

**МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ  
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ**

**Кафедра авіоніки**

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ

Завідувач кафедри

\_\_\_\_\_ Павлова С.В.

“ \_\_\_\_\_ ” \_\_\_\_\_ 2022 р

# **ДИПЛОМНА РОБОТА**

**(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)**

**ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ**

**«БАКАЛАВР»**

**Тема: Радіолокаційна система маловисотного польоту літака**

**Виконавець:** \_\_\_\_\_ Лозовий Едуард Олегович

**Керівник:** \_\_\_\_\_ Романенко Віктор Григорович

**Нормоконтролер:** \_\_\_\_\_ Левківський Василь Васильович

**Київ 2022**

# НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Факультет аеронавігації електроніки та телекомунікацій

Кафедра авіоніки

Напрямок (спеціальність) 173 «Авіоніка»

**ЗАТВЕРДЖУЮ**

Завідувач кафедри

\_\_\_\_\_ С.В. Павлова

«\_\_\_» \_\_\_\_\_ 2022 р.

## **ЗАВДАННЯ**

**на виконання дипломної роботи**

Лозового Едуарда Олеговича

**1.Тема дипломного проекту:** «Радіолокаційна система маловисотного польоту літака» затверджена наказом ректора від «06» грудня 2021р. № 2658/ст.

**2.Термін виконання роботи:** з 10.01.2022 р. по 28.02.2022 р.

**3.Вихідні дані до роботи (проекту):** маловислотний політ, система раннього попередження приближення землі, радіовисотомір, прогнозування траєкторії польоту, рельєф земної поверхні, радіолокатор профільного польоту, \_\_\_\_\_

**4.Зміст пояснювальної записки (перелік питань, що підлягають розробці):** Принцип роботи системи раннього попередження наближення землі. Сучасні системи запобігання зіткнень із землею. Реалізація радіолокаційної системи маловисотного польоту.

**5.Перелік обов'язкового графічного (ілюстративного) матеріалу :**

Схема зв'язків СРППЗ із системами літака Ан-148. Відображення рельєфу місцевості на індикаторі TDS-56D літака ІЛ-76Т.. Функціональна схема системи попередження наближення землі GPWS літака «Boeing 737». Схема обчислення прогнозованої висоти. Схема визначення ІРВ зміни рельєфу землі. Структурна схема удосконаленої СРППЗ з ІРВ в якості РПП на літаку АН-148

## 6. Календарний план-графік

№ пп	Етапи виконання роботи	Термін виконання етапів	Відмітка про виконання
1	Підбір літератури	10-17.01.2022	
2	Підготовка та написання розділу 1	18-24.01.2022	
3	Підготовка та написання розділу 2	25.01-02.02 2022	
4	Підготовка та написання розділу 3	03-14.02.2022	
5	Перевірка на плагіат, оформлення та отримання рецензії	15-18.02.2022	
6	Підготовка презентації та доповіді	19-22.02.2022	

8. Дата видачі завдання «10» січня 2022 р.

Керівник дипломної роботи

\_\_\_\_\_

Романенко В.Г.

Завдання прийняв до виконання

\_\_\_\_\_

Лозовий Е.О.

## РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до дипломної роботи на тему «Радіолокаційна система маловисотного польоту літака»: 63 с., 40 рисунків, 3 таблиць, 14 використаних джерел.

ЛІТАК, СИСТЕМА РАНЬОГО ПОПЕРЕДЖЕННЯ ЗІТКНЕННЯ ІЗ ЗЕМЛЕЮ, ПРОФІЛЬНИЙ ПОЛІТ, РАДІОЛОКАТОР ПРОФІЛЬНОГО ПОЛЬОТУ, ІМПУЛЬСНИЙ РАДІОВИСОТОМІР

**Об'єкт дослідження** – система запобігання зіткнення літаків із землею.

**Предмет дослідження** – аналіз можливості застосування імпульсного радіовисотоміра великих висот в якості радіолокатора профільного польоту.

**Мета дипломного проекту** – удосконалення системи запобігання зіткнення літаків із землею шляхом застосування імпульсного радіовисотоміра великих висот в якості датчика визначення рельєфу земної поверхні.

**Метод дослідження** – теорія інформації, статистичний аналіз.

Установлено, що застосування імпульсного радіовисотоміра великих висот в якості радіолокатора профільного польоту дозволить системі запобігання зіткнень літаків із землею постійно відслідковувати зміну рельєфу земної поверхні та наявність перешкод для безпечного польоту на малих висотах.

Матеріали дипломної роботи рекомендуються використовувати при проведенні наукових досліджень, навчальному процесі та в практичній діяльності фахівців авіаційних конструкторських бюро.

Прогнозовані припущення щодо розвитку об'єкта дослідження – розробка та вдосконалення бортового обладнання авіоніки сучасного літака, а також розширення функціональних можливостей систем запобігання зіткнень.

## ЗМІСТ

ВСТУП.....	
РОЗДІЛ 1. Принцип роботи системи раннього попередження наближення землі.....	
1.1. Вимоги та функції систем попередження про наближення землі.....	
1.2. Опис та склад системи раннього попередження наближення землі.....	
1.3. Режими роботи системи раннього попередження наближення землі.....	
РОЗДІЛ 2. Сучасні системи запобігання зіткнень із землею.....	
2.1. Система попередження зіткнень СРППЗ-2000 літака Ан-148.....	
2.2. Система раннього попередження приближення землі літака Іл-76Т.....	
2.3. Система попередження про наближення землі літака Boeing 737.....	
РОЗДІЛ 3. Реалізація радіолокаційної системи маловисотного польоту.....	
3.1 Профільний політ повітряного судна .....	
3.2. Імпульсний радіолокатор профільного польоту .....	
3.3. Імпульсний радіовисотомір великих висот.....	
3.4. Застосування імпульсного радіовисотоміру в системі запобігання зіткнень.....	
ВИСНОВКИ.....	
ПЕРЕЛІК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ.....	

## **ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ, СКОРОЧЕНЬ, ТЕРМІНІВ**

GPWS – система запобігання зіткнення із землею;

EGPWS (TAWS) – система раннього попередження зіткнення із землею;

СППЗ - система попередження приближення землі;

ЛА-літальний апарат;

GCAS- система попередження зіткнень з землею;

ПС- повітряне судно;

ІКВШП- інформаційний комплекс висотно-швидкісних параметрів;

ОСЛ- обчислювальна система літаководіння;

БФІ- багато функціональний індикатор;

РЛС- радіолокаційна станція;

РПП- радіолокатор профільного польоту;

ДНА- діаграма направленості антени;

РВ- радіовисотомір;

РНД- радіонавігаційні далекоміри;

ІРВ- імпульсний радіовисотомір;

## ВСТУП

Політ на малих висотах (Low Level Flight) вимагає підвищеної уваги та додаткової інформації у зв'язку із близькістю земної поверхні та відповідно малим часом на виправлення похибок пілотування.

Засобами інформування екіпажу про можливість зіткнення із землею є системи попередження наближення землі, такі як EGPWS (Enhanced Ground Proximity Warning System), TAWS (Terrain Awareness Warning System) та інші, які допомагають екіпажам у пілотуванні на низьких висотах.

Аналіз льотних пригод, пов'язаних із зіткненням літального апарату із землею або перешкодою, демонструє, що встановлення систем попередження наближення землі, загалом запобігають від 96% до 100% аварій повітряних суден.

Сучасні системи запобігання зіткнень із землею працюють з використанням цифрових даних для передбачення перетину траєкторії руху літака із землею. Таким чином, льотний екіпаж заздалегідь отримує інформацію про загрозу зіткнення із землею та має час на її усунення. Ці системи для своєї роботи використовують інформацію від систем повітряних сигналів, курсовертикалей та інших навігаційних систем [1].

Дослідження роботи систем запобігання зіткнень із землею показав, що вимірювання дійсної висоти польоту та вертикальної швидкості виконується непрямыми датчиками тобто вираховується математично, тому що відсутній фізичний зв'язок літального апарату із земною поверхнею, що при наявності похибок не дозволяють системі точно розрахувати безпечну висоту польоту на прогнозованій відстані.

Тому в роботі запропоновано застосувати системи фізичного вимірювання відстані до прогнозованої точки на землі для розрахунку безпечних висот. Це дозволить визначати зміну рельєфу земної поверхні за напрямом польоту, виявити перешкоди та підтримувати безпечну висоту в прогнозованому місці.

Таким чином застосування систем фізичного вимірювання зміни рельєфу земної поверхні дозволить підвищити безпеку маловисотного польоту, що є актуальним та зумовили вибір теми дипломної роботи.

# РОЗДІЛ 1

## ПРИНЦИП РОБОТИ СИСТЕМИ РАНЬОГО ПОПЕРЕДЖЕННЯ НАБЛИЖЕННЯ ЗЕМЛІ

На підставі аналізу льотних подій за останні десять років сформований розподіл аварійних ситуацій за етапами польоту, який показав, що більшість аварій і катастроф повітряних суден припадає на етапи зльоту та приземлення, тобто це етапи польоту на малих висотах (рис. 1.1) [2].

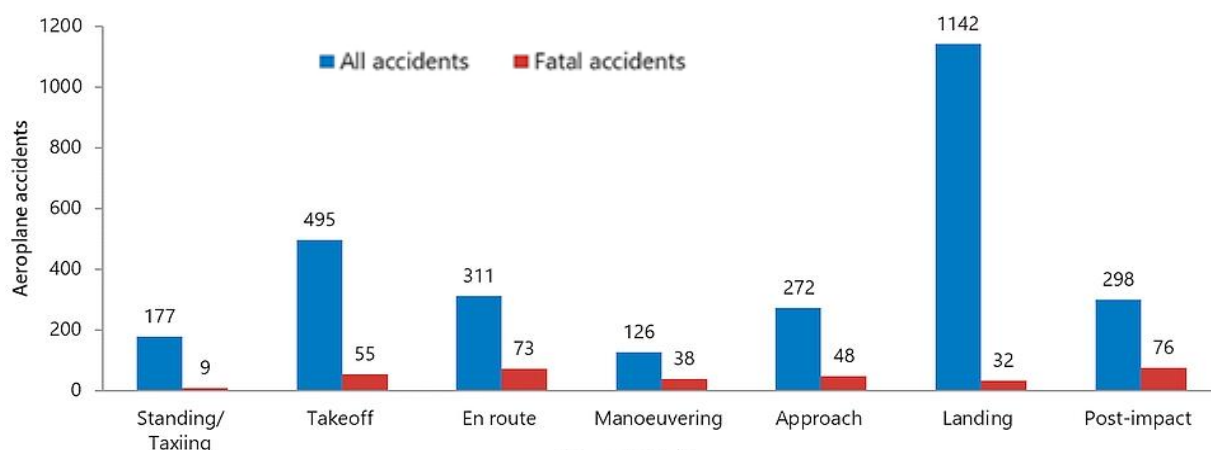


Рис. 1.1. Розподілення аварій і катастроф літаків за етапами польоту

Також дослідження категорій авіаційних подій виявив що за 2020 рік в світі сталося 267 авіаційних подій пов'язаних із категорією CFIT (Controlled Flight Into Terrain) зіткнення керованого повітряного судна із поверхнею (рис. 1.2) [2].

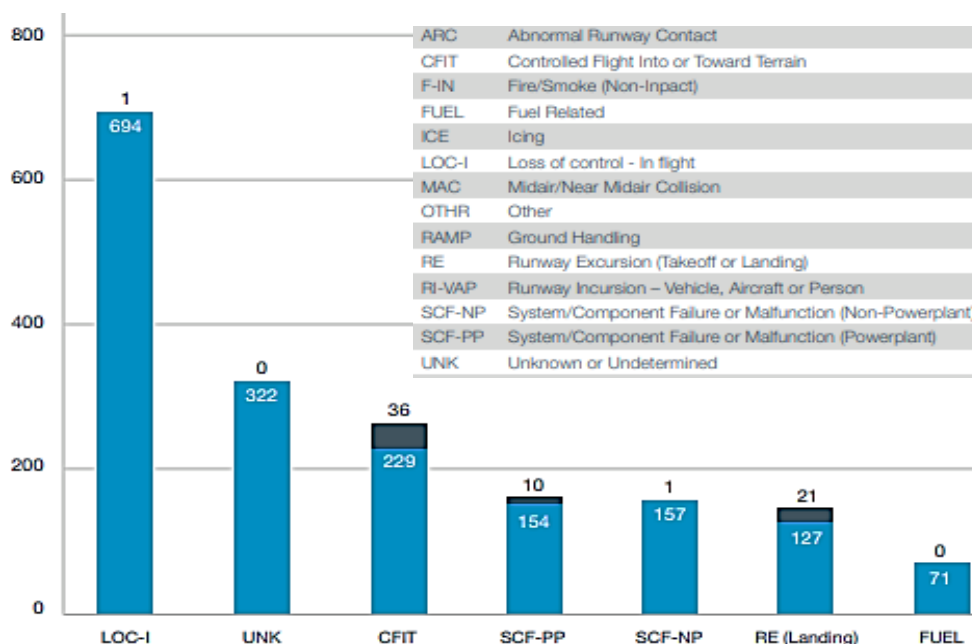


Рис. 1.2. Розподіл авіаційних подій у 2020 році за категоріями.



Отже задля запобігання зіткнення літаків з землею при польотах на малих висотах та інших режимах польоту постало завдання оснастити повітряні судна системами GPWS та її удосконаленою версією EGPWS (TAWS). Нині ці системи є невід'ємною частиною бортового устаткування, обов'язковою до встановлення більшості повітряних суден, яка спрямована на підвищення рівня безпеки польотів.

### **1.1. Вимоги та функції систем попередження про наближення землі.**

Щоб мінімізувати кількість катастроф категорії CFIT та інших подій пов'язаних із падінням керованих повітряних суден, міжнародні організація цивільної авіації ICAO вимагає встановлення системи попередження про наближення землі (GPWS) на наступних типах повітряних суден:

- літаки з газотурбінними двигунами, максимальна сертифікована злітна маса яких складає 5700 кг або менше і на борту яких дозволено провезення більше 5, але не більше 9 пасажирів.

- літаки з поршневыми двигунами, максимальна сертифікована злітна маса яких перевищує 5700 кг або на борту яких дозволено провезення більше 9 пасажирів.

- літаки з газотурбінними двигунами, максимальна сертифікована злітна маса яких перевищує 5700 кг або на борту яких дозволено провезення більше 9 пасажирів.

Система попередження про наближення землі автоматично подає своєчасний чіткий сигнал льотному екіпажу, коли літак знаходиться в потенційно небезпечній близькості до поверхні землі та спрацьовує, в наступних випадках:

- надмірна швидкість зниження;
- шасі не випущені;
- надмірна швидкість зближення з землею;
- надмірна втрата висоти після зльоту або відходу на друге коло;
- небезпечний запас висоти над землею, коли конфігурація не є посадковою;
- закрилки не в посадковому положенні;
- надмірне зниження нижче приладової глісади.

В документах ІКАО застосовуються посилання на наступні системи:

GPWS: Ground proximity warning system - система попередження про близькість землі

TAWS: Terrain awareness warning system - система попередження про небезпеку зближення з землею

GCAS: Ground collision avoidance system - система попередження зіткнень з землею

Слід відмітити, що попереднє покоління таких систем носило назву GPWS. Між GPWS і TAWS є, як мінімум, одна дуже принципова різниця - GPWS дивиться на поточну висоту, а TAWS - передбачає, де буде ПС через деякий час.

Ця функція називається FLTA – Forward Looking Terrain Avoidance. Загальна суть полягає в тому, що процесор аналізує тенденції руху літака і намагається обчислити його (літака) місцезнаходження через деякий час в майбутньому (як координати, так і висоту). Потім передбачене місце порівнюється з базою даних рельєфу землі та перешкод, і якщо це місце виявляється ближчим до землі/перешкоди, ніж належить, TAWS видасть попередження. Алгоритм працює досить складно - зокрема, у нього різні мінімальні відстані до перешкод залежно від поточного етапу польоту.

На маршруті, припустимо, попередження буде видано, якщо в горизонтальному польоті висота над рельєфом/перешкодою виявиться менш ніж 700 футів, але при маневруванні в районі аеродрому система почне реагувати, тільки якщо літак знизиться до 350 футів або нижче. Це робиться для того, щоб максимально знизити кількість хибних попереджень.

Також існує функція TAWS - PDA, Premature Descent Alert (попередження про передчасне зниження). При роботі TAWS функція PDA визначає, що літак безпосередньо заходить на посадку (ближче 15 миль від торця смуги) і починає відстежувати, чи не знизився літак нижче за глісаду більше допустимої межі. Знову таки, щоб не генерувати помилкові тривоги, PDA відключається ближче півмилі від смуги.

Як вже мовилося, при розробці TAWS докладалося багато зусиль, щоб звести помилкові тривоги до абсолютного мінімуму.

## **1.2. Опис та склад системи раннього попередження наближення землі**

Функція TAWS реалізована в окремому незалежному модулі, який знаходиться всередині процесора T2CAS і називається модулем попередження зіткнень з землею GCAM (Ground collision avoidance module). Модуль GCAM забезпечує повний прогноз для сигналів тривоги і попередження, щоб запобігти катастрофічному зіткненню з землею справного літака в керованому польоті, а також всі режими звичайної системи попередження зіткнень з землею (СПЗ) за вимогами стандарту TSO C151a.

Метою TAWS являється забезпечення льотного екіпажу своєчасною інформацією про потенційну небезпеку в напрямку маршруту польоту, яка може привести до зіткнення з землею. TAWS формує сигнал тривоги приближення до землі, попередження про необхідність набору висоти або попередження про необхідність обходу в залежності від положення літака відносно землі.

Конструкція TAWS приймає до уваги специфічні ситуації, коли літак маневрує відповідно до схвалених процедур на висотах значно нижче оточуючих місцевих висот рельєфу (наприклад, заходи в долинах з крутими схилами).

Конструкція TAWS формує датчик прогнозів тривоги на основі реальних характеристик літака. Така конструкція мінімізує хибні тривоги і підвищує довіру екіпажу до системи, оскільки сигнали тривоги, формуються лише під час реальної небезпеки.

TAWS також має функцію визначення реактивного зсуву вітру для попередження екіпажу, якщо літак входить в небезпечні погодні.

Базова система TAWS складається з наступних компонентів:

- модуль GCAM — розміщений в блоці T2CAS;
- персональний модуль літака;
- дисплей поверхні — встановлюється в кабіні;
- пульт управління TAWS — встановлюється в кабіні;
- приймач GPS — зовнішній або розміщується в блоці T2CAS.

Функція прогнозування (CPA - Collision Prediction and Alerting) модуля GCAM забезпечуються за рахунок вдосконаленого прогнозу сигналізації зіткнень на основі даних про земну поверхню та аеропортів, а також моделювання

можливостей літака по набору висоти. Ця функція прогнозує небезпечну ситуацію відносно поверхні землі і формує сигнали тривоги у вигляді голосових і візуальних повідомлень, а також відображення на графічному дисплеї.

Абревіатура CPA означає "прогноз зіткнення і сигналізація" в контексті функціонування TAWS, і "точка найбільшого зближення" в контексті функціонування TCAS.

Функція CPA прогнозує потенційні конфлікти шляхом порівняння двох профілів:

- визначення рельєфу оточуючої поверхні — рельєф оточуючої поверхні визначається за рахунок кореляції інформації про точне місцезнаходження літака, що отримана від GPS і/або навігаційного обчислювача з цифровими базами даних рельєфу і аеропортів, які зберігаються всередині блоку.
- прогноз траєкторії польоту літака — траєкторія польоту літака прогнозується за рахунок використання поточних параметрів польоту для розрахунку траєкторії польоту літака до двох хвилин вперед відносно поточного місцезнаходження літака.

Система TAWS виконує наступні функції:

- оброблює вхідні сигнали від систем літака.
- встановлює співвідношення між місцезнаходженням літака та базами даних рельєфу та аеропортів.
- оцінює небезпеку зіткнення з землею в напрямку траєкторії польоту літака.
- визначає огинаючу, що прогнозує набір висоти для запобігання зіткнення, використовуючи дані з модуля АРМ.
- формує відповідні голосові та візуальні сигнали тривоги і попередження льотному екіпажу на обраному індикаторі.

