

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
ФАКУЛЬТЕТ АЕРОНАВІГАЦІЇ, ЕЛЕКТРОНІКИ ТА
ТЕЛЕКОМУНІКАЦІЙ
Кафедра авіоніки

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ

Завідувач випускової кафедри

_____ Ю.В. Грищенко

(підпис)

(ПІБ)

“ _____ ” _____ 2024 р.

КВАЛІФІКАЦІЙНА РОБОТА
(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)

ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ БАКАЛАВР
ЗА СПЕЦІАЛЬНІСТЮ 173 «АВІОНІКА»

Тема: Система раннього попередження з землею

Виконавець: _____ Писаренко Данило Денисович

(студент, група, прізвище, ім'я, по батькові)

Керівник: _____ Л.М. Ситнянських

(науковий ступінь, вчене звання, ім'я, по батькові)

Нормоконтролер: _____

(підпис)

В. В. Левківський

(ПІБ)

Київ 2024

ЗМІСТ

Вступ	
РОЗДІЛ 1. Загальна характеристика системи раннього попередження приближення землі.....	
1.1. Обладнання літаків TAWS та її функції.....	
1.2. Склад та опис системи TAWS.....	
1.3. База даних рельєфу земної поверхні.....	
1.4. Зони дії тривожних застережень.....	
1.5. Зона дії прогнозованих сигналів попередження про небезпеку.....	
1.6. Режими роботи TAWS.....	
1.7. Відображення інформації системи TAWS.....	
РОЗДІЛ 2. Системи раннього попередження приближення землі сучасних повітряних суден	
2.1. Система раннього попередження приближення землі літака Ан-148...	
2.2 Система попередження про зіткнення із землею літака Boeing 737.....	
2.3. Система раннього попередження приближення землі літака Іл-76Т.....	
РОЗДІЛ 3. Датчики виявлення зміни рельєфу системи раннього попередження наближення землі	
3.1. Рельєфний (профільний) політ	
3.2. Радар профільного польоту	
3.3. Імпульсні радіовисотоміри	
3.4. Розрахунок характеристик імпульсного радіовисотоміра.....	
3.5. Застосування імпульсного радіовисотоміру великих висот в якості радіолокатора профільного польоту в СРППЗ.....	
Висновки.....	
Список використаних джерел.....	

ПЕРЕЛІКУМОВНИХПОЗНАЧЕНЬ, СКОРОЧЕНЬ, ТЕРМІНІВ

СРППЗ – система раннього попередження приближення землі

ОСЛ – обчислювальна система літаководіння

РЛС – радіолокаційна станція

ПС – повітряне судно

ІКАО – міжнародна організація цивільної авіації

СППЗ – система попередження приближення землі

ССНЗ – система сигналізації небезпечного зближення

ЗПС – злітно-посадкова смуга

РУД – ручка управління двигунами

УПР – управління повітряним рухом

РМС – радіомаякова система

ІКВШП – інформаційний комплекс висотно-швидкісних параметрів

СУЗЛО – система управління загально літаковим обладнанням

БО – бортовий обчислювач

КСЕІС – комплексна система електронної індикації і сигналізації

РУ – розподільчий пристрій

БФІ – багатофункціональний індикатор

О – обчислювач

СНС – супутникова навігаційна система

БДР – база даних рельєфу

РЛПП – радіолокаційна станція профільного польоту

ЛА – літальний апарат

МВП – маловисотний політ

ДНА – діаграма направленості антени

СРП – сумарно-різницевий пристрій

АП – антенний перемикач

ФД – фазовий детектор

АД – амплітудний детектор

ВСТУП

Безпека авіаційних перевезень за останнє десятиріччя стала однією із найбезпечніших, за рахунок застосування сучасних засобів попередження зіткнень та рекомендацій Міжнародної організації цивільної авіації (ІСАО).

Одним із критеріїв авіаційних подій за класифікацією ІСАО є ситуація в якій повітряне судно в справному стані допускає зіткнення із землею (Controlled flight into terrain, CFIT). Для запобігання таких ситуацій необхідно організація якісного керування можливостями екіпажу (Crew Resource Management, CRM) та служби керування повітряним рухом (АТС).

Для уникнення помилок екіпажів пов'язаних із втратою висоти розроблені та впроваджені системи попередження зіткнень із землею, які мають узагальнену назву Terrain Awareness and Warning System (ТАWS).

Перше покоління таких систем Ground Proximity Warning System (GPWS) в якості основного датчика наближення землі використовували радіовисотоміри малих висот. Подальші удосконаленні системи поєднали в одному блоці базу даних рельєфу (terrain data base) і GPS, та отримала назву Enhanced Ground Proximity Warning system (EGPWS).

Сучасні ТАWS і EGPWS можуть надавати пілоту попередження у випадку небезпечного зближення із земною поверхнею. Застосування систем раннього попередження зіткнення із землею (далі- СРППЗ) дозволяє привернути увагу пілотів для прийняття рішення і виправлення похибок пілотування.

В кваліфікаційній роботі, для вирішення завдань запобігання зіткнень із землею запропоновано удосконалити застосувати додаткові

фізичного вимірювання істинної висоти польоту над земною поверхнею на висотах понад 1500 м та для фіксації зміни рельєфу місцевості на шляху польоту літака, пропонується застосовувати радіовисотомір великих висот, який в певних умовах може застосовуватись у якості радіолокатора польоту.

Тема та актуальність цієї кваліфікаційної роботи були зумовлені важливістю вирішення проблеми безпечного маловисотного польоту для зменшення кількості авіаційних пригод спричинених зіткненням справних та контрольованих літаків із земною поверхнею.

РОЗДІЛ 1

ЗАГАЛЬНА ХАРАКТЕРИСТИКА СИСТЕМИ РАННЬОГО ПОПЕРЕДЖЕННЯ НАБЛИЖЕННЯ ЗЕМЛІ

Аналіз подій у повітрі дозволяє краще зрозуміти ризики, пов'язані з різними етапами польоту. Під час зниження та посадки літак має найбільшу концентрацію ризику через близькість до землі та необхідність точності у керуванні. Такі етапи вимагають від пілотів особливої уваги та навичок, оскільки навігація ускладнюється більшою кількістю факторів, таких як погодні низька висота та швидкість.

Аналіз льотних подій проведений компанією Boeing за період з 2007 по 2016 рік показав, що 48% всіх льотних подій з летальними наслідками відбулись під час зниження або безпосередньо посадки літака. Враховуючи, що ці етапи складають лише 4% польотного часу то процент надто високий. За час маршрутного польоту, який триває біля 57% польотного часу, за той же період відбулося лише 11% льотних подій. Зліт і набір висоти зайняли друге місце у рейтингу найбільш небезпечних етапів польоту. На них припадає лише 13% смертельних випадків.

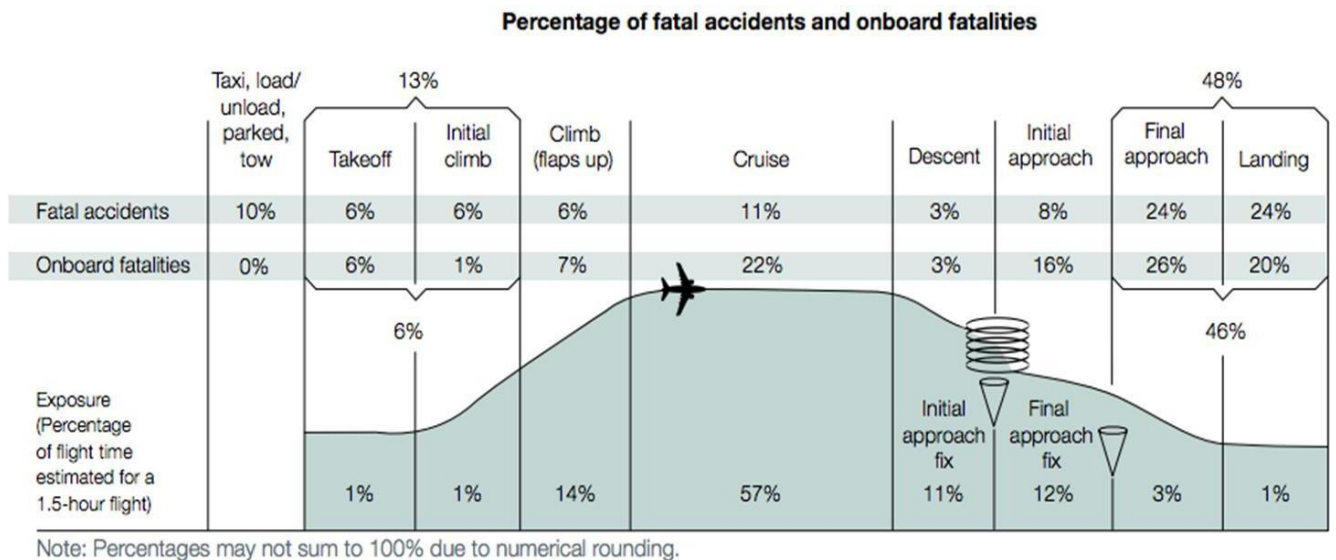


Рис. 1.1. Відсоток польотного часу за етапами польоту, та відсоток льотних подій з летальними наслідками.

Тому, для підвищення безпеки польотів на етапах зльоту та посадки всі літаки після 2002 року випуску повинні в обов'язковому порядку бути

обладнаними системою попередження зіткнення із землею. Такою системою є GPWS (Ground Proximity Warning System) – система попередження наближення землі та її удосконалена версія EGPWS (Enhanced Ground Proximity Warning System). Обидві системи класифікуються як системи попередження зіткнення з поверхнею TAWS (Terrain Awareness and Warning System).

1.1. Обладнання літаків TAWS та її функції .

Для зменшення льотних подій пов'язаних із зіткненням з землею керованих літаків в більшості країн що входять до ІСАО з певного часу стали вимагати установку системи, що попереджує про можливість такої події .

Літаки, що підлягають оснащенню системами попередження про близькість землі (GPWS) мають певні критерії:

- літаки з газотурбінними двигунами, максимальна сертифікована злітна маса яких перевищує 5700 кг або на борту яких дозволено провезення більше 9 пасажирів, обладнуються системою попередження про близькість землі, що має функцію оцінки рельєфу місцевості у напрямку польоту.

- 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, повинні бути обладнані системою попередження про близькість землі, що має функцію оцінки рельєфу місцевості у напрямку польоту.

- літаки з поршневіми двигунами, максимальна сертифікована злітна маса яких перевищує 5700 кг або на борту яких дозволено провезення більше 9 пасажирів, повинні бути обладнані системою попередження про близькість землі, що має функцію оцінки рельєфу місцевості в напрямку польоту.

Система попередження про наближення землі автоматично подає своєчасний чіткий сигнал льотному екіпажу, коли літак знаходиться в потенційно небезпечній близькості до поверхні землі [1].

Система попередження про наближення землі спрацьовує, як мінімум, в наступних випадках, коли має місце:

- надмірна швидкість зниження;
- надмірна швидкість зближення з землею;
- надмірна втрата висоти після зльоту або відходу на друге коло;

- небезпечний запас висоти над місцевістю, коли конфігурація не являється посадковою;

- шасі не випущені;

- закрилки не в посадковому положенні;

- надмірне зниження нижче приладової глисади.

Термінологія, що зустрічається, в документах ІКАО:

Слід відмітити, що між GPWS і TAWS є, як мінімум, одна дуже принципова різниця - GPWS враховує поточну висоту, а TAWS - передбачає, на якій висоті буде ПС через деякий час.

Система TAWS має наступний склад:

- база даних рельєфу місцевості (і наземних перешкод);

- джерело поточних координат GPS;

- джерело даних про поточну висоту – радіовисотомір або барометричний висотомір, або WAAS GPS;

- процесор, який обробляє інформацію, і видає, при необхідності, попередження;

До TAWS можуть підключатися додаткові джерела інформації про стан повітряного судна або додаткові системи навігації (наприклад IRS).

На літаки вагою понад 50 т встановлюється TAWS класу А, на літаки меншого класу - клас В або С. Чим вище клас, тим більша кількість функцій підтримується системою, крім того, TAWS для гелікоптерів також мають свої особливості, пов'язані як з конструктивними особливостями гелікоптерів, так і зі специфікою їх польотів.

Основні функції (попередження) TAWS наступні:

1. Excessive rate of descent – дуже швидке зниження

Якщо літак знижується дуже швидко, а висота маленька (наприклад, зниження 15 м/с, а висота 150 м над землею), TAWS видасть звуковий сигнал "PULL UP"

2. Excessive closure rates to terrain – дуже швидке зближення із землею.

Уявіть, що ви зберігаєте одну і ту ж висоту над рівнем моря, але поверхня землі під вами піднімається (грубо кажучи, політ в напрямку не дуже крутої

гори). У цьому випадку індикація спочатку "TERRAIN, TERRAIN", якщо не допомогло, тоді "PULL UP, PULL UP".

3. Altitude loss after take off or go around – втрата висоти після зльоту або відходу на другий круг.

Якщо після зльоту і до набору 210 м (700 футів) літак раптом почав знижуватися і втратив 10% від вже набраної висоти, система скаже "DON'T SINK"

4. Inadequate terrain clearance with gear/flaps not in landing position – недостатня висота над поверхнею землі з шасі/закрилками не в посадковому положенні

Якщо літак летить дуже низько і поволі, але при цьому шасі/закрилки в не призначеному для посадки положенні, система попередить "TOOLOW, GEAR/FLAPS"

5. Below glideslope - нижче за глісаду.

Якщо літак нижче за тисячу футів над поверхнею землі і при цьому приймає сигнал ILS, то система попередить "GLIDESLOPE", якщо літак відхилиться вниз від глісади більше, ніж на певну величину.

6. Altitude callouts and bank angle warnings – повідомлення про висоту і надмірний крен.

При заході на посадку, система оповіщає "FIVE HUNDRED", а також попереджає, якщо у літака дуже великий крен близько до землі.

Класичні GPWS встановлювалися тільки на великі літаки, тому вони мали всі вище перелічені 6 функцій.

TAWS класу А теж повинні підтримувати всі 6 функцій, тоді як клас В і С підтримують лише функції 1, 3 і 6.

Проте, у порівнянні з GPWS у TAWS є одна істотна відмінність - TAWS має функцію прогнозу, намагаючись зрозуміти, чи не трапиться чого-небудь поганого з літаком через деякий час, зазвичай до однієї хвилини. 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 (щоб у льотчика була тверда впевненість – якщо спрацював TAWS, потрібно тягнути штурвал на себе і давати максимальний газ).

Остання 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. На жаль, іноді це призводить до того, що система не реагує на цілком реальну небезпеку. Наприклад, в Торонто є телевежа, одна з найвищих в Північній Америці. Вона знаходиться поряд з Toronto City Centre airport. Оскільки поряд з аеропортом TAWS різко обмежує кількість можливих попереджень, то і на цю башту вона не реагує.

Окрім того, одним із ключових компонентів TAWS є база даних по рельєфу і перешкодам. Зрозуміло, що рельєф землі змінюється не часто, але перешкоди можуть з'являтися щодня, а якщо відсутні в базі даних, то TAWS ніколи про них не попередить.

Іншою найважливішою, якщо не головною, є проблема баз даних підстилаючої поверхні - цифрових карт місцевості, тобто того, що є основою системи раннього попередження. Теоретично, кожен перевізник повинен мати повний набір карт практично всієї земної поверхні або всіх потенційних районів польотів. Здавалося б, що сьогоденний рівень розвитку картографії, особливо з урахуванням супутникового спостереження, дозволяє вирішити цю проблему. Але не слід забувати про організаційні і бюрократичні перепони, пов'язані із

забезпеченням розробників цією інформацією повною мірою. Тому вельми сумнівно, що зарубіжні системи EGPWS мають достатній набір карт місцевості території колишнього СРСР, також як наші розробники - доступ до карт західної півкулі необхідного масштабу і достовірності.

Система TAWS (Terrain Avoidance Warning System) видає екіпажу інформацію про неприпустимо високу швидкість зниження, небезпечну близькість землі, втрати висоти після зльоту, відхиленні нижче глісади, характер небезпечного рельєфу земної поверхні у напрямі польоту і небезпечному зсуві вітру.

1.2. Склад та опис системи TAWS

Функція TAWS реалізована в окремому незалежному модулі, розташованому всередині процесора TCAS, який називається Ground Collision Avoidance Module (GCAM). Модуль GCAM забезпечує всі режими звичайної системи запобігання зіткнення з землею відповідно до вимог TSO C151a, а також повний прогноз тривоги і попереджень для запобігання катастрофічному зіткненню справного повітряного судна з землею в контрольованому польоті.

Метою TAWS є надання екіпажу своєчасної інформації про потенційні небезпеки, які можуть призвести до зіткнення з землею в напрямку маршруту польоту. TAWS генерує попередження про наближення, набір висоти або розворот в залежності від положення літака відносно землі.

Конструкція TAWS враховує особливі ситуації, коли літак маневрує на висоті, значно меншій, ніж навколишня місцевість, відповідно до затверджених процедур (наприклад, посадка в крутосхилій долині).

Конструкція TAWS генерує прогнози тривоги на основі фактичних характеристик літака. Це мінімізує помилкові тривоги і підвищує довіру екіпажу до системи, оскільки тривоги, що генеруються, представляють реальну небезпеку.

TAWS також має функцію виявлення зон зсуву вітру, яка попереджає екіпаж, якщо літак потрапляє в небезпечні умови зсуву вітру.

Базова система TAWS складається з наступних компонентів:

- модуль GCAM — розміщений в блоці TCAS
- персональний модуль літака — встановлюється окремо

- дисплей поверхні — встановлюється в кабіні
- пульт управління TAWS — встановлюється в кабіні
- приймач GPS — зовнішній або розміщується в блоці TCAS

В основі, система TAWS складається з наступних складових елементів:

- модуль GCAM - знаходиться в блоці TCAS;
- персональний модуль літака;
- дисплей - встановлюється в кабіні екіпажу;
- панель управління TAWS - встановлюється в кабіні екіпажу;
- GPS приймач - зовнішній або розташований в блоці TCAS.

Collision Prediction and Alerting (CPA) являється функцією прогнозування GCAM, яка забезпечує прогнозування попередження про можливе зіткнення на основі даних про рельєф землі та аеропорту, а також моделювання здатності літака набирати висоту. Ця функція прогнозує небезпечну ситуацію по відношенню до поверхні землі і генерує сигнали тривоги у вигляді голосових і візуальних повідомлень, а також інформації на дисплеї.

Абревіатура CPA перекладається як "Прогнозування зіткнення та сигналізація" для системи TAWS та формулюється як "Closest Point of Approach" (Найближча точка зближення) для системи TCAS.

Функція CPA прогнозує потенційні конфлікти шляхом порівняння двох профілів:

- визначення рельєфу земної поверхні — за рахунок поєднання інформації про точне місцезнаходження літака, отриману від GPS (або навігаційного компютера) з оцифрованою базою висот рельєфу, яка зберігається в пам'яті блоку.
- прогноз траєкторії руху літака — виконується за рахунок застосування поточних параметрів польоту літака для розрахунку траєкторії руху на дві хвилини вперед відносно поточного місцезнаходження.

Основні функції TAWS:

- обробляє вхідні сигнали літакових систем;
- порівнює місцеположення літака і його висоту з базами даних рельєфу;
- оцінює ризик зіткнення із землею за напрямком польоту літака;

- визначає зону уникнення зіткнення, використовуючи дані з модуля GCAM;

- генерує голосові та візуальні оповіщення і попередження для екіпажу.

Модуль GCAM формує прогнозовані та реактивні попередження.

Прогнозовані попередження - це попередження, що виникають при зменшенні безпечного рівня передбаченого взаєморозміщення літака та рельєфу землі в прогнозованій точці маршруту. Ця попередження реалізується за рахунок функції прогнозування CPA, яка використовує бази даних про рельєф земної поверхні та прогнозує небезпечні ситуації зіткнень із землею й формує голосові, візуальні та графічні сигнали тривоги.

