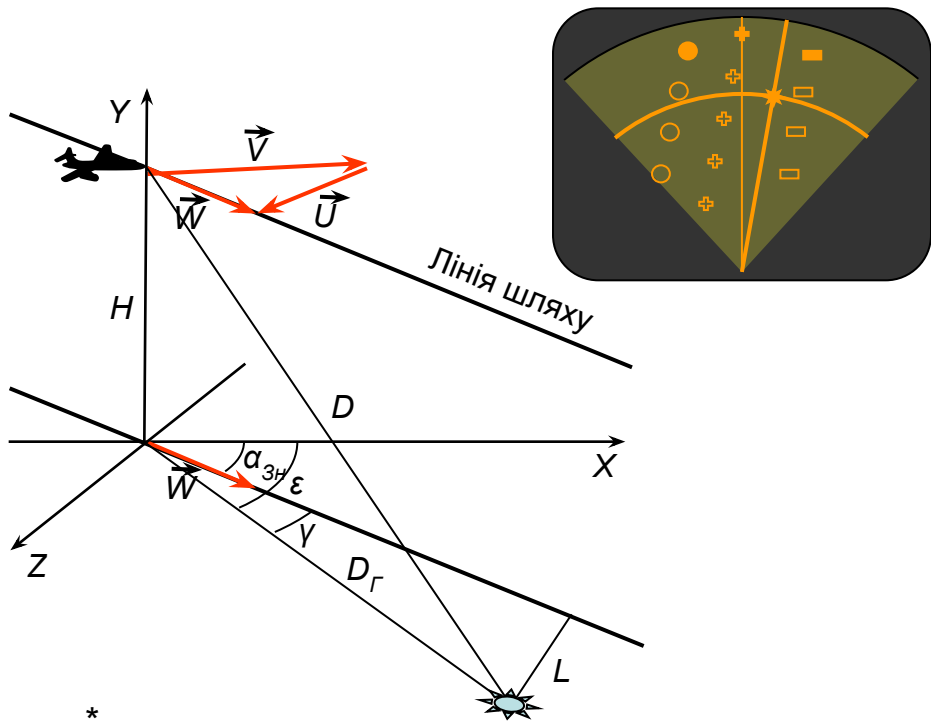
\*

4. Радіосекстант і радіоастрокомпас – визначають місцеположення відносно астрономічних орієнтирів.

Застосовуються при польотах у високих широтах, де традиційні засоби навігації працюють з неприпустимими помилками.

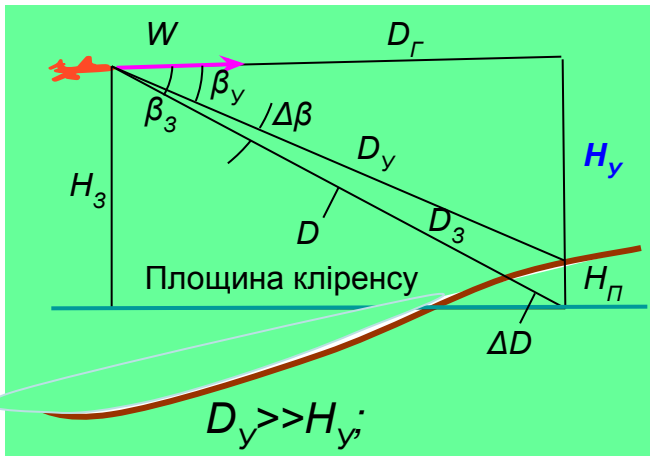
5. Панорамна РЛС – видає радіолокаційну карту місцевості.

Застосовується для визначення місцеположення, корекції бортових навігаційних систем по наземним орієнтирам, визначення кута зносу і шляхової швидкості, істинної висоти.

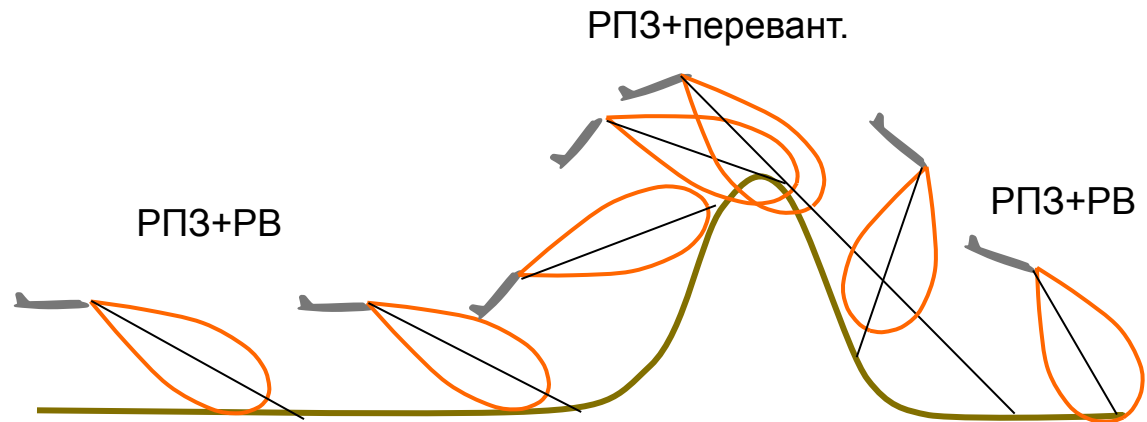


\*

6. РЛС профільного польоту – визначає прогнозовану висоту польоту над упередженими ділянками рельєфу місцевості  $H_y$ .  
 Радіолокатор попередження зіткнення із землею застосовується для інформаційного забезпечення маловисотного польоту.



$$D_r \approx D_y; \quad H_y \approx \beta_y \cdot D_y; \quad H_n \approx \Delta\beta \cdot D_y$$



7. МетеорЛС – виявляє небезпечні метеоявища і визначає їх характеристики .

# Принципи отримання радіонавігаційної інформації

Навігаційна інформація (поточні координати, параметри руху) отримується із радіосигналів спеціальних радіомаяків або радіопередавачів іншого призначення.

Інформація про **напрямок** вводиться в радіосигнал або добувається з нього завдяки *направленим властивостям передаючої антени радіомаяка або прийомної антени радіопеленгатора чи радіокомпаса.*

В наземних радіопеленгаторах та в радіокомпасах літаків застосовуються направлені властивості *прийомних антен.* При цьому інформація з радіопеленгатора на борт літака передається засобами командного радіозв'язку.

В радіомаяках використовуються направлені властивості *передаючих антен,* завдяки чому параметри радіосигналів маяка залежать від взаємного розташування радіомаяка і приймача його радіосигналів.

Інформація про **дальність** міститься в *затримці* приймаємих радіосигналів.