Модуль GSAM формує як попередження, що прогноуються, так і реактивні попередження.

*Попередження, що прогноуються* - це попередження про рельєф, що забезпечуються за рахунок вдосконаленої функції CPA, яка використовує бази

даних про земну поверхню та аеропорти, а також моделювання характеристик набору висоти літаком. Функція CРА прогнозує небезпечні ситуації зіткнень з землею и формує голосові, візуальні та графічні сигнали тривоги.

Функція CРА дає льотному екіпажу захист від зіткнення із землею на всіх фазах польоту від зльоту до посадки поки:

- точно визначається місцеположення літака;
- дані про характеристики літака доступні;
- всі осередки, витягвані з бази даних поверхні, цілі і справні;
- база даних зони аеропорту справна;
- всі необхідні входні сигнали справні;
- режим рельєфу землі не заблокований.

*Реактивні попередження* — Реактивні попередження включають 5 режимів (як вказано в стандарті DO-161a), голосові повідомлення про досягнення заданих висот, і попередження про досягнення граничного кута крену. Режим попередження про реактивне зрушення вітру (опція) також вважається реактивним режимом модуля GCAM.

*База даних рельєфу місцевості* отримана із моделі Всесвітньої Геодезичної Системи — WGS-84. Карта світу поділена на безліч осередків, що формують безперервну сітку по поверхні землі. Величина висоти, визначена для кожного осередку визначається найвищою точкою в межах цього осередку щодо рівня моря (MSL). Розмір осередку або роздільна здатність карти збільшується в зоні аеродрому і при заході відповідно до вимог для даного регіону.

Наступна базова роздільна здатність використовується для специфічних зон експлуатації літаків:

- маршрутні зони кодуються з низьким дозволом осередків тих, що мають розміри  $180 \times 180$  дугових секунд (еквівалент  $3 \times 3$  м. милі на екваторі);
- поверхня в межах 21 м. милі від будь-якого аеропорту кодується осередками що мають розмір  $30 \times 30$  дугових секунд (еквівалент  $0,5 \times 0,5$  м. милі на екваторі). Ця область може бути розширена до радіусу в 30 м. миль для аеропортів в гірській місцевості або інших специфічних аеропортів, де навколишній рельєф вимагає більш високого дозволу;

- поверхня в межах 6 миль аеропортів в гірській місцевості може бути закодована осередками що мають розмір  $15 \times 15$  дугових секунд (еквівалент  $0,25 \times 0,25$  м. милі на екваторі).

Вказані вище величини є типовими, проте є виключення:

1. На широтах вище  $50^\circ$  (розмір довготи кожної клітинки збільшується, щоб компенсувати збіжність меридіанів).

2. Якщо дані високої роздільної здатності не існують для даного місця, використовуються дані низької роздільної здатності.

3. Дані нижчої роздільної здатності можуть бути використані, якщо може бути показано, що це не створює неприйняттого рівня помилкових попереджень.

*Зона дії тривожних застережень у горизонтальній площині для визначення конфліктних ситуацій в процесі прямолінійного горизонтального польоту і є вузьким полем огляду, з кутом  $1,5^\circ$  з обох боків від траєкторії польоту попереду літака. Цей вузький огляд гарантує, що земля з будь-якого боку траєкторії польоту не формуватиме непотрібних застережень і попереджень.*

Як тільки літак почне розворот, функція СРА використовує швидкість розвороту літака, щоб екстраполювати визначення конфліктних ситуацій на всю поверхню землі, розташовану у напрямі розвороту до  $90^\circ$  від поточної траєкторії літака.

У вертикальній площині зона дії СРА застережень тягнеться уздовж траєкторії польоту від відстані в 20 секунд попереду літака до прогнозованої траєкторії набору висоти. Зона в 20 секунд забезпечує достатній час для реакції пілота щоб виконати стандартний набір.

Це виходить з максимального значення градієнта набору висоти для моделі літака підтверджуючи факт, що екіпаж і літак в змозі почати набір відходу від землі. Градієнт набору висоти визначається як якнайкраща швидкість набору, використовуючи дійсні характеристики набору висоти літака враховуючи вагу, барометричну висоту, температуру повітря, конфігурацію літака, відмову двигуна і дані по набору для моделі літака.

Зона дії СРА сигналів попередження про небезпеку по своїй структурі є такою ж, як зона застережень, за винятком того, що вона починається на

траєкторії польоту за 8 секунд попереду літака від точки початку набору висоти за 120 секунд попереду літака. Інтервал в 8 секунд представляє максимально очікуваний час на реакцію пілота для початку маневрування. Якщо зона дії СРА сигналів попередження виявляє небезпеку, то можуть формуватися два типи застережливих сигналів. Тип сигналу попередження визначається залежно від обчислень СРА, тобто має або не має достатньої можливості літак по набору висоти, щоб забезпечити перевищення над рельєфом місцевості за рахунок стандартного маневру:

- попередження PULL UP ( ТЯГНИ ВГОРУ) — формується, якщо обчислення СРА визначають, що літак в змозі пролетіти зверху над рельєфом.
- попередження AVOID TERRAIN (ЙДИ УБІК) — формується, якщо обчислення СРА визначають, що літак не в змозі пролетіти зверху над рельєфом.

### 1.3. Режими роботи системи раннього попередження наближення землі

#### **РЕЖИМ 1 –« НАДМІРНА ШВИДКІСТЬ ЗНИЖЕННЯ»**

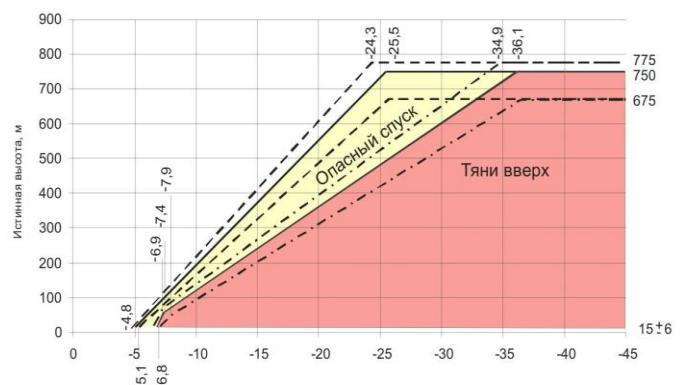
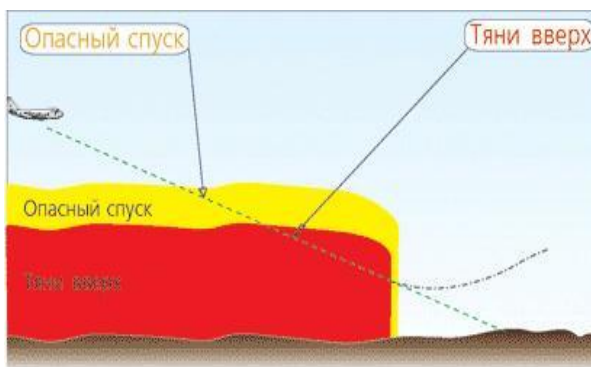


Рис. 1.3. Режим 1 «надмірна швидкість зниження»

Цей режим (рис 1.3.) контролює радіовисоту і вертикальну швидкість і формує реактивні сигнали застереження і попередження, якщо поточна траєкторія польоту зниження йде з надмірною швидкістю. Цей режим активізується тільки у тому випадку, коли функція СРА GSAM непрацездатна. Поки функція СРА GSAM включає будь-які сигнали попередження, які повинні бути сформовані реактивним режимом 1, цей режим блокується, якщо функція СРА GSAM працює нормально.

Коли функція CPA GCAM непрацездатна — загоряється світлосигналізатор TERR INOP (НЕМАЄ ПРОГНОЗУ).

Режимом 1 можуть бути сформовані наступні попередження:

- Sink Rate / Небезпечна швидкість зниження — формується, коли радіовисота і вертикальна швидкість знаходяться в межах огинаючої на протязі як мінімум однієї секунди. Коли формується цей сигнал, спалахує світлосигналізатор і лунає звукове попередження SINK RATE (ШВИДКІСТЬ ЗНИЖЕННЯ) з динаміка. Якщо екіпажем вибрана опція "крутий захід", огинаюча швидкості зниження змінюється. Сигналізація ОБЕРЕЖНО ШВИДКІСТЬ ЗНИЖЕННЯ знову готова до роботи, як тільки значення радіовисоти і вертикальної швидкості знаходяться за межами огинаючої швидкості зниження.

- Pull Up / Тягни вгору — формується, коли радіовисота і вертикальна швидкість знаходяться в межах огинаючої "тягни вгору", на протязі як мінімум 0,5 секунди. Коли Режим 1 формує попередження ТЯГНИ ВГОРУ, спалахує світлосигналізатор і лунає звукове попередження PULL UP (ТЯГНИ ВГОРУ) з динаміка.

Сигналізація ТЯГНИ ВГОРУ знову готова до роботи, як тільки значення радіовисоти і вертикальної швидкості знаходяться за межами огинаючої "тягни вгору".

## РЕЖИМ 2 – «НАДМІРНА ШВИДКІСТЬ ЗБЛИЖЕННЯ З ЗЕМЛЕЮ»

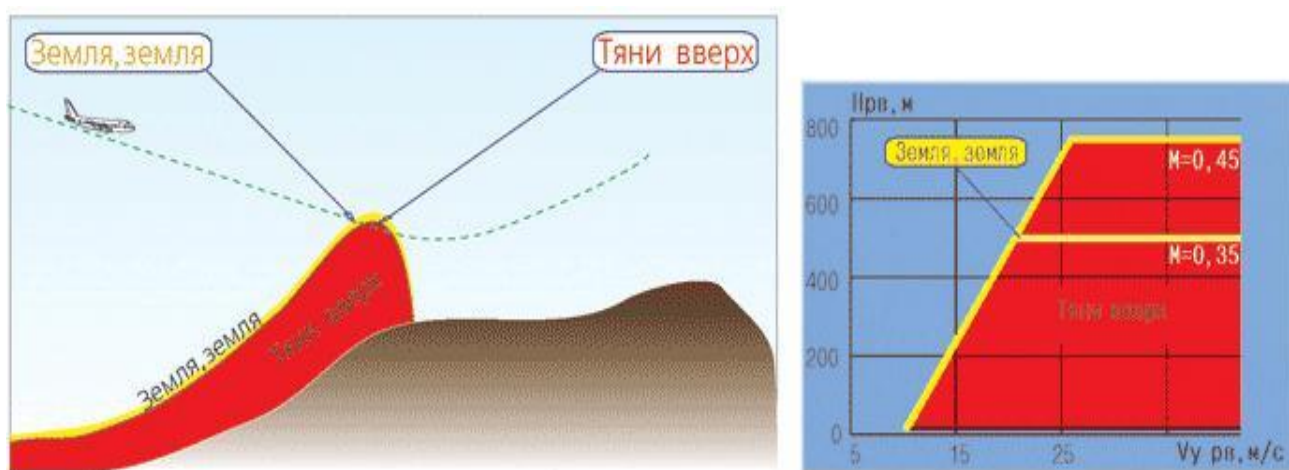


Рис 1.4. Режим 2 – «надмірна швидкість зближення з землею»

Цей режим (рис.1.4.) контролює радіовисоту, обчислену повітряну швидкість, конфігурацію шасі, конфігурацію посадочного положення закрилків і



формує реактивні сигнали застереження середньої тривалості і реактивні сигнали попередження короткої тривалості, коли поточна траєкторія польоту і земля зближуються з надмірною швидкістю.

Цей режим активізується тільки у тому випадку, коли функція CPA GCAM непрацездатна. Якщо функція CPA GCAM працює нормально, реактивні попередження режиму блокуються. Коли функція CPA GCAM непрацездатна — спалахує світлосигналізатор TERR INOP (НЕМАЄ ПРОГНОЗУ).

Режим 2 може формувати наступні сигнали тривоги:

УВАГА ЗЕМЛЯ — формується, коли радіовисота і швидкість зближення із землею знаходяться в одному з наступних значень:

- в межах оранжевої огинаючої протягом однієї секунди, якщо закрилки не в посадочній конфігурації і не встановлений ручний випуск закрилків (2А);
- в межах червоної огинаючої протягом однієї секунди, якщо закрилки в посадочній конфігурації або якщо встановлений ручний випуск закрилків (2В).

### РЕЖИМ 3 — «ВТРАТА ВИСОТИ ПІСЛЯ ЗЛЬОТУ»

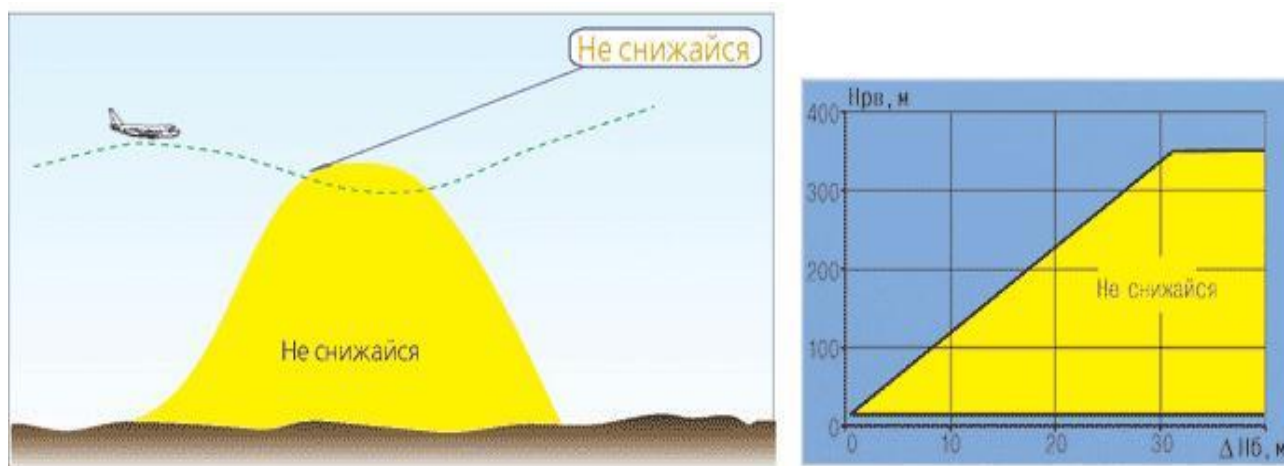


Рис 1.5. Режим 3 — «втрата висоти після зльоту»

Цей режим (рис.1.5.) контролює радіовисоту і баровисоту та формує сигнал попередження, коли є втрата висоти після зльоту або промах при заході.

Сигналізація УВАГА НЕ ЗНИЖУВАТИСЯ формується, якщо радіовисота і втрата баровисоти знаходиться в межах тієї, огинаючої заборони зниження . Втрата висоти — це різниця між максимальною висотою досягнутою в процесі зльоту і поточною висотою.

Коли Режим 3 формує сигнал УВАГА НЕ ЗНИЖУВАТИСЯ, спалахує світлосигналізатор і звукова сигналізація НЕ ЗНИЖУВАТИСЯ (або ЗЕМЛЯ ДУЖЕ БЛИЗЬКО).

### РЕЖИМ 4 - «НАБЛИЖЕННЯ ЛІТАКА ДО ЗЕМЛІ НЕ В ПОСАДКОВІЙ КОНФІГУРАЦІЇ»

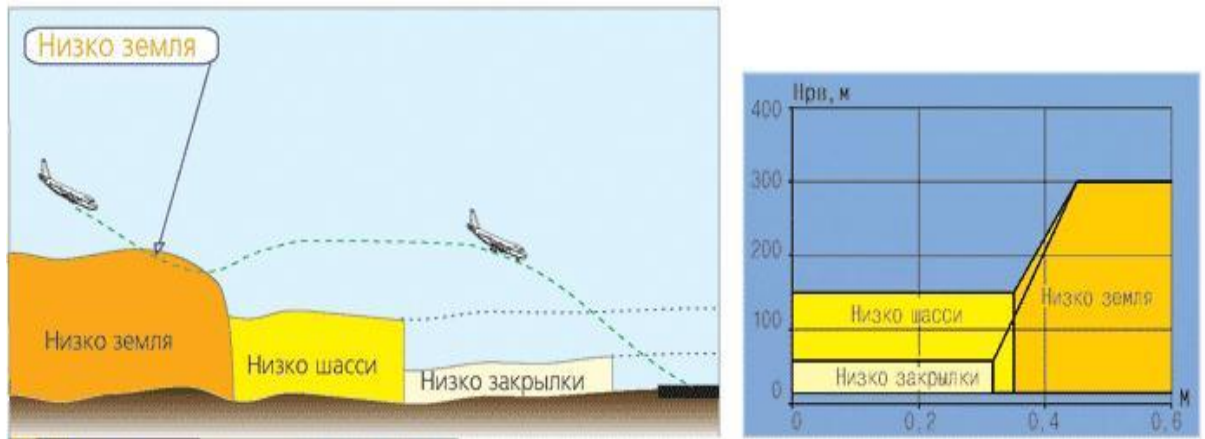


Рис 1.6. Режим 4 - «наближення літака до землі не в посадковій конфігурації»

Режим (рис.1.6) є активним протягом всього польоту, крім етапу зльоту або відходу на друге коло. Режим має два підрежими 4.1 (рис.1.6.б) та 4.2 (рис.1.6.в). Підрежим 4.1 - зниження літака з прибраним шасі.

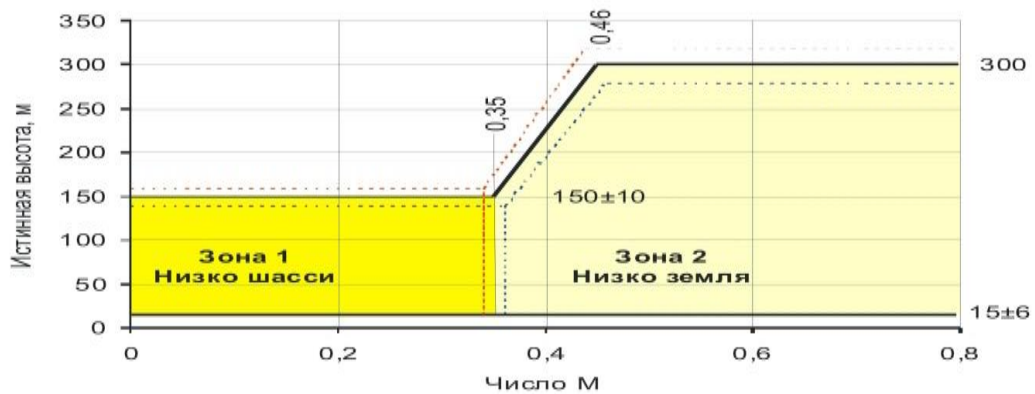


Рис. 1.6. б. Межі попереджувальної сигналізації підрежиму 4.1.

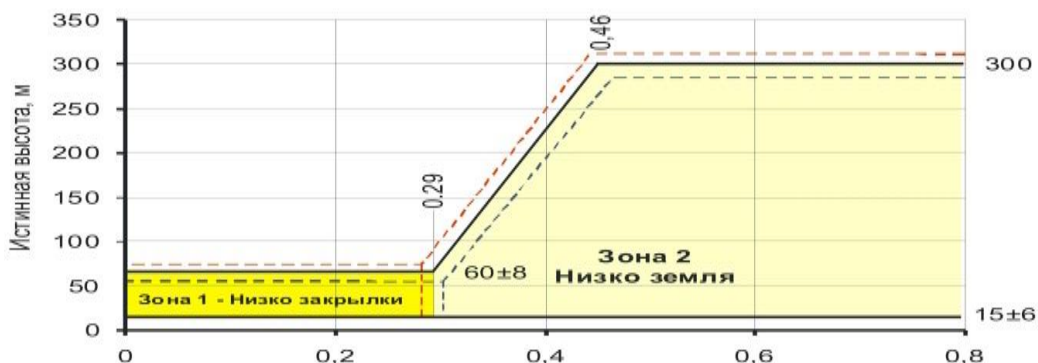


Рис. 1.6. в. Межі попереджувальної сигналізації підрежиму 4.2.

У цьому підрежимі при зниженні нижче висоти в зоні 1, сигналізації включається жовте табло «ЗЕМЛЯ» і видаються повторювані звукові сигнали «Низько шасі», а в зоні 2, при значній повітряній швидкості-зоні- «Низько земля».