Функція CPA видає на дисплей екіпажу прогнозоване попередження про зіткнення із землею на всіх фазах польоту від зльоту до посадки поки:

- точно визначається місцеположення літака;
- доступні дані про характеристики літака;
- всі характеристики, отримувані з бази даних рельєфу цілісні та реальні;
- база даних зон аеропортів справна;
- всі необхідні вхідні сигнали реалістичні;
- режим рельєфу землі не заблокований.

Реактивні попередження ключають 5 режимів та включають голосові та візуальні повідомлення про досягнення заданих висот і попередження про досягнення граничного кута крену. Режим попередження про реактивне зрушення вітру (як опція) також вважається реактивним режимом модуля GCAM.

1.3. База даних рельєфу земної поверхні.

База даних висот рельєфу поверхні землі отримана з моделі Всесвітньої Геодезичної Системи WGS-84. Вся земна поверхня поділена на зони, що формують сітку поверхні землі (рис. 1.2).

Висота рельєфу, визначена для кожної зони визначається найвищою її точкою щодо рівня моря (MSL). Розмір зони або роздільна здатність карти збільшується в зоні аеродрому



Рис. 1.2. Цифрова модель рельєфу.

і при заході на посадку відповідно до вимог для даного регіону.

Для специфічних зон експлуатації літаків застосовується наступна базова роздільна здатність карти:

- маршрутні зони кодуються з низькою роздільною здатністю ділянок, що мають розміри 180×180 кутових секунд (еквівалент 3×3 м. милі на екваторі);
- поверхня в межах 21 м. милі від будь-якого аеропорту кодується ділянками що мають розмір 30×30 кутових 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 високої роздільної здатності;
- поверхня в межах 6 миль від аеропортів в гірській місцевості може бути закодована ділянками що мають розмір 15×15 кутових секунд (еквівалент $0,25 \times 0,25$ м. милі на екваторі).

Вказані вище величини є типовими, проте є виключення:

1. На широтах вище 50° (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.

1.4. Зони дії тривожних попереджень

Зони дії тривожних попереджень формуються як у горизонтальній, так і в вертикальній площинах (рис. 1.3).

У горизонтальній площині область виявлення конфлікту під час горизонтального прямолінійного польоту - це вузьке поле зору, $1,5^\circ$ по обидва боки від траєкторії польоту перед літаком. Таке вузьке поле зору гарантує, що непотрібні попередження та оповіщення не будуть видаватися по обидва боки від траєкторії польоту. При розвороті, система СРА використовує швидкість розвороту літака для екстраполяції виявлення конфлікту на всі поверхні землі в напрямку розвороту до 90 градусів від поточного курсу літака.

У вертикальній площині зона попередження CPA простягається вздовж траєкторії польоту від 20 секунд попереду літака до прогнозованої траєкторії набору висоти на відстані 132 секунд попереду літака. 20-секундна зона забезпечує достатній час реакції пілота для виконання стандартного набору висоти.

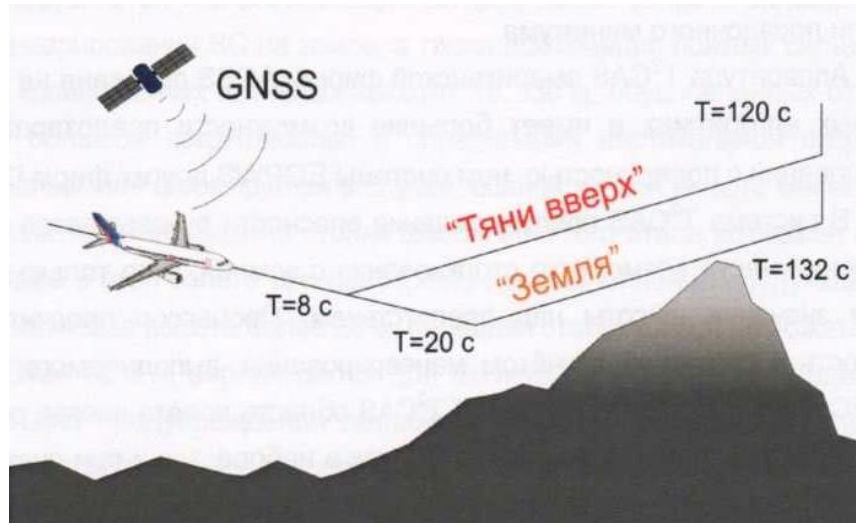


Рис. 1.3. Вертикальна зона дії попередження про небезпеку

Ці зони визначаються на основі максимального значення градієнта набору висоти для моделі літака, яка підтверджує, що екіпаж і літак здатні почати віддалятися від землі. Градієнт набору висоти визначається як найбільш доцільна можлива швидкість набору висоти з використанням фактичних характеристик літака, враховуючи вагу, барометричну висоту, температуру повітря, конфігурацію літака, можливу відмову двигуна та дані набору висоти для конкретної моделі літака.

1.5. Зона дії прогнозованих сигналів попередження про небезпеку (функція CPA) за структурою така ж, як і зона тривожних попереджень, за винятком того, що вона починається на траєкторії польоту літака за 8 секунд до точки початку набору висоти і діє на відстані руху в 120 секунд попереду літака. 8-секундний інтервал являє собою максимальний очікуваний час реакції пілота для початку маневрування. У разі виявлення небезпеки в зоні попередження CPA можуть генеруватися два типи попереджувальних сигналів. Тип попереджувального сигналу визначається розрахунками CPA: чи має літак достатній запас висоти, щоб піднятися над місцевістю за допомогою стандартного маневру:

- Попередження PULL UP - генерується, якщо розрахунки CPA визначають, що літак здатен пролетіти над поверхнею місцевості.

- Попередження AVOID TERRAIN - генерується, якщо розрахунки CPA визначають, що літак не може пролетіти над поверхнею місцевості.

1.6. Режими роботи TAWS

Режим 1 – «*Надмірна швидкість зниження*» (рис 1.4.) контролює радіовисоту і вертикальну швидкість,

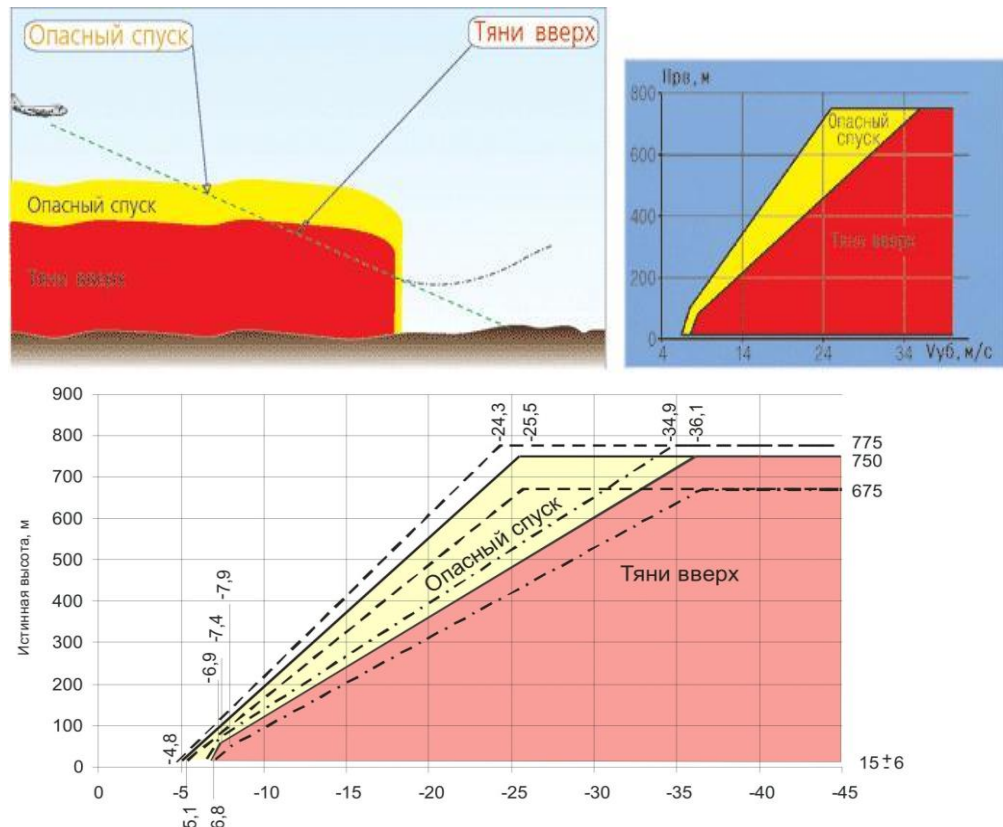


Рис. 1.4. Режим 1 – «Надмірна швидкість зниження»

а також формує реактивні сигнали застереження і попередження, якщо поточна траєкторія польоту зниження йде з надмірною швидкістю. Цей режим активізується тільки у тому випадку, коли функція CPA GCAM непрацездатна. Поки функція CPA GCAM включає будь-які сигнали попередження, які повинні бути сформовані реактивним режимом 1, цей режим блокується, якщо функція CPA GCAM 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 знаходитимуться 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 знаходитимуться за межами огинаючої "тягни вгору"

Режим 2 – «Надмірна швидкість зближення з землею» (рис.1.5.) 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.

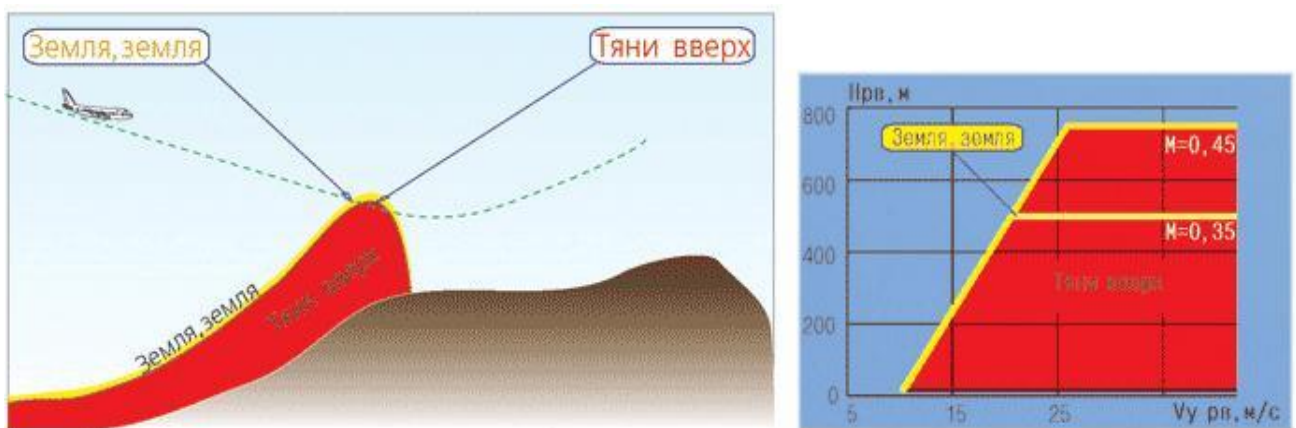


Рис 1.5. Режим 2 – «надмірна швидкість зближення з землею»

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

Коли цей режим формує сигнал УВАГА ЗЕМЛЯ (рис 1.6.б) спалахує світлосигналізатор і лунає сигнал TERRAIN TERRAIN (ЗЕМЛЯ ЗЕМЛЯ) з динаміка. Тривожна сигналізація УВАГА ЗЕМЛЯ знову готова до роботи, як тільки радіо висота і швидкість зближення із землею опиняться за межами згинаючої.

ТЯГНИ ВГОРУ — Режим 2 УВАГА ЗЕМЛЯ переходить в стан ТЯГНИ ВГОРУ (рис.1.6.а), якщо шасі не випущене і якщо радіовисота і швидкість зближення із землею знаходяться в одному з наступних значень:

- в межах оранжевої огинаючої протягом трьох секунд, якщо закрилки не в посадочній конфігурації і ручний випуск не встановлений (Режим 2А);
- в межах червоної огинаючої протягом трьох секунд, якщо закрилки не в посадочній конфігурації і ручний випуск встановлений (Режим 2В);

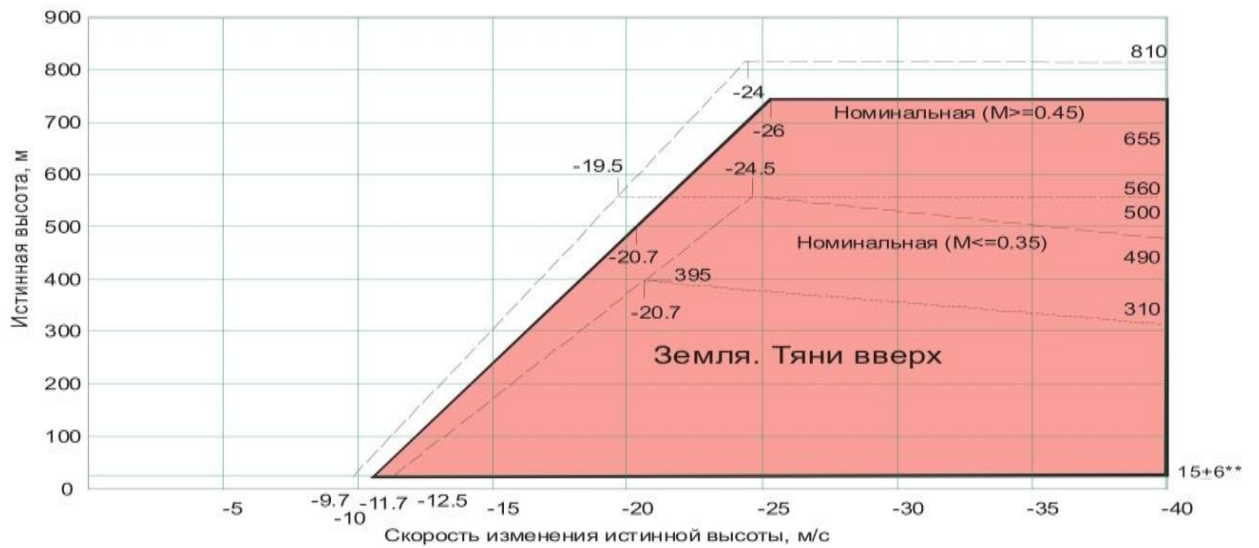


Рис. 1.6.а. Межі аварійної сигналізації підрежиму 2.1. (шасі не випущено)

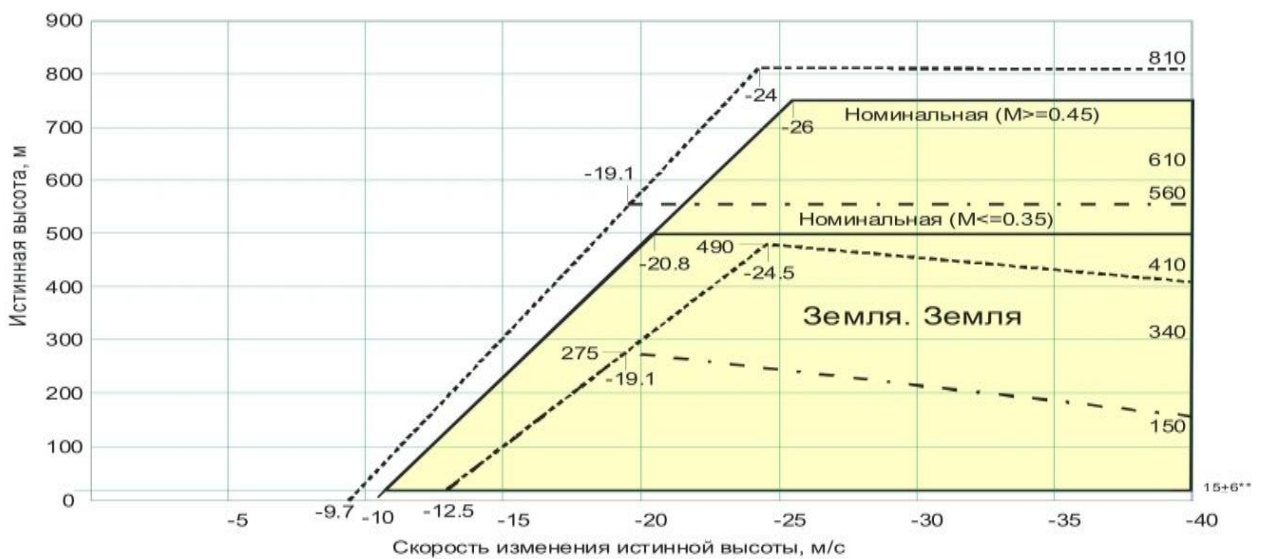


Рис. 1.6.б. Межі аварійної сигналізації підрежиму 2.1. (шасі в посадковій конфігурації.)

Режим 3 — «Втрата висоти після зльоту» (рис 1.7.) контролює радіовисоту і баровисоту і формує сигнал попередження, коли є втрата висоти після зльоту або промах при заході на друге коло.

Сигналізація «УВАГА НЕ ЗНИЖУЙСЯ» 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.

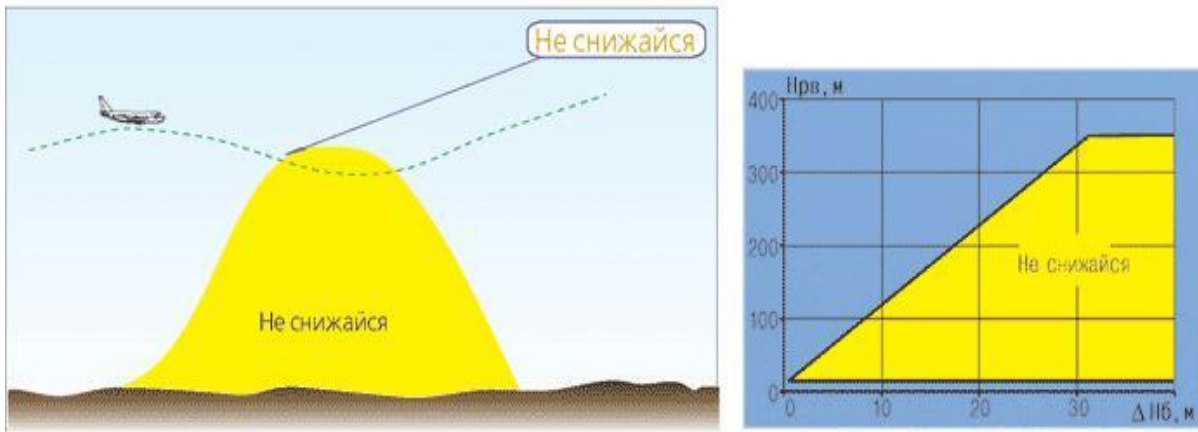


Рис 1.7. Режим 3 — «втрата висоти після зльоту»

Коли Режим 3 формує сигнал «УВАГА НЕ ЗНИЖУЙСЯ», спалахує світлосигналізатор і звукова сигналізація НЕ ЗНИЖУВАТИСЯ (або ЗЕМЛЯ БЛИЗЬКО) лунає з динаміка.

Режим 4 - «Наближення літака до землі в не посадковій конфігурації» (рис 1.8.а.) є активним протягом всього польоту, крім етапу зльоту або виходу на друге коло. Режим має два підрежими 4.1 (рис.1.8.б) та 4.2 (рис.1.8.в) .