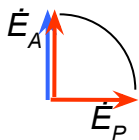
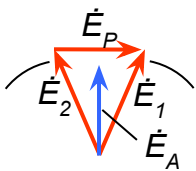
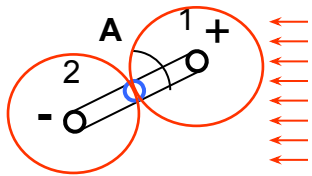
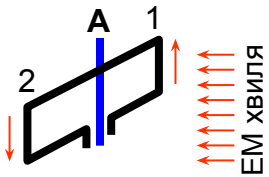
Інформація про **радіальну швидкість** міститься в *доплерівському зсуві частоти.*

# 2. Автоматичні радіокомпаси

## Призначення, склад і характеристики

АРК – це напіваавтономний бортовий амплітудний радіопеленгатор для визначення напрямку на радіостанції - їх курсових кутів, які відраховуються від осі літака по годинниковій стрілці у горизонтальній площині.

Датчиком інформації про напрямок на радіостанцію являється *рамочна антена*. Випромінювання радіостанцій у СХ діапазоні має *вертикальну поляризацію*. ДСА рамки в горизонтальній площині у вигляді цифри “8” формується її вертикальними сторонами. При цьому сигнали пелюстків ДСА *протифазні*.



Різницевий сигнал  $\dot{E}_P = \dot{E}_1 - \dot{E}_2$  на виході рамки зсунутий по фазі на  $90^\circ$  відносно сигналу всенаправленої в горизонтальній площині антени  $\dot{E}_A$ . Для отримання результуючої ДСА з гострим мінімумом (нулем) типу кардіоїда треба, щоб прийняті сигнали всенаправленої і рамочної антен мали однакову величину і були синфазні чи протифазні.

## Склад радіокомпаса

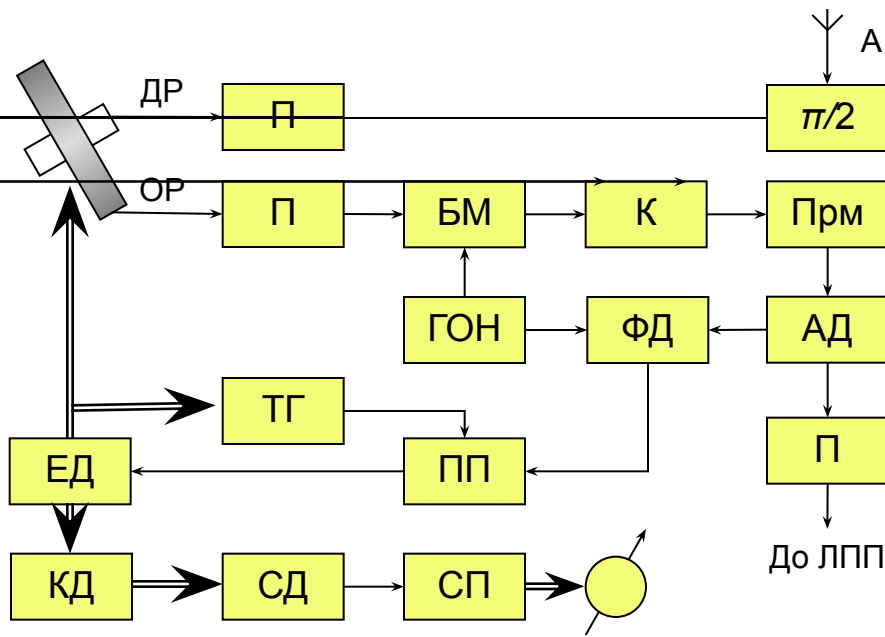
1. Всенаправлена в горизонтальній площині антена.
2. Направлена в горизонтальній площині рамочна антена.
3. Приймач.
4. Канал автоматичного управління антеною.
5. Компенсатор радіодевіації.
6. Канал передачі інформації про курсовий кут радіостанції.

## Характеристики середньохвильових радіокомпасів

| Тип радіокомпаса                  | АРК-10   | АРК-15   | АРК-19   | АРК-22   |
|-----------------------------------|----------|----------|----------|----------|
| Діапазон частот, кГц              | 120-1340 | 150-1800 | 150-1300 | 150-1720 |
| Дискретність сітки, Гц            | -        | 500      | 500      | 500      |
| Точність настройки, Гц            |          | ±100     | ±100     | ±80      |
| Точність індикації ККР, град.     | ±2       | ±2       | ±2       | ±1.5     |
| Дальність дії з ПАР, км           | 340-350  | 340-350  | 340-350  | 340-350  |
| Число каналів настройки           | 9        | 8        | 8        | 16       |
| Час перестройки з ДПРМ на БПРМ, с | 7-8      | 4        | 4        | 2.5      |
| Маса, кг                          | 32       | 15       | 9.3      | 8        |
| Початок експлуатації, рік         | 1958     | 1968     | 1977     | 1982     |

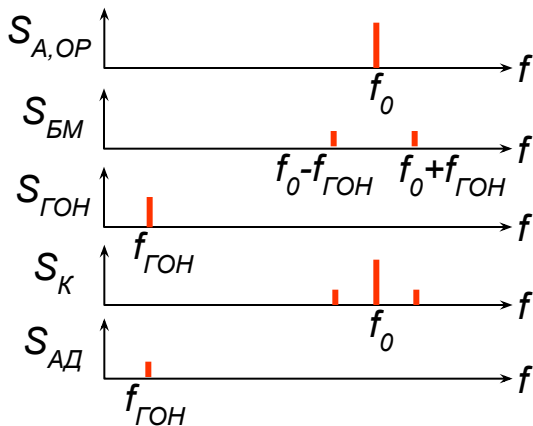
# Принципи побудови АРК

## Автоматичний радіокомпас з рухомою рамкою

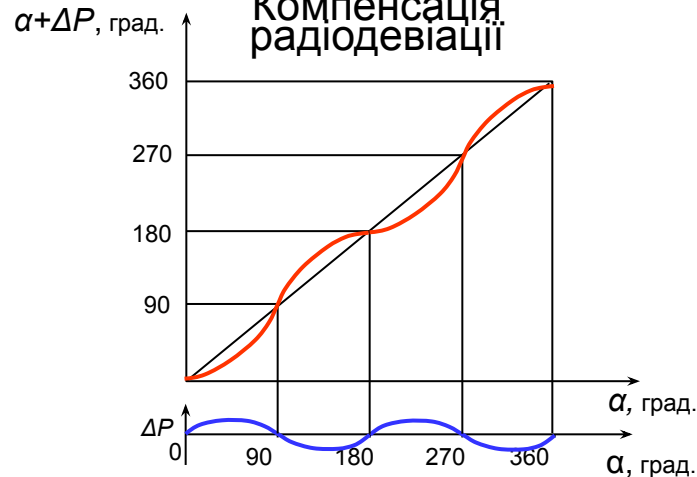


- А – всенаправлена антена
- $\pi/2$  – коректор фази на  $90^\circ$
- ДР – додаткова рамка
- ОР – основна рамка
- БМ – балансний модулятор
- ГОН – генератор опорної напруги
- К – комутатор
- ФД – фазовий детектор
- АД – амплітудний детектор
- П - підсилювач
- ПП – підсилювач потужності
- ЕД – електродвигун
- ТГ - тахогенератор
- КД – компенсатор радіодевіації
- СД, СП – сельсини датчик і приймач
- ЛПП – літаковий переговорний пристрій

Спектри сигналів



Компенсація радіодевіації



Підсилений (П) сигнал рамки в балансному модуляторі (БМ) змінює фазу на протилежну в моменти переходу обвідної через нуль синхронно із зміною управляючої напруги від ГОН.