Підрежим 4.2 - зниження літака з закрилками випущеними на кут менше 30°. При зниженні літака нижче визначеної висоти в зоні 1 включається жовте табло ЗЕМЛЯ і видаються повторювані звукові сигнали «Низько Закрилки», а в зоні 2, при значній повітряній швидкості- «Низько земля».

### **РЕЖИМ 5 - «НАДМІРНЕ ЗНИЖЕННЯ ПС НИЖЧЕ ГЛІСАДИ ПРИ ЗАХОДІ НА ПОСАДКУ ЗА ПРИЛАДАМИ».**

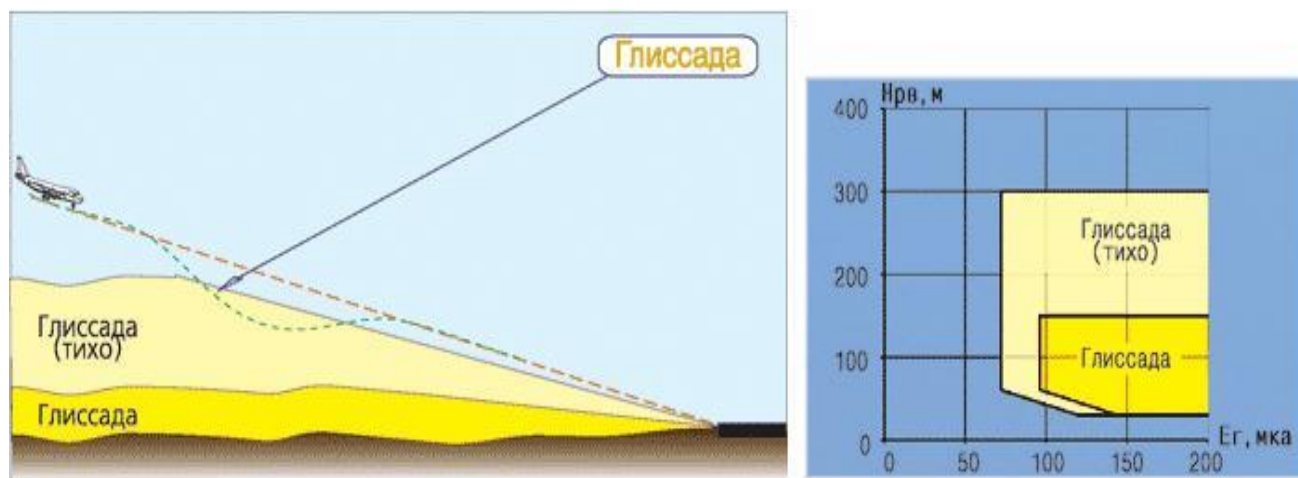


Рис 1.7. Режим 5 - «надмірне зниження ПС нижче глісади при заході на посадку за приладами»

Режим активний на етапі посадки (рис 1.7) (при випущеному шасі і наявності інформації від посадкової системи) до зниження нижче істинної висоти (Нрв) 30 м або відходу на друге коло. При знаходженні параметрів ПС в зоні сигналізації видається голосове повідомлення «ГЛІСАДА» і застережливий світловий сигнал.

### **РЕЖИМ 6 - «ПЕРЕВИЩЕННЯ ПОРОГОВОГО ЗНАЧЕННЯ РІЗНИЦІ ГЕОМЕТРИЧНОЇ І ВІДНОСНОЇ БАРОМЕТРИЧНОЇ ВИСОТИ».**

Режим призначений для формування звукової сигналізації при значній різниці між показаннями радіовисотоміра і відносної барометричної висоти (рис. 1.8). Ця різниця може виникати при неправильному виставленні опорного тиску або несправності радіовисотоміра. Режим працює як при використанні системи QFE (як опорного тиску на барометричний висотомір вводять тиск на рівні

аеродрому), так і при використанні системи QNH (як опорного тиску на барометричний висотомір вводять тиск на рівні моря).

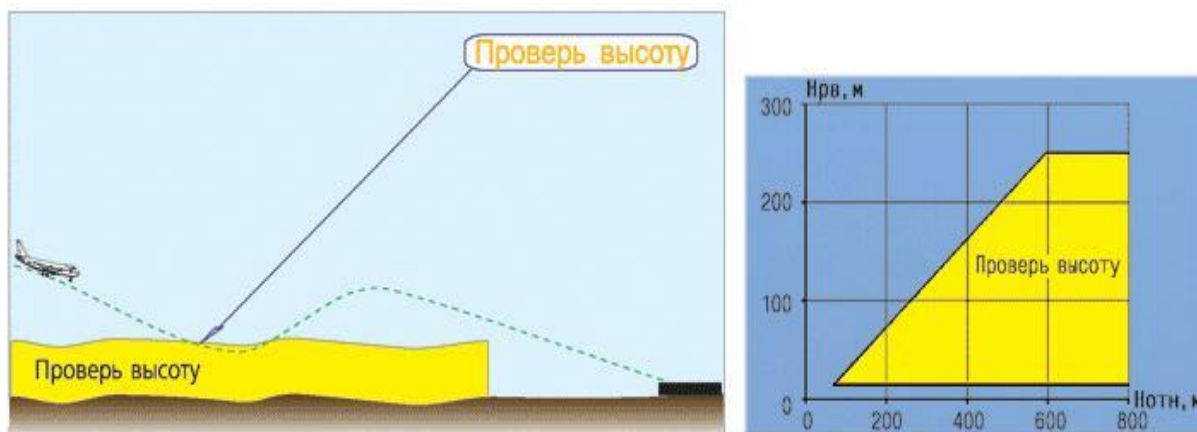


Рис 1.8. Режим 6 - «перевищення порогового значення різниці геометричної і відносної барометричної висоти».

При використанні системи QNH барометрична висота коригується на величину перевищення аеродрому зльоту/посадки. Режим активний лише при посадковому положенні шасі і закрилків літака. В області сигналізації видається попереджувальна сигналізація: загоряється жовте табло «ЗЕМЛЯ» і мовне повідомлення «ПЕРЕВІР ВИСОТУ».

### РЕЖИМ 7 - «ОЦІНКА РЕЛЬЄФУ МІСЦЕВОСТІ В НАПРЯМКУ ПОЛЬОТУ».

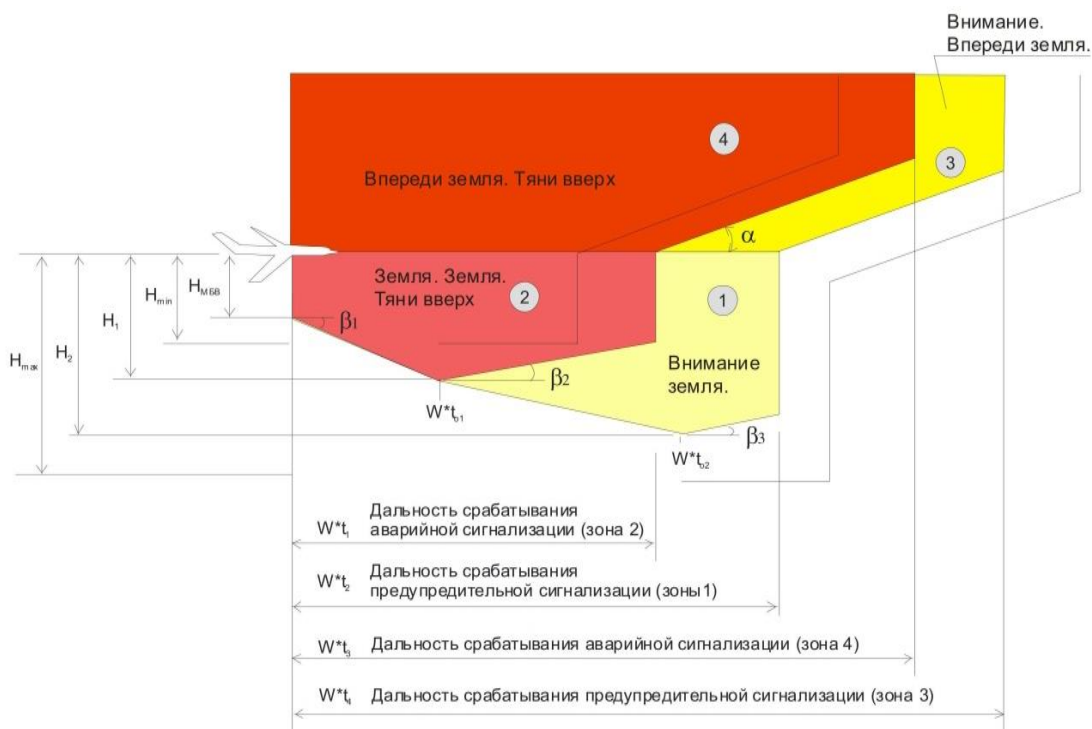


Рисунок Б.1 - Границы сигнализации режима 7 (вид сбоку)

Рис. 1.9. Межі сигналізації режиму 7.

Режим активний на всіх етапах польоту, включаючи еволюції літака (розвороти) (рис. 1.9.). Режим використовується для перевірки відсутності елементів рельєфу і штучних перешкод у межах встановленого робочого простору, форми і розміри якого є розрахунковими і залежать від етапу польоту, місця розташування літака і кутів його просторової орієнтації, швидкості польоту та ін. СРППЗ використовує параметри руху ПС, визначені вбудованою або зовнішньої супутникової навігаційної системою і бортовими датчиками. Робочий простір обмежений:

- розрахункової дальністю у напрямку польоту літака, що залежить від шляхової швидкості літака і етапу польоту;
- зоною обліку перешкод по обидві сторони від траєкторії польоту, що залежить від виконуваного маневру (прямолінійний політ, розворот)
- відстані вниз, що залежить від етапу польоту, вертикальної траєкторії, динамічних характеристик літака.

#### **РЕЖИМ 8 - «ПЕРЕДЧАСНЕ ЗНИЖЕННЯ ПРИ ЗАХОДІ НА ПОСАДКУ».**

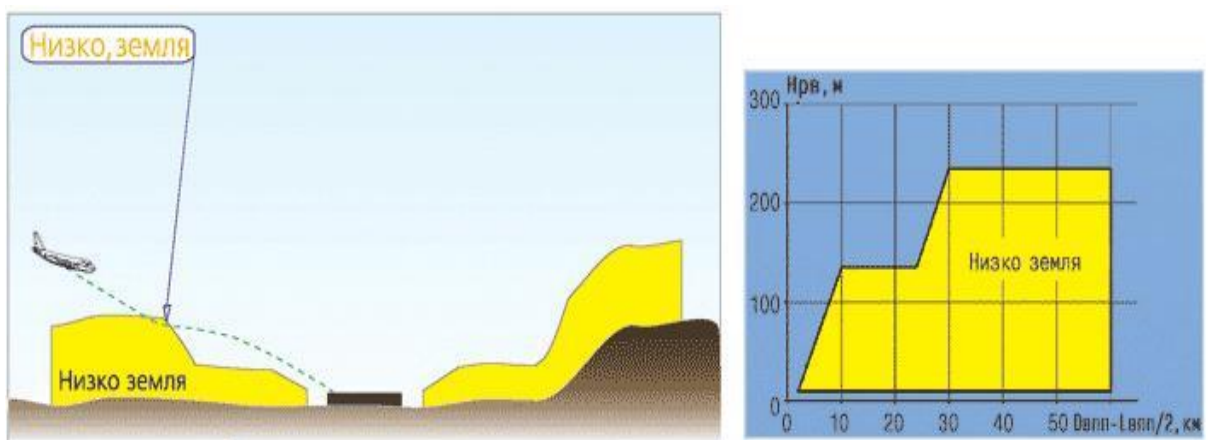


Рис. 1.10. Режим 8 - «передчасне зниження при заході на посадку»

Режим активний на всіх етапах польоту, крім етапу зльоту і відходу на друге коло (рис. 1.10). Оцінка безпеки положення ПС щодо рельєфу в районі аеродрому здійснюється на підставі інформації про місцезнаходження ПС, дійсної висоти (НРР) та інформації про аеродром з бази аеронавігаційних даних СРППЗ.

*Підрежим 8.1* - попередження про недостатню істинну висоту.

В цьому режимі (рис. 1.11) перевіряється чи не знаходиться літак небезпечно нижче допустимої траєкторії заходу на посадку (шляхом порівняння



поточної істинної висоти з висотою, знаходження на якій допустимо при поточному видаленні від порога ЗПС). При попаданні літака в область сигналізації включається жовте табло «ЗЕМЛЯ» і періодично видається повідомлення «низькі землі».

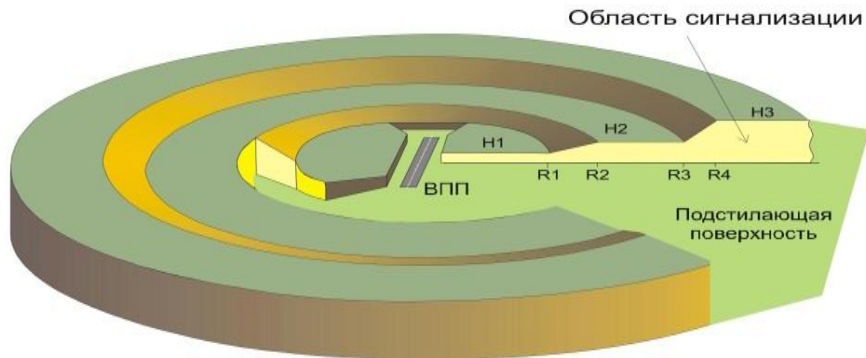


Рис. 1.11а. Межі попереджувальної сигналізації режиму 8.1.

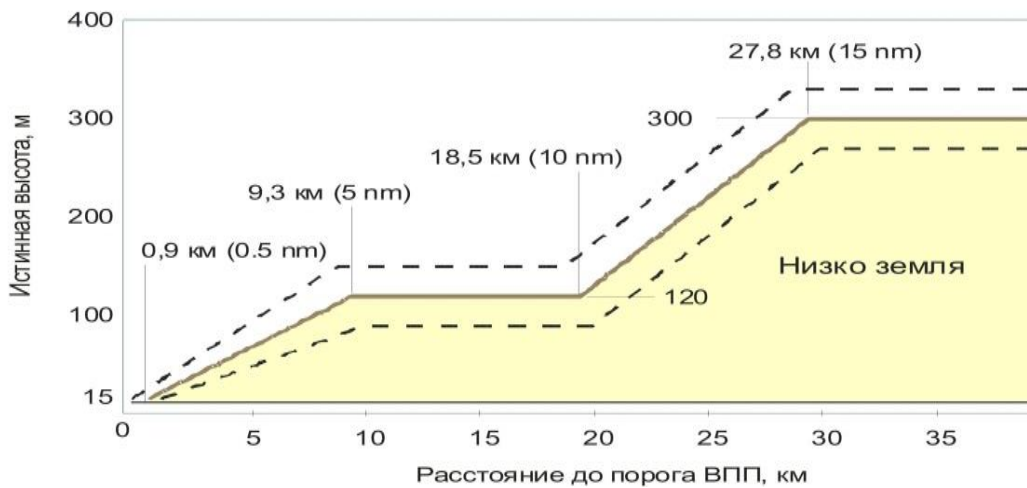


Рис. 1.11.б. Межі попереджувальної сигналізації режиму 8.1.

*Підрежим 8.2* - попередження про недостатню висоту над порогом ЗПС.

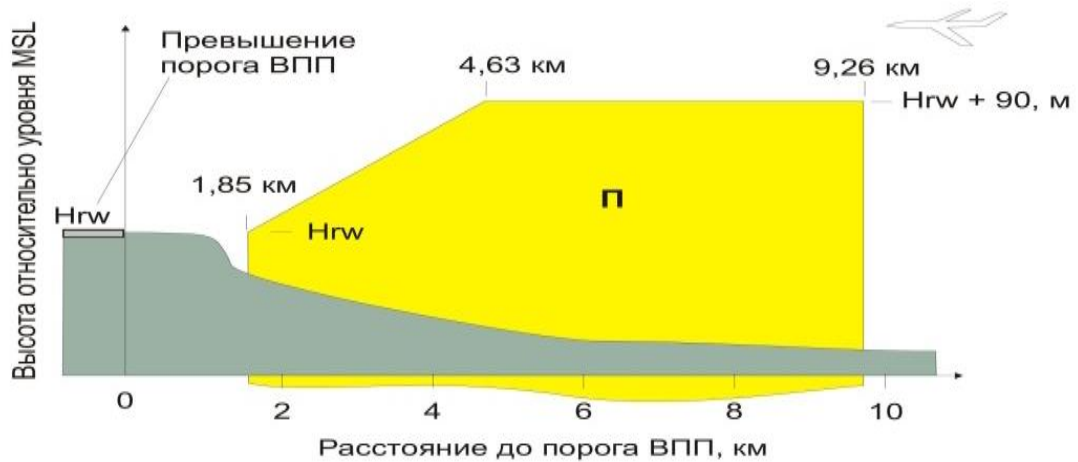


Рис. 1.12. Межі попереджувальної сигналізації режиму 8.2.

У гірських районах перевищення ЗПС може бути більше перевищення рельєфу під траєкторією заходу на посадку (рис. 1.12). У цьому випадку показання висоти по радіовисотоміру може бути значним, у той час як літак буде перебувати нижче перевищення ЗПС. Використання кордонів режиму перевірки істинної висоти не дає нормальних результатів. Для видачі сигналізації в даній ситуації використовується режим перевірки перевищення над порогом ЗПС.

В межах області сигналізації система формує попереджувальну сигналізацію: загоряється жовте табло «ЗЕМЛЯ» і періодично видається повідомлення «низькі землі». При знаходженні параметрів ПС в зоні сигналізації видається голосове повідомлення «Низько земля» і застережливий світловий сигнал.

Всі 8 режимів СРППЗ, не складно розпізнати, за повідомленням СРППЗ, який конкретний режим СРППЗ спрацював на зміну напрямку маневру.

Отже багато сучасних систем попередження наближення землі також включають базу даних про рельєф. Цей клас систем отримав позначення EGPWS. У них індикація синтезованого по базі даних рельєфу служить, в першу чергу, не для навігації, а для попередження пілота про небезпеку зіткнення із землею. Власне кажучи, індукується не карта, що відображає всі подробиці підстилаючої поверхні землі, а тільки підвищення, що знаходяться в зоні досяжності ЛА. Якщо ЛА піднімається на велику висоту, зображення рельєфу зникає. Інформація EGPWS виводиться на пілотажний і навігаційний індикатори пілота. На пілотажному індикаторі вона зображується у варіанті «вид з вікна», а лінія горизонту має вигляд не прямої лінії, як в традиційному авіагоризонті а ламаної лінії, що повторює профіль рельєфу. На це зображення накладається звичайна для пілотажного формату символіка – шкали, цифрові лічильники, значки і тексти. На навігаційному індикаторі висвічуються ділянки поверхні, що представляють небезпеку при даній висоті польоту. Ступінь небезпеки кодується кольором ділянки:

- червоним – перешкоди, що знаходяться прямо по курсу з висотою, що перевищує поточну висоту польоту;
- жовтим – такі ж перешкоди в стороні від поточного курсу із меншою висотою, ніж у ЛА;

- зеленим або сірим – підвищення рельєфу, які нижче за поточну висоту, але повинні бути взяті до уваги;
- ділянки поверхні, які значно нижче ніж висота польоту, взагалі не кодуються.

Системи EGPWS можуть містити не тільки базу даних про рельєф, але і базу даних про високі перешкоди – хмарочоси, щогли, вежі. Тоді вони теж зображуються на карті.

Таким чином політ на малих висотах є найбільш небезпечним за оцінкою часу виправлення помилок пілотування, а застосування систем запобігання зіткнень із землею допомагає екіпажам літаків виправляти ці помилки шляхом збільшення часу наданого екіпажу для прийняття правильних рішень.

Крім того функція прогнозу завчасно попереджує екіпаж про зміну рельєфу земної поверхні. Але математичні розрахунки дійсної висоти у прогнозованій точці траєкторії польоту можуть бути хибними із-за помилок визначення положення повітряного судна або помилок бази рельєфу земної поверхні.

Тому доцільно оснастити систему запобігання зіткнень із землею додатковими датчиками безпосереднього визначення зміни рельєфу за напрямком польоту.