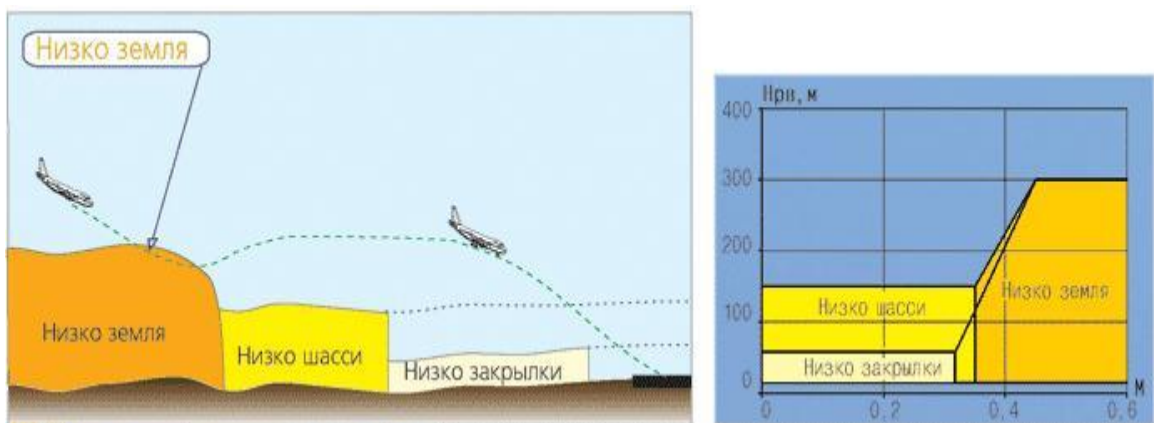


Рис 1.8.а. Режим 4 - «наближення літака до землі не в посадковій конфігурації»

Підрежим 4.1 - зниження літака з прибраним шасі. У цьому підрежимі при зниженні нижче висоти в зоні 1, сигналізації включається жовте табло «ЗЕМЛЯ» і видаються повторювані звукові сигнали Вууп, Вууп, «Низько шасі», а в зоні 2, при значній повітряної швидкості зоні - сигнали Вууп, Вууп, «Низько земля».

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

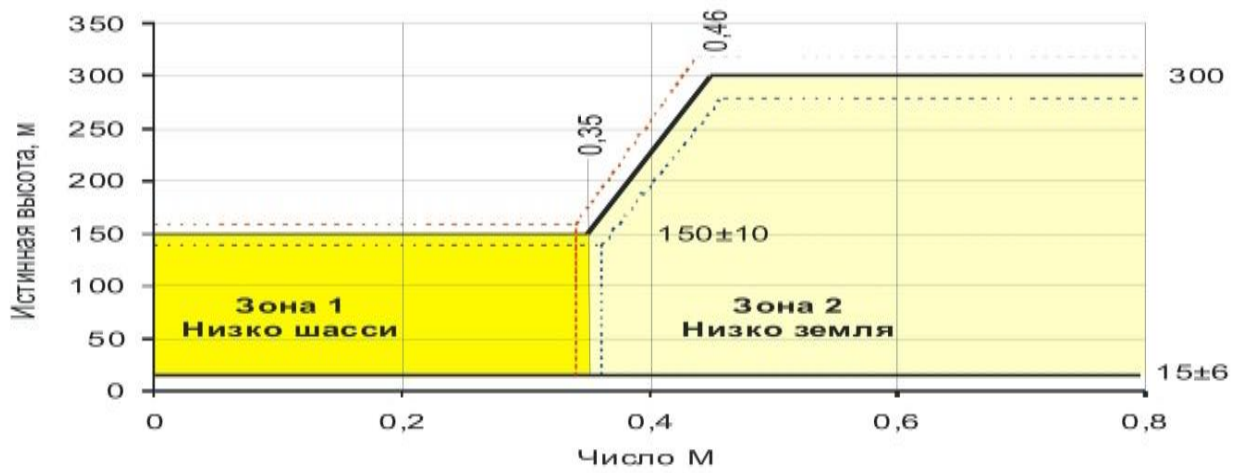


Рис. 1.8.б. Межі попереджувальної сигналізації підрежиму 4.1.

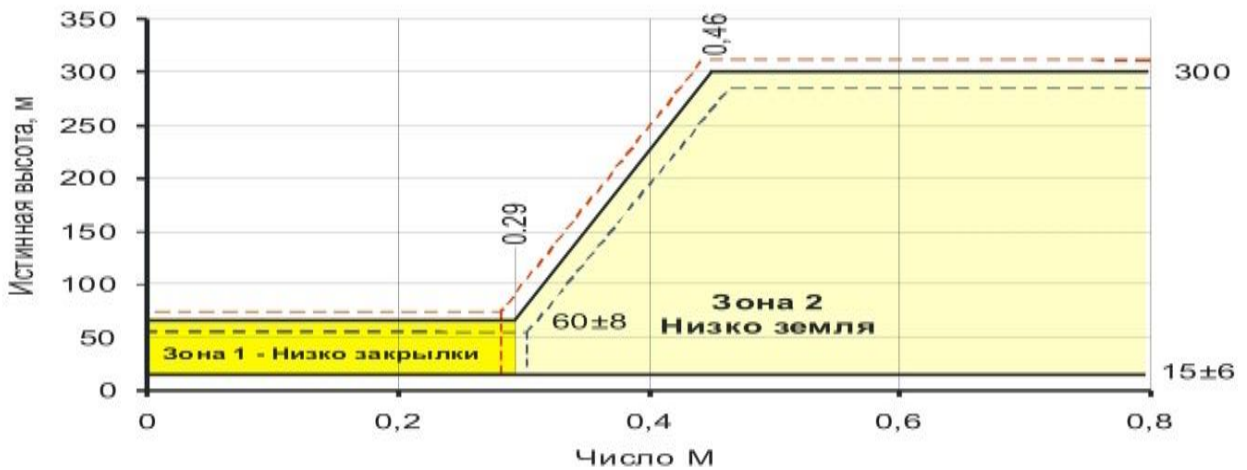


Рис. 1.8.в. Межі попереджувальної сигналізації підрежиму 4.2.

Режим 5 - «Надмірне зниження ЛА нижче глісади при заході на посадку» (рис 1.9) (при випущеному шасі і наявності інформації від посадкової системи) до зниження нижче дійсної висоти (H_{PB}) 30 м або виходу на друге коло. При знаходженні параметрів ПС в зоні сигналізації видається голосове повідомлення «глісада» і застережливий світловий сигнал.

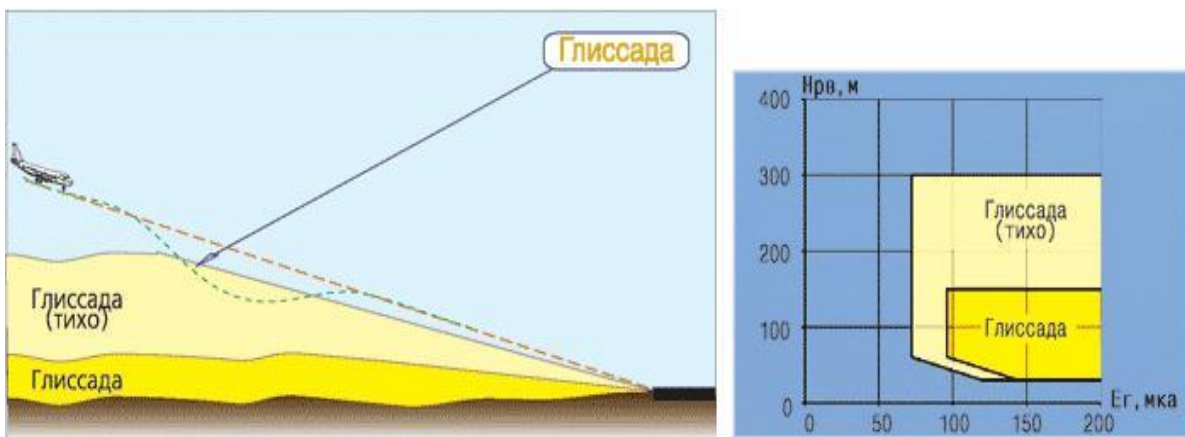


Рис 1.9. Режим 5 - «Надмірне зниження ПС нижче глісади при заході на посадку»

Режим 6- «Перевищення порогового значення різниці геометричної і відносної барометричної висоти» призначений для формування звукової

сигналізації при значній різниці між показаннями радіовисотоміра і відносної барометричної висоти (рис. 1.10).

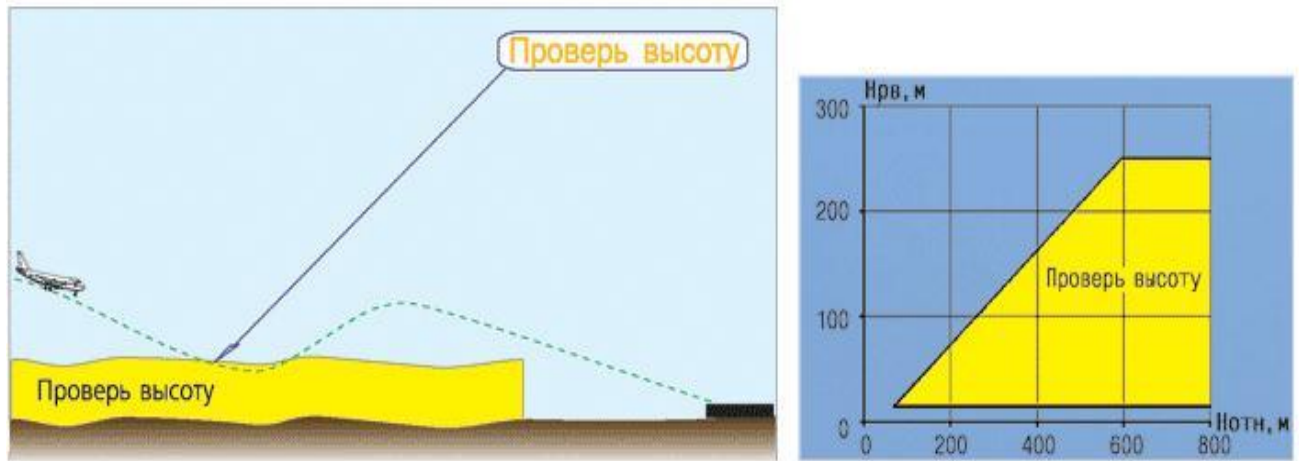


Рис 1.10. Режим 6 - «перевищення порогового значення різниці геометричної і відносної барометричної висоти».

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). 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 за напрямком польоту» активний на всіх етапах польоту, включаючи розвороти (рис 1.11.). Він 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 ЛА, визначені вбудованою або зовнішньою супутниковою навігаційною системою і бортовими датчиками.

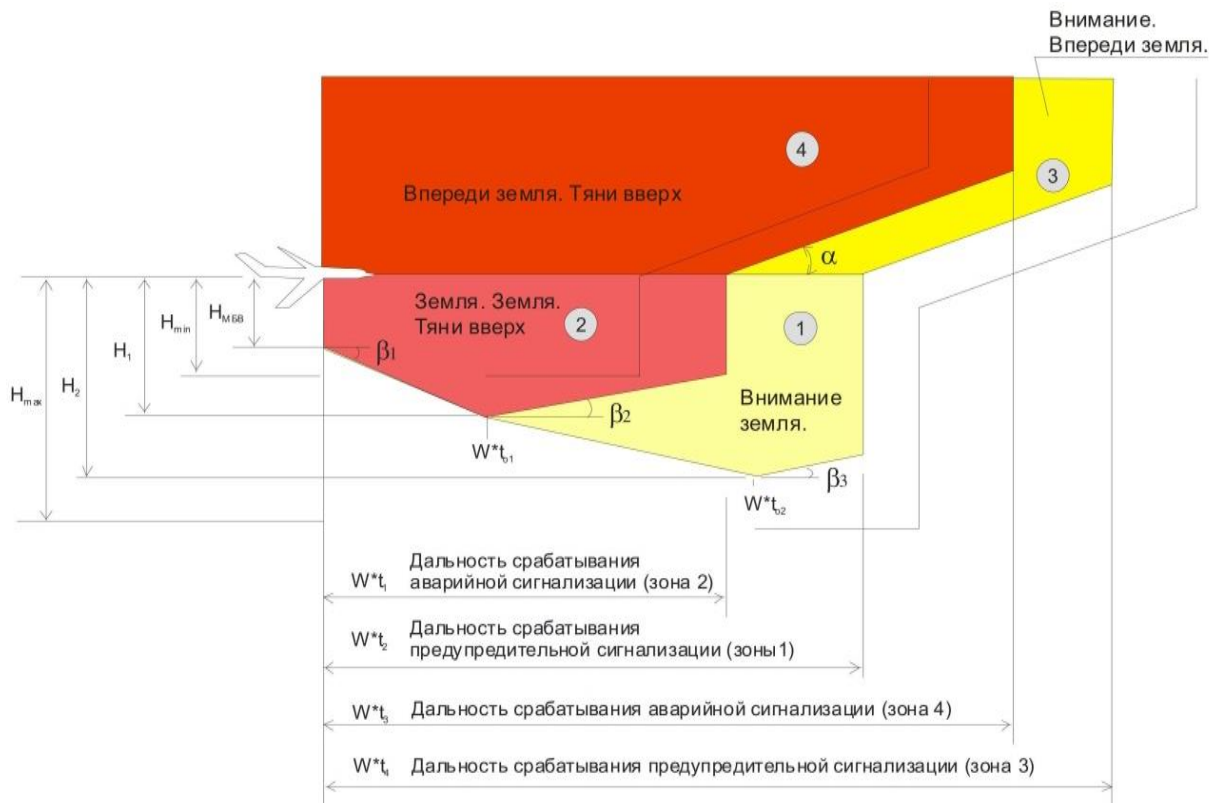


Рис. 1.11. Межі сигналізації режиму 7.

Робочий простір зони попередження обмежений:

- розрахунковою 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». Режим активний на всіх етапах польоту, крім етапу зльоту і виходу на друге коло (рис. 1.12). Оцінка безпеки положення ЛА щодо рельєфу в районі аеродрому здійснюється на підставі інформації про місцезнаходження ПС, істинної висоти та інформації про аеродром з бази аеронавігаційних даних СРППЗ.

Підрежим 8.1 - попередження про недостатню істинну висоту.

В цьому режимі (рис. 1.13 а,б.) 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 «низько земля».

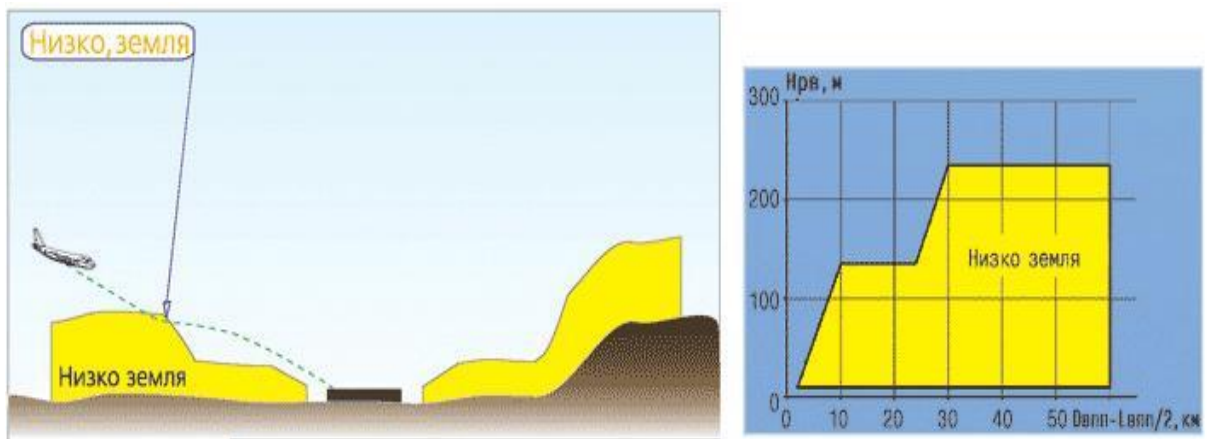


Рис. 1.12. Режим 8 - «передчасне зниження при заході на посадку»

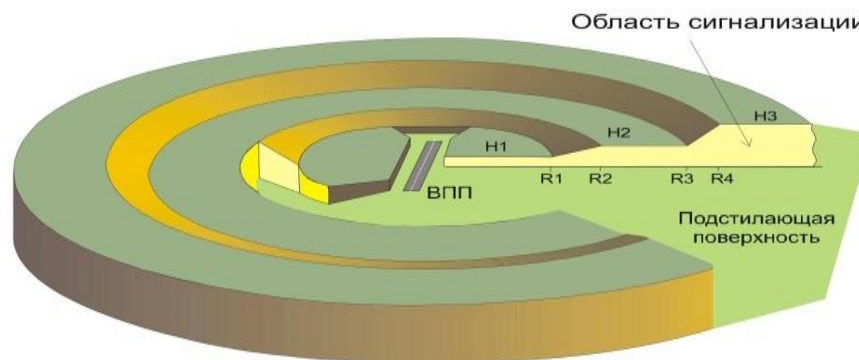


Рис. 1.13.а. Межі попереджувальної сигналізації режиму 8.1.

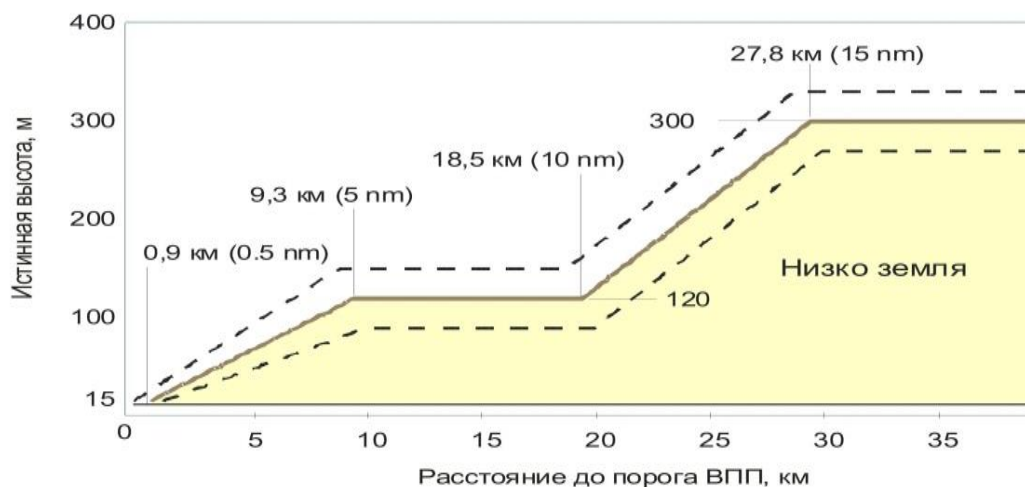


Рис. 1.13.б. Межі попереджувальної сигналізації режиму 8.1.

Підрежим 8.2 - попередження про недостатню висоту над порогом ЗПС.

У гірських районах перевищення ЗПС може бути більше перевищення рельєфу під траєкторією заходу на посадку (рис. 1.14). У цьому випадку показання висоти по радіовисотоміри 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 «Низько земля». При знаходженні параметрів ПС в зоні сигналізації видається голосове повідомлення «Низько земля» і застережливий світловий сигнал.

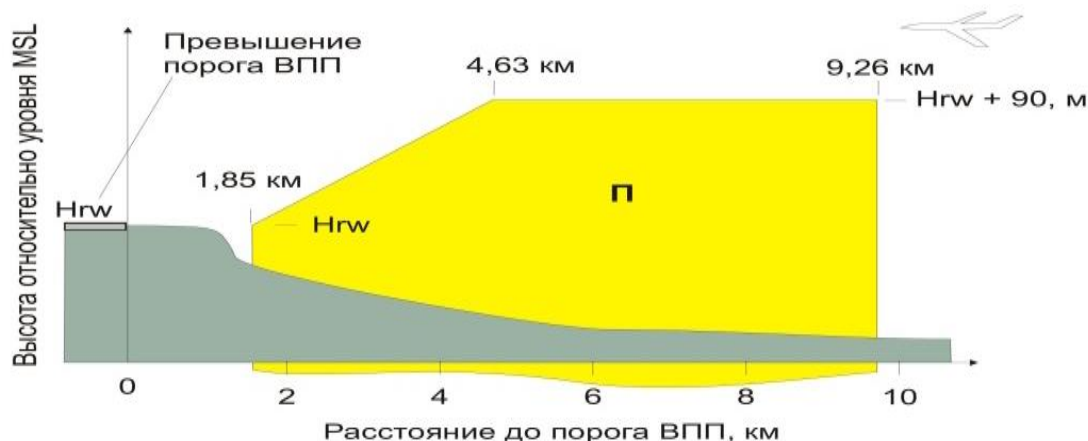


Рис. 1.14. Межі попереджувальної сигналізації режиму 8.2.