В режимі **КОМПАС-І** комутатором (К) сигнал рамки додається до сигналу ненаправленої антени (А,) зміщеному по фазі на  $90^\circ$  – формується результуючий сигнал, модульований по амплітуді сигналом частоти ГОН.

Глибина модуляції залежить від співвідношення сигналів рамочної та ненаправленої антен, тобто від величини відхилення рамки від положення пеленгу.

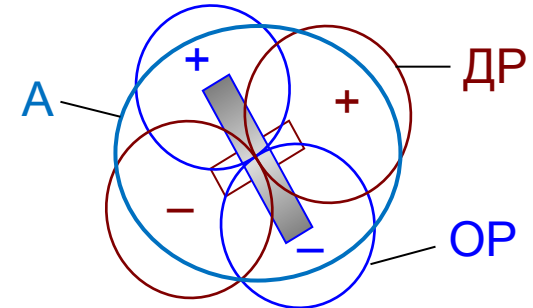
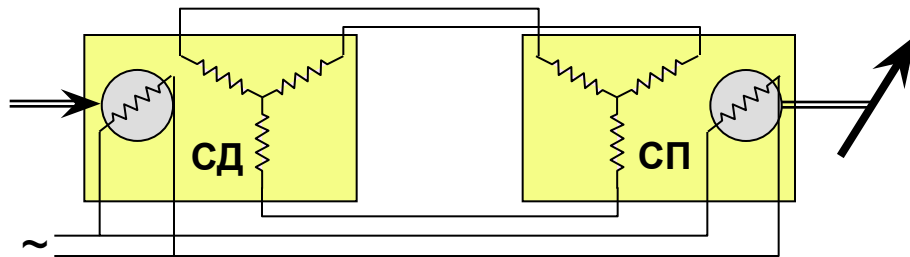
Фаза модулюючого сигналу в залежності від сторони відхилення рамки відносно положення пеленгу співпадає або протилежна фазі опорної напруги ГОН.

Модулюючий сигнал виділяється амплітудним детектором (АД) приймача і після порівняння з опорним сигналом ГОН у фазовому детекторі (ФД) формує сигнал управління, який після підсилювача потужності (ПП) живить електродвигун (ЕД) електромеханічного приводу слідкуючої системи рамочної антени. Тахогенератор (ТГ) забезпечує від'ємний зворотний зв'язок по швидкості.

Механічний компенсатор *радіодевіації* КД вводить поправки  $-\Delta P$  в виміряний курсовий кут радіостанції  $KKP = \alpha + \Delta P$  на величину радіодевіації.



Пара сельсін-датчик (СД) та сельсін-приймач (СП), які являються машинами змінного струму з однофазним ротором і трьохфазним статором, на стрілочному приладі дистанційно відтворює кут повороту рамки, тобто курсовий кут пеленгуємої радіостанції (ККР).

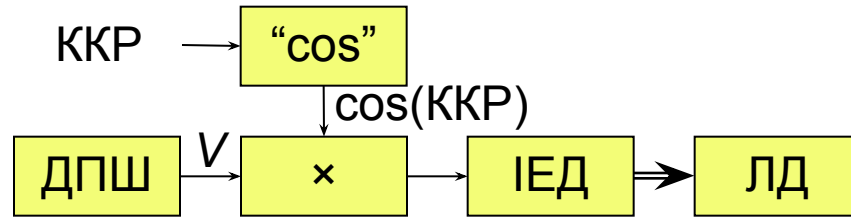
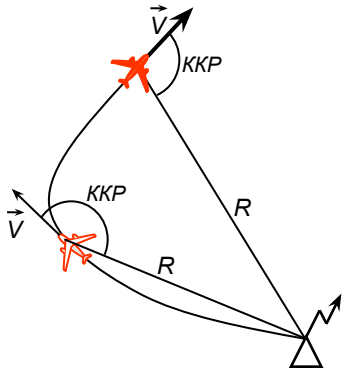


Режим **КОМПАС-II** застосовується при високому рівні перешкод. При цьому до основної рамочної (ОР) антени замість всенаправленої антени (А) комутатором підключається додаткова рамочна (ДР) антена. Через те, що прийняті пелюстками ДСА додаткової рамки сигнали протифазні, можлива помилка визначення ККР на  $\pm 180^\circ$ . Вона усувається короткочасним переходом у режим КОМПАС-I.

В режимі **АНТЕНА** здійснюється прийом тільки на всенаправлену антену для пошуку потрібної радіостанції.

В режимі **РАМКА** відключено канал автоматичної пеленгації і здійснюється прийом тільки на рамочну антену. Цей режим дозволяє вручну шляхом довороту рамочної антени пеленгувати радіостанцію методом мінімуму. Через наявність двох мінімумів ДСА рамки визначення ККР можливе з помилкою на  $180^\circ$ .

# Контроль відстані до радіостанції



Контроль поточної відстані  $R$  між літаком і радіостанцією при польоті від радіостанції з  $КУР=180^\circ\pm 30^\circ$  та при польоті на радіостанцію з  $КУР=0^\circ\pm 30^\circ$  здійснюється шляхом *інтегрування* поточної величини *радіальної швидкості*  $dR(t)/dt$ .