## РОЗДІЛ 2

### СУЧАСНІ СИСТЕМИ ЗАПОБІГАННЯ ЗІТКНЕНЬ ІЗ ЗЕМЛЕЮ

Система запобігання зіткнень із землею відповідає технічним параметрам всіх літальних апаратів і призначена для роботи на всіх типах повітряних суден - літаків цивільної та приватної авіації, а також гелікоптерів різного призначення. Всі попередження екіпажу про небезпеку зіткнення із землею або іншими перешкодами при русі повітряного судна на території аеродромної зони та злітно-посадкової смуги передаються за допомогою візуальних та звукових сигналів. Сучасна система попередження зіткнення із землею є системою другого покоління і вирішує завдання як систем першої хвилі розробок, так і сучасних систем попередження наближення із землею: апаратури типів ССОС, СППЗ-1, СППЗ-85, СРППЗ-2000, ТТА-12/ТТА-12Н та іноземного обладнання типів GPWS, EGPWS, TAWS/HTAWS.

#### **2.1. Система попередження зіткнень СРППЗ-2000 літака Ан-148.**

Система СРППЗ-2000 при взаємодії з бортовим радіоелектронним обладнанням літака призначена для попередження екіпажу про можливе потрапляння в ситуацію, розвиток якої може призвести до ненавмисного зіткнення літака з земною або водною поверхнею, а також для раннього попередження при наявності небезпеки у напрямку польоту та при передчасному зниженні [3]. Попередження здійснюється шляхом подачі голосової та світлової сигналізації, а також шляхом формування візуальної інформації про характер підстилаючої поверхні на багатофункціональному індикаторі (далі – БФІ) на основі електронних баз даних рельєфу земної поверхні, штучних перешкод та аеродромів у напрямку польоту.

Сигналізація попередження видається в наступних режимах:

- перевищенні встановлених порогових значень вертикальної барометричної швидкості зниження (режим 1);
- перевищенні встановлених порогових значень швидкості зближення з земною або водною поверхнею (режим 2);

- втраті барометричної висоти при зльоті або при відході на друге коло (режим 3);
- польоті біля земної поверхні з закрilками не в посадковій конфігурації або з не випущеними шасі (режим 4);
- надмірному відхиленні вниз від радіотехнічної глісади понад встановленого порогового значення при посадці (режим 5);
- досягненні встановленого порогового значення різниці між відносною барометричною та геометричною висотою (режим 6);
- при проході ряду визначених наперед значень висот в процесі заходу на посадку (режим 7); видача голосових повідомлень;
- при перевищенні порогових значень крену на маршруті та при заході на посадку (режим 8);
- при наявності небезпеки у напрямку польоту (раннє попередження);
- при передчасному зниженні.

Блок СРППЗ-2000 являється конструктивно та функціонально закінченим приладом, який виконує всі функції системи СРППЗ, збирає інформацію від сполучених систем, оброблює, перетворює її та видає екіпажу сигнали попередження про небезпечні режими польоту.

На лицьовій панелі блоку встановлені: тримач запобіжника; з'єднувач, призначений для підключення, при необхідності, до ПЕОМ, для проведення діагностики СРППЗ; два світло діода «Контр. 1», «Контр. 2», «Контр. 3» закриті лінзами. На задній панелі блоку встановлений електричний з'єднувач, призначений для з'єднання блоку з фідером літака.

Блок встановлюється і кріпиться на рамі. Для забезпечення металізації на блоці та рамі передбачені шини заземлення.

Джерелами вхідної інформації системи являються:

- радіовисотомір А-053 – видає в систему сигнал істинної висоти та сигнал своєї справності;
- система ІКВШП – видає в систему сигнали відносної (Нвідн) та абсолютної (Набс) барометричних висот, приладної швидкості ( $V_{пр}$ ), вертикальної швидкості ( $V_v$ ) та сигнали своєї справності;

- Курс-93М – видає сигнал відхилення від радіотехнічної глісади й сигнал справності
- Курсвертикаль № 2– видає сигнали гіромагнітного курсу і крену;
- ОСЛ – видає сигнали заданого шляхового кута, шляхової швидкості, географічних координат;
- СУЗЛО – видає разові команди «Шасі обтиснуте» (ШО), «Шасі випущено» (ШВ), «Закрилки – в посадковому положенні» для визначення етапів польоту й включення різних режимів роботи системи на вхід СРППЗ.

Схема зв'язків СРППЗ-2000 з літаковими системами приведена на рис. 2.1.



Рис.2.1 Схема зв'язків СРППЗ із системами літака Ан-148

Сигнали з датчиків вхідної інформації аналізуються в СРППЗ. При надходженні вхідних сигналів відповідаючи небезпечним ситуаціям, в бортовому обчислювачі (БО) формуються сигнали про небезпеку, які потрапляють в КСЕІС, в систему внутрішнього зв'язку в бортовий реєстратор.

Повідомлення (жіночим голосом) прослуховуються в телефонах і супроводжуються світловою сигналізацією на індикаторах КСЕІС.

Інформація, що виводиться на індикатори КСЕІС, приведена в таблиці повідомлень.

Перед повідомленням "ТЯГНИ ВГОРУ" завжди видаються два звукових сигнали «вууп» змінної тональності й гучності.

При одночасному надходженні двох і більше команд видається команда, що має більш високий пріоритет.

Живлення СРППЗ здійснюється постійним струмом напругою 27 В від шини Ш1 лівого РУ 27 В через автомат захисту СРППЗ.

Органи управління й контролю СРППЗ показані на рис. 2.2.

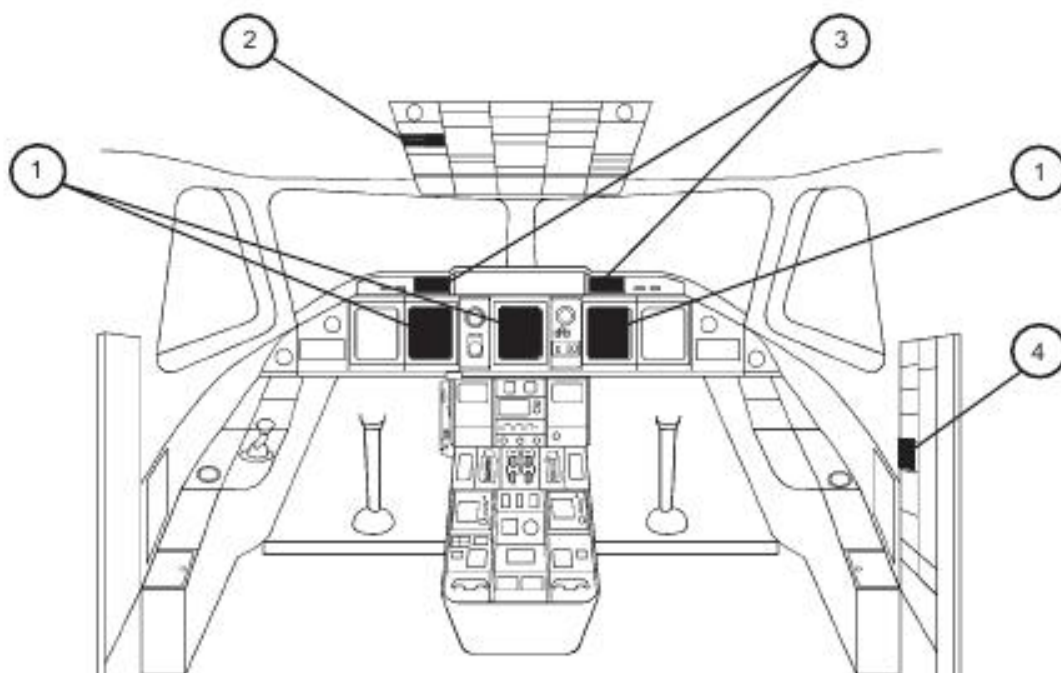
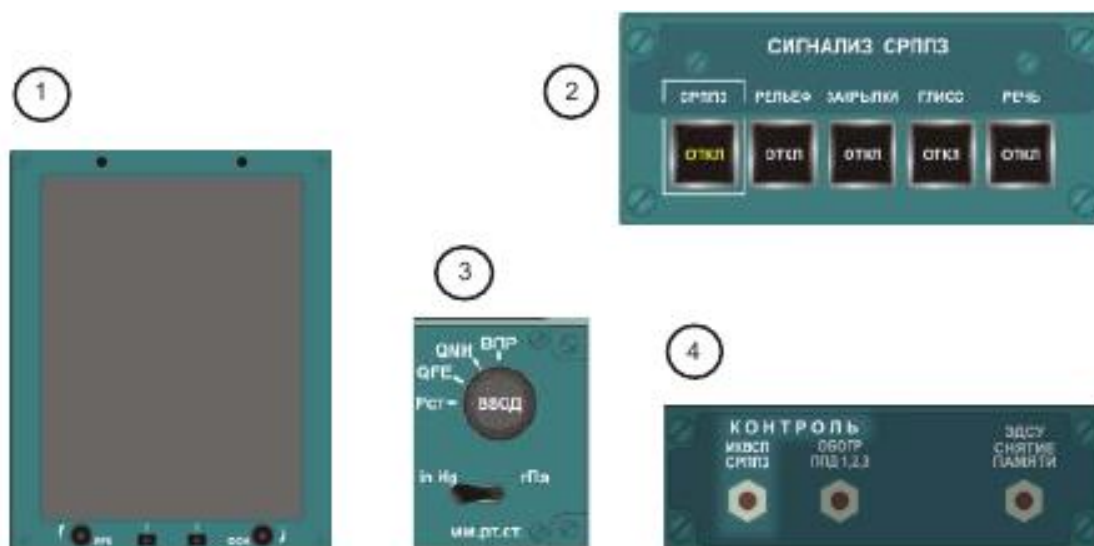


Рис.2.2 Органи управління та контролю СРППЗ

### **Робота системи.**

Сигнали з датчиків первинної інформації аналізуються в обчислювачі. При значенні вхідних сигналів, що відповідають небезпечним ситуаціям, в обчислювачі формуються сигнали небезпеки, що надходять до АВЗА, на табло та в бортовий реєстратор. Повідомлення, що виводяться на індикатори КСЕІС, та їх звуковий супровід показані в табл.2.1

Вбудовані засоби контролю системи забезпечують:

- формування сигналу СПРАВНІСТЬ СРППЗ;
- блокування сигналу попередження при відсутності справності СРППЗ;
- проведення передпольотної перевірки без використання контрольно-перевірочної апаратури.

Перевірка системи здійснюється кнопкою "КОНТРОЛЬ ІКВШП, СРППЗ" на правому пульті передпольотної підготовки.

Відображення пілотажної інформації на БФІ показано на рис. 2.3.

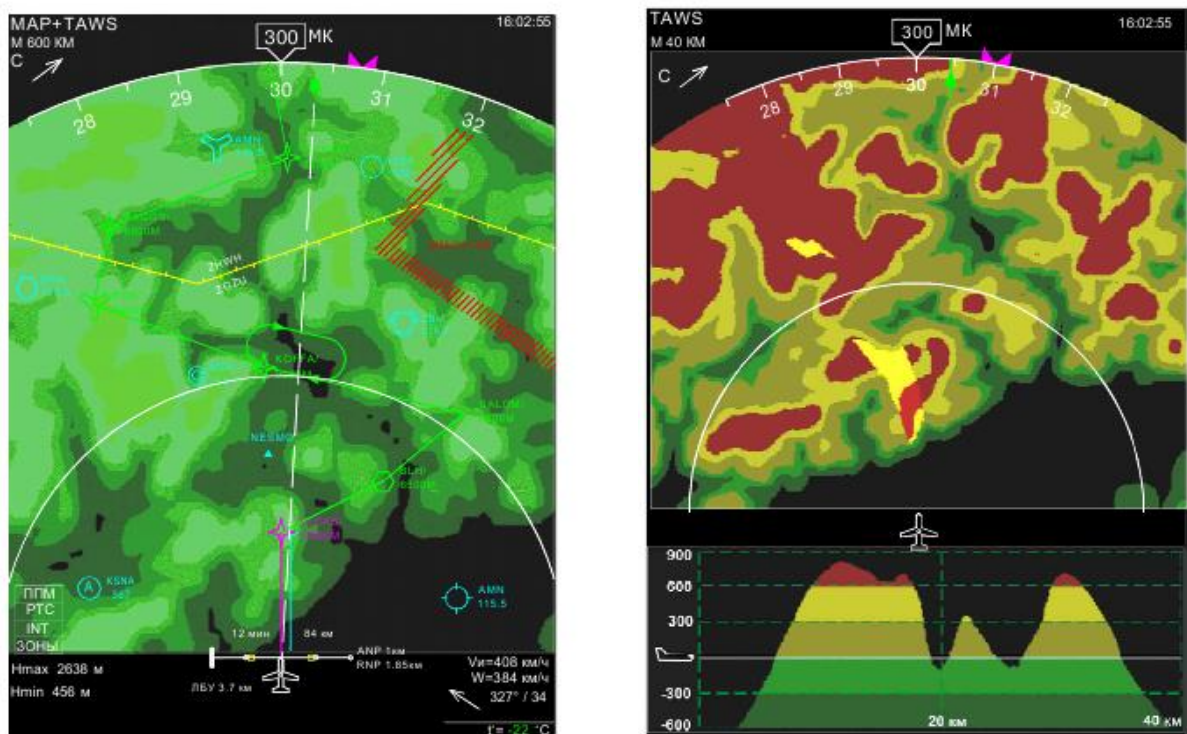


Рис.2.3 Зліва КАДР "МАР + ТАВС" (абсолютні висоти), справа КАДР "ТАВС" (відносні висоти)

Таблиця 2.1.

Повідомлення, що виводяться на індикатори КСЕІС, та їх звуковий супровід

Повідомлення та звуковий супровід (текстовий + (т) тональний + (г) голосовий)	Індикатор			Причина повідомлення
	КПІ	КІСС	БФІ	
	Категорія повідомлення			
1	2	3	4	5
НЕБЕЗПЕЧНО ЗЕМЛЯ +(г) НЕБЕЗПЕЧНИЙ -СПУСК, ТЯГНИ ВГОРУ (т) вуп-вуп	ав	-	-	Швидкість зниження перевищує встановлені обмеження для режиму 1
НЕБЕЗПЕЧНО ЗЕМЛЯ +(г) а) ЗЕМЛЯ, ЗЕМЛЯ, ТЯГНИ ВГОРУ +(т) вуп-вуп (г) б) ЗЕМЛЯ	ав	-	-	Швидкість зближення з землею перевищує встановлені обмеження для режиму 2
НЕБЕЗПЕЧНО ЗЕМЛЯ + (г) НЕ ЗЖУЙСЯ	ав	-	-	Втрата висоти при зльоті й відході на другий круг, що перевищує встановлені обмеження для режиму 3
НЕБЕЗПЕЧНО ЗЕМЛЯ + (г) а) НИЗЬКО ШАСІ, НИЗЬКО ЗЕМЛЯ (г) б) НИЗЬКО ЗАКРИЛКИ, НИЗЬКО ЗЕМЛЯ	ав	-	-	Висота нижче допустимої не в посадковій конфігурації (режим 4 СППЗ)
НЕБЕЗПЕЧНО ЗЕМЛЯ + (г) СПЕРЕДУ ЗЕМЛЯ + (т) «вуп» двічі + (г) ТЯГНИ ВГОРУ Зміна кольору підстилаючої поверхні в зоні спрацювання сигналізації на червоний	ав	-	-	Наявність небезпечних елементів рельєфу земної поверхні (режим СРППЗ)
ЗЕМЛЯ + (г) СПЕРЕДУ ЗЕМЛЯ (г) НИЗЬКО ЗЕМЛЯ + Зміна кольору підстилаючої поверхні в зоні спрацювання сигналізації на жовтий	поп	-	-	
НИЖЧЕ ГЛІСАДИ + (г) ГЛІСАДА	поп	-	-	
ЗЕМЛЯ + (г) СПЕРЕДУ ПЕРЕШКОДА + (т) «вуп» двічі + (г) ТЯГНИ ВГОРУ	поп	-	-	Передчасне зниження в процесі кінцевого заходу на посадку (режим ПСВ)

1	2	3	4	5
(Г) ПЕРЕВІР ВИСОТУ	-	-	-	Розходження між відносною барометричною висотою й істинною висотою при заході на посадку по тиску QFE (режим 6 СРППЗ)
(Г) ТРИСТА, СТО П'ЯТДЕСЯТ, СТО, ШІСТДЕСЯТ, ТРИДЦЯТЬ, ДВАДЦЯТЬ, П'ЯТНАДЦЯТЬ, ДЕСЯТЬ, П'ЯТЬ, ТРИ, ДВА, ОДИН	-	-	-	Проходження визначених наперед висот над поверхнею землі в режимі зниження (режим 8)
РЕЛЬЄФ ВІДМОВА	-	поп	поп.ст	Відмова функції раннього попередження
СРППЗ ВІДМОВА + (Т) ДЗВІН	-	поп	поп.ст	Повна відмова СРППЗ
СРППЗ ІНДИКАЦІЮ ВВІМКНИ + (Т) ДЗВІН	-	поп	поп	Поява в діапазоні роботи СРППЗ рельєфу на висоті $\leq 610$ метрів
Мигання жовтої стрілки граничного крену + (Г) КРЕН ВЕЛИКИЙ	поп	-	-	Досягнення граничного крену
НЕМА ЗВ'ЯЗКУ З СРППЗ + (Т) ДЗВІН	-	-	поп	Відсутність зв'язку з системою СРППЗ при відображенні індикатором інформації від СРППЗ

ПРИМІТКА: Вивід повідомлення на той чи інший індикатор позначений вказівкою у відповідній колонці категорії даного повідомлення:

- ав – аварійне ;
- поп – попереджуюче, потребує дій;
- ст – статусне.

## 2.2 Система раннього попередження приближення землі літака Іл-76Т.

До складу системи СРППЗ літака ІЛ-76Т входять індикатор TDS-56D та обчислювач-пульт керування ТТА-12S [4]. Розміщення органів керування та сигналізації в кабіні літака представлено на рис. 2.4.

Система СРППЗ літака ІЛ-76Т працює в тісній взаємодії з літаковими системами та виконує обчислення і видає попереджувальні повідомлення на основі інформації отриманої від цих систем. Схема зв'язків системи СРППЗ ТТА-12S представлені на рис. 2.5.



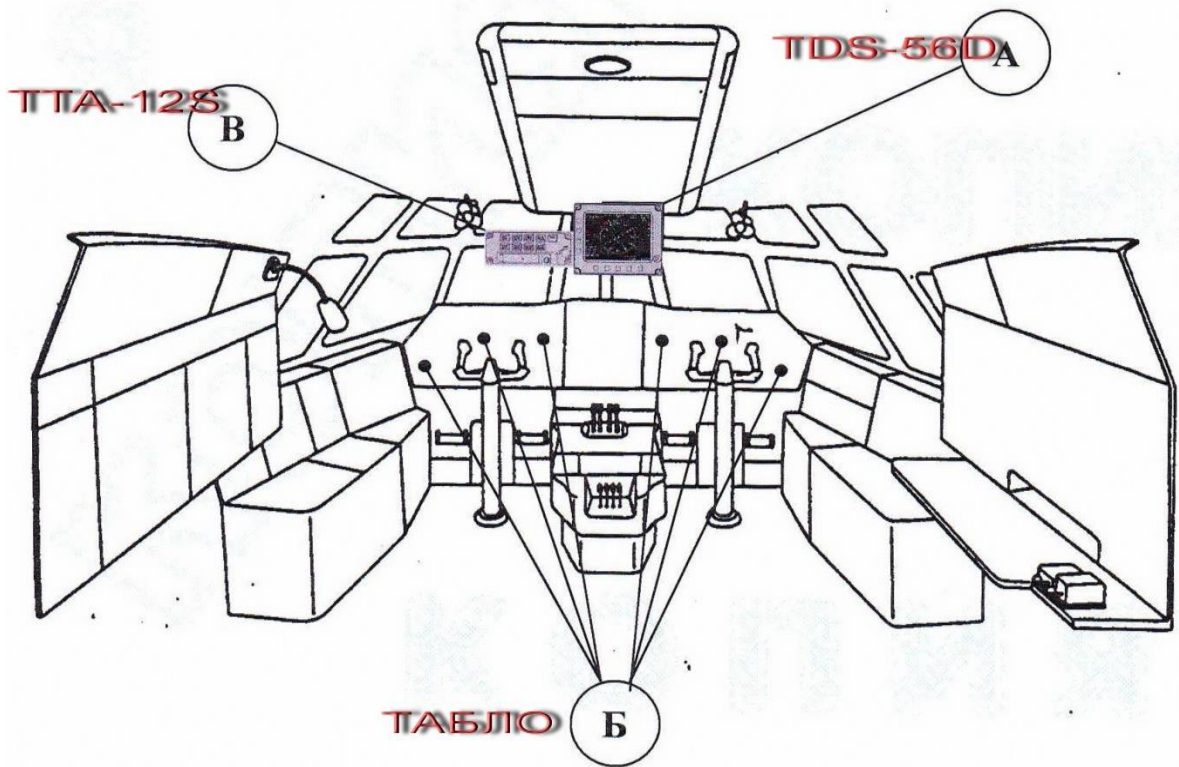


Рис. .2.4. Розміщення органів керування та сигналізації в кабіні літака ІЛ-76Т.