1.7. Відображення інформації системи TAWS

Отже, багато сучасних систем попередження наближення землі також включають базу даних про рельєф. 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 (рис. 1.15).

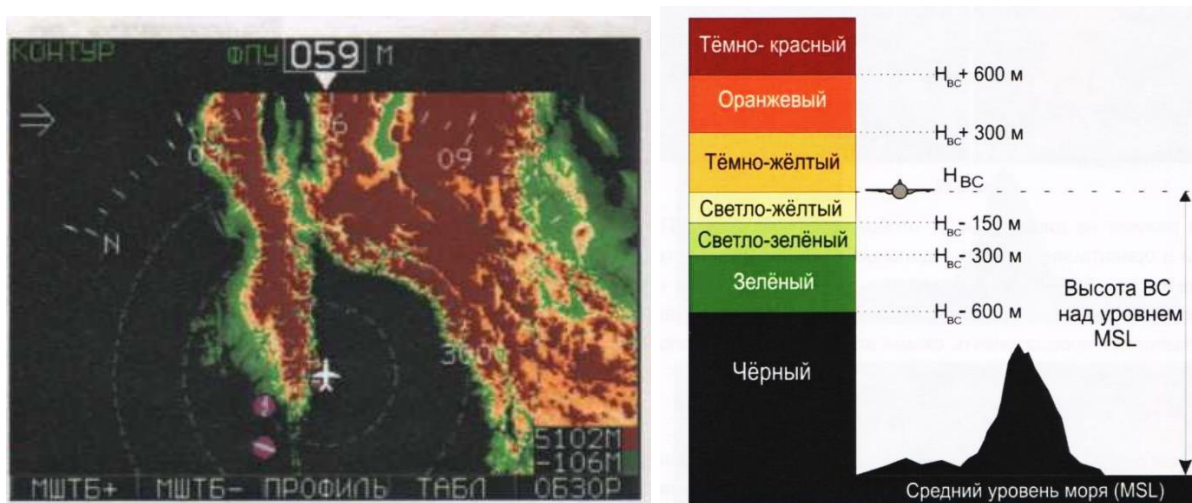


Рис. 1.15. Відображення рельєфу на індикаторі TAWS

Якщо ЛА піднімається на велику висоту, зображення рельєфу зникає. Інформація TAWS 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 індукуються.

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

Висновок розділу 1

Застосування систем раннього попередження зіткнення із землею дозволяє збільшити час, наданий екіпажу для прийняття рішення і виправлення похибок пілотування.

Існуюча система прогнозу СРА має ряд недоліків, основними з яких є похибки вимірювання курсу та координат місцезнаходження літака, неточності карти абсолютних висот рельєфу земної поверхні обумовлені штучними та природними змінами рельєфу. Для зменшення впливу неточностей на результати прогнозування необхідно застосувати датчики безпосереднього вимірювання зміни абсолютних висот рельєфу земної поверхні.

РОЗДІЛ 2

СИСТЕМИ РАНЬОГО ПОПЕРЕДЖЕННЯ ПРИБЛИЖЕННЯ ЗЕМЛІ СУЧАСНИХ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН

2.1. Система раннього попередження приближення землі літака Ан-148.

Система СРППЗ-2000 літака Ан-148 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 за напрямком польоту та при передчасному зниженні [2]. Попередження здійснюється шляхом подачі голосової та світлової сигналізації, а також шляхом формування візуальної інформації про характер підстилаючої поверхні на БФІ на основі електронних баз даних рельєфу земної поверхні, штучних перешкод та аеродромів у напрямку польоту.

Сигналізація попередження видається в наступних режимах:

- перевищення встановлених порогових значень вертикальної барометричної швидкості зниження (режим 1);
- перевищення встановлених порогових значень швидкості зближення з земною або водною поверхнею (режим 2);
- втрата барометричної висоти при зльоті або при виході на друге коло (режим 3);
- політ біля земної поверхні з закрилками не в посадковій конфігурації або з не випущеними шасі (режим 4);
- надмірне відхиленні вниз від радіотехнічної глісади понад встановленого порогового значення при посадці (режим 5);
- досягнення 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 8); видача голосових повідомлень;

– при перевищенні порогових значень крену на маршруті та при заході на посадку (режим 9);

– при наявності небезпеки за напрямком польоту (раннє попередження);

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

На лицьовій панелі блоку встановлені: тримач запобіжника; з'єднувач, призначений для підключення, при необхідності, до ПЕВМ, для проведення діагностики СРППЗ; два світлодіода «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 радіовисоти та сигнал своєї справності;

– ІКВШП – видає в систему сигнали відносної ($H_{\text{відн}}$) та абсолютної ($H_{\text{абс}}$) барометричної висоти, приладної швидкості ($V_{\text{пр}}$), вертикальної швидкості ($V_{\text{в}}$) та сигнали своєї справності;

– багатфункціональний блок Курс 93М – видає сигнал відхилення від радіотехнічної глісади й сигнал справності;

– курсовертикаль № 2 – видає сигнали гіромагнітного курсу й крену;

– обчислювальна система літаководіння (ОСЛ) – видає сигнали заданого шляхового кута, шляхової швидкості, географічних координат;

– система управління загально-літаковим обладнанням (СУЗЛО) – видає разові команди «Шасі обтиснуте» (ШО), «Шасі випущене» (ШВ), «Закрилки – в посадковому положенні» для визначення етапів польоту та увімкнення різних режимів роботи системи до СРППЗ.

Сигнализ датчиків вхідної інформації аналізуються в СРППЗ. При надходженні вхідних сигналів відповідаючи небезпечним ситуаціям, в бортовому обчислювачі (БО) формуються сигнали про небезпеку які надходять до КСЕІС, до системи внутрішнього зв'язку та в бортовий регістратор польотної інформації.

Повідомлення про небезпеку прослуховуються в телефонах гарнітури пілотів та внутрішньокабінному динаміку і супроводжуються світловою сигналізацією на індикаторах КСЕІС.

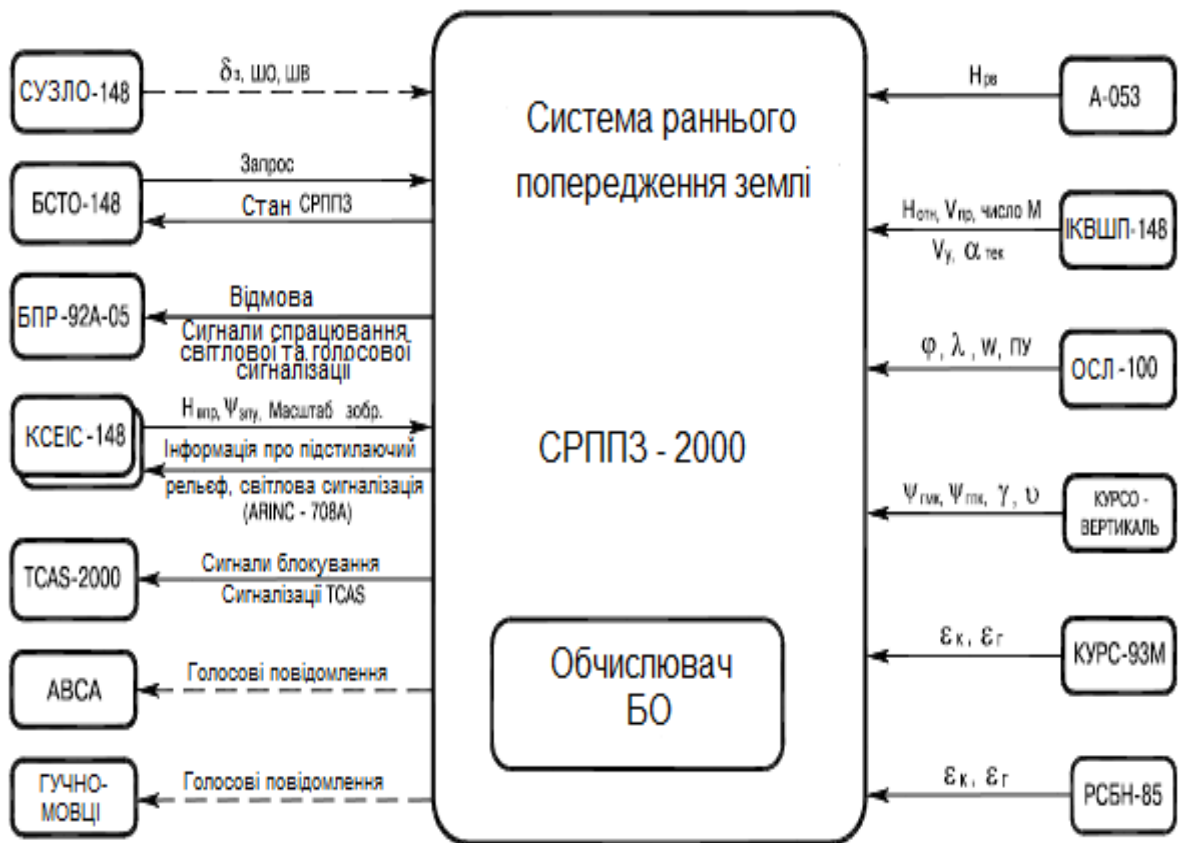
Інформація, що виводиться на індикатори КСЕІС, приведена в таблиці повідомлень.

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

При одночасному надходженні двох і більше команд-повідомлень видається команда, яка має більш високий пріоритет.

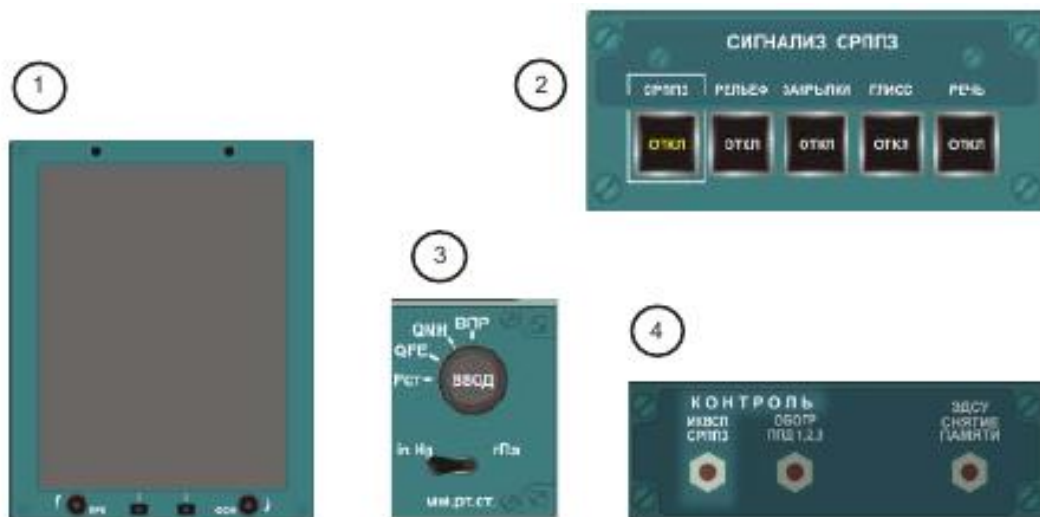
Живлення СРППЗ здійснюється постійним струмом напругою 27 В від шини Ш1 лівого РУ 27 В через автомат захисту СРППЗ.

Структурна схема СРППЗ приведена на рис. 2.1, органи управління й контролю СРППЗ показані на рис. 2.2.



16019

Рис.2.1 Структурна схема SRPPZ-2000 літака Ан-148



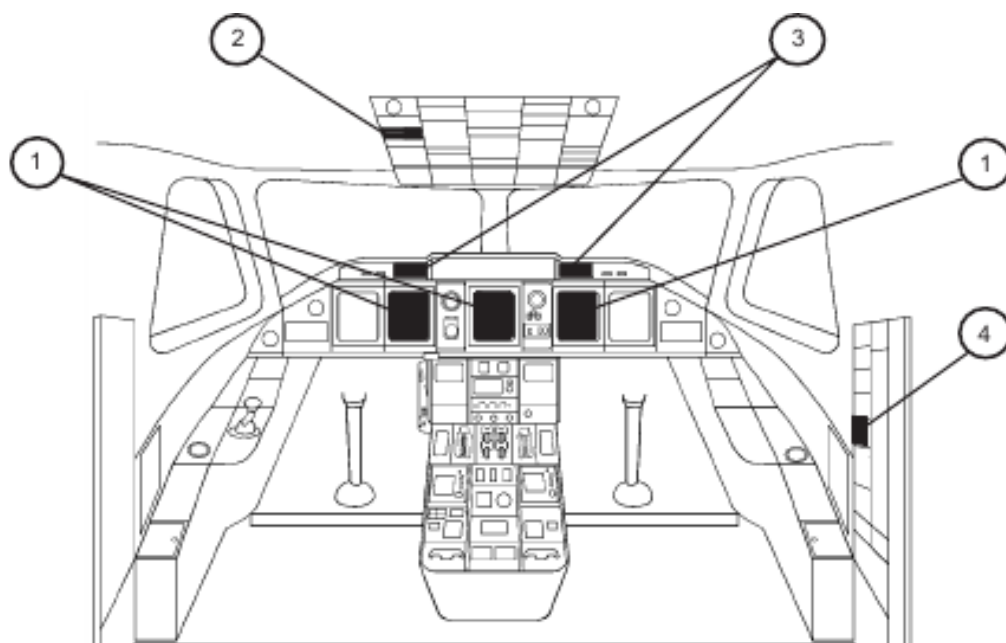


Рис.2.2. Органи управління та контролю СРППЗ літака Ан-148

Функціональне призначення органів керування та контролю приведено в табл. 2.1

Таблиця 2.1

Органи управління та контролю	Призначення
<u>Верхній пульт Щиток «СИГНАЛІЗ. СРППЗ»</u>	
«СРППЗ»	Ввімкнення/вимкнення СРППЗ
«РЕЛЬСФ»	Відключення режиму раннього попередження приближення землі
«ЗАКРИЛКИ»	Відключення сигналізації при польоті біля земної поверхні з не випущеними крилками
«ГЛІСС»	Відключення попереджувальної сигналізації «НИЖЧЕ ГЛІССАДИ»
«МОВЛЕННЯ»	Відключення сигналів СРППЗ в СПУ
<u>Пульт передпольотної підготовки</u>	
«КОНТРОЛЬ ІКВШП, СРППЗ»	Перевірка СРППЗ в режимі «Тест-контроль»
<u>Козирок приладної дошки ПУІ №1, 2 системи КСЕІС</u>	
«QFE» або «QNH»	Вибір сигналізації «Перевір висоту» при положенні перемикача «QFE».
<u>Приладна дошка</u>	
Індикатори	Відображення пілотажної інформації і видача текстів аварійних,

КСЕІС (КПІ, БФІ, КІСС)	попереджувачих та повідомлюючих сигналів з рекомендаціями по парированні виниклих небезпечних ситуацій.
---------------------------	---------------------------------------------------------------------------------------------------------

Сигнали з датчиків первинної інформації аналізуються в обчислювачі. При значенні вхідних сигналів, що відповідають небезпечним ситуаціям, в обчислювачі формуються сигнали безпеки, які надходять до засобів вбудованого зв'язку, на табло КСЕІС та в бортовий реєстратор польотної інформації.

Вбудовані засоби контролю системи забезпечують:

- формування сигналу СПРАВНІСТЬ СРППЗ;
- блокування сигналу попередження якщо СРППЗ несправна;
- проведення передпольотної перевірки без використання контрольно-перевіряючої апаратури.

Відображення пілотажної інформації на БФІ показано на рис. 2.3(а,б).

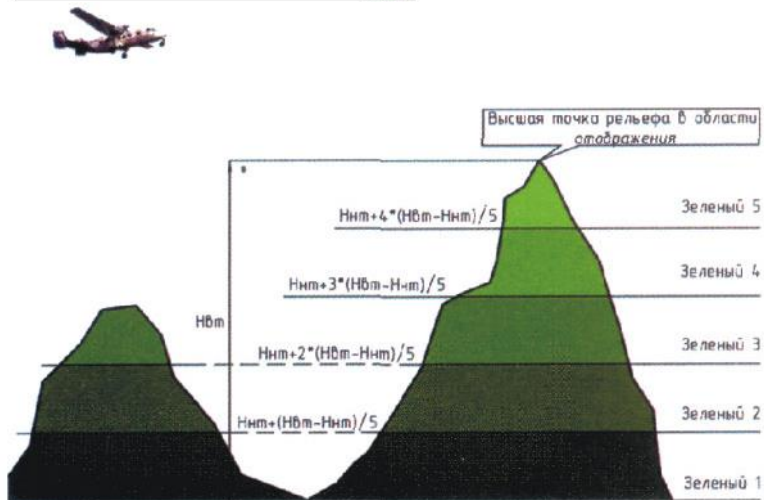


Рис.2.3.а КАДР “MAP + TAWS” (абсолютні висоти)

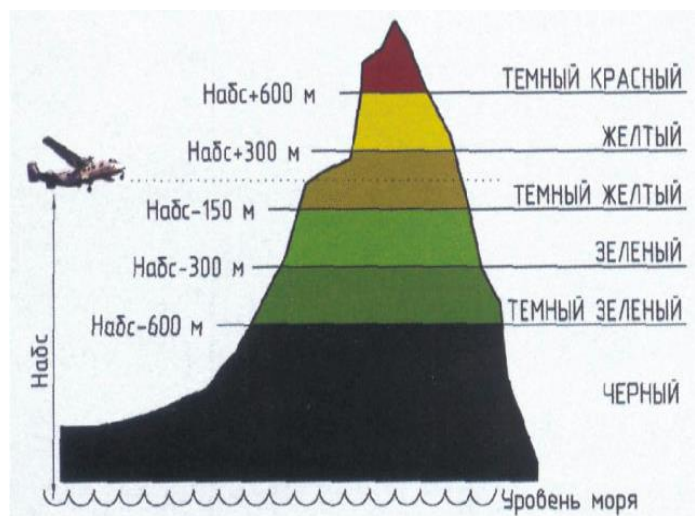
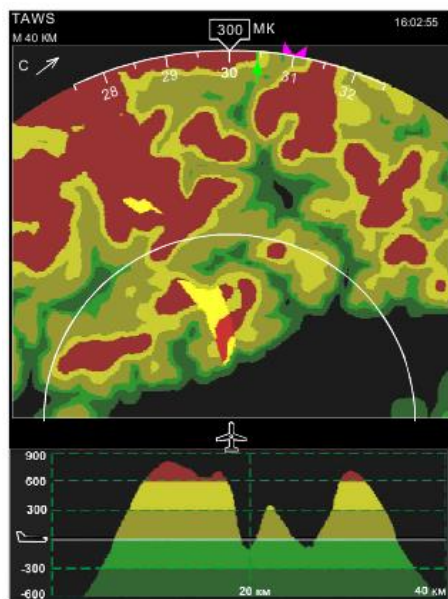


Рис. 2.3.б. КАДР “TAWS” (відносні висоти)

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

Повідомлення, що виводяться на індикатори КСЕІС, та їх звуковий супровід показані в табл.2.2

Таблиця 2.2

Повідомлення та звуковий супровід (текстовий + (т) тональний + (г) голосовий)	Індикатор			Причина повідомлення
	КП	КІЛС	БФІ	
	Категорія повідомлення			
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 +	поп	-	-	

(Г) СПЕРЕДУ ЗЕМЛЯ (Г) НИЗЬКО ЗЕМЛЯ + Зміна кольору підстилаючої поверхні в зоні спрацювання сигналізації на жовтий	-	-	+	
НИЖЧЕ ГЛІСАДИ + (Г) ГЛІСАДА	поп	-	-	Відхилення вниз від глісади (режим 5 СППЗ)
ЗЕМЛЯ + (Г) СПЕРЕДУ ПЕРЕШКОДА + (Т) «вуп» двічі + (Г) ТЯГНИ ВГОРУ	поп	-	-	Передчасне зниження в процесі кінцевого заходу на посадку (режим ПСВ)
(Г) ПЕРЕВІР ВИСОТУ	-	-	-	Розходження між відносною барометричною висотою й істинною висотою при заході на посадку по тиску QFE (режим 6 СППЗ)
(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 ≤ 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

2.2. Система попередження про зіткнення із землею літака Boeing 737.