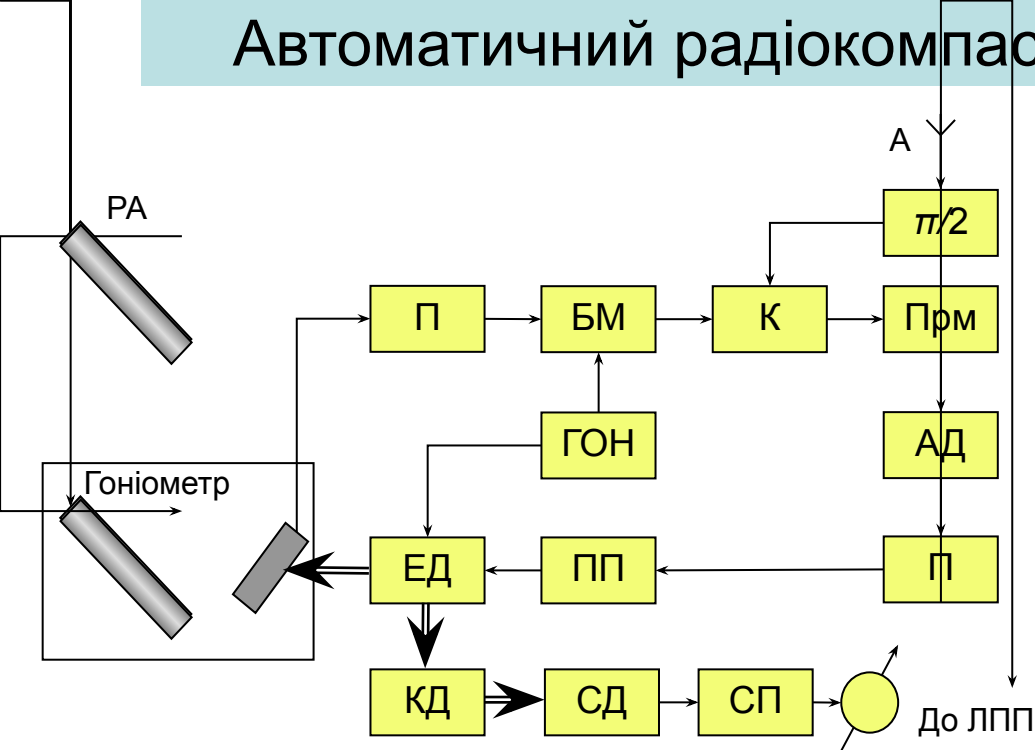
Радіальна швидкість (без урахування вітру) визначається проекцією повітряної швидкості на напрямок на радіостанцію

$$dR(t)/dt \approx V(t) \cdot \cos(\text{ККР}).$$

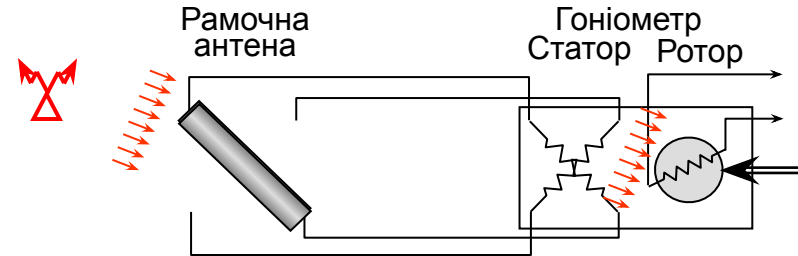
Напруга, пропорційна повітряній швидкості, видається датчиком повітряної швидкості ДПШ. Інтегрування здійснюється інтегруючим електродвигуном ІЕД, швидкість обертання якого пропорційна управляючій напрузі  $V(t) \cdot \cos(\text{ККР})$ . Кількість обертів ІЕД підраховується лічильником дальності ЛД.

Помилки визначення відстані не більші  $5\%R$ .

# Автоматичний радіокомпас з нерухомою рамкою



Відтворення положення фронту хвилі гоніометром



Сигнали двохрамочної антени (РА) дистанційно в статорі гоніометра відтворюють поле з просторовими параметрами сигналу радіостанції.

Величина і фаза сигналу роторної обмотки залежать від його положення відносно поля статорних обмоток – він відтворює функції рухомої рамочної антени.

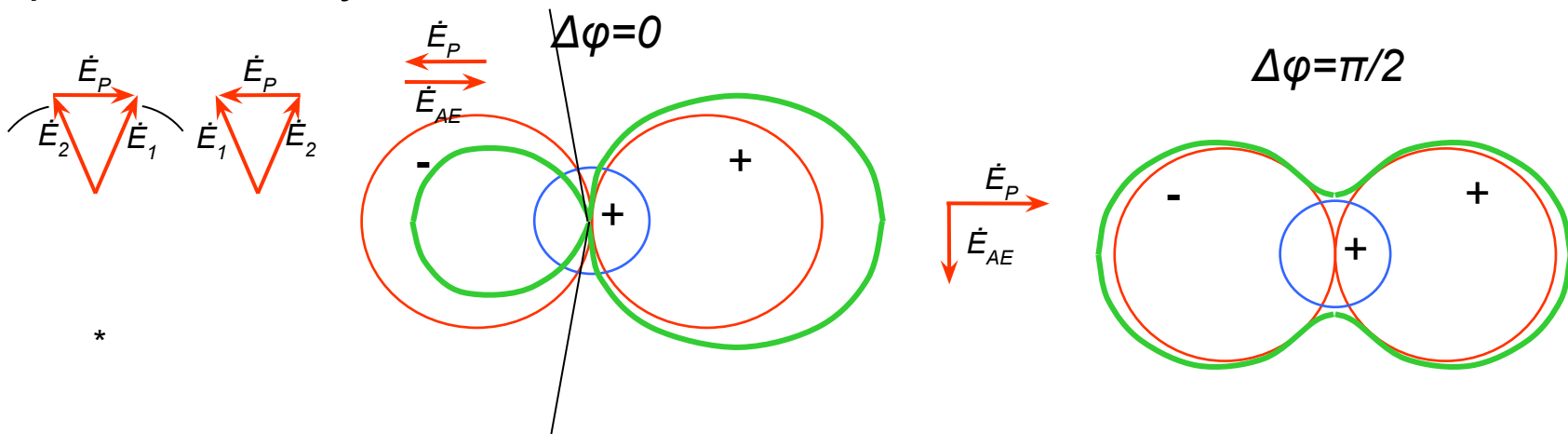
Для управління положенням ротора гоніометра застосовано електромеханічний привід з редуктором і двофазним електродвигуном (ЕД). Робоча обмотка живиться напругою звукової частоти від ГОН, а обмотка управління – “компасним сигналом” звукової частоти з амплітудного детектора (АД), фаза і амплітуда якого залежать від сторони і величини відхилення ротору гоніометра відносно положення пеленгу.

# Джерела деяких помилок пеленгації

1. *Поляризаційна помилка* виникає внаслідок *інтерференції прямого сигналу* радіостанції з сигналом, *відбитим іоносферою*. Він має складову *горизонтальної поляризації*, яка наводить додатковий сигнал у горизонтальних сторонах РА, що *спотворює ДСА* рамки.
2. *Антенний ефект* є наслідком *несиметрії* конструкції рамки і несиметричного розміщення рамки на літаку. Несиметрія призводить до появи складової сигналу рамки, яка не залежить від положення рамки відносно радіостанції. Результат інтерференції обох складових сигнала рамки визначається співвідношенням їх фаз.