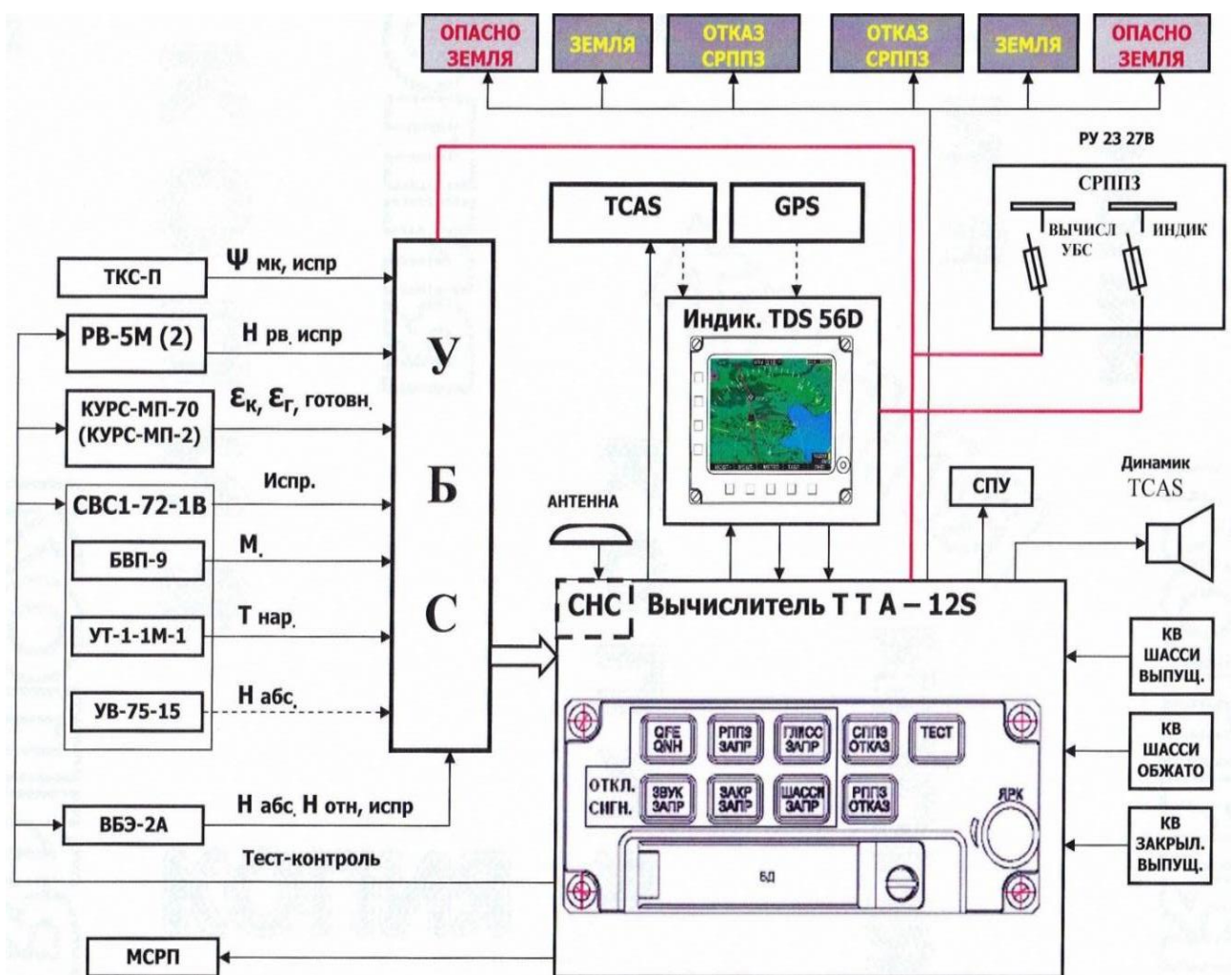


Рис. 2.5. Схема зв'язків системи СРПЗ ТТА-12С літака ІЛ-76Т



Як видно з рис. 2.5 попереджувальні табло залишилися від колишньої системи ССНШ. Червоне табло НЕБЕЗПЕЧНО ЗЕМЛЯ завжди спалахує одночасно з мовною інформацією СРППЗ ТЯГНИ ВГОРУ в різних виконаннях (див. картинку №1 вище). Якщо несправний динамік - червоне табло, як і жовте табло, ЗЕМЛЯ як дублер. Табло СРППЗ ВІДМОВА загоряється у випадках відмови обчислювача СРППЗ або недостовірних даних систем літака.

*Призначення органів керування обчислювача ТТА-12S (рис. 2.6):*

1. QNH - завдання системи відліку барометричної висоти. Підсвічуваний напис повинен відповідати виставці тиску на ВБЕ-2А лев. (або на УВ-75-15 при наявності на борту). У разі виставки поточного тиску на рівні аеродрому повинна бути задана система QFE, при виставці тиску наведеного до рівня моря система QNH. При включенні блоку світиться напис, системи відліку, обраної перед останнім вимиканням блоку.

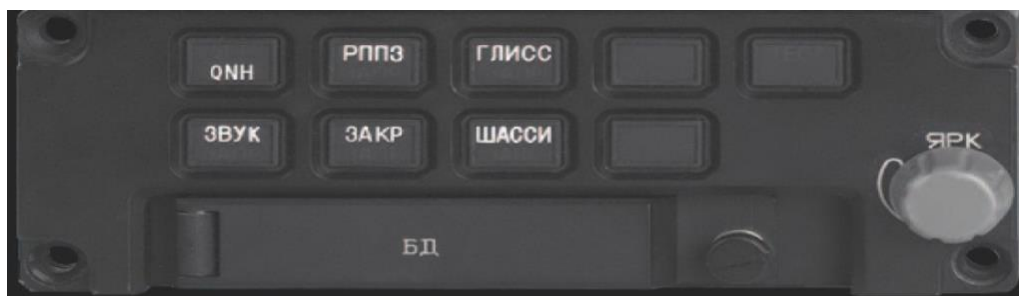


Рис. 2.6. Обчислювач ТТА-12S літака ІЛ-76Т.

**ПОПЕРЕДЖЕННЯ:** Невідповідність виставленого тиску на висотомірі ВБЕ-2А та обраної системи звіту барометричної висоти на кнопці QNH / QFE призведе до неправильної роботи системи СРППЗ.

2. РППЗ - Заборона мовної і візуальної сигналізації режимів раннього попередження (режим 7) і передчасного зниження в районі аеродрому (режим 8). Заборона знімається вручну або автоматично після обтиснення шасі.

3. ГЛІС ЗАП-Заборона мовної і візуальної сигналізації в режимі 5 (відхилення від глісади вниз). Заборона знімається вручну або автоматично після зниження нижче висоти 15 м або набору висоти понад 300 м.

4. СРППЗ ВІДМОВА - для сигналізації відмови будь-якого з режимів з першого по шостий. Кнопка світиться при відсутності сигналів НРР, числа М і т.д.

5. РППЗ ВІДМОВА-для сигналізації непрацездатності режимів 7 і 8. Кнопка світиться при відсутності достовірної інформації від вбудованого приймачовимірювача СНС, бази даних рельєфу (БДР) або неможливості їх зчитування.

6. ТЕСТ-для запуску тест контролю ТСК в режимі періодичного контролю (режим включається тільки при обтиснутому положенні шасі).

7. ЗВУК - Заборона мовної сигналізації у всіх режимах роботи блоку. Заборона знімається вручну або автоматично після обтиснення шасі.

8. ЗАКР - Заборона використання дійсного стану закрилків. Натискання кнопки імітує посадочне положення закрилків. Заборона знімається вручну або автоматично після обтиснення шасі.

9. ШАСІ - Заборона використання дійсного стану шасі. Натискання кнопки імітує посадочне положення шасі. Заборона знімається вручну або автоматично після обтиснення шасі.

Індикатор *TDS-56D* (рис. 2.7) призначений для відображення рельєфу підстильної поверхні, інформації від TCAS (дублер індикатора TCAS), навігаційної інформації від GPS та інших пов'язаних з ним навігаційних систем.



Рис. 2.7. Індикатор TDS-56D літака ІЛ-76Т.

Кнопки ліворуч і знизу екрану розташовані зверху вниз і зліва на право від К1слева вгорі до К9 справа знизу. У робочих режимах МФІ його кнопки мають таке значення:

К1-меню, що випадає (написи на екрані над кнопками);

К5, К6 - переключення масштабів по дальності від 0,2 до 600км;

К9 - перемикання в режим ОГЛЯД;

К7 - перемикання БФІ в режими КОНТУР і ПРОФІЛЬ.

К2, К3, К4, К8 - не задіяні.

Індикатор TDS-56D забезпечує перевірку параметрів на достовірність, не достовірні параметри на екрані МФІ перекреслені горизонтальною лінією.

*У індикаторі передбачені наступні режими роботи:*

– КОНТУР - основний режим відображення характеру земної поверхні від системи раннього попередження наближення до землі (СРППЗ);

– ПРОФІЛЬ - допоміжний режим відображення інформації від СРППЗ.

У цьому режимі відображається рельєф (вид збоку) по відношенню до поточної висоті літака;

– ПЕРЕГЛЯД - основний режим відображення навігаційної інформації від СНС, інформації від системи TCAS та інформації від системи GPS. Також використовується як допоміжний режим для відображення земної поверхні і штучних перешкод (вид в плані) в палітрі абсолютних висот;

– БЖ - призначений для відображення інформації по поворотним пунктам маршруту (позивний, широта, довгота, азимут, дальність, час польоту до ППМ), активізованого в GPS;

– ПЛАН - призначений для відображення активного маршруту польоту, активізованого в GPS;

табло - призначене для подання табличної довідкової інформації.

Відображення здійснюється в 3-х режимах. КОНТУР, ОГЛЯД, ПРОФІЛЬ. Режим «КОНТУР» є основним режимом відображення рельєфу місцевості (вид в плані).

Режим «КОНТУР» включається автоматично при спрацьовуванні попереджає або аварійної сигналізації в режимі РППЗ (режим 7), при цьому масштаб встановлюється автоматично - 20км. Елементи рельєфу, що викликали спрацьовування попереджувальної сигналізації забарвлюються в яскраво жовтий колір, а елементи рельєфу, що викликали спрацьовування аварійної сигналізації забарвлюються в червоний колір. Правило колірного кодування для відображення

елементів рельєфу представлено на рисунку 2.8. У режимі «КОНТУР» відображаються тільки ті елементи рельєфу, перевищення яких більш ніж поточна висота літака (над рівнем моря) мінус 600м. У чорний колір фарбуються всі ділянки, перевищення яких менше ніж поточна висота літака мінус 600м, і на етапі крейсерського польоту дисплей чорний. Режим «КОНТУР» є основним для оцінки ступеня небезпеки елементів рельєфу по відношенню до поточного стану літака.

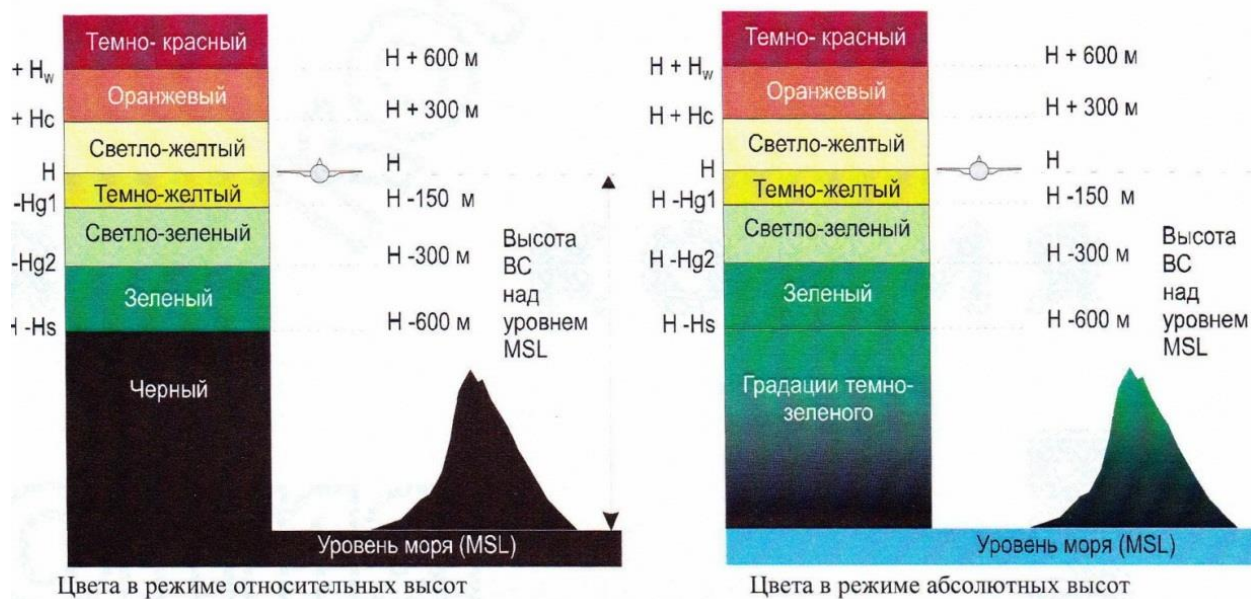


Рис. 2.8. Відображення рельєфу місцевості на індикаторі TDS-56D літака ІЛ-76Т.

Режим «ПРОФІЛЬ» є допоміжним режимом відображення рельєфу місцевості і служить для наочного відображення поточної форми і розмірів кордону сигналізації режиму 7. У цьому режимі відображається рельєф (вид збоку) по відношенню до поточної висоти літака. Режим може використовуватися для оцінки можливості виконання вертикального збігаючого маневру при спрацьовуванні попереджувальної сигналізації СРППЗ. Включення режиму «ПРОФІЛЬ» здійснюється кнопкою К7 з режиму «КОНТУР».

«ОГЛЯД» - допоміжний режим відображення рельєфу в плані від блоку обчислювача. Режим призначений для можливості завчасної оцінки характеру рельєфу при польоті на ешелоні, наприклад у разі потреби аварійного зниження. Для відображення ступеня небезпеки підстилаючої поверхні по відношенню до літака використовується розширена колірна палітра. Ця палітра відрізняється від



палітри в режимі «КОНТУР» тим, що на індикаторі відображаються елементи рельєфу, віддалені від літака по висоті більше, ніж на 600 м. Видима на екрані багатофункціонального МФІ інформація, дозволяє екіпажу оцінити наявність потенційно небезпечних для літака елементів рельєфу місцевості і штучних перешкод, розташування елементів рельєфу щодо літака і ступінь небезпеки елементів рельєфу для літака. Штучні перешкоди відображаються у вигляді трикутників, зафарбованих у відповідності з колірним кодуванням абсолютних висот.

У режимі «ПЕРЕГЛЯД» відображається поточне значення шляхової швидкості. При наявності активізованого в GPS маршруту, відображається лінія заданого шляху (ЛЗШ), символи і позивні поворотних пунктів маршруту (ППМ), що залишився, і відстань до кінцевого пункту; інформація по активному ділянці маршруту: ознака «НА» («ВІД»), азимут на активний ППМ, що залишився, і відстань до ППМ, час прольоту ППМ, лінійне бічне ухилення від ЛЗШ, заданий шляхової кут. Відображення навігаційної інформації від GPS здійснюється на тлі зображення характеру підстилаючої поверхні, формованого системою ГТА-12S.

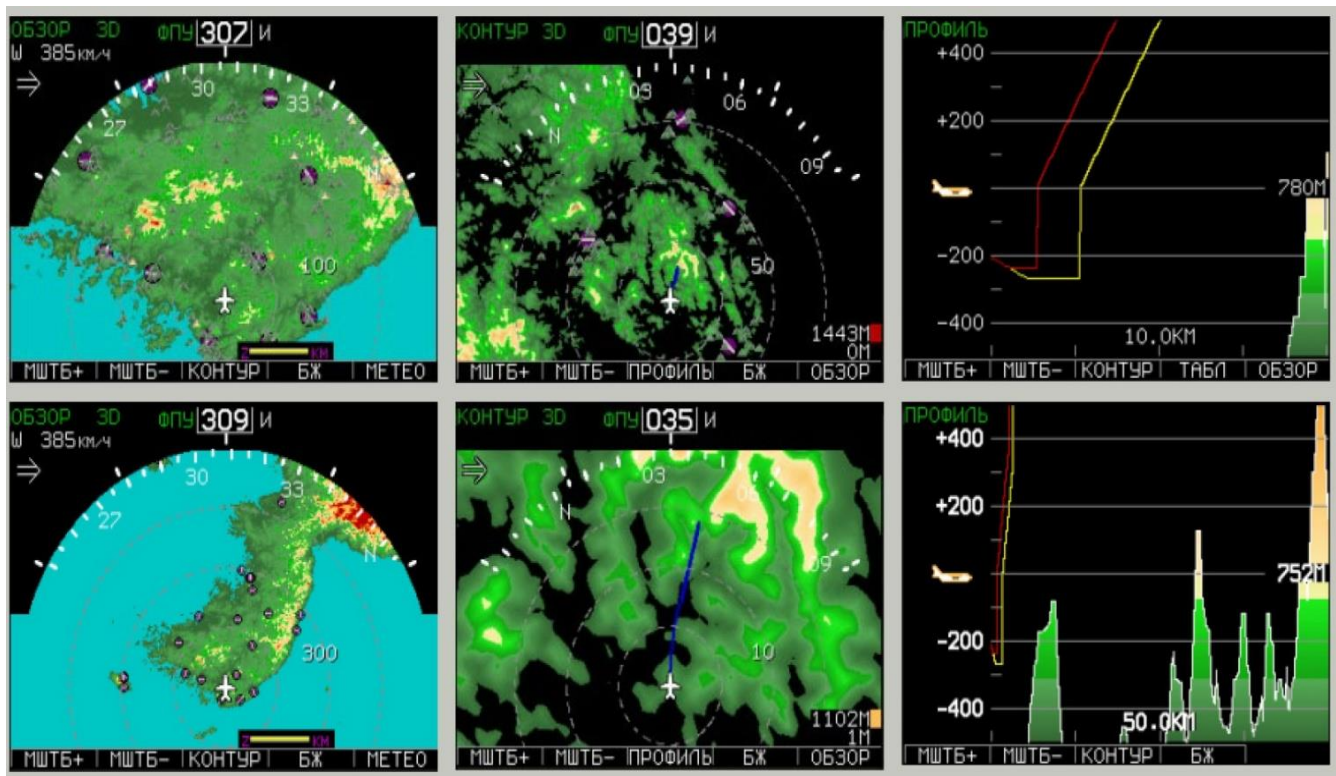


Рис.2.9. Основні режими МФІ.

На рисунку 2.9 представлені основні робочі режими БФІ в двох масштабах. В режимі «КОНТУР» внизу праворуч вказані максимальна і мінімальна висота



Індикація попереджає сигналізації ЗЕМЛЯ (це може бути будь-яка сигналізація, яка викликала спрацьовування СРППЗ – «НЕБЕЗПЕЧНЕ ЗНИЖЕННЯ», «НЕ ЗНИЖУЙСЯ» і т.д. - дублюються мовні попередження).

