

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
ФАКУЛЬТЕТ АЕРОНАВІГАЦІЇ, ЕЛЕКТРОНІКИ ТА ТЕЛЕКОМУНІКАЦІЙ
КАФЕДРА АВІОНІКИ

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ

Завідувач випускової кафедри

_____ Ю.В. Грищенко

«___» _____ 2024 р.

КВАЛІФІКАЦІЙНА РОБОТА

(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)

ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ БАКАЛАВР

ЗА СПЕЦІАЛЬНІСТЮ 173 «АВІОНІКА»

Тема: «Система виявлення змін рельєфу земної поверхні маловисотного
ПОЛЬОТУ»

Виконавець: _____ Клиновий Олександр Дмитрович _____

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

Керівник: _____ к.т.н. Чужа Олексій Олександрович _____

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

Нормоконтролер: _____

(підпис)

В.В. Левківський

(П.І.Б.)

Київ 2024

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Факультет аеронавігації електроніки та телекомунікацій

Кафедра авіоніки

Напрямок (спеціальність) 173 «Авіоніка»

(шифр, найменування)

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

Ю.В.Грищенко

« ___ » _____ 2024р.

ЗАВДАННЯ

на виконання дипломної роботи (проекту)

Клиновий Олександр Дмитрович

1. Тема роботи: «Система виявлення змін рельєфу земної поверхні маловисотного польоту» затверджена наказом ректора від « 14 » 03 2024р. №385/ст

2. Термін виконання роботи: з 13 травня 2024 по 16 червня 2024.

3. Вихідні дані роботи: система раннього попередження наближення землі, траєкторія польоту, рельєф земної поверхні, метеонавігаційна РЛС, радіолокатор проільного польоту.

4. Зміст пояснювальної записки:

Принцип роботи системи попередження наближення землі. Системи попередження про наближення землі сучасних літаків. Реалізація системи маловисотного польоту радіолокаційними методами.

5. Перелік обов'язкового ілюстративного матеріалу: таблиці, рисунки, діаграми, графіки.

Структурна схема СРППЗ літака Ан-148, структурна схема СРППЗ літака Ан-148 з метеолокатором для аналізу рельєфу, структурна схема GPWS літака Boeing-737, схема зв'язків GPWS літака Boeing-737, структурна схема радіолокатора далекомірною типу, графік розподілу авіакатастроф за етапами польоту, розподіл ключових сфер ризику за кількістю подій та значенням ризику ERCS score.

6. Календарний план-графік

№ з/п	Завдання	Термін виконання	Відмітка про виконання
1.	Обрання та обґрунтування теми дипломної роботи	13.05.2024	
2.	Пошук відповідної літератури	17.05.2024	
3.	Підготовка та написання розділу 1	21.05.2024	
4.	Підготовка та написання розділу 2	25.05.2024	
5.	Підготовка та написання розділу 3	31.05.2024	
6.	Перевірка роботи на антиплагіат, отримання рецензії на дипломну роботу	01.06.2024	
7.	Оформлення та друк пояснювальної записки	07.06.2024	
8.	Підготовка презентації та доповіді	08.06.2024	

7. Дата видачі завдання: 13.05.2024 р.

Керівник дипломної роботи _____ Чужа О.О
(підпис керівника) (П.І.Б.)

Завдання прийняв до виконання _____ Клиновий О.Д.
(підпис випускника) (П.І.Б.)

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до дипломної роботи на тему: «Система виявлення змін рельєфу земної поверхні маловисотного польоту»: 75 сторінок, 39 рис., 2 табл., 0 додатків, 20 літературних джерел.

Ключові слова: СИСТЕМА ПОПЕРЕДЖЕННЯ НАБЛИЖЕННЯ ЗЕМЛІ, РЕЛЬЄФ ЗЕМНОЇ ПОВЕРХНІ, МАЛОВИСОТНИЙ ПОЛІТ, ДАЛЕКОМІРНИЙ МЕТОД, ПРОФІЛЬНИЙ ПОЛІТ ЛІТАКА, РАДІОЛОКАТОР ПРОФІЛЬНОГО ПОЛЬОТУ, МЕТЕОРОЛОГІЧНИЙ РАДІОЛОКАТОР

Об'єкт дослідження: безпека повітряних перевезень.