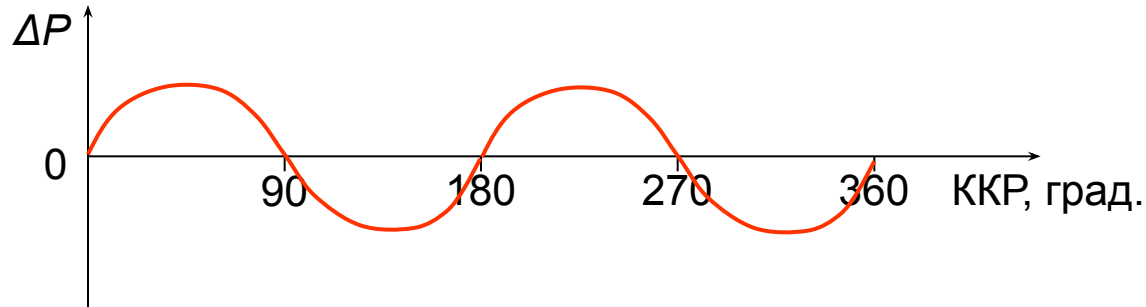
Якщо *фаза ненаправленої складової* співпадає з фазою різницевого сигналу ( $\Delta\varphi=0$ ) або протифазна ( $\Delta\varphi=\pi$ ), то ненаправлену складову можна компенсувати відворотом рамки від положення пеленгу: *лінія нульових пеленгів “ломається”*.

Якщо ці сигнали “в квадратурі” ( $\Delta\varphi=\pm\pi/2$ ), то ніяким доворотом рамки компенсувати ненаправлену складову неможливо: *гострий мінімум стає розмитим, тупим*.



3. Перевипромінювання сигналів радіостанції сусідніми з рамкою об'єктами викривлює хвильовий фронт сумарного сигналу – виникає *радіодевіація*.

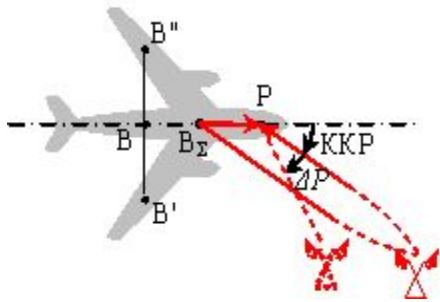
В польоті такими об'єктами являються тільки елементи конструкції літака, які симетричні відносно осі літака. Якщо рамочна антена встановлена впродовж осі літака, то радіодевіація  $\Delta P$  має “четвертний” характер:  $\Delta P=0^\circ$  при ККР= $0^\circ, 90^\circ, 180^\circ$  і  $270^\circ$ .



Крім “четвертної” мають місце незначні “напівкругова” і навіть “октантальна” складові радіодевіації.

Вторинне електромагнітне поле в точці розташування рамки у порівнянні з полем радіостанції приходить з іншого напрямку, має іншу поляризацію і зсув по фазі.

Спрощено можна вважати, що завдяки симетрії конструкції літака будь-яка пара симетричних елементів  $B'$  і  $B''$  еквівалентна елементу  $B$  на осі літака. Внаслідок симетрії літака сумарне вторинне випромінювання всіх елементів його конструкції еквівалентне вторинному випромінюванню одного точкового елементу  $B_{\Sigma}$ , розташованого на осі літака.



Дія на рамочну антену  $P$  прямого сигналу радіостанції і результуючого сигналу вторинного випромінювання з точки  $B_{\Sigma}$  на його осі викликає помилку радіодевіації  $\Delta P$ , четвертий характер якої визначається дзеркальною симетрією конструкції літака.

Для усунення помилок радіодевіації, які мають регулярний характер, в конструкцію радіокомпасу вводять спеціальний компенсатор радіодевіації.

“Зписування” радіодевіації полягає в її визначенні по віддаленій радіостанції.

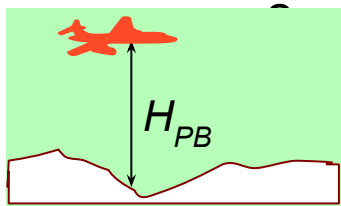
Компенсація радіодевіації здійснюється механічним або електричним способом.

# 3. Радіовисотоміри

## Призначення, склад та характеристики

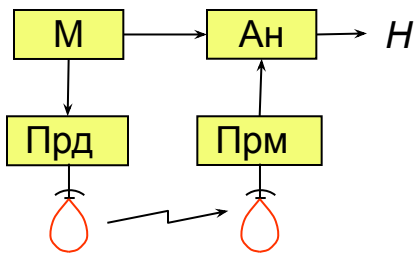
Висота польоту є одним з основних навігаційних параметрів, інформація про який необхідна на всіх етапах застосування літального апарату. Знання висоти польоту літака необхідне при виконанні бомбардування, пуску ракет, фотографуванні, посадці літака і т.п.

Для вимірювання висоти на літаках застосовуються барометричні та радіовисотоміри. Барометричні висотоміри вимірюють висоту польоту відносно умовного рівня і мають значні помилки через відхилення реальних параметрів атмосфери від стандартних, прийнятих при калібруванні. Радіовисотоміри вимірюють істинну висоту польоту  $H_{PB}$ , тобто висоту літака над реальним рельєфом земної поверхні безпосередньо під літаком. Їх точність практично не залежить від атмосферних умов і значно вища, ніж у барометричних висотомірів.



Застосовуються радіовисотоміри безперервного та імпульсного випромінювання з частотною модуляцією. Імпульсні висотоміри застосовуються для виміру великих висот. Вимірювання малих висот за допомогою імпульсних радіовисотомірів обмежено через неможливість відліку малого часу запізнювання.

Для вимірювання малих висот застосовуються радіовисотоміри з безперервним випромінюванням і частотною модуляцією



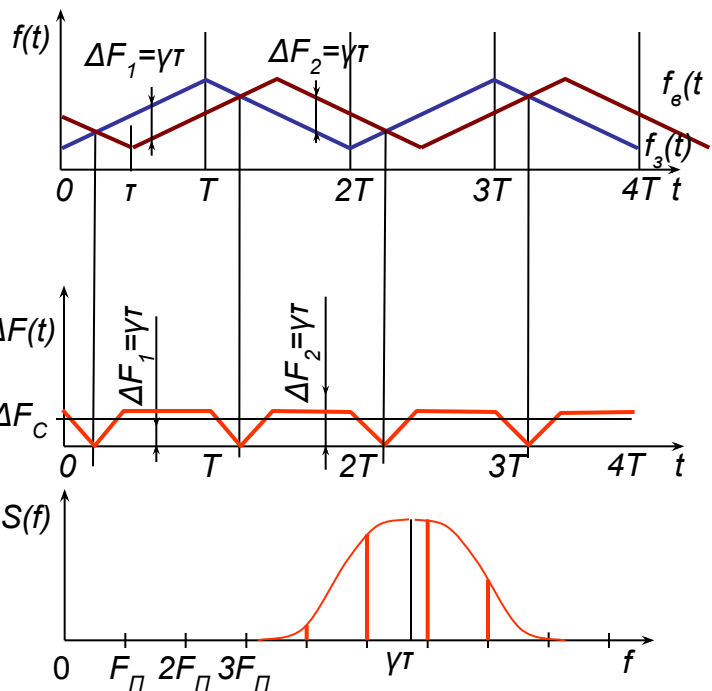
Радіовисотомір методом активної радіолокації визначає відстань до підстилаючої поверхні під літаком – *істинну висоту*  $H_{PB}$ .