Удосконала система попередження про наближення до землі (EGPWS) літака Boeing 737NG попереджає екіпаж про небезпечне наближення до землі. Вона також попереджає про умови зсуву вітру.

EGPWS використовує глобальну систему позиціонування (GPS) і завантажувані в пам'ять бази даних рельєфу навколишньої місцевості. Захист від небезпечного наближення до землі досягається шляхом відображення детальної інформації про місцевість навколо літака. EGPWS також попереджає екіпаж про передчасне зниження. Попередження реалізуються світловою та звуковою сигналізацією.

Режими роботи EGPWS:

- Режим 1 - Велика швидкість зниження;
- Режим 2 - Занадто велика швидкість зближення при наближенні до місцевості, що піднімається;
- Режим 3 - Занадто велика втрата висоти під час набору висоти (на зльоті або в обході), коли літак не перебуває в посадковій конфігурації ;
- Режим 4 - Недостатня висота над поверхнею землі;
- Режим 5 - Занадто велике відхилення від глісади;
- Режим 6 - Звукові оповіщення, коли літак знижується нижче заданого рівня;
- Режим 7 - Попередження про зсув вітру.

На додаток до режимів EGPWS з 1 по 7 використовуються ці дві додаткові функції:

- Мінімальна висота - зараннє зниження при заході на посадку;
- Поінформованість про рельєф - відображення рельєфу навколо літака.

Система EGPWS подає пілотам звукові та візуальні попередження про небезпечні умови. Попередження продовжуються доти, доки пілоти не виправлять

ситуацію. Система працює, коли літак знаходиться на висоті менше 750 метрів (2450 футів) над землею.

EGPWS містить всесвітню базу даних про рельєф місцевості. Система порівнює положення і траєкторію польоту літака з цією базою даних, щоб визначити, чи існує небезпечна ситуація. Ця функція називається Terrain Awareness (TA) function «поінформованість про місцевість».

Також EGPWS має базу даних аеропорту. Ця база даних містить інформацію про рельєф місцевості для всіх злітно-посадкових смуг з твердим покриттям, які розміщені за маршрутом польоту. EGPWS порівнює положення літака і розташування злітно-посадкової смуги, щоб визначити, чи існує небезпечна ситуація при зниженні та посадці. Ця функція називається Terrain Clearance Floor (TCF) function «визначення мінімальної висоти над поверхнею».

До складу GPWS літака Boeing 737 входять (рис. 2.4):

- комп'ютер системи попередження наближення землі (GPWC);
- пульт керування системою попередження наближення землі (GPWM);
- світлові сигнальні табло.

Також EGPWS використовує вхідні дані від систем літака (рис. 2.4) для розрахунку умов попередження про небезпеку наближення до землі:

- - модуль попередження про наближення до землі (GPWM);
- - радіовисотомір (RA);
- - повітряних параметрів та інерціальна навігаційна (ADIRS);
- - демпфери ризикання для управління звалюванням (SMYDs);
- - багаторежимні радіоприймачі (MMR);
- - система автоматичного керування польотом (FMCS)
- - DFCS MCP
- - метеорологічний радіолокатор (WXR)
- - електронні блоки індикації (DEU)

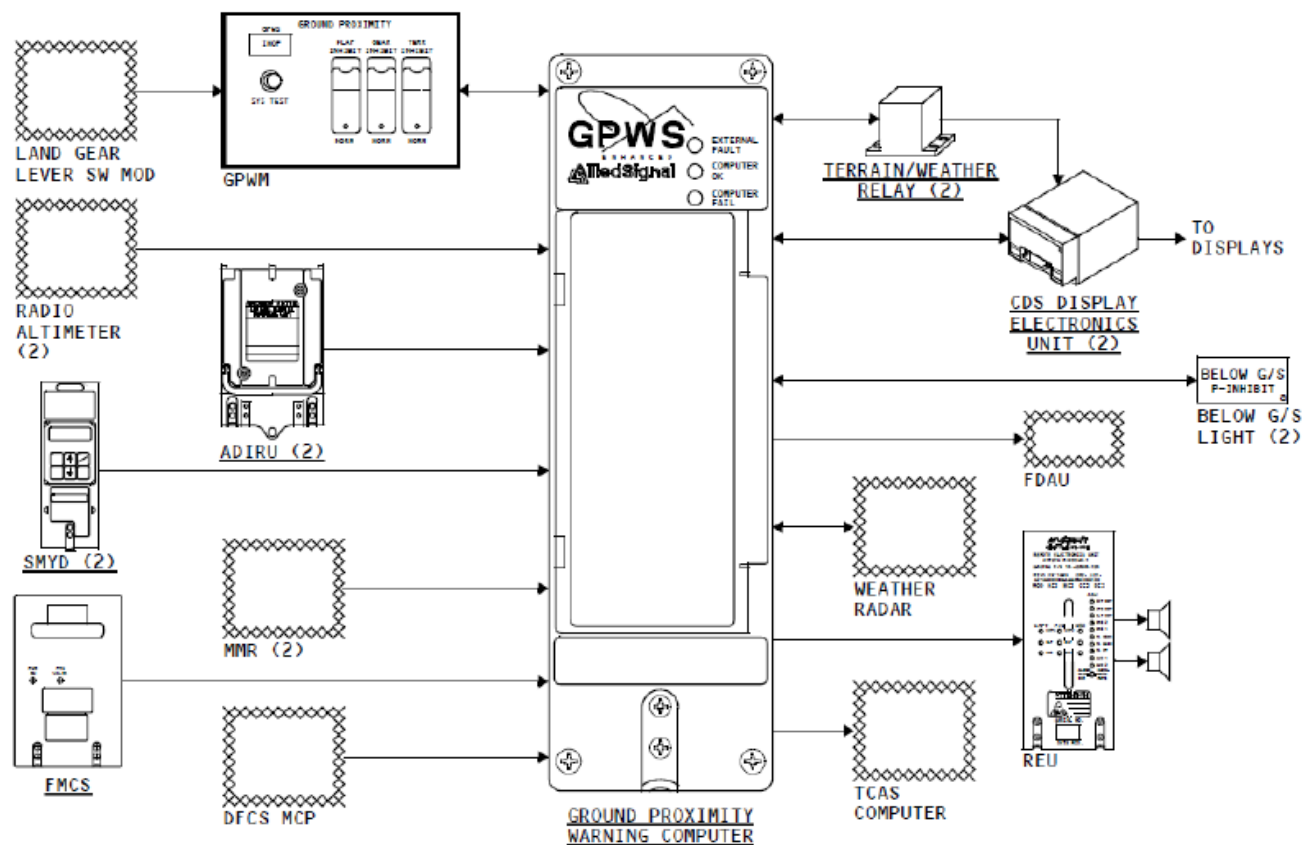


Рис. 2.4. Структурна схема GPWS літака Boeing 737.

Візуальні попередження GPWS відображаються на дисплеях загальної системи відображення (CDS), сигналізаторах, розташованих під глісадою, та GPWM.

Звукові попередження GPWS надходять через дистанційний електронний блок REU до навушників пілотів та динаміків кабіни екіпажу.

Система GPWS надсилає сигнали заборони до TCAS і метеорологічного радіолокатора, коли GPWS розраховує застереження і попередження.

GPWS показує місцевість, яка знаходиться попереду літака. Ця інформація надходить на реле рельєфу/погоди, а потім на дисплеї DEU для відображення. Попередження для екіпажу про раннє зниження під час посадки надходять безпосередньо на DEU для відображення (рис. 2.5).

На них відображаються візуальні індикатори:

- основні польотні дисплеї екіпажу (PFD);
- навігаційні дисплеї екіпажу (ND);

- вимикачі блокування глісади екіпажу (Glideslope Inhibit Switches);
- модуль попередження про наближення до землі (GPWM).

Застереження та попередження GPWS також надходять до блоку збору польотних даних (FDAU).

Звукові повідомлення надходять до дистанційного електронного блоку (REU).

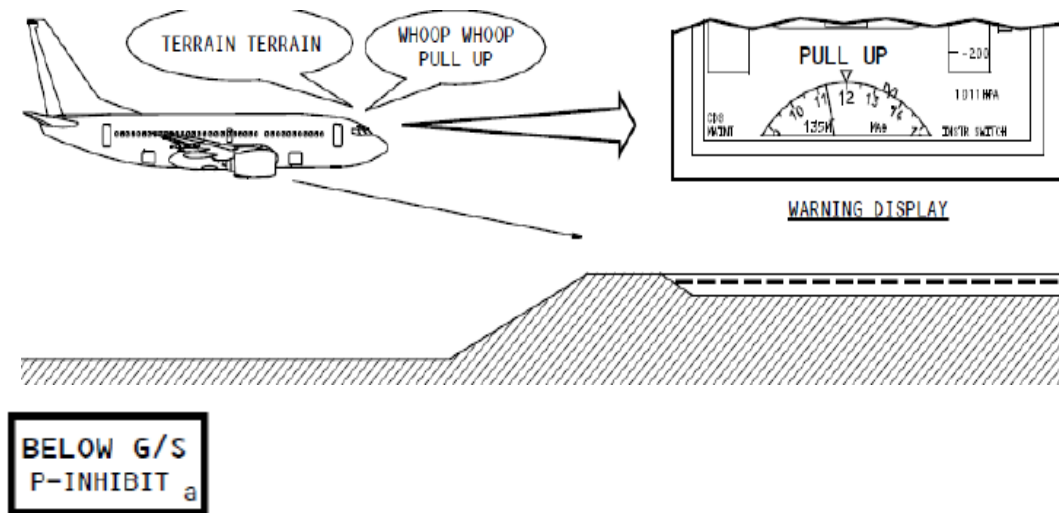


Рис. 2.5. Відображення застереження та попередження GPWS.

Комп'ютер попередження про зближення з землею (GPWC) порівнює профіль польоту літака, положення закрилків і шасі, а також висоту над поверхнею землі, щоб визначити, чи є умови для попередження.

Комп'ютер попередження GPWC є основним компонентом системи GPWS. Передня панель комп'ютера містить три світлодіоди, які показують внутрішні та зовнішні несправності. На передній панелі також знаходиться перемикач самотестування. Перемикач забезпечує доступ до шести режимів самотестування. Повідомлення про несправності надходять через динаміки кабіни екіпажу або через навушники, підключені до гнізда під перемикачем.

Існує можливість оновити операційне програмне забезпечення комп'ютера та базу даних місцевості, завантаживши їх з карти пам'яті, через інтерфейсний слот РСМСІА на передній панелі.

Комп'ютер GPWC має на передній панелі 15-контактний D-образний тестовий роз'єм для з'єднання з ПК-сумісним комп'ютером.

На передній панелі GPWC є три світлодіодні індикатори стану:

- EXTERNAL FAULT - жовтий світлодіод вмикається у разі зовнішньої несправності GPWC;

- COMPUTER OK - зелений світлодіод світиться, коли GPWC має живлення і працює нормально

- COMPUTER FAIL - червоний світлодіод світиться, коли GPWC має внутрішню несправність

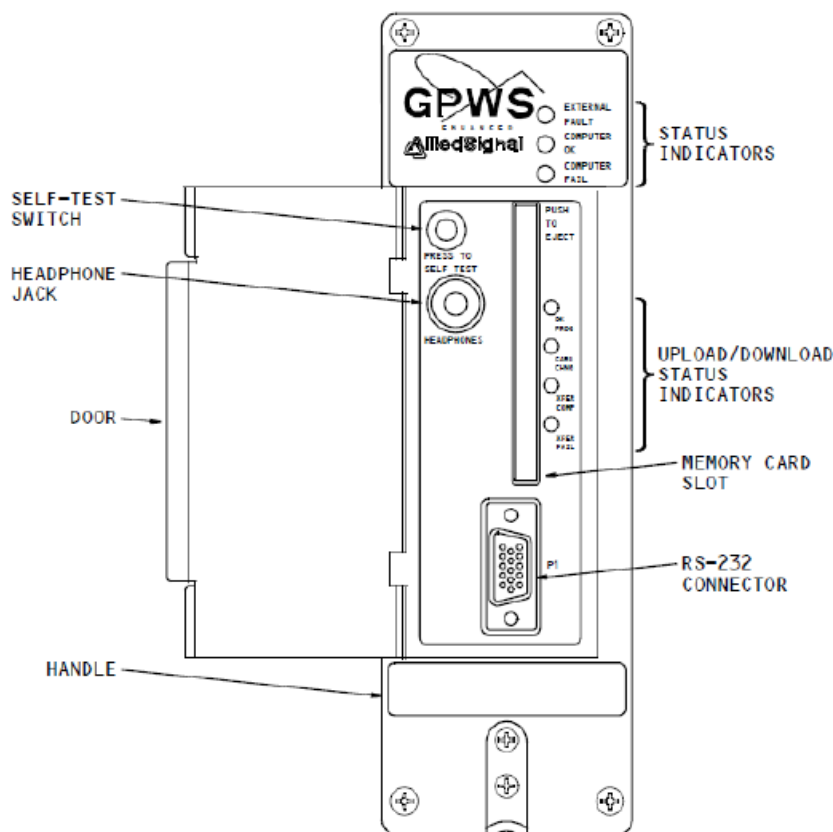


Рис. 2.6. Комп'ютер попередження про зближення з землею (GPWC)

Комп'ютер GPWC - це стандартний ARINC 600, 2 MCU блок. Розміри складають 2,4x7,9x14,3 дюйми, вага 7 фунтів і використовує для роботи однофазне живлення 115 В змінного струму, 400 Гц.

Повідомлення про зсув вітру «WINDSHEAR» відображається на індикаторі PFD (рис. 2.7). Звукова сигналізація про небезпечні умови польоту надходить у навушники командира ПС та другого пілота, а також в динаміки, що розміщені в

кабіні екіпажу.

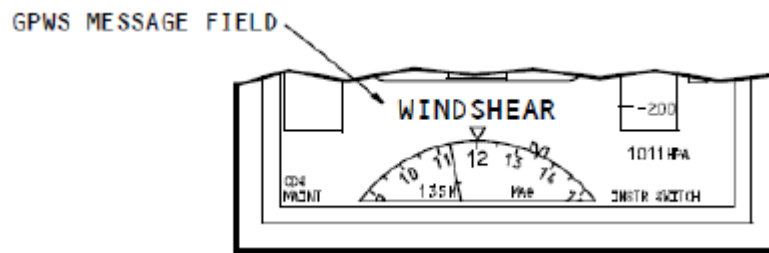


Рис 2.7. Індикація повідомлення про зсув вітру «WINDSHEAR» на PFD.

Модуль попередження про наближення до землі (GPWM) являється пультом керування системи GPWS (рис. 2.8) та забезпечує екіпаж візуальною інформацією про роботу системи.

Сигналізатор бурштинового кольору «INOP» висвітлюється у випадках, коли сигнали від комп'ютера системи попередження наближення землі або інших систем недостовірні або була зафіксована відмова (рис. 2.8.), (перемикачем «SYS TEST» проводиться тест GPWS).

Двопозиційні перемикачі «FLAP Inhibit/Norm» та «GEAR Inhibit/Norm» зафіксовані у положенні «Normal». Переведення цих перемикачів у положення «Inhibit» обмежує сигнали про не випуск закрилків та шасі для GPWS.

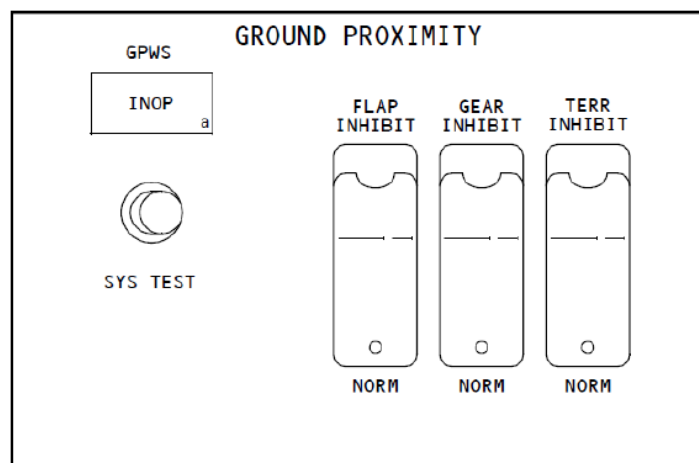


Рис. 2.8. Модуль попередження про наближення до землі (GPWM) літака Boeing 737.

Напис на дисплеї «PULL UP» висвітоюється, коли під час польоту було зафіксовано перший, другий, третій або четвертий режими роботи GPWS (рис. 2.5).

Бурштиновий сигналізатор «BELOW G/S» (рис. 2.5) спрацьовує, коли

відхилення від глісади стає завеликим. Натисканням на це табло можна скасувати це попередження.

Повідомлення на дисплеї «*WINDSHEAR*» з'являється кожного разу при виникненні зсуву вітру.

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 та візуальної сигналізації і передає їх на відповідні сигналізатори.

2.3 Система раннього попередження приближення землі літака Іл-76Т.

СРППЗ літака Іл-76 складається із індикатора TDS-56D та обчислювача-пульту керування ТТА-12S. Розміщення органів керування та сигналізації в кабіні літака Іл-76 представлено на рис. 2.9.

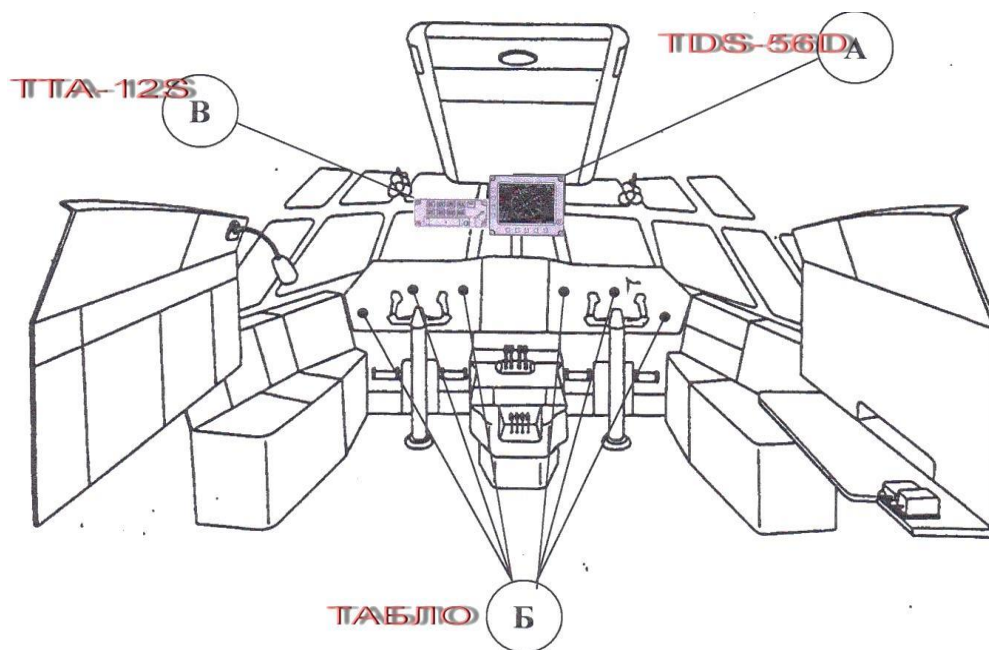


Рис. 2.9. Розміщення блоків керування та сигналізації в кабіні літака Іл-76Т

Система СРППЗ літака Іл-76 взаємодіє із іншими системами літака (рис. 2.10), обчислює і формує попереджувальні повідомлення на основі інформації від них.