Предмет дослідження: система запобігання зіткнення літака із землею.

Мета роботи: визначити можливість фізичного вимірювання бортовими засобами авіоніки зміни рельєфу земної поверхні за напрямом польоту.

Методи дослідження: теоретичні та емпіричні: аналіз. порівняння, статистики.

ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ, СКОРОЧЕНЬ, ТЕРМІНІВ.....	
ВСТУП.....	
РОЗДІЛ 1. Принцип роботи системи попередження наближення землі.....	
1.1. Загальні відомості про зіткнення повітряного судна із земною поверхнею в керованому польоті.....	
1.2. Загальні відомості про системи попередження про наближення землі: вимоги та функції	
1.3. Описання та склад обладнання системи попередження про наближення землі.....	
1.4. Описання та склад обладнання системи попередження про наближення землі.....	
РОЗДІЛ 2. Системи попередження наближення землі сучасних літаків.....	
2.1 Система раннього попередження про наближення землі літака Ан-148.....	
2.2. Система попередження приближення землі (GPWS) літака Boeing-737....	
РОЗДІЛ 3. Реалізація системи маловисотного польоту радіолокаційними методами.....	
3.1 Профільний політ літака.....	
3.2. Імпульсний РПП.....	
3.3. Бортові метеонавігаційні РЛС.....	
3.4. Використання метеонавігаційної РЛС як РПП в СРППЗ.....	
ВИСНОВКИ.....	
ПЕРЕЛІК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ.....	

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ, СКОРОЧЕНЬ, ТЕРМІНІВ

БПР - бортовий пристрій реєстрації

БФІ - багатофункціональний індикатор

БФПУ - багатофункціональний пульт управління

ВПР - висота прийняття рішення

ВРХ - вторинний радіолокатор

ВСК - вбудована система контролю

ВЧ - високочастотний

ЗБН - захищений бортовий накопичувач

КПІ - комплексний пілотажний індикатор

ПВД - пристрій вимірювання дальності

ПК - пристрій контролю

СНС - супутникова навігаційна система

СПЗ - система попередження зіткнень

СРППЗ – система раннього попередження приближення землі

УПР - управління повітряним рухом

DEU - блок індикаторної електроніки

DFCS - цифрова система управління польотом

EGPWS – розширена система раннього попередження про близькість землі

FDAU - блок збору польотних даних

FMC - комп'ютер управління польотом

FPM - фути за хвилину

FPS - фути в секунду

GND PROX - близькість до землі

PCMCIA - міжнародна асоціація карт пам'яті персональних комп'ютерів

PSEU - електронний блок безконтактного перемикача

PWS - прогнозування зсуву вітру

RA - радіовисота

TERR - рельєф місцевості

WXR - система метеорологічного радару

ВСТУП

Актуальність теми.

Система попередження про близькість землі це система повітряного судна, призначена для попередження пілотів про загрозу зіткнення із землею або з іншою перешкодою.

Незважаючи на те, що розробка систем запобігання наближенню до землі GPWS (Ground Proximity Warning System) почалася в середині 1970-х років, зіткнення літаків із земною поверхнею під час повністю контрольованого польоту все ще є найпоширенішою причиною аварій літаків. Щороку в середньому чотири пасажирські літаки розбиваються з цієї причини.

В останні роки стало можливим значно розширити функціональні можливості таких систем за рахунок додавання режимів раннього попередження про наближення до землі (функція, яка оцінює рельєф місцевості в напрямку польоту та попереджає про зниження висоти польоту) і можливостей відображення. Це дає екіпажу більше часу для прийняття рішень і виправлення ситуації. Аналіз Flight Safety Foundation (FSF) подій у польоті, включаючи зіткнення із земною поверхнею та перешкодами, показав, що від 95% до 100% із них можна було запобігти за допомогою системи раннього попередження про наближення до землі (EGPWS). У цьому контексті ICAO зобов'язала встановлювати системи раннього попередження на літаках з 2006 року.

Нові можливості системи базуються на використанні інформації із супутникових приймачів і баз даних про аеропорти, рельєф місцевості та штучні перешкоди. Ідея спрямованої оцінки рельєфу місцевості полягає в створенні захисного простору навколо передбачуваної траєкторії літака та попередженні екіпажу, якщо в цей простір потрапляють елементи рельєфу або перешкоди.