При безперервному випромінюванні висота визначається *частотним методом* і можливо однозначно по величині затримки  $\tau \geq 0$  визначати істинну висоту ( $H_{PB} \geq 0$ ), але є труднощі з розділенням у приймачі прямого і відбитого сигналів.

*Середня миттєва різницева частота*  $\Delta F_C$  зонduючого і відбитого сигналів *нелінійно* залежить від *затримки* відбитих сигналів.

Оскільки “пляма” на підстилаючій поверхні має кінцеві розміри, то визначається усереднена висота рельєфу в межах “плями”.

**Спектр періодично модульованих зонduючих і відбитих сигналів дискретний (лінійчатий) і в ньому найчастіше відсутня спектральна лінія з дальномірною частотою  $\Delta F = \gamma \tau$ .**



При імпульсному випромінюванні висота визначається *імпульсним методом*, але через “мертву зону” неможливо визначати висоту, починаючи з нуля.

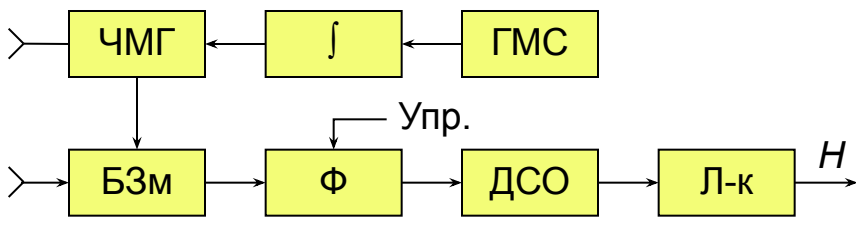
За нормами ІКАО для висотомірів виділені діапазони частот 440 МГц, 1600 ... 1900 МГц і 4300 МГц.

\*



# Принципи побудови радіовисотомірів

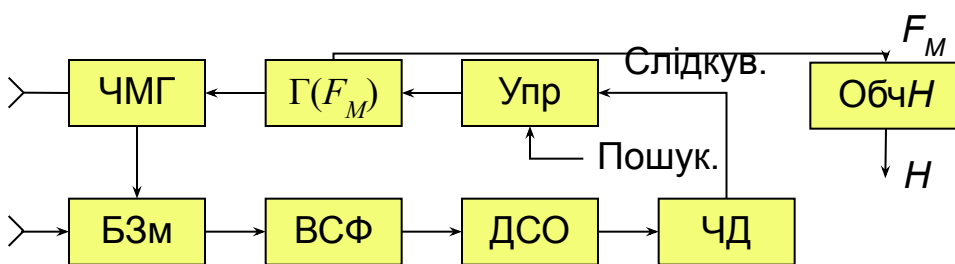
## Радіовисотоміри безперервного випромінювання



ГМС – генератор модулюючих сигналів  
 $\int$  - інтегратор  
 ЧМГ - частотно модульований генератор  
 БЗм – балансний змішувач  
 $\Phi$  – фільтр  
 ДСО – двохсторонній обмежувач  
 Л-к - лічильник

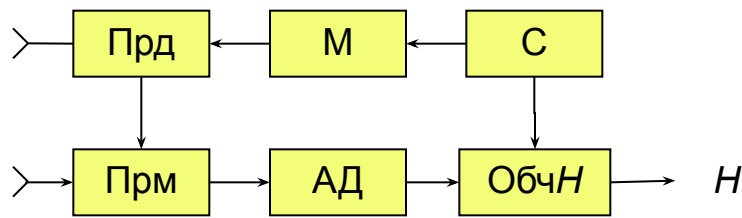
Широкосмуговий РВ включає фільтр із смугою пропускання, яка більша за ширину спектру сигналу різницевої частоти і відповідає діапазону можливих різницевих частот. Щоб зменшити вплив перешкод, весь діапазон різницевих частот (висот) ділять на піддіапазони меншої ширини. Потрібна смуга пропускання фільтру і його настройка визначаються командами управління.

Вузькосмуговий РВ, щоб максимально зменшити вплив перешкод, включає фільтр із смугою пропускання, яка дорівнює ширині спектру сигналів різницевої частоти; частота настройки фільтру незмінна. Щоб забезпечити попадання відбитих сигналів у смугу пропускання фільтру відповідно змінюється період (частота) модуляції ЧМГ, тобто коефіцієнт  $\gamma$ . РВ працює послідовно в режимі пошуку відбитого сигналу і його супроводження по частоті.



Упр – вузол управління  
 $\Gamma(F_M)$  – генератор модулюючої частоти  
 ЧМГ - частотно модульований генератор  
 БЗм – балансний змішувач  
 ВСФ – вузькосмуговий фільтр  
 ДСО – двохсторонній обмежувач  
 ЧД – частотний детектор  
 ОбчН – обчислювач висоти

# Радіовисотоміри імпульсного випромінювання



С – синхронізатор

М – модулятор

АД – амплітудний детектор

ОбчН – обчислювач висоти

РВ імпульсного випромінювання на відміну від звичайної імпульсної РЛС мають роздільні передаючу і прийомну антени з гарною взаємною розв'язкою і не мають антенного перемикача. Завдяки цьому а також внаслідок застосування коротких зондуючих сигналів і визначенню затримки по фронту відбитого сигналу зменшується мінімальна висота їх застосування.

Ослаблені зондуючі сигнали в приймачі використовуються для автоматичної підстройки частоти гетеродину.

РВ працює послідовно в режимі пошуку відбитого сигналу і його супроводження за часом затримки.

# Радіовисотоміри

## 1. Радіовисотомір малих висот безперервного випромінювання РВ-5:

- діапазон висот 0 ... 750 м,
- помилки  $2\sigma$  при висоті 0 ... 10 м становлять  $\pm 0.6$  м,  
при висоті більше 10 м становлять  $\pm 6\%H$ ,
- робоча частота 4300 МГц,
- потужність передавача 0.4 Вт,
- девіація частоти 50 МГц,
- частота модуляції 150 Гц,
- ширина ДСА  $40^\circ$ .

## 2. Радіовисотомір малих висот безперервного випромінювання А-031:

- діапазон висот 0 ... 1500 м,
- помилки  $2\sigma$  при висоті 0 ... 10 м становлять  $\pm 0.6$  м,  
при висоті більше 10 м становлять  $\pm 6\%H$ ,
- робоча частота 4300 МГц,
- потужність передавача 0.4 Вт,
- девіація частоти 50 МГц,
- частота модуляції (120 ... 600) Гц в залежності від висоти,
- ширина ДСА  $40^\circ$ .