У останніх версіях програм індикатора промигує повідомлення «ПЕРЕВІР ТИСК», якщо не правильно виставлено опорний тиск на висотомірі.

Обчислювач СРППЗ повинен знати використовувану пілотом систему відліку висоти QNH/QFE. І тому важливо, щоб система відліку висоти використовувана в даний момент на висотомірі була встановлена (кнопкою QNH/QFE) на індикаторі TTA-12S. В іншому випадку на екрані індикатора буде нагадування у вигляді табло, яке мигає «ПЕРЕВІР QFE/QNH».

### Несправності СРППЗ:

	Повідомлення	Опис режимів
1.	Горить підсвітлювач кнопки «СППЗ ВІДМОВА»	Відмова режимів 1 - 6, режими 7 і 8 працездатні.
2.	Горить підсвітлювач кнопки «РППЗ ВІДМОВА»	Відмова режимів 7,8
3.	Горить табло «ВІДМОВА СРППЗ» червоного кольору	Відмова СРППЗ

### 2.3. Система попередження про наближення землі літака Boeing 737.

Система *GPWS* середньо-магістрального літака «*Boeing 737*» призначена для попередження екіпажу про небезпечні умови польоту при наближенні до землі, а також для попередження про політ в умовах поривчастого вітру. Попередження здійснюються за рахунок візуальної та звукової сигналізації.

До складу *GPWS* входять:

- комп'ютер системи попередження наближення землі (GPWC);
- пульт керування системою попередження наближення землі;
- сигнальні табло «*PULL UP*» і «*BELOW GS*».

Повідомлення про поривчастий вітер «*WINDSHEAR*» відображається на індикаторі *EADI*. Звукова сигналізація про небезпечні умови польоту надходить у навушники командира ПС та другого пілота, а також в динаміки, що розміщені в

кабіні екіпажу.

Комп'ютер системи попередження наближення землі GPWC (*Ground Proximity-Warning Computer*) встановлює обмеження для попереджувальних режимів та порівнює параметри взаємного розташування літака та землі з цими обмеженнями. Якщо літак потрапляє в зону обмежень, то комп'ютер видає команду на видачу попередження або сигналізації. Дані про відмови комп'ютера відображуються на передній панелі блока (рис. 2.12).

Блок GPWC важить 5,3 фунти (2,4 кг) і живиться напругою 115В, 400 Гц. На передній панелі блока встановлено тестовий перемикач (*PRESENT STATUS/FLIGHT HISTORY*) і дисплей системи вбудованого контролю (*BITE display*). Дисплей системи вбудованого контролю використовується для перевірки поточного стану та інформації про

відмови протягом польоту комп'ютера системи попередження наближення землі. Дисплей активізується при перемиканні трипозиційного перемикача (*STATUS/HISTORY*).

Пульт керування системи попередження наближення землі (рис. 2.13) забезпечує екіпаж візуальною інформацією про роботу GPWS.

Сигналізатор бурштинового кольору «INOP» висвітлюється у випадках, коли сигнали від комп'ютера системи попередження наближення землі або інших систем недостовірні (при цьому за допомогою «*SYS TEST switch*» проводиться тестування GPWS) або була зафіксована відмова.

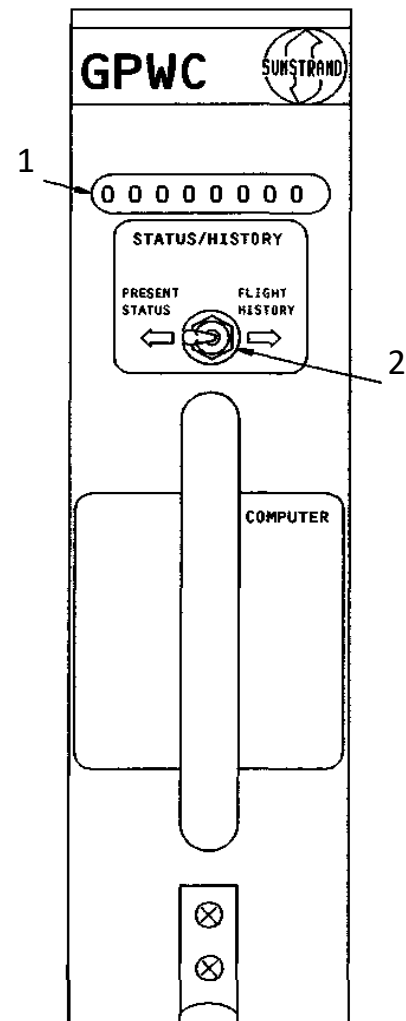


Рис. 2.12. Передня панель блока GPWC:  
1 – дисплей системи тестового контролю;  
2 – тестовий перемикач.



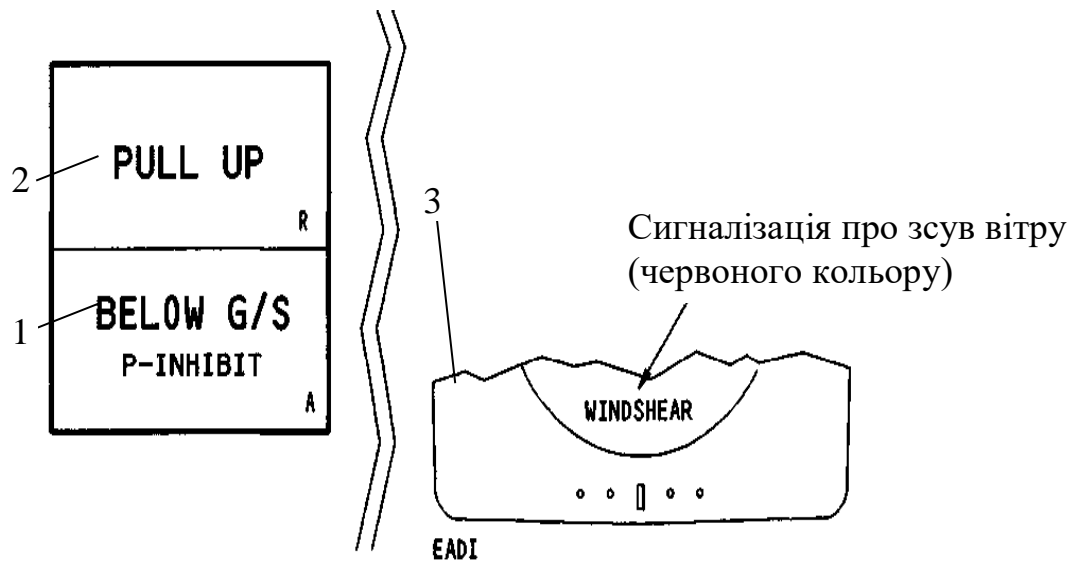


Рис. 2.13. Попереджувальна сигналізація: 1 – сигнальна лампа-табло «нижче глісади» (бурштинового кольору); 2 – сигнальна лампа-табло «штурвал до себе» (червоного кольору); 3 – індикація *GPWS* на *EADI*

Двопозиційні перемикачі пульту керування системи попередження наближення землі «*FLAP and GEAR inhibit switches*» зафіксовані у положенні «*normal*». Переведення цих перемикачів у положення «*inhibit*» затримує сигнали про випуск закрилків та шасі для *GPWS*.

#### *Режими роботи*

Червоний сигналізатор *PULL UP* спрацьовує, коли під час польоту було зафіксовано перший, другий, третій або четвертий режими (рис. 2.13).

Бурштиновий сигналізатор *BELOW G/S* спрацьовує, коли відхилення від глісади стає завеликим. Натисканням на це табло можна скасувати це попередження.

Червоне повідомлення «*WINDSHEAR*» у нижній частині *EADI* з'являється кожного разу при виникненні поривчастого вітру.

#### *Робота GPWS*

Основним елементом *GPWS* є комп'ютер системи попередження наближення землі. Комп'ютер встановлює обмеження для спрацювання попереджень та порівнює положення літака відносно землі з цими обмеженнями. *GPWS* генерує відповідні сигнали для звукової і візуальної сигналізації та передає їх на відповідні сигналізатори.

Інформація про положення закрилків та шасі необхідна для того, щоб

підготувати або затримати певний режим. Ці сигнали можна не враховувати, для цього необхідно перемикачі «*flap or gear inhibit switch*» на пульті керування *GPWS* перевести в положення «*inhibit*».

Вихідні сигнали для візуалізації сигналізації використовуються для висвітлення сигналізаторів *PULL UP, BELOW G/S* та повідомлення *WINDSHEAR*. Також ці сигнали надходять у систему *TCAS*.

Різноманітні параметри польоту надходять від сполучених систем та використовуються для розрахунку статусу літака для системи попередження про наближення землі. Ці вхідні параметри складаються з аналогових та цифрових сигналів (рис. 2.14).

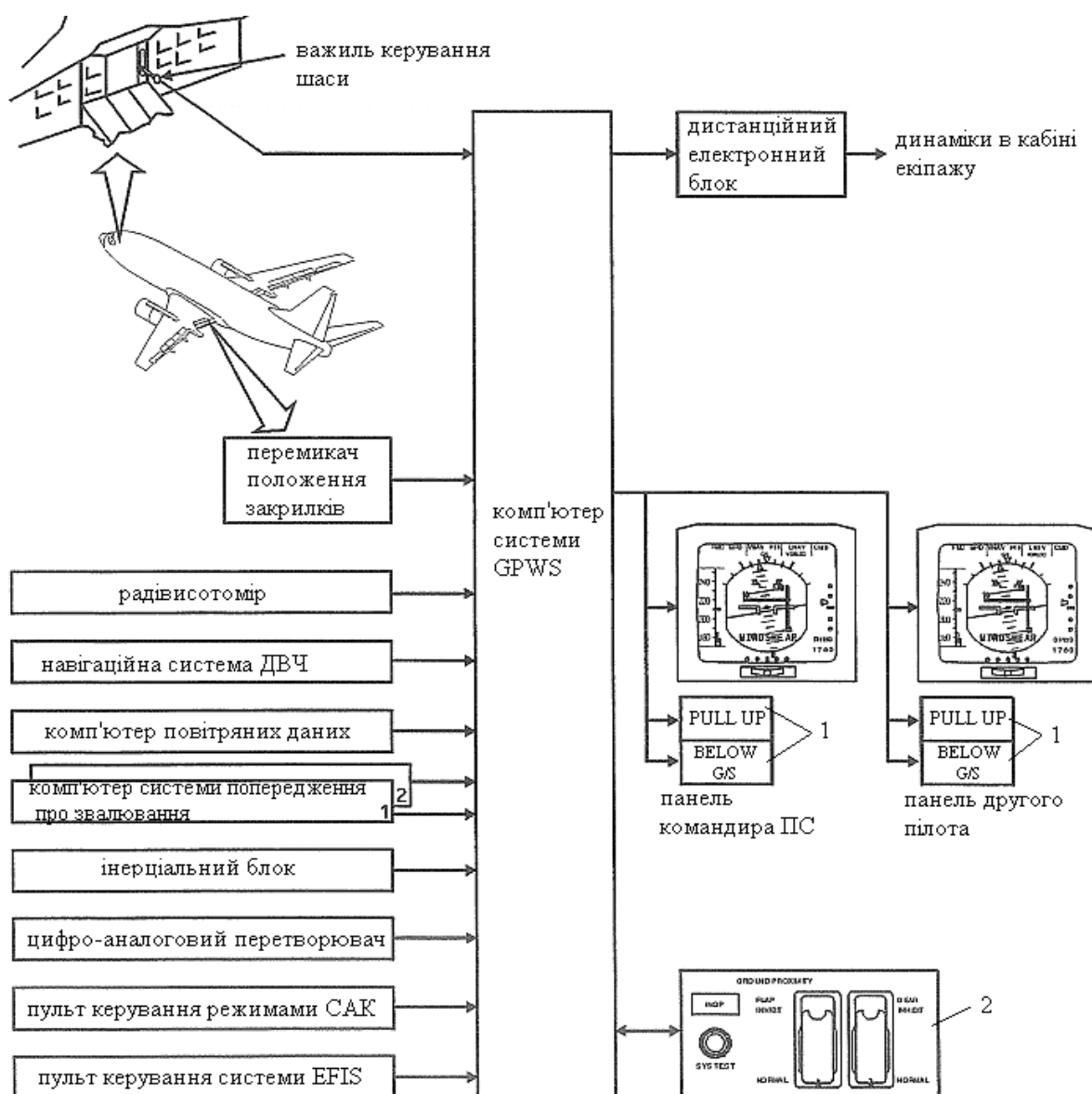


Рис. 2.14. Функціональна схема системи попередження наближення землі *GPWS* літака «Boeing 737»: 1 – світлові сигналізатори; 2 – пульт керування системою попередження наближення землі.

Вихідні аудіосигнали надходять до цифрової аудіосистеми та параметричного накопичувача польотної інформації БПР.

Комп'ютер системи попередження наближення землі видає сигнал на спрацьовування сигнального табло *INOP*, якщо було зафіксовано відмову *GPWS* або/і недостовірність вхідних сигналів.

Таким чином, аналіз систем попередження зіткнення з землею літаків АН-148, Іл-76Т та Boeing-737 показав, що вказані системи безпосередньо своїх датчиків не мають, а користуються інформацією від частотного радіовисотоміра малих висот, який вимірює висоти лише до 1500 м.

Тому для вирішення завдань фізичного вимірювання дійсної висоти польоту на висотах вище 1500 м та для постійного вимірювання прогнозованої дійсної висоти польоту необхідне встановлення на борту повітряного судна засобів фізичного вимірювання характеристик рельєфу земної поверхні у прогнозованій віддаленій ділянці на траєкторії польоту.

## РОЗДІЛ 3

# РЕАЛІЗАЦІЯ РАДІОЛОКАЦІЙНОЇ СИСТЕМИ МАЛОВИСОТНОГО ПОЛЬОТУ

Політ на малих висотах при різко збільшує небезпеку зіткнення літака з раптово виникаючими перешкодами [5]. Пілот не встигає реагувати на появу перешкод, тому для підвищення безпеки польоту, управління літаком на малих висотах автоматизують.

### 3.1. Профільний політ повітряного судна.

Політ на малих висотах з огинанням рельєфу місцевості називається профільним польотом. Розрізняють два види траєкторного профільного польоту:

- з маневруванням у вертикальній площині;
- з маневруванням у горизонтальній площині, які в свою чергу мають підвиди [5].

Політ з маневруванням у вертикальній площині по огинаючій вершин перешкод повинен виконуватись так, щоб дійсна висота траєкторії польоту була не менша заданої (рис. 3.1). А на ділянках між вершинами перешкод політ виконується по найкоротшій траєкторії.

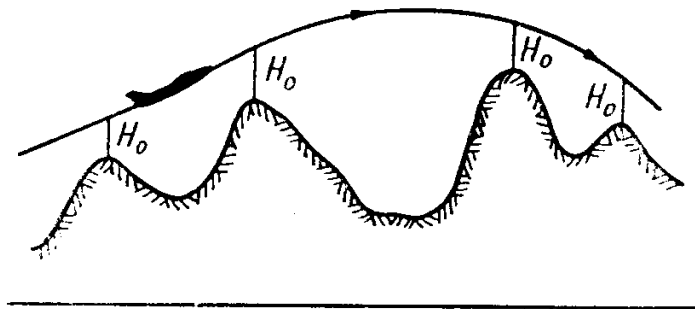


Рис. 3.1. Політ по огинаючій вершин перешкод.

Політ з маневруванням у вертикальній площині, при якому забезпечується найбільше наближення траєкторії до вертикального профілю рельєфу місцевості називається політ з огинанням рельєфу місцевості (рис. 3.2).



Рис. 3.2. Політ з огинанням рельєфу місцевості.

Політ з маневруванням в горизонтальній площині, при якому літак обходить найбільш високі перешкоди без зміни висоти польоту називається політ з обходом перешкод (рис. 3.3).



Рис. 3.3. Політ з обходом перешкод.

При польоті з огинанням перешкод літак повинен здійснювати маневр у вертикальній площині з додержанням постійної безпечної висоти  $H_0$  над земною поверхнею (рис. 3.4).

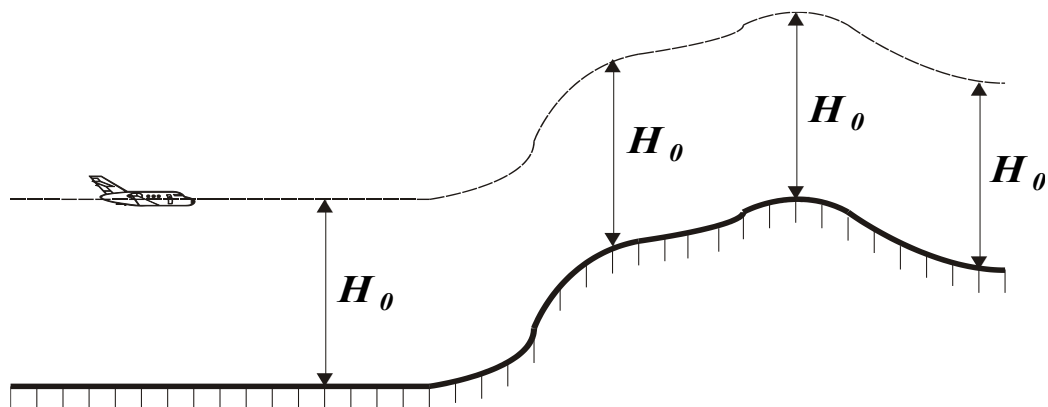


Рис. 3.4. Схема польоту з огинанням перешкод на малій висоті.

Виконання таких профільних польотів неможливе без датчиків прив'язки до земної поверхні тобто радіолокаційних станцій профільного польоту (РПП), які завчасно попереджують екіпаж про наявність перешкод на траєкторії польоту, оскільки вони можуть отримувати інформацію про дальність та упереджену

висоту в будь-яких метеоумовах, при будь-якому освітленні. РПП бувають далекомірні та кутомірні.

Прогнозована висота  $H_y$  над точкою земної поверхні попереду літака на безпечній відстані  $D_0$  визначається із трикутника АОБ (рис. 3.5):

$$H_y = D \sin \beta,$$

де  $D$  – дальність, виміряна до прогнозованої точки;  $\beta$  - кут нахилу променя діаграми направленості антени (ДНА) РПП відносно вектора швидкості.

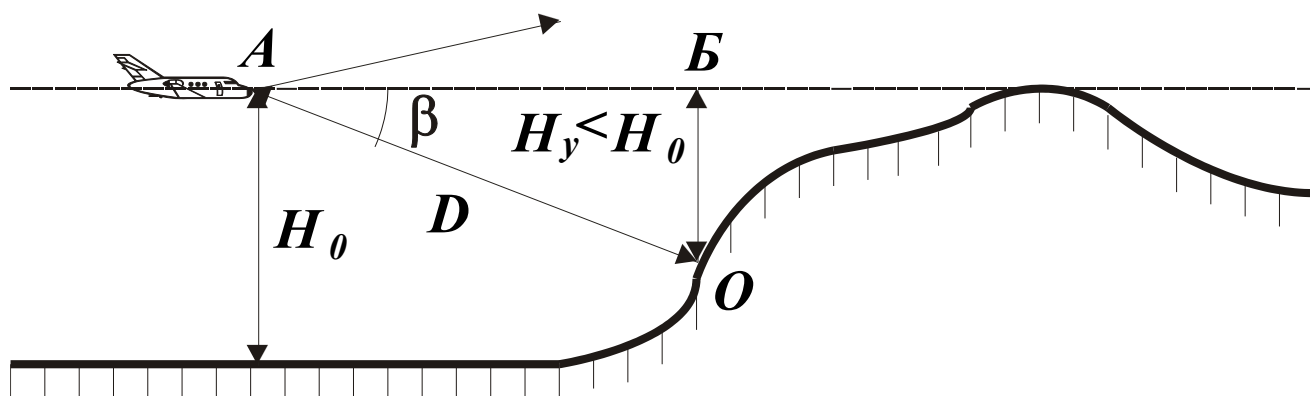


Рис. 3.5. Схема обчислення прогнозованої висоти

В далекомірних РПП антена встановлена нерухомо, і промінь ДНА зафіксований під кутом  $\beta$  до осі літака. Для подолання перешкоди вимірюється відстань до прогнозованої точки. При польоті здійснюється маневр у вертикальній площині так, щоб виміряна відстань  $D$  відповідала безпечній опорній відстані  $D_0$ . При цьому прогнозована висота  $H_y$  буде відповідати опорній висоті  $H_0$  (рис. 3.6).