Попередження про передчасне зниження забезпечується створенням охоронної зони навколо аеропорту, яка зберігається в базі даних системи. Хоча формулювання цієї проблеми здається дуже простою, її вирішення містить багато складових завдань, які вимагають детальної обробки і в кінцевому підсумку мають великий вплив на кінцеві властивості системи, таких як імовірність

виявлення небезпечних ситуацій, своєчасність видачі попереджень, ймовірність видачі помилкових тривог, тощо.

Відомо, що системи попередження мають значні обмеження відповідно до правил виконання польотів. Наприклад, у всіх системах відсутній режим попередження про помилкові показання опорного тиску барометричного висотоміра. Супутникові приймально-вимірювальні пристрої, що використовуються в системі, працюють тільки в режимі GPS, а обмеження сигналу не враховують динамічні характеристики. Режим раннього попередження недоступний у деяких системах під час калібрування барометричного висотоміра до поточного тиску в аеропорту (QFE).

На міжнародному рівні системи раннього попередження виробляють такі компанії, як Honeywell, ACSS, Sandel, Universal і Goodrich. Порівняльний аналіз опублікованих характеристик цих систем показує, що для вирішення зазначених проблем використовуються різні підходи, а такі показники, як час, необхідний екіпажу для прийняття рішення, і ймовірність помилкових тривог, варіюються в широких межах, що свідчить про те, що ця тема є відкритою для досліджень.

Об'єкт дослідження: безпека повітряних перевезень.

Предмет дослідження: система запобігання зіткнення літака із землею.

Мета роботи: визначити можливість фізичного вимірювання бортовими засобами авіоніки зміни рельєфу земної поверхні за напрямом польоту.

Методи дослідження: теоретичні та емпіричні: аналіз, порівняння, статистики.

РОЗДІЛ 1

ПРИНЦИП РОБОТИ СИСТЕМИ ПОПЕРЕДЖЕННЯ НАБЛИЖЕННЯ ЗЕМЛІ

1.1 Загальні відомості про зіткнення повітряного судна із земною поверхнею в керованому польоті

Зіткнення із землею в керованому польоті (англ. CFIT – controlled flight into terrain) - авіаційний термін, який позначає авіаційну подію, під час якої справне повітряне судно, кероване екіпажем у штатному режимі, стикається із земною, водною поверхнею або нерухомими перешкодами, які не є іншими літаками (в останньому випадку це називається "зіткненням" (англ. collision).

Ситуації, при яких повітряне судно стикається з поверхнею внаслідок пошкодження або відмови техніки, називається зіткненням із землею в некерованому польоті (англ. uncontrolled flight into terrain).

Серед усіх типів авіаційних подій CFIT вважається пов'язаним із найбільшою кількістю загиблих людей. Загальна кількість загиблих у CFIT оцінюється в більш ніж 10 тисяч (за весь час комерційних польотів на реактивних літаках).

Основними причинами CFIT є: помилки пілотів (особливо в складних метеоумовах), несправність або нестійка робота навігаційного обладнання.

Згідно з даними, зібраними Міжнародною асоціацією повітряного транспорту (IATA) між 2008 і 2017 роками, на CFIT припадало 6% усіх аварій комерційних літаків і було віднесено до категорії «друга за величиною катастрофа зі смертельними наслідками після втрати контролю в польоті (LOCI)».

На основі аналізу авіаційних подій за останнє десятиліття сформовано розподіл авіаційних подій за етапами польоту, який показує, що більшість авіаційних подій та катастроф відбувається під час зльоту та посадки, тобто на маловисотному етапі польоту (рис. 1.1) [2].

Як вказано на графіку (рис.1.2 [19]), продовжується тенденція збільшення кількості інцидентів у весняно-літній період, оскільки цей період припадає на найбільшу активність експлуатантів. Тому для запобігання зіткненню літака з землею під час польоту на малій висоті та в інших режимах польоту постало питання оснащення літаків системою GRWS та її вдосконаленою та розширеною

версією EGPWS (TAWS). Сьогодні ці системи є невід'ємною частиною бортового обладнання більшості літаків і призначені для підвищення безпеки польотів.