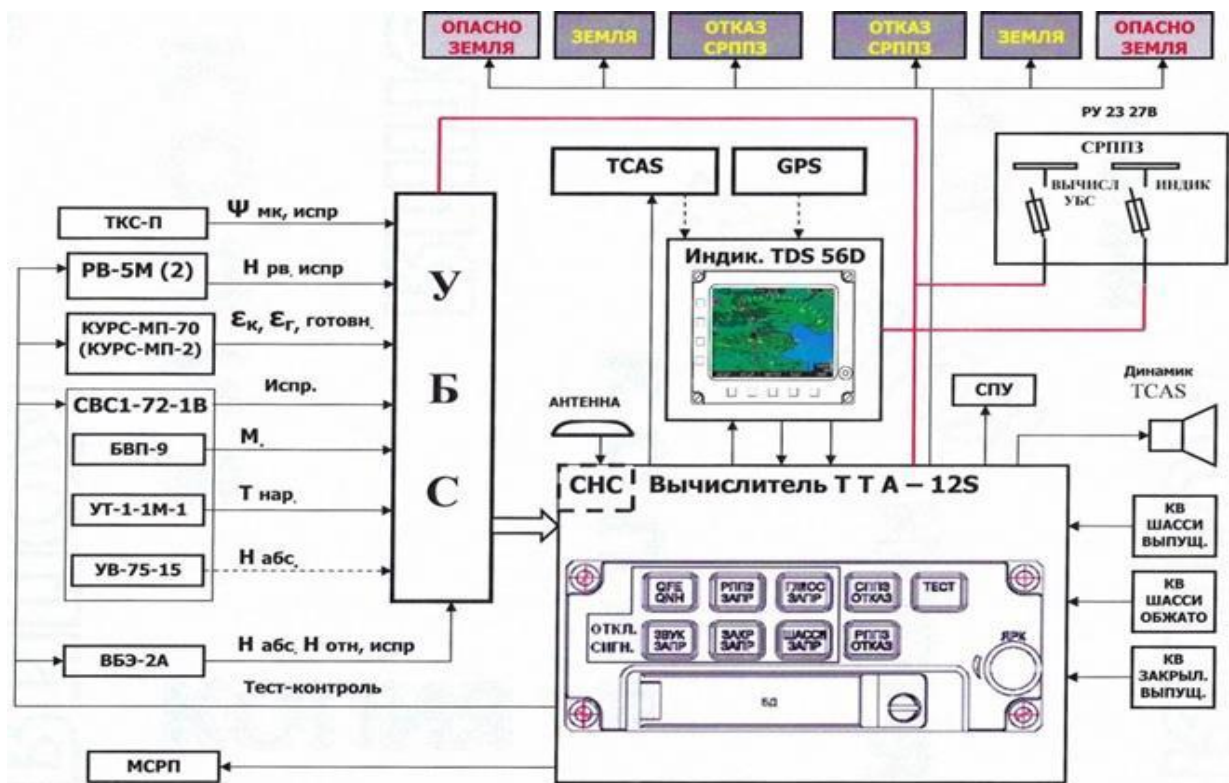


Рис. 2.9. Схема зв'язків системи СРППЗ ТТА-12S літака ІЛ-76

Попереджувальне червоне табло «НЕБЕЗПЕЧНО ЗЕМЛЯ» (рис. 2.10) завжди спалахує одночасно з мовною інформацією «СРППЗ ТЯГНИ ВГОРУ». Табло «СРППЗ ВІДМОВА» загоряється у випадках відмови обчислювача СРППЗ або недостовірних даних систем літака.

Обчислювача ТТА-12S має наступні режими роботи (рис. 2.9):

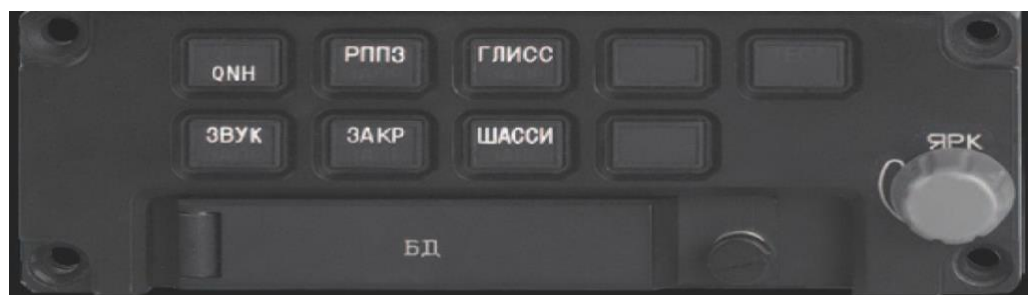


Рис. 2.9. Обчислювач ТТА-12S літака ІЛ-76Т.

QNH - системи відліку барометричної висоти. У разі виставки поточного тиску на рівні аеродрому повинна бути задана система QFE, при виставці тиску наведеного до рівня моря система QNH.

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.

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

СППЗ ВІДМОВА - для сигналізації відмови будь-якого з режимів з 1 по 6. Кнопка світиться при відсутності сигналів курсу, швидкості, висоти і т.д.

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

ТЕСТ - для запуску тест контролю (режим вмикається тільки при обтиснутому шасі).

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

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

ШАСІ - Заборона використання дійсного стану шасі. Натискання кнопки імітує посадочне положення шасі.

Індикатор TDS-56D (рис. 2.10) 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. 2.10. Індикатор TDS-56D літака ІЛ-76Т

В індикаторі TDS-56D передбачені наступні робочі режими:

- КОНТУР - основний режим відображення характеру земної поверхні від СРППЗ;
- ПРОФІЛЬ - допоміжний режим відображення інформації від СРППЗ. В цьому режимі відображається рельєф (вид збоку) по відношенню до поточної висоти літака;
- ОГЛЯД - основний режим відображення навігаційної інформації від СНС, інформації від системи TCAS. Також в цьому режимі може відображатися інформація від СРППЗ;
- ПНП - режим відображення навігаційної інформації в формі, характерною для пілотажно-навігаційних приладів. Можливі підрежими ПНП-мрш для відображення інформації від системи СНС або ПНП-ПКД для відображення інформації від системи посадки;
- РЛС - є основним режимом відображення інформації від метео-РЛС. Режим доступний тільки, якщо до індикатора підключена метео-РЛС;
- БЖ - призначений для відображення інформації по поворотним пунктам маршруту (позивний, широта, довгота, азимут, дальність, час польоту до ППМ).

Режим доступний тільки, якщо до індикатора підключена система СНС з можливістю створення маршруту;

- ПЛАН - призначений для відображення активного маршруту польоту. Режим доступний тільки, якщо до індикатора підключена СНС з можливістю створення маршруту;

- Табло - призначений для подання табличній довідкової інформації (перелік інформаційних кадрів визначається за погодженням з експлуатуючою організацією).

Перехід з режиму в режим здійснюється після натискання кнопок, розташованих на лицьовій панелі індикатора. Призначення кнопки відображається в робочій частині індикатора поряд з нею.

Робота СРППЗ Здійснюється в 3-х режимах. КОНТУР, ОГЛЯД, ПРОФІЛЬ.

Режим «КОНТУР» є основним режимом відображення рельєфу місцевості, він 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 рис. 2.11.

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.

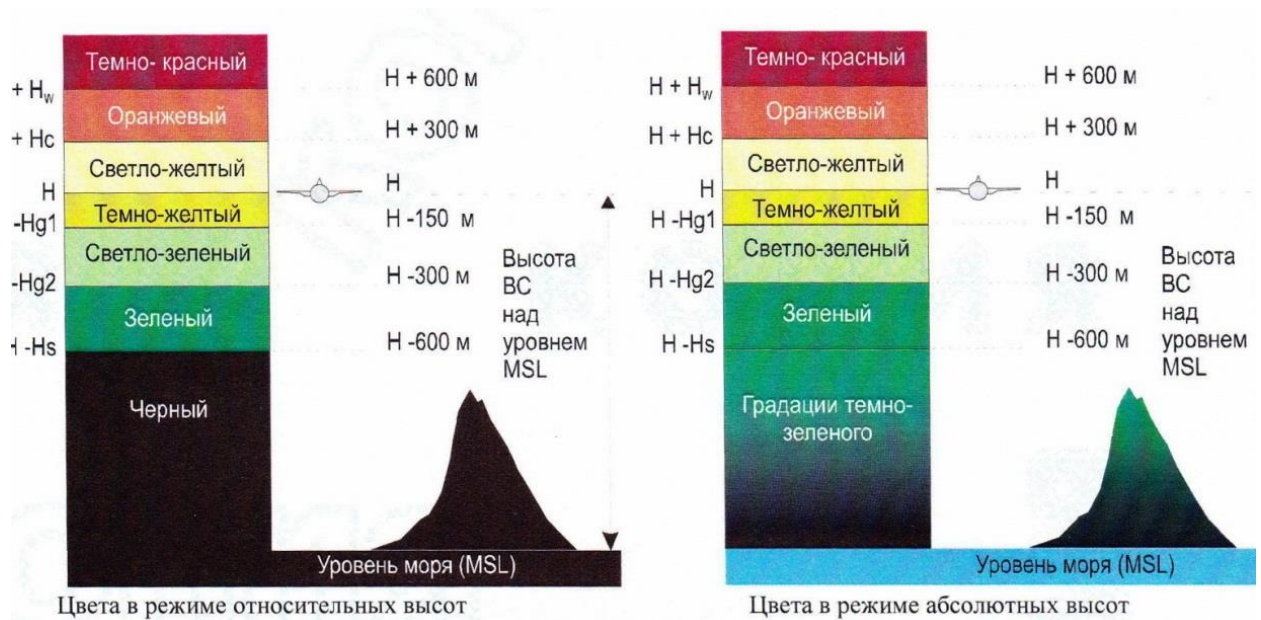


Рис. 2.11. Відображення рельєфу місцевості на індикаторі TDS-56D літака ІЛ-76Т.

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 K7 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 600м. Видима на екрані багатофункціМФІ 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), і відстань до кінцевого пункту; інформація по активній ділянці маршруту: азимут на активний ППМ, відстань до ППМ, час прольоту ППМ, лінійне бічне відхилення від ЛЗШ, заданий шляхової кут. Відображення навігаційної інформації від GPS здійснюється на фоні зображення характеру підстилаючої поверхні, формованого системою TTA-12S. На рис. 2.12. представлені основні робочі режими TDS-56D в масштабі. В режимі «КОНТУР» внизу праворуч вказані максимальна і мінімальна висота рельєфу місцевості щодо рівня моря в межах зображеного масштабу.

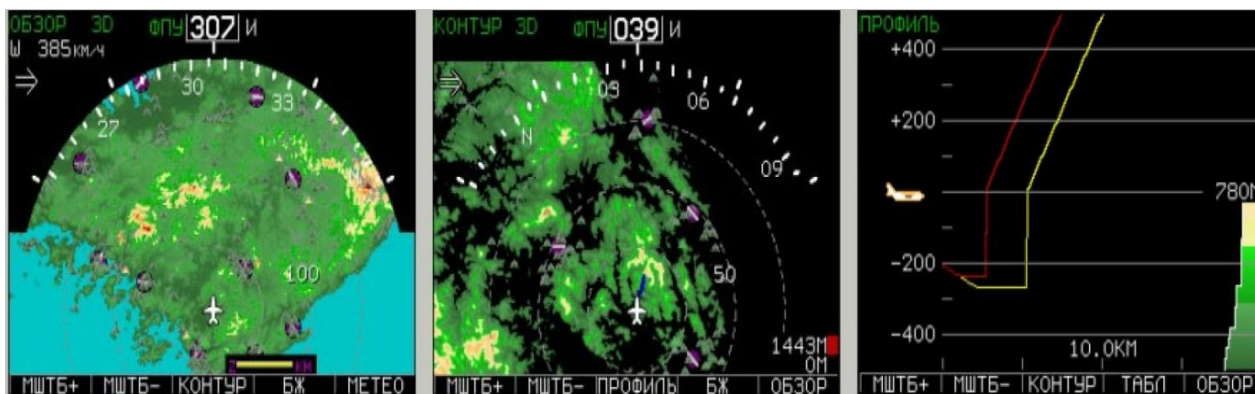


Рис. 2.12. «Основні робочі режими БФІ»

У режимі «ПРОФІЛЬ» (рис. 2.13) червона крива лінія - кордон аварійної сигналізації режиму 7, жовта крива лінія - кордон попереджувальної сигналізації режиму 7.

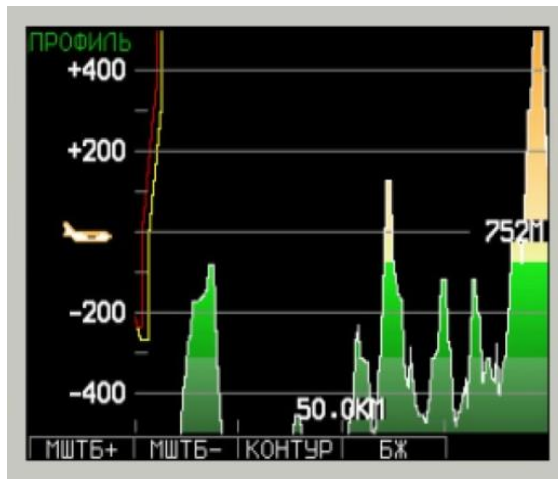


Рис.2.13. Приклад відображення рельєфу у режимі «ПРОФІЛЬ».

У разі спрацювання сигналізації СРППЗ в режимі 7, індикатор переходить автоматично в режим «КОНТУР» (рис. 2.14). У даному випадку видно у правому верхньому куті «Нп +72 м» - перевищення над елементом рельєфу, що спонукає спрацювання СРППЗ. Індикація попереджає сигналізації «ЗЕМЛЯ» (це може бути будь-яка сигналізація, яка викликала спрацювання СРППЗ – «НЕБЕЗПЕЧНЕ ЗНИЖЕННЯ», «НЕ ЗНИЖУЙСЯ» і т.д).

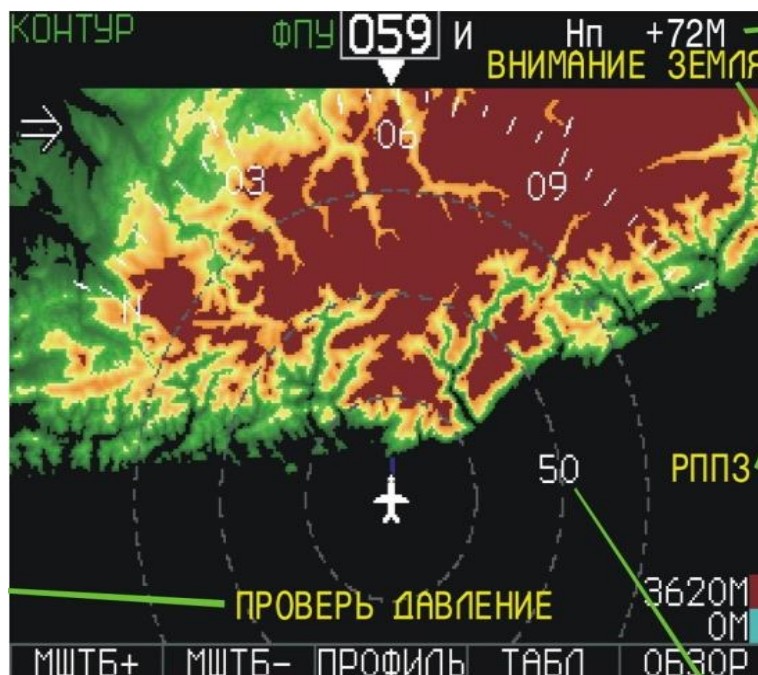


Рис.2.14. Приклад відображення інформації у режимі «КОНТУР»

Якщо не правильно виставлено опорний тиск на висотомірі, промигуге повідомлення «ПЕРЕВІР ТИСК».

Обчислювач СРППЗ повинен знати який рівень висоти використовує екіпаж QNH чи QFE. Важливо, щоб система відліку для висотоміра в даний момент була виставлена кнопкою QNH/QFE на індикаторі ТТА-12S. В іншому випадку на екрані індикатора буде нагадування у вигляді табло «ПЕРЕВІР QFE/QNH».

Несправності СРППЗ ТТА-12S:

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

Висновок розділу 2

Аналіз реалізації систем СРППЗ літаків АН-148, Boeing-737 та ІЛ-76 показав, що всі вони мають основних 6 режимів роботи а також додаткові режими з функцією прогнозу. Однак всі вони мають один суттєвий недолік, це виконання прогнозу на основі математичного моделювання траєкторії руху літака. Фізично вимірюється дійсна або абсолютна висота та координати літака, все інше розраховується математично. Тому у разі неправильного визначення координат літака система буде мати помилки прогнозу.

Отже необхідно удосконалити систему інформацією додаткових датчиків вимірювання зміни рельєфу землі в напрямку польоту.

РОЗДІЛ 3

ДАТЧИКИ ВИЯВЛЕННЯ ЗМІНИ РЕЛЬЄФУ СИСТЕМИ РАННЬОГО ПОПЕРЕДЖЕННЯ НАБЛИЖЕННЯ ЗЕМЛІ

Політ на малих висотах при ручному пілотуванні різко збільшує небезпеку зіткнення літака з раптово виникаючими перешкодами [4]. Пілот не встигає реагувати на появу перешкод, тому для підвищення безпеки польоту, управління літаком на малих висотах автоматизують.

3.1. Рельєфний (профільний) політ

Політ поблизу земної поверхні, під час якого швидкість та висота польоту адаптуються до контурів і рельєфу місцевості, називають рельєфним або профільним польотом. Політ на місцевості можна розділити на три частини:

- надземний політ (Nap of the Earth, or NOE),
- контурний політ (Contour flight)
- маловисотний політ (Low-level flight).

Надземний політ (NOE) - це політ настільки близько до поверхні землі, наскільки це дозволяє рослинність або перешкоди. Швидкість і висота польоту змінюються залежно від погодних умов і освітленості. *Контурний політ* характеризується зміною висоти, що відповідає контурам землі із постійною швидкістю польоту. *Маловисотний політ* виконується на постійній швидкості та висоті. При виконанні польоту пілот може переходити з однієї техніки на іншу, маневруючи по маршруту.

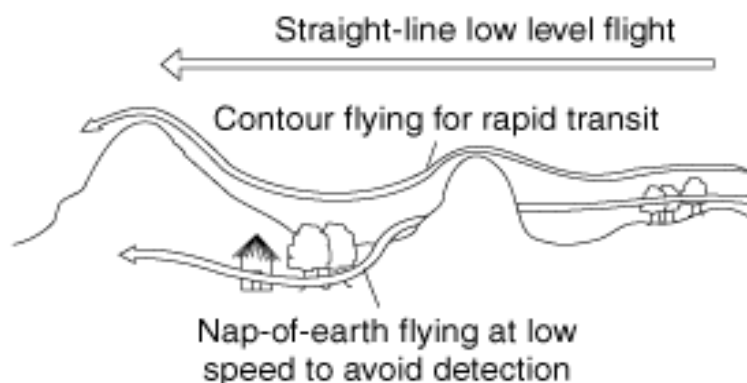


Рис. 3.1. Типи маловисотного польоту

Політ на малих висотах з огинанням рельєфу місцевості називається контурним (профільним) польотом. Для виконання контурного польоту в якості

датчика безпосереднього вимірювання зміни рельєфу земної поверхні, попереду за напрямом польоту, застосовують радіолокатори профільного польоту.