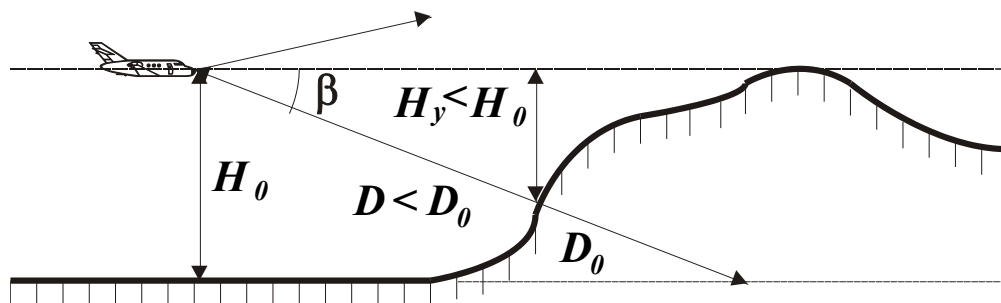


Рис. 3.6. Схема роботи далекомірного РПП

В кутомірних РПП фіксується значення виміряної відстані ( $D=D_0$ ) шляхом переміщення антени у вертикальній площині. Для подолання перешкод

вимірюється кут нахилу променя ДНА ( $\beta$ ), і пілот виконує маневр у вертикальній площині так, щоб  $\beta = \beta_0$ , при цьому  $H_y = H_0$  (рис. 3.7).

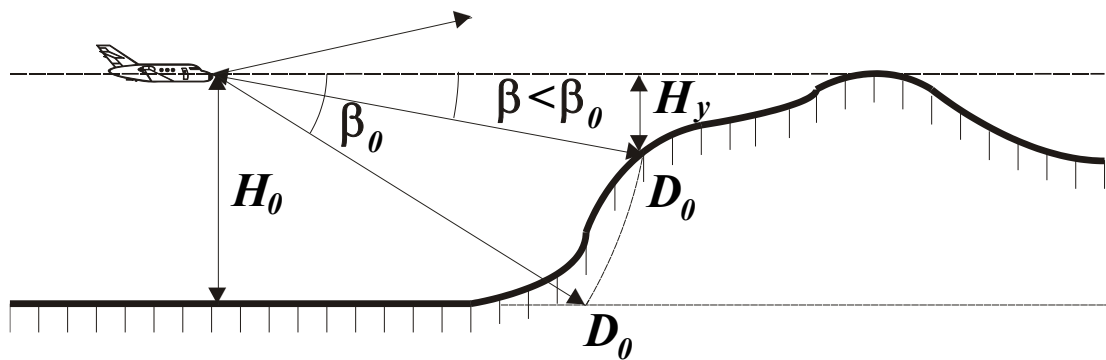


Рис. 3.7. Схема роботи кутомірного РПП

Таким чином, радіолокатор профільного польоту повинні забезпечувати проліт перешкод на відстанях, що є достатніми для виконання маневру у вертикальній площині.

### 3.2. Імпульсний радіолокатор профільного польоту.

Радіолокатор профільного польоту (РПП) повинен забезпечувати вимірювання висоти перешкод на відстанях, достатніх для виконання маневру при їх подоланні. Отже, дальність дії РПП залежить від маневрених властивостей ПС, швидкості його польоту та типу рельєфу місцевості. Для сучасних літаків на швидкостях  $V \leq 900$  км/год вона повинна бути не менше 5...20 км, а для гелікоптерів – 0,5...5 км.

Похибка  $\sigma_{H_y}$  обчислення висоти польоту над прогнозованою точкою  $H_y$  не повинна перевищувати середньоквадратичне значення  $\sigma_m$  зміни висоти польоту за рахунок турбулентності атмосфери. Це дає можливість визначити потрібну точність вимірювання дальності

$$\sigma_D \leq \frac{\sigma_m}{\sin \beta}, \text{ м}$$

та кута спостереження прогнозованої точки

$$\sigma_\beta \leq \frac{\sigma_n}{D_0 \cos \beta_0} \text{ (рад).}$$

Оскільки при польоті на малих висотах кут  $\beta$  становить одиниці градусів, то на точність визначення висоти  $H_y$  основний вплив будуть робити похибки

вимірювання кута спостереження  $\beta$  прогнозованої точки. Так, при  $\sigma_m = 5$  м і  $D_0 = 5$  км похибка вимірювання кута  $\beta$  не повинна перевищувати  $0,36'$ , що можна забезпечити при відліку за методом максимуму та ширині променя ДНА у вертикальній площині порядку  $6 \dots 10'$ . Щоб одержати таку ширину променя ДНА, наприклад при  $\lambda = 1$  см, антена повинна мати лінійний розмір у цій площині порядку  $5 \dots 6$  м. Таку антену встановити у носовій частині ЛА неможливо. Тому в РПП роблять відлік  $\beta$  за методом порівняння, при якому потрібна точність вимірювання  $\beta$  забезпечується при ширині променя порядку  $1 \dots 3^\circ$ , що можна реалізувати при лінійному розмірі антени порядку  $40 \dots 60$  см.

Зазвичай в РПП використовується моноімпульсна система вимірювання кута  $\beta$  з рівносигнальним напрямком (РСН) у вертикальній площині. Вона дозволяє одночасно (не застосовуючи коливання променя за нахилом) визначити висоту польоту по курсу на ділянці  $D_{\min} \dots D_{\max}$  шляхом вимірювання кута  $\gamma$  між РСН та напрямком на спостережувану точку земної поверхні на цій ділянці.

В якості прикладу розглянемо структурну схему РПП далекомірного типу (рис. 3.8), антена якого встановлена нерухомо під кутом  $\beta_0$  до осі літака.

Такий РПП забезпечує вимірювання дальності до прогнозованої ділянки земної поверхні та видає сигнал похибки  $\Delta D = D_{\text{вим}} - D_0$  в систему управління для виконання маневру у вертикальній площині.

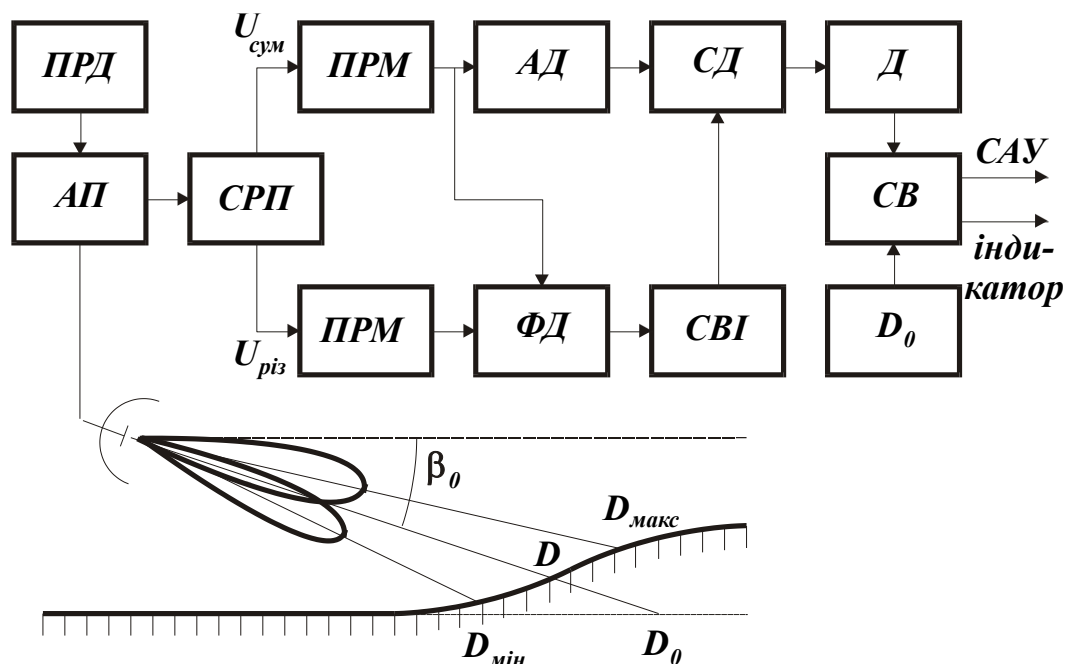


Рис. 3.8. Структурна схема РПП далекомірного типу



Передавач створює радіоімпульси з заданою несучою частотою та періодом повторення. Ці імпульси проходять через антенний перемикач (АП) і випромінюються у простір. Відбиті від землі імпульси надходять у сумарно-різницевої пристрій (СРП), де формуються сумарний та різницевої сигнали. Обидва приймачі відкриваються в діапазоні  $D_{\text{мін}} \dots D_{\text{макс}}$ , щоб зменшити діапазон прийнятих сигналів за дальністю. Підсилений сумарний сигнал надходить до фазового детектору (ФД). Схема вимірювального імпульсу (СВІ) та селектор по дальності (СД) призначені для того, щоб дальність вимірювалась тільки до точки земної поверхні, розташованої на РСН. В момент приходу сигналу, відбитого від точки земної поверхні, що розташована на РСН, напруга на виході ФД дорівнює нулю. СВІ виробляє короткий імпульс, який відкриває СД. В цей момент з виходу амплітудного детектора (АД) через відкритий СД на далекомір (Д) надходить імпульс. Далекомір вимірює дальність до точки земної поверхні на РСН і видає напругу, пропорційну цій дальності. В схемі віднімання (СВ) ця напруга порівнюється з напругою, пропорційною опорній дальності, і виробляється сигнал похибки, який може надходити у САУ для автоматичного керування маловисотним польотом або на індикатор (І).

При польоті на малих висотах і застосуванні РПП далекомірної типу має місце така особливість: в момент часу, коли літак буде знаходитись біля вершини перешкоди, порушується радіолокаційний контакт ДНА з земною поверхнею, тому в реальних умовах польоту РПП співпрацює разом з радіовисотоміром малих висот. При польоті над вершиною перешкоди (до встановлення радіолокаційного контакту із землею) сигнал управління формується шляхом порівняння висоти польоту, що вимірюється за допомогою РВ, з опорним значенням  $H_0$ .

Для виконання безпечних польотів на малих висотах до складу СРППЗ необхідно в якості датчика фізичного зв'язку із земною поверхнею включити далекомірний РПП, який зможе попереджувати екіпаж про наближення землі або іншої перешкоди. Крім того можливо до складу системи автоматичного керування літака ввести режим маловисотного польоту, тобто автоматизувати політ на малих висотах за допомогою передачі керування автопілоту по сигналам РПП.

В якості радіолокаційних станцій профільного польоту на регіональних та магістральних літаках пропонується застосовувати імпульсний радіовисотомір середніх та великих висот (Pulse type Radar Altimeter), який буде розміщуватись у нижній носовій частині повітряного судна під деяким фіксованим кутом  $\beta$  до повздовжньої осі повітряного судна. У цьому випадку імпульсний радіовисотомір (ІРВ) буде виконувати функції далекомірного РПП (див. рис. 3.6) і дозволить вконувати політ на траєкторії із додержанням постійної безпечної висоти  $H_0$  над земною поверхнею.

За своїми характеристиками ІРВ являється імпульсною радіолокаційною станцією із встановленою діаграмою направленості. Застосування ІРВ в якості далекомірного РПП дозволить фіксувати зміну рельєфу земної поверхні на прогнозованій ділянці по траєкторії руху ПС. Це дозволить використовувати вказану систему в якості датчика СРППЗ, який на відміну від інших систем що входять до її складу матиме фізичне вимірювання рельєфу земної поверхні на прогнозованій відстані та дозволить екіпажу або системі автоматичного керування уникати небезпечного зближення із земною поверхнею.

### **3.3. Імпульсний радіовисотомір великих висот.**

Імпульсні радіовисотоміри (ІРВ) великих висот відносяться до імпульсних радіонавігаційних далекомірів (РНД) без відповідача, принцип вимірювання висоти в яких базується на вимірюванні часового інтервалу між моментами випромінення та прийому відбитих від поверхні землі радіоімпульсів [7]. Тобто, ІРВ являє собою найпростішу імпульсну радіолокаційну станцію (РЛС). Діапазон вимірюваних висот у цих ІРВ лежить у межах від 500 м до 30 км.

Імпульсні РВ великих висот будуються за класичною структурною схемою та відрізняються, головним чином, типом вимірювача часу. Знаходять застосування вимірювачі часу з безпосереднім та компенсаційним відліком.

Імпульсний РВ з безпосереднім відліком заснований на використанні електронно-променевого індикатора ЕЛІ з круговою розгорткою та радіальним відхиленням променя (рис 3.7).



Синхронізуючий генератор СГ створений за схемою генератора синусоїдальних коливань, доповненого дільником частоти ДЧ. Останній формує імпульси запуску передавача Прд та часовий модулятора і дозволяє видачу сигналу поточної висоти  $H$  через схему сполучення СС зовнішнім споживачам. ІРВ переходить у режим стеження.

ІРВ великих висот використовуються в основному при вирішенні навігаційних і спеціальних задач (скидання вантажів, фотографування земної поверхні і т.д.) [8].

В таких висотомірах застосований принцип вимірювання висоти аналогічний принципу вимірювання дальності в автономних радіонавігаційних далекомірах, тобто вимірюється часовий інтервал розповсюдження сигналу від передавальної антени до земної поверхні і назад до приймальної антени, які знаходяться на борту літального апарата [9].

Типовий імпульсний радіовисотомір, функціональну схему якого показано на рис. 3.9, складається з передавача, синхронізатора, приймача і блока вимірювання та індикації. Як синхронізатор використовується генератор синусоїдних коливань, які підводяться до передавача і генератора розгортки. В передавачі створюються короткі радіоімпульси, які випромінюються у напрямі до землі за допомогою передавальної антени.

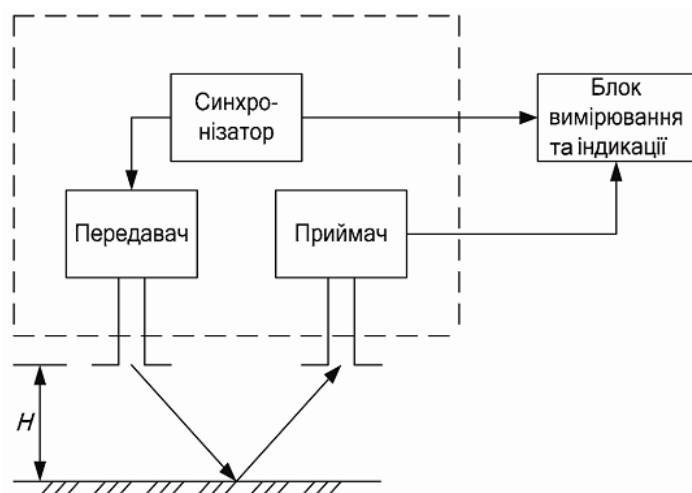


Рис. 3.9. Функціональна схема типового імпульсного радіовисотоміра

Частота повтору радіоімпульсів дорівнює частоті синусоїдних коливань синхронізатора. Після відбиття від поверхні землі ці імпульси надходять на вхід супергетеродинного приймача.

Передавач і приймач радіовисотоміра працюють у дециметровому діапазоні радіохвиль. Більш короткі хвилі не використовуються, оскільки вони сильніше послаблюються при відбитті від землі. Довші хвилі недоцільно використовувати, оскільки для цього потрібно застосовувати великі за габаритами антени.

У приймачі прийняті радіоімпульси перетворюються, посилюються і потім детектуються. З виходу приймача імпульси надходять до блока вимірювання та індикації. Висота в сучасних радіовисотомірах вимірюється цифровим способом. Опорний імпульс, що надходить від передавача, є початком відліку. Момент, що відповідає закінченню відліку, визначається по передньому фронту відображеного імпульсу, який запізнюється відносно опорного імпульсу на якийсь час –  $\tau$ .

$$\tau = \frac{2H}{c}$$

Часовий інтервал між моментами випромінювання передавачем імпульсного сигналу і прийманням відбитого сигналу в блоці вимірювання та індикації заповнюється лічильними імпульсами, які потім за допомогою цифрових схем підраховуються [4]. Результати підрахунку відображаються на цифрових індикаторах або надходять у в бортовий комплекс для подальшої обробки.

Сучасні РВ великих висот мають ряд характерних особливостей [10]. Часовий інтервал в цих РВ вимірюється шляхом підрахунку числа вимірювальних імпульсів, сформованих спеціальними кварцевими генераторами. Завдяки цьому підвищується точність вимірювання висоти, а також з'являється можливість вводити інформацію про висоту в бортовий обчислювач (БЦОМ) безпосередньо у цифровому коді. Для підвищення завадостійкості РВ до впливу зовнішніх завад період повторення відбитих радіоімпульсів модулюється певною невеликою частотою, наприклад 400 Гц. [6]

Типова структурна схема РВ великих висот наведена на рис. 3.10.

РВ має два основних режими роботи: режим пошуку відбитого сигналу і режим вимірювання висоти (режим стеження). В РВ також передбачений режим вбудованого контролю, що забезпечує перевірку загальної працездатності РВ в аеропорту, в повітрі та при проведенні регламентних робіт.

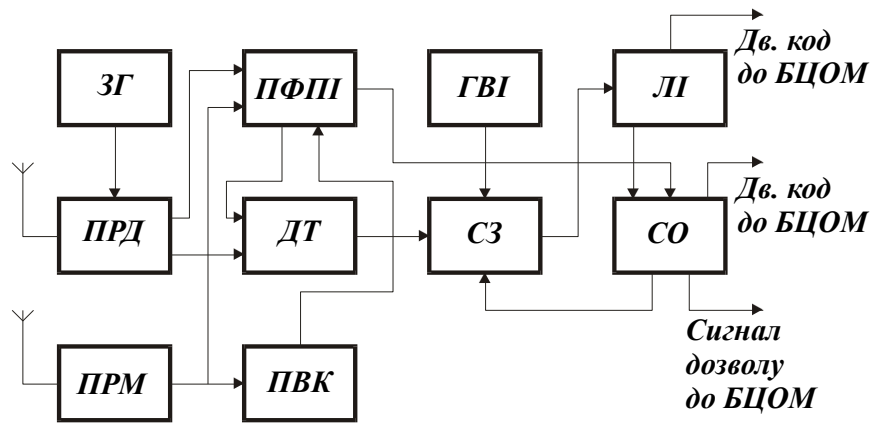


Рис. 3.10. Структурна схема ІРВ великих висот.

Застосування реєстрів пошуку та стеження підвищує завадостійкість ІРВ до впливу зовнішніх та внутрішніх завад. Результати підрахунку вимірювальних імпульсів в окремих періодах повторення радіоімпульсів осереднюються за кілька періодів і тільки після цього видається інформація про виміряну висоту.

Функціонування РВ здійснюється так (рис. 3.10) [6]. Задавальний генератор (ЗГ) синхронізує роботу усього ІРВ. З нього на передавач надходять імпульси запуску модулятора, під дією яких ВЧ-генератор виробляє радіоімпульси з певним періодом повторення  $T_i$ . Радіоімпульси випромінюються передавальною антеною ІРВ. Одночасно з випроміненням радіоімпульсу в кожному періоді імпульсом з модулятора запускається дозволяючий тригер (ДТ). При спрацюванні дозволяючого тригера з його виходу подається дозволяючий сигнал на один із входів схеми збігу (СЗ). На другий вхід цієї схеми надходять вимірювальні імпульси з кварцевого генератора вимірювальних імпульсів (ГВІ), які потім підраховуються у лічильнику імпульсів (ЛІ) протягом часу, доки в даному періоді  $T_i$  відкрита СЗ. По третьому входу СЗ керується імпульсом зі схеми осереднення (СО). Якщо осереднення одиничних вимірювань висоти проводиться, наприклад, за  $n$  періодів повторення, то на протязі  $n$  періодів сигналом зі схеми осереднення схема збігу по третьому входу утримується відкритою, а потім на протязі наступних  $n$  періодів – закритою і т.д. При цьому, коли СЗ закрита, тригери лічильника імпульсів зберігають свій стан незмінним, і дані про висоту через вихідні каскади надходять на вихід РВ при наявності сигналу дозволу зйому інформації (в режимі стеження).