Рис. 1.1. Графік розподілу авіакатастроф за етапами польоту

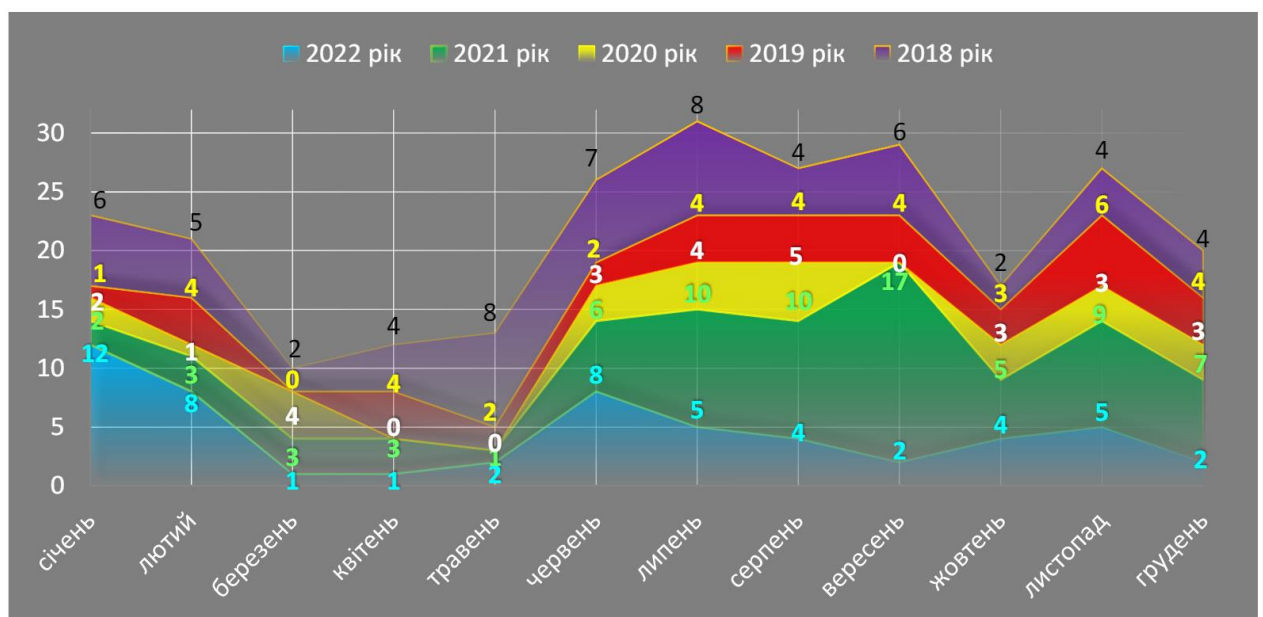


Рис.1.2. Графік кількості інцидентів з ПС по місяцях у період 2018-2022рр.

Дослідження категорій авіаційних подій також показало, що у 2020 році у світі відбулося 267 авіаційних подій, пов'язаних з категорією CFIT (Контрольований політ на місцевості), в яких керований літак врізається в землю (рис. 1.3. та рис.1.4.) [2].