Аналіз роботи систем СРППЗ (EGPWS, TAWS) показав, що вимірювання висоти польоту на висотах до 1500 м виконується радовисотоміром малих висот та барометричним висотоміром, а на висотах понад 1500 м – лише барометричним висотоміром. Тобто, на висотах більше 1500 м вимірювання висоти польоту та вертикальної швидкості виконується непрямыми датчиками (опосередковано), тому що відсутній фізичний зв'язок літального апарату із земною поверхнею.

Розрізняють наступні види контурного (профільного) польоту (рис. 3.1):

- маневрування у вертикальній площині (Contour Flying for Rapid Transit)
- маневрування горизонтальній площинах (Nap of the Earth Flying).

Маневрування у вертикальній площині, в цьому контексті, висота траєкторії польоту має залишатися не меншою за певне значення, щоб забезпечити безпечну висоту над перешкодою. При цьому, на ділянках між перешкодами, польот слід виконувати по найкоротшій можливій траєкторії, щоб зекономити час та паливо.

Цей підхід допомагає забезпечити безпеку польотів навколо перешкод і ефективно виконувати маневри у вертикальній площині (рис.3.2).

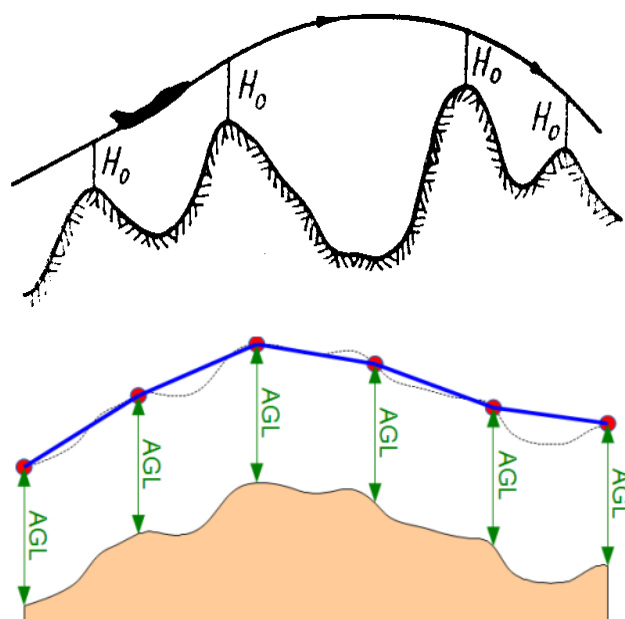


Рис. 3.2. Політ по огинаючій вершин перешкод.

Політ з маневруванням у вертикальній площині, під час якого літак пристосовує свою траєкторію, щоб максимально наблизитися до вертикального профілю рельєфу місцевості, називається польотом з огинанням рельєфу місцевості. Цей підхід допомагає пілотам уникнути зіткнення з горами або іншими перешкодами, а також забезпечити оптимальну траєкторію польоту в умовах складного рельєфу місцевості (рис. 3.3).



Рис. 3.3. Політ з огинанням рельєфу місцевості.

Політ з маневруванням в горизонтальній площині, під час якого літак обходить найбільш високі перешкоди без зміни висоти польоту, називається польотом з обходом перешкод. Цей підхід дозволяє пілотам ефективно уникати зіткнення з високими горами, будівлями або іншими перешкодами на землі, зберігаючи при цьому стабільну висоту польоту (рис.3.4).



Рис. 3.4. Політ з обходом перешкод.

Виконання таких рельєфних польотів неможливе без датчиків визначення зміни рельєфу в якості яких застосовують радары профільного польоту (РПП).

РПП завчасно попереджують екіпаж про наявність перешкод на траєкторії польоту, оскільки вони можуть отримувати інформацію про підвищення рельєфу землі на безпечній для маневра відстані в будь-яких метеоумовах, при будь-якому освітленні.

Для виконання профільного польоту необхідно розрахувати можливу висоту польоту літака на безпечній для маневра дальності, близько 2 хвилин польоту. Безпечна дальність D_0 вибирається такою, щоб був час для виконання маневру з допустимим перевантаженням (мал. 3.5). Порівнюючи виміряну прогнозовану висоту H_y із дійсною H_0 , автоматична система керує літаком так, щоб H_y відповідала H_0 .

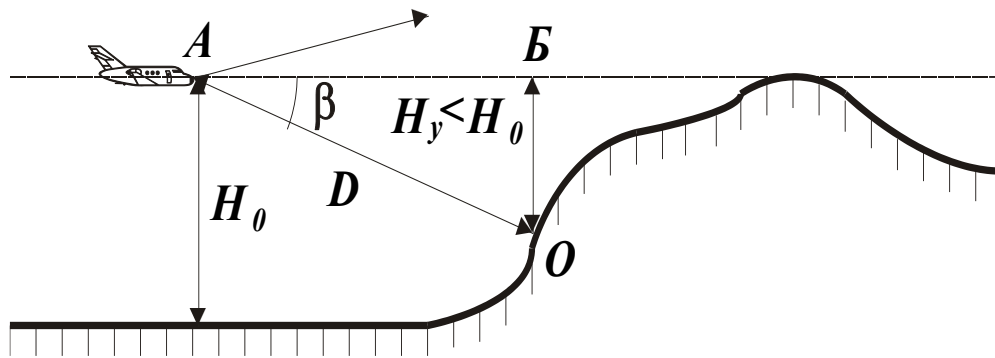


Рис. 3.5. Схема обчислення упередженої висоти

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

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

де D – дальність, виміряна до прогнозованої точки O ;

β - кут нахилу променя діаграми направленості антени (ДНА) РПП відносно вектора швидкості.

3.2. Радар профільного польоту

В теперішній час профільний політ найбільш ефективно можуть забезпечити *радары профільного польоту* (РПП), оскільки вони можуть отримувати інформацію про дальність та прогнозовану висоту в будь-яких метеоумовах, при будь-якому освітленні. РПП повинна забезпечувати вимірювання висоти перешкод на відстанях, достатніх для виконання маневру при їх подоланні. Отже, потрібна дальність дії РПП залежить від маневрених властивостей ЛА, швидкості його польоту та рельєфу місцевості. Для сучасних літаків при $V \leq 1000$ км/ч вона повинна бути не менше 5...20 км, а для гелікоптерів – 0,5...5 км.

Похибка σ_{H_y} обчислення висоти H_y польоту над прогнозованою точкою не повинна перевищувати середньоквадратичне значення σ_m зміни висоти польоту за рахунок турбулентності атмосфери. Це дає можливість визначити потрібну точність вимірювання дальності $\sigma_D \leq \frac{\sigma_m}{\sin \beta}$ (м), та кута огляду до прогнозованої точки $\sigma_\beta \leq \frac{\sigma_n}{D_0 \cos \beta_0}$ (рад).

Оскільки при польоті на малих висотах кут нахилу ДНА РПП β становить одиниці градусів, то на точність визначення H_y основний вплив будуть робити похибки вимірювання кута β прогнозованої точки. Так, при $\sigma_m = 5$ м і $D_0 = 5$ км похибка вимірювання кута β не повинна перевищувати $0,36'$, що можна забезпечити при розрахунку за методом максимуму та ширині променя ДНА у вертикальній площині порядку $6 \dots 10^\circ$. 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 β за методом порівняння, при якому потрібна точність вимірювання β забезпечується при ширині променя порядку $1 \dots 2^\circ$, що можна реалізувати при лінійному розмірі антени порядку $20 \dots 40$ см.

РПП бувають далекомірні та кутомірні.

В *далекомірних* РПП антена встановлена нерухомо, і промінь ДНА зафіксований під кутом β до осі літака. Для подолання перешкоди вимірюється дальність до прогнозованої точки. При польоті здійснюється маневр у вертикальній площині так, щоб виміряна дальність D дорівнювала безпечній опорній дальності D_0 . При цьому прогнозована висота H_y буде дорівнювати дійсній висоті H_0 (мал. 3.6).

В *кутомірній* РПП фіксується значення виміряної дальності ($D = D_0$) шляхом переміщення антени у вертикальній площині. Для подолання перешкод вимірюється кут нахилу променя ДНА β , і льотчик виконує маневр у вертикальній площині, щоб $\beta = \beta_0$, при цьому $H_y = H_0$ (мал. 3.7).

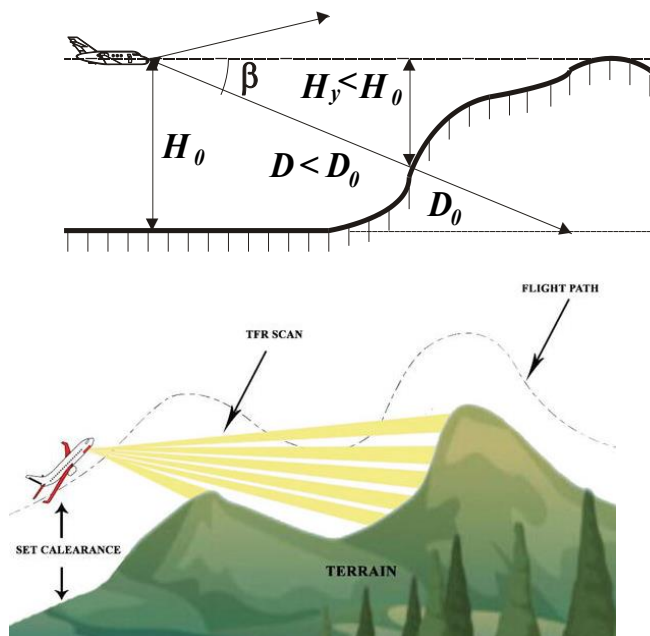


Рис.3.6. Схема роботи далекомірної РПП

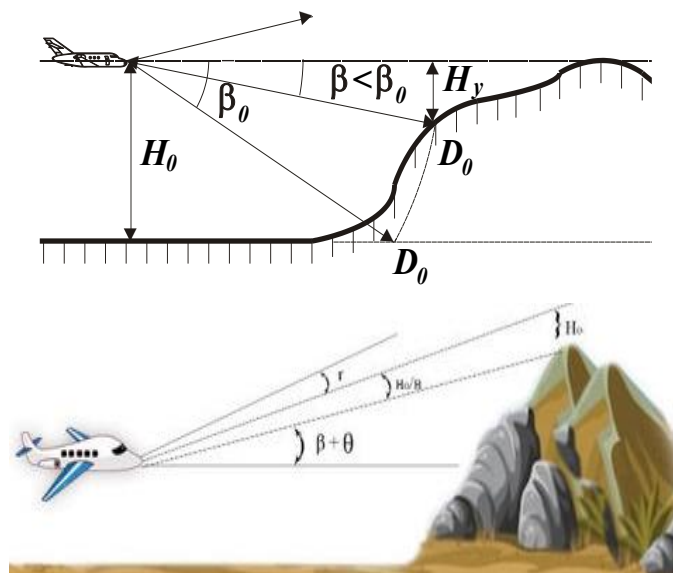


Рис. 3.7 Схема роботи кутомірної РПП

Таким чином в роботі пропонується для виконання безпечних польотів на малих висотах до складу СРППЗ в якості датчика визначення зміни рельєфу землі включити далекомірний РПП, який простіше реалізувати наявними бортовими технічними засобами. Крім того, необхідно автоматизувати політ на малих висотах за допомогою передачі керування автопілоту по сигналам РПП.

В якості далекомірної РПП пропонується застосувати імпульсний радіовисотомір, який за своїми характеристиками дозволяє виявляти зміну рельєфу на відстанях до 30 км.

3.3. Імпульсні радіовисотоміри

Імпульсні радіовисотоміри (ІРВ) інколи називають радіовисотоміри великих висот (РВВ). За принципом дії вони відносяться до імпульсних радіонавігаційних далекомірів (РНД) без відповідача, вимірювання висоти в яких базується на вимірюванні часового інтервалу між моментами випромінювання та прийому відбитих від поверхні землі радіоімпульсів [6]. Тобто, ІРВ являє собою найпростішу імпульсну РЛС. Діапазон вимірюваних висот цих ІРВ лежить у межах від 500 м до 25...30 тис. м. РВ великих висот використовуються в основному при вирішенні навігаційних і спеціальних задач (скидання вантажів, фотографування земної поверхні і т.і.). [7]

В ІРВ принцип вимірювання висоти аналогічний принципу вимірювання дальності в 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.

Типовий імпульсний радіовисотомір, функціональну схему якого показано на рис. 3.8, складається із передавача, синхронізатора, приймача і блока вимірювання та індикації. Як синхронізатор застосовується генератор синусоїдних коливань, який підключений до передавача і генератора розгортки. В передавачі виробляються короткі радіоімпульси, які випромінюються у напрямку до землі за допомогою передавальної антени.

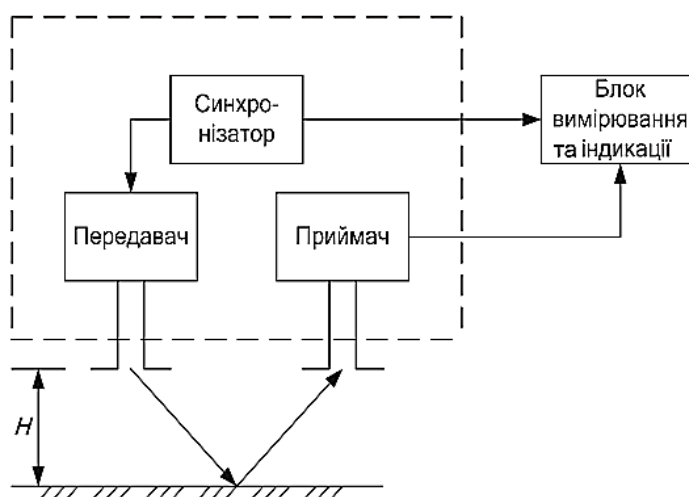


Рис. 3.8. Функціональна схема типового імпульсного радіовисотоміра

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

Передавач і приймач імпульсного 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 детектуються. З виходу приймача імпульси надходять до блока вимірювання та індикації. Опорний імпульс, що надходить від передавача, є початком відліку. Момент, що відповідає закінченню відліку, визначається по передньому фронту відбитого імпульсу, який запізнюється відносно опорного імпульсу на час τ .

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

Інтервал часу між моментами випромінення передавачем імпульсного сигналу і прийманням відбитого сигналу в блоці вимірювання та індикації заповнюється лічильними імпульсами, які потім за допомогою цифрових схем рахуються [8]. Результати підрахунку відображаються на цифрових індикаторах або надходять у бортові обчислювачі для подальшої обробки.

Сучасні ІРВ мають ряд характерних особливостей [9]. Наприклад часовий інтервал в цих ІРВ 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 Бортову цифрову обчислювальну машину (БЦОМ) безпосередньо у двійковому коді. Для підвищення завадостійкості ІРВ до впливу зовнішніх імпульсних завад період повторення відбитих радіоімпульсів модулюється певною невеликою частотою, наприклад 400 Гц. [10]

Типова спрощена структурна схема ІРВ наведена на рис. 3.9.

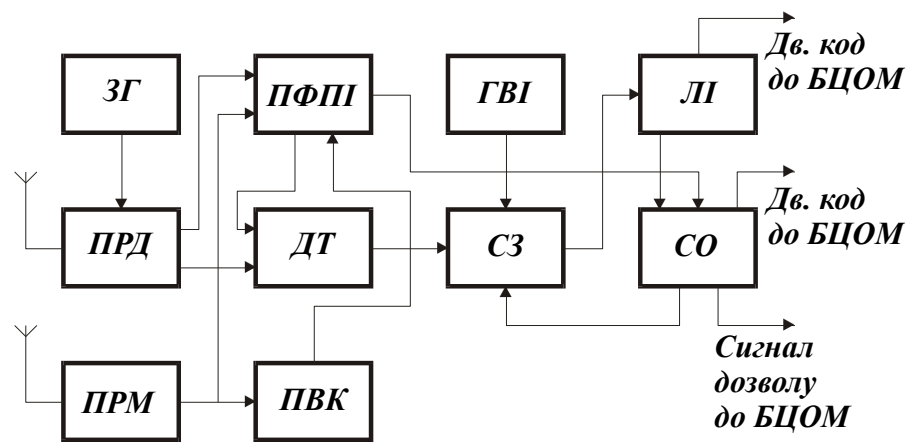


Рис. 3.9. Структурна схема ІРВ великих висот

ІРВ має два основних режими роботи: режим пошуку відбитого сигналу і режим стеження (режим вимірювання висоти).

В ІРВ також передбачений режим бдулоівного контролю, який забезпечує перевірку загальної працездатності ІРВ на землі, у повітрі та при проведенні контрольних перевірок. Застосування підсистем 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.

Робота ІРВ.

Синхронний генератор (ЗГ) синхронізує роботу усього ІРВ (рис. 3.9) [11]. 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 вирішальний тригер (ДТ). При спрацюванні тригера з його виходу подається сигнал на один із входів схеми збігу (СЗ). На другий вхід цієї схеми надходять вимірювальні імпульси з кварцевого генератора вимірювальних імпульсів (ГВІ), які потім рахуються у лічильнику імпульсів (ЛІ) протягом часу, доки в даному періоді T_i відкрита система збігу (СЗ). По третьому входу система збігу (СЗ) курується імпульсом зі схеми осереднення (СО). Якщо осереднення одиничних вимірювань висоти проводиться, наприклад, за n періодів повторення, то на протязі цих 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 отримання інформації (в режимі стеження).

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

На сьогоднішній день в авіації застосовуються наступні типи РВ (рис. 3.10);

РВ-18 (А-031), РВ-21 (А-035), А-063, А-075; АН/АРН-157, GRA-5500.

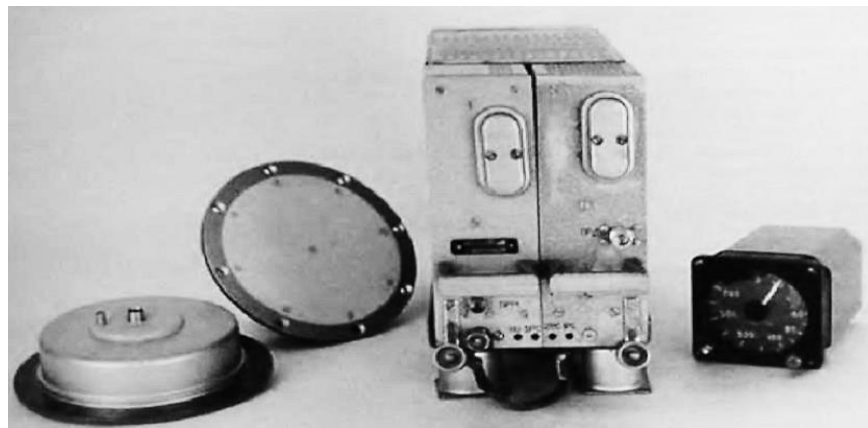


Рис. 3.10.а. Імпульсний радіовисотомір А-035 літаках Ан-26



Рис. 3.10.б. Імпульсний радіовисотомір А-075



Рис. 3.10.в. Імпульсний радіовисотомір Pulse Radio Altimeter GRA 5500.

Діапазон вимірюваних висот для цих висотомірів складає від 500 м до 25000-30000 м., 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 $\pm 15^\circ$.

Прикладом комплексного висотоміра є імпульсний радіовисотомір А-075, який поєднує функції вимірювання як малих так і великих висот, що дозволяє зменшити на борту об'єм та вагу апаратури. До складу радіовисотоміра входять: приймач-передавач, індикатор висоти та 2 антени.

Таким чином ІРВ в цифровому коді отримує інформацію про відстань до земної поверхні (дійсну висоту), яку передає до БЦОМ для подальшої індикації екіпажу, застосування в навігаційній системі літального апарату та можливого використання в СРППЗ.