### 3. Імпульсний некогерентний радіовисотомір великих висот РВ-25:

- діапазон висот 50 ... 25000 м,
- помилки  $2\sigma$  при висоті до 2000 м становлять  $\pm 28$  м,  
при висоті більше 2000 м становлять  $\pm(25 \text{ м} + 0.15\%H)$ ,
- робоча частота 845 МГц,
- потужність передавача 3 кВт,
- тривалість імпульсів 0.75 мкс,
- частота повторення 600 ... 1200 Гц.

# 4. Особливості конструкції та органи управління

## Радіокомпаси

### Радіокомпаси з рухомою рамкою

#### Режими роботи АРК-10, АРК-11:

АНТЕНА – прийом тільки на всенаправлену антену (настройка на радіостанцію);

КОМПАС-I – прийом на всенаправлену і рамочну антени з автоматичним відслідковуванням напрямку на радіостанцію;

КОМПАС-II – прийом на основну і додаткову рамочні антени з автоматичним відслідковуванням напрямку на радіостанцію;

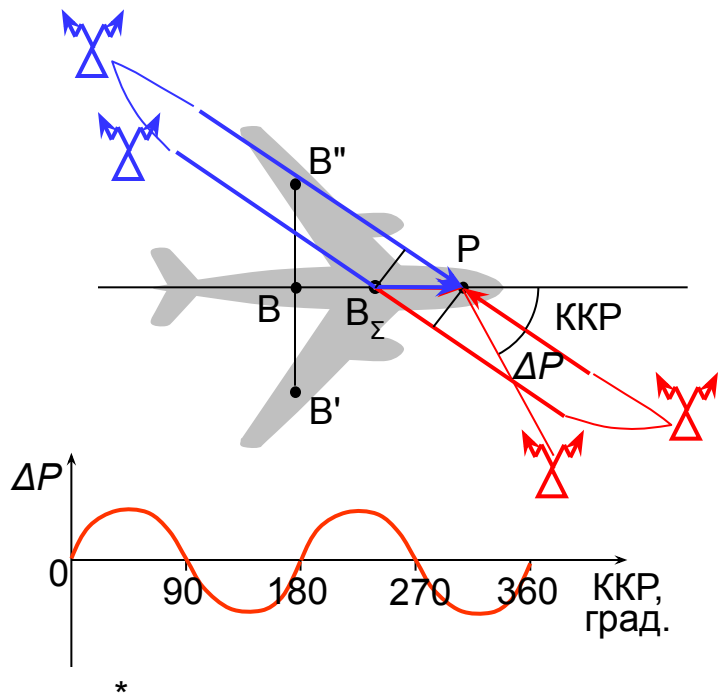
РАМКА - прийом тільки на рамочну антену з ручною пеленгацією радіостанції.

#### ТТХ радіокомпасів АРК-10, АРК-11

- діапазон частот 120 ... 1340 кГц,
- кількість піддіапазонів 8,
- дальність дії по приводу на радіостанцію ПАР-3Б при  $H=10000$  м 250 ... 350 км,
- чутливість в режимі АНТЕНА 4 ... 15 мкВ,
- помилки пеленгації  $2\sigma = 2^\circ$ ,
- час переходу з ДПРС на БПРС 7 ... 8 с,
- маса 32 кг,
- помилки контролю відстані до радіостанції при польоті з  $KKP=0^\circ \pm 30^\circ$  або  $KKP=180^\circ \pm 30^\circ$  не гірше 5% відстані (тільки для АРК-10).

## Особливості конструкції і роботи

Основна і додаткова рамочні антени в горизонтальній площині мають подібні ДСА у вигляді цифри “8”, зміщені одна відносно одної на  $90^\circ$ . Додаткова рамка застосовується замість ненаправленої антени, щоб зменшити рівень перешкод від джерел, напрямок на які відрізняється від ККР. При цьому в сумарній ДСА крім основного формується із зсувом на  $180^\circ$  ще один нуль, тобто в режимі КОМПАС-II можлива помилка пеленгації на  $180^\circ$ . Для її усунення АРК короткочасно переводиться у режим КОМПАС-I.

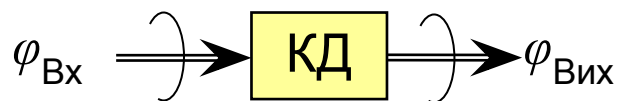


Радіодевіацію викликає перевипромінювання сигналів радіостанції елементами конструкції літака. Будь-яка пара симетричних елементів  $B'$  і  $B''$  еквівалентна елементу  $B$  на осі літака. Дія на рамочну антену  $P$  прямого сигналу радіостанції і результуючого сигналу від перевипромінювання елементами конструкції літака з точки  $B_\Sigma$  на його осі викликає помилку радіодевіації  $\Delta P$ , четвертний характер якої визначається дзеркальною симетрією конструкції літака.

Компенсація помилок радіодевіації в АРК ранніх випусків (АРК-5, АРК-10, АРК-11) здійснюється механічним способом шляхом введення функціонального перетворювача кута в пристрій дистанційної передачі кута положення рамки:

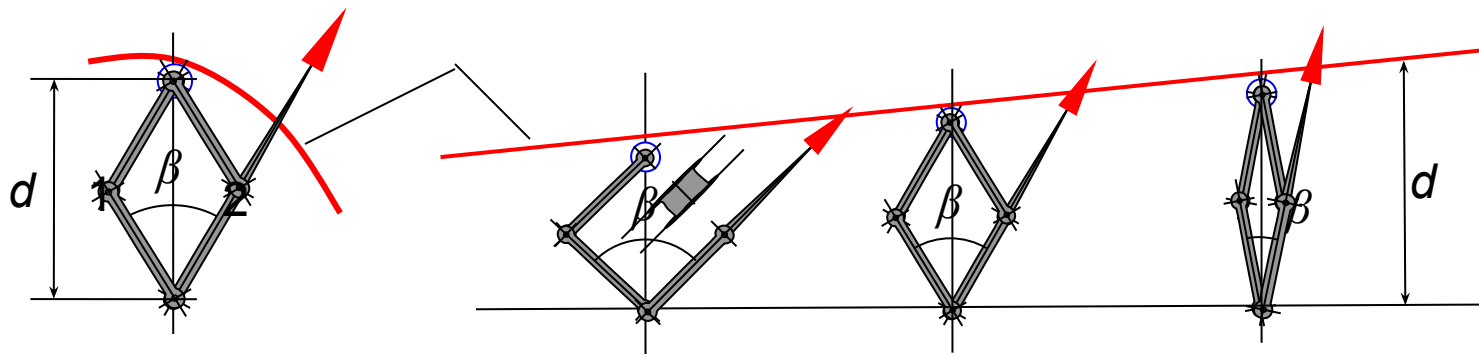
$$\alpha_{Вих} = \alpha_{Вх} - \Delta P(\text{ККР}).$$

*Механічний компенсатор* радіодевіації (КД) являється регулюємим функціональним перетворювачем кута  $\varphi_{Вих} = F(\varphi_{Вх})$ :

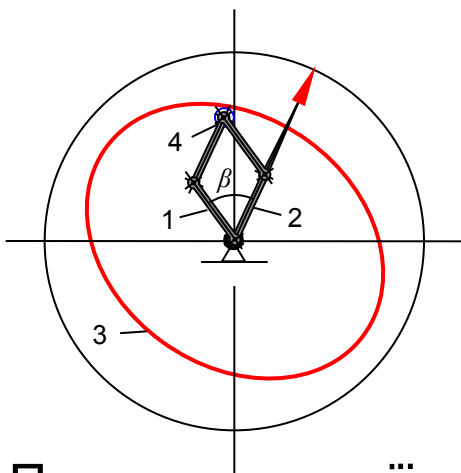


Можливий варіант реалізації функціонального перетворювача базується на залежності кута  $\beta$  між сторонами ромбу (довжиною  $a$ ) і його діагоналлю (довжиною  $d$ ). Потрібні параметри перетворювача встановлюються шляхом зміни форми спеціального *лекала*.