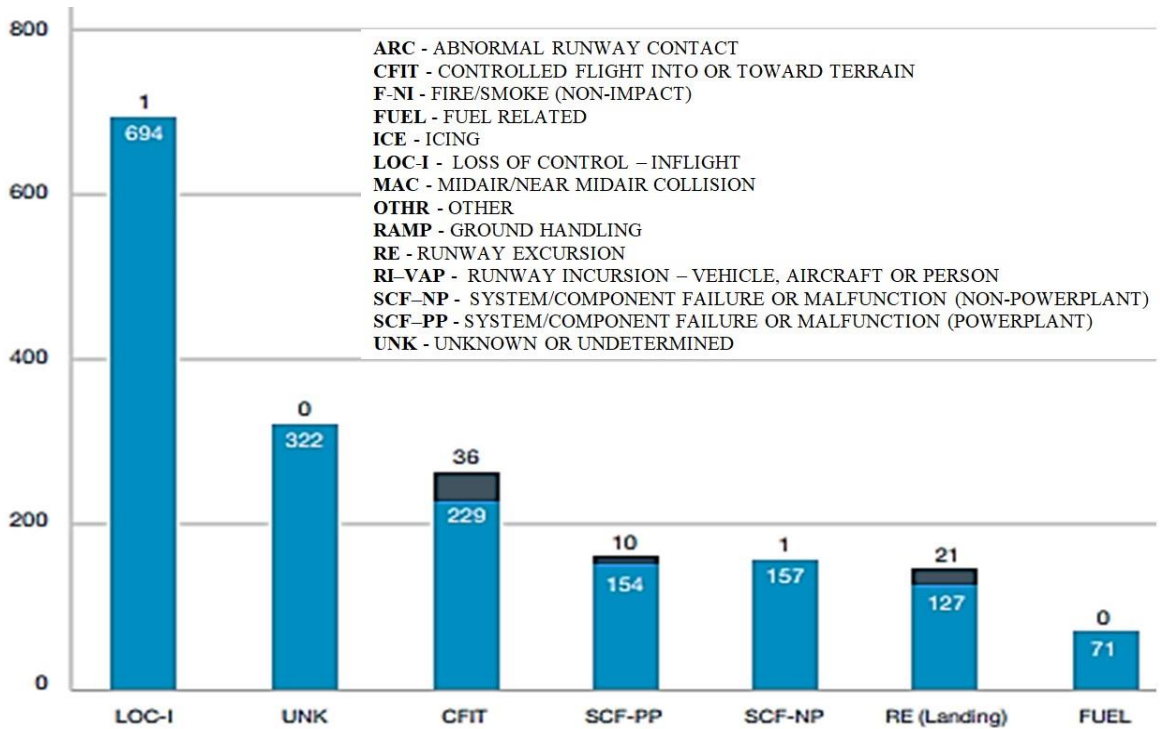


Рис. 1.3. Розподіл авіаційних подій 2020 року за категоріями

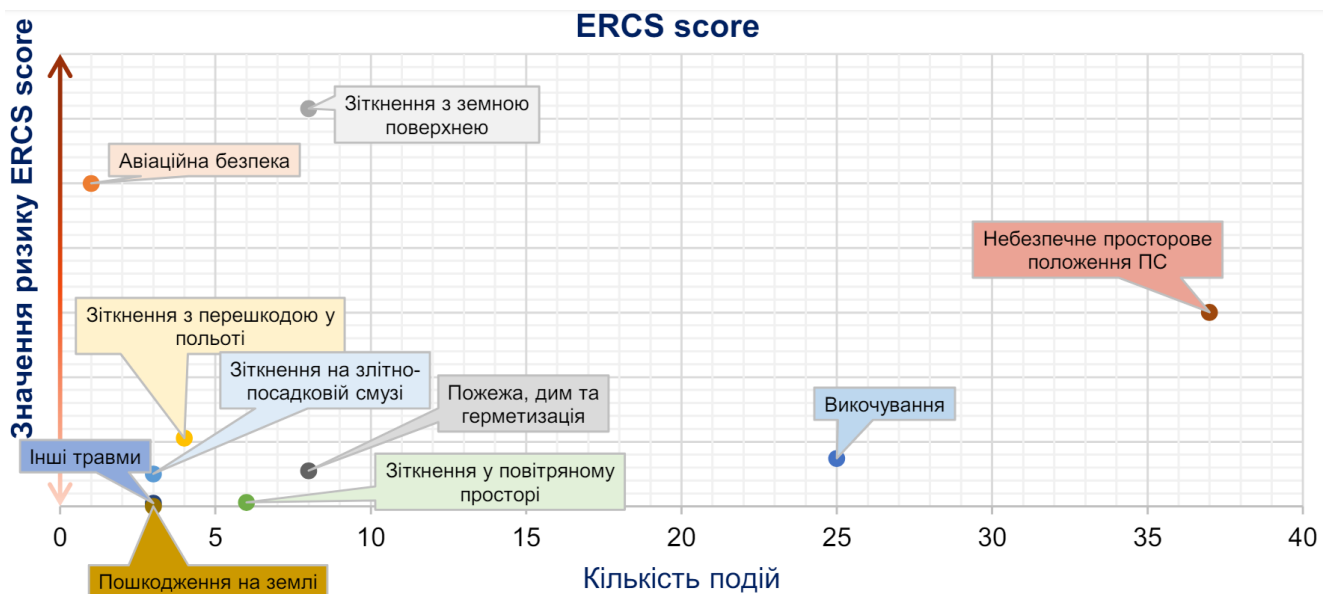


Рис.1.4. Розподіл ключових сфер ризику за кількістю подій та значенням ризику ERCS score на 2021р[20].