3.4. Розрахунок характеристик імпульсного радіовисотоміра

Одними із основних характеристик РПП являються мінімальна та максимальна дальності дії [12]. Мінімальна дальність дії автономного імпульсного далекоміра, ще називається «мертвою зоною», вона визначається якістю та стабільністю роботи приймача. Імпульс зондування повинен випромінюватись передавальною антеною тільки після фіксації приймальною антеною попереднього сигналу відбитого від землі, для цього необхідно зменшити до мінімуму тривалість імпульсу зондування, що при стабільній потужності сигналу дає можливість збільшити енергію імпульсу та зменшити мінімальну можливу вимірювану висоту [13]. Застосування імпульсів наносекундної тривалості забезпечують високу роздільну здатність по відстані

(менше 1 м), що дозволяє зменшити до мінімуму «мертву зону» тобто наблизити роздільну здатність імпульсного радіовисотоміра до роздільної здатності частотного радіовисотоміра, а отже застосовувати ІРВ на всіх етапах польоту.

Сучасні ІРВ мають імпульси зондування тривалістю $\tau_i = 0,25\text{--}0,5$ мкс, тому вони мають мінімальну вимірювану висоту:

$$H_{\min} = \frac{\tau_i c}{2} = \frac{0,3 \cdot 10^{-6} \cdot 3 \cdot 10^8}{2} = 45 \text{ м,}$$

де $c = 3 \cdot 10^8$ м/с – швидкість поширення радіохвиль.

При застосуванні імпульсів наносекундної тривалості $\tau_i = 1\text{--}3$ нс мінімальна вимірювана висота може бути:

$$H_{\min} = \frac{\tau_i c}{2} = \frac{3 \cdot 10^{-9} \cdot 3 \cdot 10^8}{2} = 0,45 \text{ м.}$$

Отже застосування імпульсів наносекундної тривалості дозволяє використовувати ІРВ в якості висотоміра малих висот.

Аналіз відомих технічних характеристик ІРВ А-075 дозволяє розрахувати його основні параметри та визначити відповідно до них його максимальну дальність дії.

Так як діаметр передавальної та приймальної антен ІРВ однаковий і складає $d_a = 0,165$ м, а кутові координати ДНА $\theta_{a_r} = \theta_{a_v} = 40^\circ$, враховуючи несучу частоту $f_0 = 4,3$ ГГц (4300 мГц) розрахуємо довжину хвилі радіовисотоміра

$$\lambda_{\text{ІРВ}} = \frac{d_a}{1,029} \cdot \sin \frac{\delta\theta}{1,5} = \frac{0,165}{1,029} \sin \frac{40^\circ}{1,5} = 0,070 \text{ м,}$$

або

$$\lambda_{\text{ІРВ}} = \frac{300}{f_0} = \frac{300}{4300} = 0,07 \text{ м.}$$

Отже, довжина хвилі ІРВ складає $\lambda_{\text{ІРВ}} \approx 0,070 \text{ м} = 7 \text{ см}$.

Вираз визначення максимальної дальності дії РПП на основі ІРВ буде мати вигляд [14]

$$D_{\max} = \sqrt[4]{\frac{P_{i \text{ пер}} \cdot G_{a \text{ пер}} \cdot G_{a \text{ пр}} \cdot \lambda_{\text{ІРВ}}^2 \cdot \sigma_s}{(4\pi)^3 \cdot P_{\text{пор пр}}}},$$

де $P_{i \text{ пер}}$ – імпульсна потужність передавача;

$G_{a \text{ пер}}, G_{a \text{ пр}}$ – коефіцієнт підсилення антен;

λ_{IPB} – довжина хвилі IPB;

σ_s – ефективна площа розсіювання (ЕПР) ділянки земної поверхні (S);

$P_{пор пр}$ – мінімальна порогова потужність приймача.

Аналіз характеристик існуючих IPB показав, що:

- $P_{i пер} = 2$ Вт;
- $\lambda_{IPB} = 0,07$ м;
- $P_{пор пр} = 2 \cdot 10^{-13}$ Вт;

У виразі для D_{max} необхідно визначити коефіцієнт підсилення антен $G_{a пер}$, $G_{a пр}$ та ефективну площу розсіювання ділянки земної поверхні σ_s .

Якщо передавальна та приймальна антени однотипні, то вони мають однакові коефіцієнти підсилення, який виражається виразом

$$G_{a пер} = G_{a пр} = \eta_a \frac{4\pi^2}{\theta_{аг} \cdot \theta_{ав}} = 0,7 \frac{4 \cdot 3,14^2}{0,487343} = 56,64$$

де $\eta_a = 0,5 - 0,8$ – коефіцієнт корисної дії антени;

$\theta_{аг}$, $\theta_{ав}$ – горизонтальна та вертикальна складові ДНА (в радіанах).

Ефективна площа розсіювання ділянки земної поверхні σ_s визначається добутком питомої ЕПР поверхні землі σ_0 на площу опроміненої ділянки S_{Δ} :

$$\sigma_s = \sigma_0 \cdot S_{\Delta},$$

Питому ЕПР поверхні землі σ_0 візьмемо з таблиці 3.1 для $\lambda_{IPB} = 0,03$ м, кута падіння 50° горизонтальної (ГГ) та вертикальної поляризації (ВВ) та переведемо значення питомої ЕПР у відношення потужностей відповідно до таблиці 3.2:

Таблиця 3.1

Орієнтовні значення питомих ЕПР

Объекты	Угол падения, град	σ_0 , дБ	
		$\lambda = 3,0$ см	
		ГГ	ВВ
			$\lambda = 70$ см
		ГГ, ВВ	

Стень, лето, трава	3	-35	-35	-60
	10	-16	-15	-55
	20	-15	-15	-53
	50	-12	-12	-50
Пустыня, камни, песок	10	-18	-20	-45
	20	-15	-17	-40
	50	-12	-14	-35
Лес	10	-14	-14	-35
	20	-14	-15	-30
	50	-12	-12	-25

Таблиця 3.2

Переведення відношення потужностей в дБ:

σ_0	40 дБ	20 дБ	10 дБ	6 дБ	3 дБ	1 дБ	0 дБ	-1 дБ	-3 дБ	-6 дБ	-10 дБ	-20 дБ	-40 дБ
P_1/P_0	10000	100	10	≈ 4	≈ 2	≈ 1.26	1	≈ 0.79	≈ 0.5	≈ 0.25	≈ 0.1	≈ 0.01	≈ 0.0001

Тоді $\sigma_0 = -20 \text{ дБ} = \frac{1}{100}$ (разів).

Площа опроміненої поверхні S_{Ξ} знаходиться за наступним виразом

$$S_{\Xi} = \pi \cdot D^2 \operatorname{tg}^2 \frac{\varphi_a}{2},$$

для $D \geq 20000 \text{ м}$

$$S_{\Xi} = 3,14 \cdot 20000^2 \operatorname{tg}^2 \frac{0,698131}{2} = 46619563 \text{ м}^2,$$

тоді

$$\sigma_s = \sigma_0 \cdot S_{\Xi} = \frac{70185561}{100} = 466195,63 \text{ м}^2.$$

Таким чином, визначимо максимальну дальності дії РПП на основі ІРВ:

$$D_{max} = \sqrt[4]{\frac{P_{i \text{ пер}} \cdot G_{a \text{ пер}} \cdot G_{a \text{ пр}} \cdot \lambda_{\text{ІРВ}}^2 \cdot \sigma_s}{(4\pi)^3 \cdot P_{\text{пор пр}}}} =$$

$$= \sqrt[4]{\frac{2 \cdot (56,64)^2 \cdot (0,07)^2 \cdot 466195,63}{(4 \cdot 3,14)^3 \cdot 2 \cdot 10^{-13}}} = 24780 \text{ м}.$$

Отже, максимальна дальність дії РПП на основі ІРВ в ідеальних умовах (без врахування впливу перевідбиття сигналу від земної поверхні та поглинання сигналу атмосферою) до деякої прогнозованої точки, в залежності від висоти польоту повітряного судна, складає 24780 м., що достатньо для подачі сигналу

екіпажу про небезпеку зіткнення із землею та виконання маневру щодо його уникнення.

3.5. Застосування імпульсного радіовисотоміру великих висот в якості радіолокатора профільного польоту в СРППЗ

В якості радара профільного польоту на регіональних та магістральних літаках пропонується застосовувати імпульсний радіовисотомір (ІРВ), який буде розміщуватись у нижній носовій частині повітряного судна під деяким фіксованим кутом β до поздовжньої осі повітряного судна. У цьому випадку ІРВ буде виконувати функції далекомірною РПП (рис. 3.6) і дозволить виконувати політ на траєкторії із додержанням постійної безпечної висоти H_0 над земною поверхнею.

За своїми характеристиками ІРВ являється імпульсною РЛС з вузькою діаграмою направленості. Застосування ІРВ в якості далекомірною РПП дозволить фіксувати зміну рельєфу земної поверхні в прогнозованій точці на траєкторії руху літака. Це дозволить використовувати вказану систему в якості датчика СРППЗ, який на відміну від інших систем що входять до складу СРППЗ може фізично вимірювати зміну рельєфу земної поверхні та дозволить екіпажу або системі автоматичного керування уникати небезпечного зближення із земною поверхнею.

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

Так аналіз інформативних джерел показав що небезпечними висотами польоту по відношенню до зміни форми рельєфу земної поверхні є висоти до 2500 м, які можуть характеризувати райони гірських аеродромів. Тому для безпечної висоти профільного польоту наприклад 700 м, нахил ДНА ІРВ повинен складати близько $\beta = 8^\circ$. Тоді, при виявленні зміни рельєфу місцевості екіпаж зможе отримати сигнал СРППЗ на відстані близько:

$$D_0 = \frac{H_0}{\operatorname{tg}\beta} = \frac{700}{\operatorname{tg}8^\circ} = 4982 \text{ м,}$$

що при швидкості літака 700 км/год (194 м/с) дасть час на виконання маневру близько:

$$t = \frac{D_0}{V} = \frac{4982}{194} = 25,6 \text{ с.}$$

Таким чином, застосування ІРВ в якості далекомірного РПП дозволить фіксувати зміну рельєфу земної поверхні в прогнозованій точці на траєкторії руху ПС на безпечній відстані, що дасть змогу використовувати вказану систему в якості датчика СРППЗ, який дозволить екіпажу або системі автоматичного керування уникати небезпечного зближення з земною поверхнею.

Пропонується на літаку Ан-148 в якості РПП для реалізації функції вимірювання дійсної висоти на висотах більше 1500 м застосувати два комплекти обладнання радіовисотоміра типу А-075, замінивши ними радіовисотоміри малих висот А-053. Порівняльні характеристики вказаних висотомірів представлені в таблиці 3.3

Таблиця.3.3

Порівняльні характеристики висотомірів А-053 та А-075

Тип висотоміра	А-053	А-075
Діапазон вимір. висоти, м	0...1500	0 ... 25000
Діапазон індикації:	0...300; 0...750; 0...1500.	0 ... 25000
Похибка вимірювання висоти, м	±0,45 або ±0,02Н – цифровий вихід; ±(1,5+0,05Н) – аналог. індикатор.	± (1,5+0,015Н)
Час направ на відм., год	8000	2500
Маса комплекту., кг Склад	3,2 Приймач-передавач – 2 кг.; Індикатор висоти – 1 кг.; Антенa (2 шт.) – 0,1 кг. кожна	8,6 Приймач-передавач – 6 кг.; Індикатор висоти – 1,5 кг.; Антенa (2 шт.) – 0,55 кг. кожна

Частотний радіовисотомір А-053 - бортовий радіовисотомір з безперервним випромінюванням частотно-модульованих радіохвиль. Має малі

габарити і масу, високу надійність та достовірність випірюваної інформації. Конструкція приймача-передавача дозволяє встановлення на борт ЛА без амортизації. Живлення: від мережі 27В – споживча потужність: 15 Вт (приймач-передавач); 40 Вт (приймач-передавач з двома індикаторами). Радіовисотомір призначений для авіації загального призначення; встановлений на Ан-148; Іл - 112; Іл-114.

Імпульсний радіовисотомір А-075 (див рис. 3.10.б) об'єднує функції вимірювання як малих, так і великих висот, що дозволяє зменшити на борту об'єм апаратури. 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).

Пропонується встановлення ІРВ типу А-075 в якості датчика визначення зміни рельєфу СРППЗ регіонального літака Ан-148, тобто в якості радіолокатора профільного польоту (рис.3.11) один комплект антен ІРВ№1 під носовим обтічником. Він зможе виконувати функції РПП СРППЗ та резервного радіовисотоміра (поз 1, рис.3.11). Другий ІРВ № 2 пропонується встановити на обтічник основних опор шасі, це це основний радіовисотомір малих та великих висот (поз 2, рис.3.11).

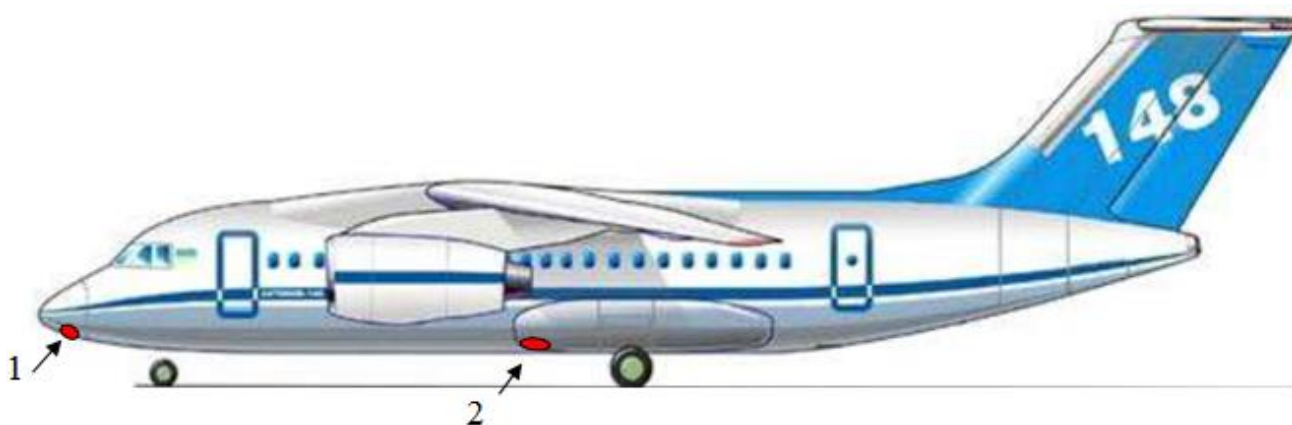


Рис. 3.11. Схема розміщення ІРВ на літаку АН-148

Схема зв'язків удосконаленої СРППЗ оснащеної РПП та алгоритми взаємодії представлені на рис 3.12.



Рис.3.14 Схема зв'язків удосконаленої СРППЗ

Зв'язок РВ А-075 із курсовертикаллю необхідний для визначення параметрів дальності (D) та прогнозованої висоти (H_y) з урахуванням кутів тангажу та крену за це відповідають алгоритми «Зниження та посадки» і «Набору висоти».

Надання цієї ж інформації дальності (D) та прогнозованої висоти (H_y) до ОСЛ дозволить порівнювати виміряний РПП дійсний рельєф місцевості у прогнозованій ділянці земної поверхні з інформацією бази даних рельєфу.

А наявність сигналів D та H_y в навігаційних системах дозволить контролювати зміну рельєфу місцевості на малих висотах польоту, це відповідає алгоритм «Горизонтального польоту» .

Висновок розділу 3

Для виконання польоту поблизу землі в якості датчика безпосереднього вимірювання зміни рельєфу земної поверхні в деякій прогнозованій точці пропонується застосувати радіолокатор профільного польоту.

Знаючи дійсну висоту польоту повітряного судна та його курс, інтенсивність зміни рельєфу земної поверхні в прогнозованій області

радіолокатор профільного польоту дасть змогу обчислити дійсну висоту польоту літака в прогнозованій точці, порівняти її з безпечною висотою, тобто реалізувати далекомірний метод маловисотного польоту.

Застосування імпульсного радіовисотоміра на борту сучасного повітряного судна в якості радіолокатора профільного польоту дозволить постійно вимірювати дальність D до прогнозованої ділянки та визначати прогнозовану висоту H_y над нею, тобто постійно відслідковувати зміну рельєфу земної поверхні та видавати інформацію до СРППЗ, а отже суттєво вплинути на безпеку польотів на малих висотах.

ВИСНОВКИ

1. Існуюча система прогнозу СРА СРППЗ має ряд недоліків, основними з яких є похибки вимірювання курсу та координат місцезнаходження літака, неточності карти абсолютних висот рельєфу земної поверхні обумовлені штучними та природними змінами рельєфу. Для зменшення впливу неточностей на результати прогнозування необхідно застосувати датчики безпосереднього вимірювання зміни абсолютних висот рельєфу земної поверхні.

2. Аналіз систем СРППЗ літаків АН-148, Boeing-737 та ІЛ-76 показав, що всі вони мають один суттєвий недолік, це виконання прогнозу на основі математичного моделювання траєкторії руху літака, тому у разі неправильного визначення координат літака система буде мати помилки прогнозу. Отже необхідно удосконалити систему інформацією додаткових датчиків вимірювання зміни рельєфу землі в напрямку польоту.

3. Для виконання польоту поблизу землі в якості датчика безпосереднього вимірювання зміни рельєфу земної поверхні в деякій прогнозованій точці пропонується застосувати радіолокатор профільного польоту.

4. Використання ІРВ в якості датчика СРППЗ дозволить отримувати інформацію про зміну рельєфу місцевості в упередженій точці на відстанях близько 5000 м та дасть екіпажу повітряного судна або САК резерв часу близько 25 сек. для виконання маневру по усуненню зіткнення із земною поверхнею при польоті на висотах близько 700 м та при швидкості до 700 км/год.

5. Застосування імпульсного радіовисотоміра на борту сучасного повітряного судна в якості радіолокатора профільного польоту дозволить постійно вимірювати дальність D до прогнозованої ділянки та визначати прогнозовану висоту H_u над нею, тобто постійно відслідковувати зміну рельєфу земної поверхні та видавати інформацію до СРППЗ, а отже суттєво вплинути на безпеку польотів на малих висотах.

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. <https://studfile.net/preview/17093055>.
2. Авіаційні радіотехнічні системи: навч. посіб. /О.О. Чужа, О.Г. Ситник, В.М. Хімін, О.В. Кожохіна – К.: НАУ. 2017. – 262 с.
3. 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.
4. Мелкумян В.Г. , Семенов О.О., Соломенцев О.В. Радіолокаційне та радіонавігаційне обладнання аеропортів. –К.: НАУ, 2006.– 218 с.
5. ГП АНТК им. О.К. Антонова, РЛЭ Ан-148-100, Глава 8.19.17 «Система раннего предупреждения приближения земли СРППЗ-2000», 2004. – 18 с.
6. Руководство по технической эксплуатации Ил-76т, «СИСТЕМЫ РАННЕГО ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ ПРИБЛИЖЕНИЯ К ЗЕМЛЕ ТТА-12, ТТА-12S», 2011. – 152 с.
7. Ф.Л. Цифанский Радиоэлектронное оборудование самолетов. Часть II. Учебное пособие Васильковское ВАТУ. 1980. - 156 с.
8. О.В. Буянін, Ю.В. Мещерський, І.С. Река. Авіаційні радіоелектронні системи. Васильківський коледж ВПС. 2001. – 334 с.
9. Синєглазов В.М., Філяшкін М.К. Автоматизовані системи управління повітряних суден. – К.: Вид-во НАУ, 2003. – 504 с.
10. Руководство по технической эксплуатации самолета АН-148-100. - 2004г.
11. <https://www.intechopen.com/chapters/67001>.