Лекало



\*



Перетворювач створено на базі системи з чотирьох важелів. Важіль 1 закріплено на входній осі перетворювача (кут  $\varphi_{Вх}$ ), а важіль 2 – на його вихідній осі (кут  $\varphi_{Вих}$ ). Потрібна функціональна залежність встановлюється підбором форми лекала 3, по якому переміщується ролик 4 системи важелів.

При компенсації четвертної радіодевіації лекало має форму еліпса, повернутого відносно координатних осей на  $45^\circ$ . При компенсації ще і половинної та октантної радіодевіації форма лекала відповідно ускладнюється.

Дистанційна передача інформації про ККР здійснюється сельсінною системою.

В каналі управління рамкою для стабілізації введено від'ємний зворотний зв'язок по швидкості за допомогою тахогенератора – електричної машини постійного струму, полярність якого визначається напрямком обертання ротора, а величина напруги лінійно зв'язана із швидкістю обертання ротора.

Стабільність частоти гетеродину забезпечується спеціальною конструкцією вузла, термостатуванням і стабілізацією напруги живлення.



Система дистанційної настройки включає дистанційний перемикач піддіапазонів і вузол дистанційної установки частоти в межах піддіапазону.

Дистанційне переключення піддіапазонів здійснюється галетним перемикачем пульту управління і слідкуючим механізмом барабанного перемикача в приймачі.

Дистанційна установка частоти здійснюється ручкою настройки частоти пульту управління. Інформація про задане положення ротору конденсатора змінної ємності передається в приймач двохканальною сельсінною передачею (грубою і точною).

Основні органи управління:

- перемикач піддіапазонів,
- перемикач режимів (АНТЕНА, КОМПАС-I, КОМПАС-II, РАМКА),
- ручка плавної настройки частоти,
- кнопочний механізм включення попередньо настроєних частот,
- перемикач ТЛФ-ТЛГ.

# Радіокомпаси з нерухомою рамкою

## Режими роботи АРК-15, АРК-19, АРК-22:

АНТЕНА – прийом тільки на всенаправлену антену (настройка на радіостанцію);

КОМПАС – прийом на всенаправлену і рамочну антени з автоматичним відслідковуванням напрямку на радіостанцію;

РАМКА - прийом тільки на рамочну антену з ручною пеленгацією радіостанції.

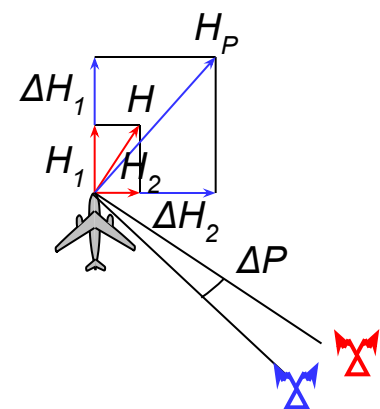
## ТТХ радіокомпасів АРК-22:

- діапазон частот 150 ... 1750 кГц,
- кількість піддіапазонів 7,
- дальність дії по приводу на радіостанцію ПАР-3Б при  $H=10000$  м 340 ... 350 км,
- чутливість в режимі АНТЕНА не гірше 7 мкВ,
- помилки пеленгації  $2\sigma = 1.5^\circ$ ,
- час переходу з ДПРС на БПРС 2.5 с,
- маса 8 кг.

.

Дистанційна передача інформації про положення хвильового фронту здійснюється гоніометром.

Стабільність частоти настройки радіокомпаса забезпечує синтезатор частот з імпульсно-фазовою автоматичною підстройкою частоти.



Компенсація радіодевіації здійснюється електричним способом. Для літаків *прирости магнітного поля* внаслідок *перевипромінювання* становлять  $\Delta H_1 \approx H_1$  і  $\Delta H_2 \approx (1.5 \dots 2)H_2$  результируючий вектор магнітного поля  $H_p$  відхиляється від вектору  $H$ , що супроводжується радіодевіацією  $\Delta P$ . Її компенсація можлива шляхом підбору співвідношення числа витків рамок.

До звичайних органів управління додається пульт попередньої настройки, який дозволяє:

- настроїти радіокомпас на будь-яку частоту,
- попередньо настроїти і запам'ятати частоти 16 радіостанцій.

# Радіовисотоміри

В радіовисотомірах літаків 1 ... 3 поколінь застосовуються ідентичні за конструкцією передаюча і прийомна антени у вигляді напівхвильових диполів.

В сучасних радіовисотомірах застосовуються неvistупаючі рупорні антени.

Спеціальним органом для оперативного управління являється здатчик небезпечної висоти, яким комплектуються деякі радіовисотоміри.

# Питання для самоконтролю

1. Автоматичний радіокомпас з рухомою рамкою.
2. Автоматичний радіокомпас з нерухомою рамкою.
3. Радіовисотомір безперервного випромінювання з частотною модуляцією.
4. Радіовисотомір імпульсного випромінювання.

# Завдання на самостійну роботу

Конспект по темі заняття доповнити матеріалом з навчального посібника і підручників:

1. Презентація АЗРН1.ppt.
2. О.В.Власов, И.В.Смокин. Радиооборудование летательных аппаратов. – М.: Воениздат, 1971, с. 247-256.
3. Радиоэлектронное оборудование. Под ред. В.М.Сидорина. – М.: Воениздат, 1990, с.214-221, 225-228.
4. Радиоэлектронное оборудование летательных аппаратов. Ч.1. Под ред. В.И.Ветроградова. – М.: Воениздат, 1979, с. 113-183.
5. В.А.Войчук та ін.. Бортові радіоелектронні системи. Ч.1. – К.: НАУ, 2006, с. 107-109.
6. В.А.Войчук, В.І.Романенко, Д.В.Васягін. Експлуатація й ремонт радіоелектронного обладнання літаків, вертольотів та авіаційних ракет. (Електронний підручник). – К.: НАУ, 2011, тема 20.