Одночасно з запуском передавача спеціальний пристрій формування пошукового імпульсу (ПФП) видає пошуковий імпульс. В режимі пошуку цей імпульс переміщується уздовж головної осі від початку до кінця діапазону пошуку. При наявності відбитого сигналу, що надходить з виходу приймача або пристрою вбудованого контролю (ПВК в режимі контролю), пошуковий імпульс збігається у часі з цими імпульсами. Пошуковий імпульс повертає дозволяючий тригер у вихідний стан, після чого підрахунок вимірювальних імпульсів припиняється.

В режимі пошуку знімання цифрового коду з тригерів лічильника заборонений, у зовнішні кола не видаються сигнали “Захоплення” та сигнал дозволу отримання інформації. В режимі вимірювання пошуковий імпульс автоматично стежить за зміною висоти.

На сьогоднішній день в авіації застосовуються наступні типи ІРВ (рис. 3.11.а,б,в) [11]:

- РВ-10, РВ-15, РВ-17, РВ-18 (А-031), РВ-21 (А-035), А-063, А-075, А-076А А-098 (Росія);
- АН/АРН-110, АН/АРН-157 (США).

Діапазон вимірюваних висот для цих висотомірів складає від 500 м до 30 км., максимальна похибка вимірювання висоти складає близько  $(1,5+0,015H)$ м [8]. Радіовисотоміри забезпечують вимірювання висоти при кутах крену і тангажу відповідно  $\pm 30^\circ$  і  $\pm 15^\circ$ .

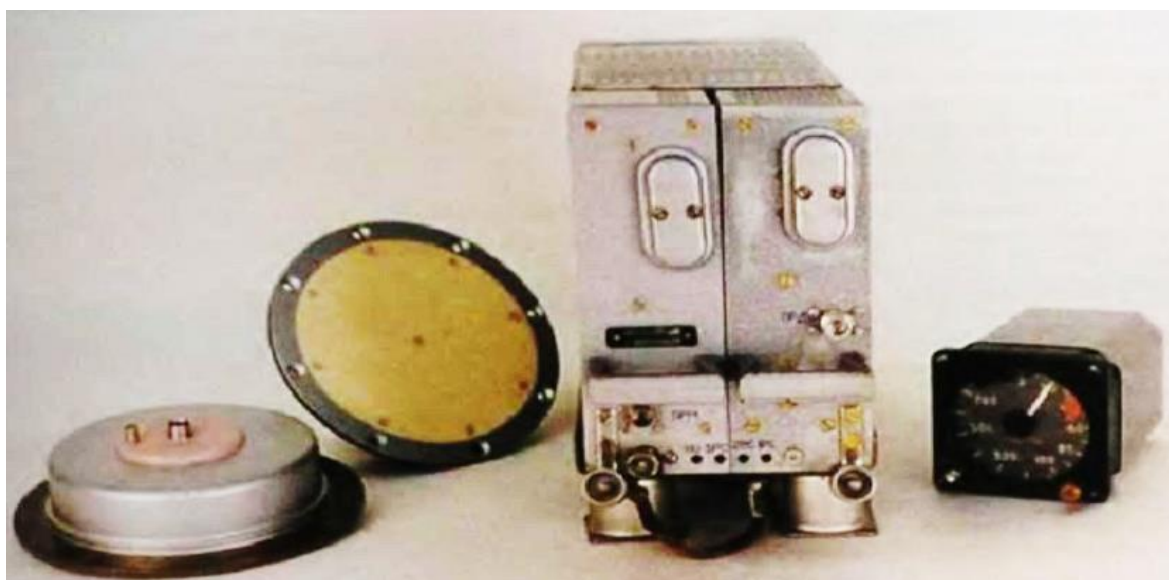


Рис. 3.11.а. Імпульсний радіовисотомір великих висот А-035 (літаків Ан-26, Ту-22М2).



Рис. 3.11.б. Імпульсний радіовисотомір великих висот А-063 (літаків Ту-22М3, Ту-142, Ту-160).



Рис. 3.11.в. Імпульсний радіовисотомір великих висот А-075 (літаків Су-27, Су-30, Су-32).

Прикладом висотоміра для застосування в якості РПП є імпульсний радіовисотомір, який поєднує функції вимірювання як малих так і великих висот, що дозволяє зменшити на борту об'єм та вагу апаратури. До складу радіовисотоміра входять: прийомо-передавач, індикатор висоти та 2 антени. Технічні характеристики ІРВ А-075 представлені в табл. 3.1.

Таким чином ІРВ має можливість в цифровому вигляді отримувати інформацію про відстань до земної поверхні (істинну висоту – в якості висотоміра або відстань до упередженої точки – в якості РЛПП), яку передає до БЦОМ для індикації екіпажу, застосування в навігаційній системі літального апарату та можливого використання в якості РЛПП для СРППЗ.



## Технічні характеристики ІРВ А-075

Діапазон частот, ГГц	4,2 - 4,4
Діапазон вимірюваних висот, м	0 - 25000
Кут розходимості променя	$\pm 45^\circ$
Похибка вимірювання висоти, м	(1,5 + 0, 015 Н)
Середній час напрацювання на відмову, год	2500
Вага, кг:	
- прийомо-передавач	6
- індикатор висоти	1,5
- антена	0,55
Габаритні розміри, мм:	
- прийомо-передавач	380 x 124 x 194
- індикатор висоти	85 x 85 x 212
- антена діаметр	165 x 68
Електроживлення, В	27
Споживча потужність, Вт	75

### 3.4. Застосування імпульсного радіовисотоміру в системі запобігання зіткнень

Для виконання завдань покладених на РПП пропонується застосовувати імпульсний радіовисотомір великих висот, який буде розміщуватись у нижній носовій частині повітряного судна під деяким фіксованим кутом  $\beta$  до повздовжньої осі повітряного судна.

У цьому випадку ІРВ буде виконувати функції далекомірного РПП (див. рис. 3.6) що дозволить виконувати політ на траєкторії із додержанням постійної безпечної висоти  $H_0$  над землею поверхнею.

Застосування ІРВ в якості далекомірного РПП дозволить фіксувати зміну рельєфу земної поверхні на прогнорованій ділянці на траєкторії руху ПС. Це дає

зможу використовувати вказану систему в якості датчика системи запобігання зіткнень із землею, який на відміну від інших систем що входять до складу СРППЗ має фізичну прив'язку до земної поверхні та дозволить екіпажу контролювати зміну рельєфу або системі автоматичного керування уникати небезпечного зближення із земною поверхнею.

В якості найважливішої характеристики такої системи слід відмітити кут нахилу ДНА -  $\beta$ , який слід вибирати із розрахунку максимально безпечної висоти польоту по відношенню до зіткнення із земною поверхнею.

Так як кут розходження променя ІРВ складає  $\pm 45^\circ$ , то доцільно встановлювати антену такого ІРВ в носовій частині із кутом  $\beta = 67^\circ$ , що дасть можливість оглядати земну поверхню на відстані  $D_0$  до 11 км та фіксувати зміну рельєфу поверхні та інші перешкоди рис. 3.12.

$$D_0 = D_{max} \times \cos\beta = (25000 \dots 30000) \times \cos 67^\circ = 9750 \dots 11700 \text{ м.}$$

що при швидкості літака 700 км/год дасть час на виконання маневру близько:

$$t_m = \frac{D_0}{V} = \frac{10000 \text{ м}}{194,4 \text{ м/с}} = 51,4 \text{ сек.}$$

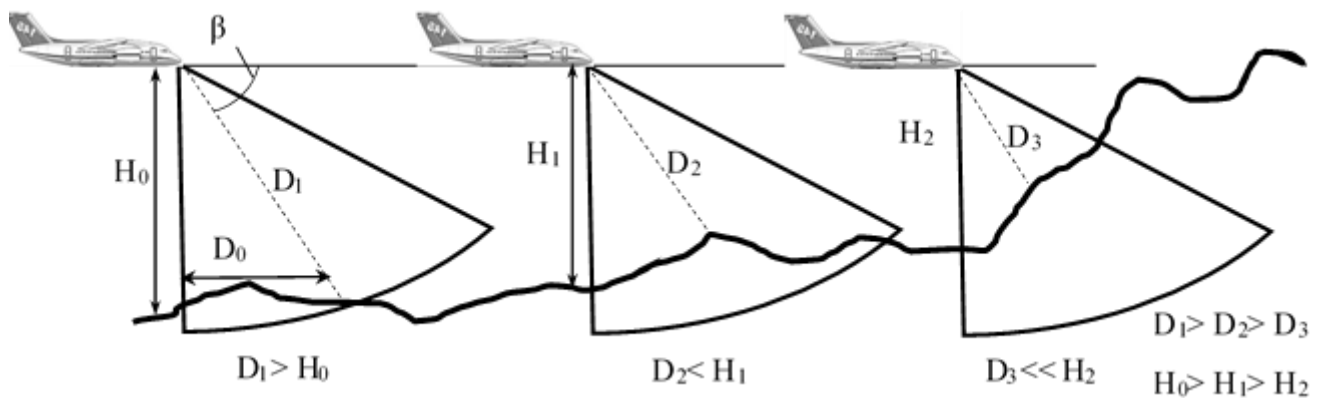


Рис. 3.12. Схема визначення ІРВ зміни рельєфу землі

На рис 3.12 представлений алгоритм визначення зміни рельєфу земної поверхні із застосуванням ІРВ в якості РПП. Він полягає у наступному.

Так як розходимість променя ІРВ складає  $45^\circ$ , а кут місця  $\beta = 67^\circ$ , то ІРВ матиме можливість вимірювати дійсну висоту  $H_0$  і одночасно контролювати зміну

рельєфу поверхні на прогнозованій ділянці на відстані  $D_0=9750-11700$  м, яка вираховується відповідно до кута місця.

Із теорії геометрії відомо, що у прямокутному трикутнику гіпотенуза завжди більша за катети, тому, на рівнинній ділянці, дійсна висота  $H_0$  завжди менша від відстані до прогнозованої ділянки  $D_1$  (рис. 3.12).

$$D_1 > H_0 \text{ (рівнинна ділянка).}$$

При невеликому підвищенні рівня рельєфу на відстані 10 км від літака вимірювана ІРВ дальність  $D_2$  почне зменшуватись і коли вона стане меншою дійсної висоти  $H_1$  необхідно набирати висоту, поки вимірювана ІРВ відстань не стане знову більшою дійсної висоти:

$$D_2 < H_1 \text{ (підвищення рівня рельєфу).}$$

При інтенсивній зміні рельєфу або наявності перешкоди на прогнозованій відстані вимірювана ІРВ дальність  $D_3$  буде набагато меншою дійсної висоти  $H_2$  вмикається аварійна сигналізація «Тягни вгору» необхідно інтенсивно набирати висоту, екіпаж має близько 50 секунд для обльоту перешкоди на безпечній висоті.

$$D_3 \ll H_2 \text{ (інтенсивна зміна рельєфу)}$$

Таким чином, застосування ІРВ в якості далекомірного РПП дозволить фіксувати зміну рельєфу земної поверхні на прогнозованій ділянці траєкторії руху ПС на безпечній відстані, що дасть змогу використовувати вказану систему в якості датчика СРППЗ, який має фізичну прив'язку до земної поверхні та дозволить екіпажу або системі автоматичного керування уникати небезпечного зближення з земною поверхнею за рахунок виконання маневру на протязі близько 50 сек.

Для реалізації функції вимірювання прогнозованої висоти в якості РПП на літаку Ан-148 пропонується застосувати комплект обладнання радіовисотоміра типу А-075, а у якості вимірювача дійсної висоти польоту радіовисотомір малих висот А-053. Порівняльні характеристики вказаних висотомірів представлені в таблиці 3.2

*Малогабаритний авіаційний радіовисотомір А-053* - бортова радіолокаційна станція з безперервним випромінюванням частотно-модульованих радіохвиль. Має малі габарити і масу, високу надійність та достовірність виданої інформації.

Імпульсний радіовисотомір А-075 малих та великих висот об'єднує функції вимірювання як середніх, так і великих висот. Радіовисотомір може використовуватись у складі систем автоматичного управління; аерофотокомплексів для картографування; систем ручного управління з видачею інформації про висоту на індикатор, що встановлений в кабіні літака. Електроживлення здійснюється мережі 27В (споживана потужність 75 Вт).

Таблиця 3.2.

Порівняльні характеристики висотомірів А-053 та А-075

Тип	Діапазон вимір. висот, м	Похибка вимірювання висоти, м	Час напрац. на відм., год	Маса заг., кг
А-053	0...1500 Діапазон індикації: 0...300; 0...750; 0...1500.	$\pm 0,45$ або $\pm 0,02H$ – цифровий вихід; $\pm (1,5+0,05H)$ – індикатор.	8000	3,2 (Приймач-передавач – 2 кг.; Індикатор висоти – 1 кг.; антена (2 шт.) – 0,1 кг. кожна
А-075	0 ... 25000	$\pm (1,5+0,015H)$	2500	8,6 (Приймач-передавач – 6 кг.; Індикатор висоти – 1,5 кг.; антена (2 шт.) – 0,55 кг. кожна

Реалізація ІРВ в якості датчика СРППЗ дозволяє його встановлення у передній частині фюзеляжу, позиція 1 рис. 3.12 або на передній частині обтічника основних опор шасі (позиція 2), а схема структурних зв'язків ІРВ із іншими системами авіоніки літака Ан-148 представлена на рис 3.14.

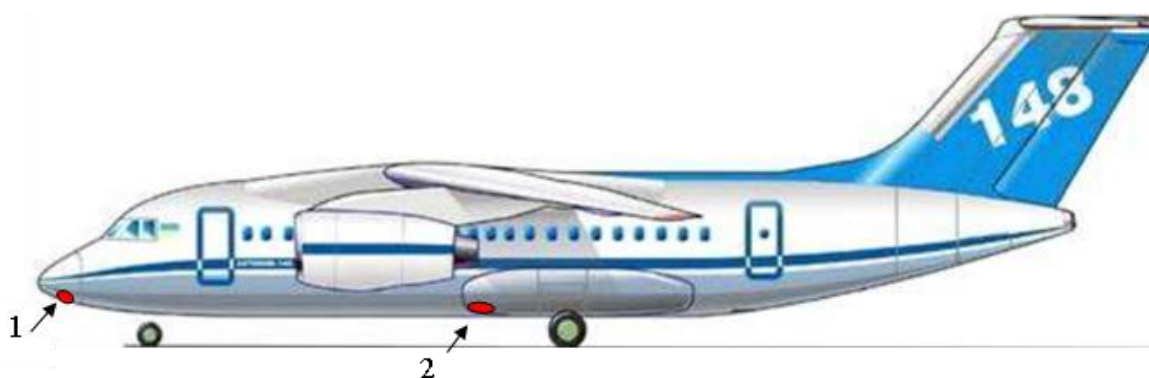


Рис. 3.13. Схема розміщення ІРВ СРППЗ на літаку АН-148



Рис. 3.14. Структурна схема удосконаленої СРППЗ з ІРВ в якості РПП на літаку АН-148

Зв'язок МНРЛС із курсовертикаллю необхідний для визначення параметрів вимірюваної відстані  $D$  з урахуванням еволюції літака (кутів тангажу та крену). Надання цієї ж інформації до ОСЛ дозволить порівнювати рельєф місцевості на прогнозованій ділянці з інформацією польотного плану. А наявність сигналів в навігаційних системах КУРС та РСБН дозволить контролювати зміну рельєфу місцевості на малих висотах при заході на посадку.

Алгоритми набору висоти, горизонтального польоту і зниження та посадки передбачають переналаштування як системи СРППЗ. На зльоті та при посадці літак перебуває на малих висотах, тому обов'язково точність роботи системи СРППЗ повинна підвищуватись, а так, як ці елементи траєкторії передбачають зміну кутового положення літака, ці кути необхідно враховувати в розрахунках.

Таким чином, застосування імпульсного радіовисотоміра на борту сучасного повітряного судна дозволить постійно вимірювати похилу відстань  $D$  до прогнозованої ділянки землі, тобто постійно відслідковувати зміну рельєфу земної поверхні та видавати інформацію до СРППЗ, що суттєво вплине на безпеку польотів на малих висотах.

## ВИСНОВКИ

1. Аналіз льотних подій показав, що більшість аварій і катастроф літаків категорією CFIT припадає на етапи польоту на малих висотах. Застосування СРППЗ дозволяє екіпажу отримувати попереджувальну інформацію про загрозу можливого зіткнення літака із землею.

2. Робота СРППЗ по прогнозуванню уникненню зіткнення із земною поверхнею зводиться до визначення дійсної висоти траєкторії польоту літака в деякій прогнозованій ділянці. Існуюча система прогнозу має ряд недоліків, основними з яких є похибки вимірювання курсу та координат місцезнаходження літака, неточності цифрових моделей рельєфу обумовлені штучними та природніми змінами. Для зменшення впливу неточностей на результати прогнозування необхідно застосувати датчики безпосереднього вимірювання зміни рельєфу земної поверхні.

3. Для реалізації безпосереднього вимірювання зміни рельєфу земної поверхні на різних етапах польоту пропонується в якості датчика СРППЗ застосувати імпульсний радіовисотомір великих висот, який за принципом роботи далекомірного РПП дозволить фіксувати зміну рельєфу земної на траєкторії руху літака.

4. Використання ІРВ в якості датчика СРППЗ дозволить отримувати інформацію про зміну рельєфу місцевості в упередженій точці на відстанях близько 10000 м та дасть екіпажу повітряного судна або системі автоматичного керування резерв часу близько 50 сек. для виконання маневру по усуненню зіткнення із землею при польоті на швидкості 700 км/год.

5. Застосування імпульсного радіовисотоміра на борту сучасного повітряного судна дозволить постійно вимірювати похилу відстань  $D$  до прогнозованої ділянки землі, тобто постійно відслідковувати зміну рельєфу земної поверхні з урахуванням режимів польоту та видавати інформацію до СРППЗ, що суттєво вплине на безпеку польотів на малих висотах.

## ПЕРЕЛІК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ

1. Авиационные приборы и системы: Учебное пособие/ Г.И.Клюев, Н.Н.Макаров, В.М.Солдаткин; Под.ред. В.А.Мишина.-Ульяновск: УЛГТУ, -2000.- 343 с.
2. [https://www.boeing.com/resources/boeingdotcom/company/about\\_bca/pdf/statsum.pdf](https://www.boeing.com/resources/boeingdotcom/company/about_bca/pdf/statsum.pdf)
3. Руководство по технической эксплуатации самолета АН-148-100. - 2004г.
4. Ф.Л. Цифанский Радиоэлектронное оборудование самолетов. Часть II. Учебное пособие Васильковское ВАТУ. 1980. - 156 с.
5. П.И. Дудник, Ю.И. Чересов. Авиационные радиолокационные устройства, – М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1986 г., 538 стр.
6. О.В. Буянін, Ю.В. Мещерський, І.С. Река. Авіаційні радіоелектронні системи. Васильківський коледж ВПС. 2001. – 334 с.
7. Монаков А. А. Теоретические основы радионавигации: Учеб. пособие/СПбГУАП. 2002. 70 с.
8. Г.А. Бабай, А.Г. Павский Радиотехнические средства самолетовождения. – М.: Военное издательство МО СССР. 1956. - 280 с.
9. Системи зв'язку та навігації: навч. посіб. / В.П. Харченко, Ю. М. Барабанов, М. А. Міхалочкін. – К.: Вид-во Нац. авіац. ун-ту «НАУ-друк», 2009. – 216 с.
10. М.С. Ярлыков, В.А. Болдин, А.С. Богачев. Авиационные радионавигационные устройства и системы. – М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского. 1980. - 384 с.
11. Авиационное вооружение и авионика. Энциклопедия XXI век. Оружие и технологии России. - М.: Научно-техническое издание. 1999. – 784 с.
12. П.А.Бакулев Радиолокационные системы – М.: Радиотехника, 2004. – 320 с.
13. Вопросы перспективной радиолокации. Коллективная монография / Под ред. А.В. Соколова. – М.: Радиотехника, 2003. – 512 с.
14. Теоретические основы радиолокации. Под ред. Ширмана Я.Д. Учебное пособие для вузов. – М.: издательство «Советское радио», 1970. – 560 с.