1.2 Загальні відомості про системи попередження про наближення землі: вимоги та функції

Міжнародна організація цивільної авіації (ICAO) вимагає встановлення систем попередження про зближення з землею (GPWS) на наступних типах

літаків з метою мінімізації аварій, пов'язаних із зближенням з землею, і керованих авіакатастроф.

- Літаки з газотурбінними двигунами з максимальною сертифікованою злітною вагою 5700 кг або менше та пасажиромісткістю від п'яти до дев'яти осіб.

- Літаки з поршневіми двигунами з максимальною сертифікованою злітною масою понад 5700 кг або пасажиромісткістю понад дев'ять пасажирів.

- Літаки з газотурбінними двигунами з максимальною сертифікованою злітною масою понад 5700 кг або літаки, які мають дозвіл на перевезення більше дев'яти пасажирів.

Федеральним управлінням цивільної авіації США GPWS класифікується як один із типів системи відомостей про рельєф місцевості та попередження про небезпеку - terrain awareness warning system (TAWS). Система попередження про наближення до землі автоматично надсилає своєчасний і чіткий сигнал екіпажу, коли існує ризик наближення повітряного судна до поверхні землі, і активується у таких випадках:

- Надмірна швидкість зниження;
- Не випущені шасі.
- Надмірна швидкість наближення до землі;
- Надмірна втрата висоти після зльоту або відходу на друге коло;
- Небезпечний запас висоти, якщо конфігурація не є посадковою;
- Закрилки в непосадковому положенні;
- Надмірне зниження нижче приладової глісади.

Згідно з документами ІКАО, на ПС допускається використання наступних систем:

- GPWS: Система попередження про наближення до землі
- TAWS: Система попередження про рельєф місцевості
- GCAS: Ground Collision Avoidance System Система запобігання зіткнення з землею.

Варто звернути увагу, що попереднє покоління таких систем називалося GPWS: GPWS дивиться на поточну висоту, тоді як TAWS прогнозує, де буде літак

через певний час. Дана функція має назву Forward Looking Terrain Avoidance (FLTA).

Загальна ідея полягає в тому, що процесор аналізує тенденції руху літака і намагається обчислити його положення (як координати, так і висоту) в певний момент часу в майбутньому.

Після цього передбачене місце порівнюється з рельєфом землі та перешкод у базі даних. І, якщо це місце виявиться ближчим до землі або перешкоди ніж потрібно, TAWS видає відповідне сповіщення.

Алгоритм працює у досить складний спосіб. Зокрема, мінімальна відстань до перешкоди залежить від поточної фази польоту. Наприклад, на маршруті попередження видаються, якщо висота над місцевістю/перешкодою нижче 700 футів у горизонтальному польоті, але під час маневрування навколо аеродрому система починає реагувати лише тоді, коли літак опускається нижче 350 футів. Це робиться для того, щоб мінімізувати кількість помилкових попереджень.

У системі TAWS є функція, яка називається PDA – Premature Descent Alert (попередження про передчасне зниження), функція PDA виявляє, що літак безпосередньо йде на посадку (в межах 15 миль від краю злітно-посадкової смуги), і починає відстежувати, чи не сходить літак з глісади за допустимі межі. Для уникнення появи помилкових повідомлень функція PDA відключається при наближенні літака до ЗПС ближче ніж на півмилі.

1.3 Описання та склад обладнання системи попередження про наближення землі

Метою TAWS є надання екіпажу своєчасної інформації про потенційну небезпеку в напрямку маршруту польоту, яка може призвести до зіткнення з землею.

TAWS генерує попередження про наближення до землі, попередження про набір висоти або попередження про розворот, залежно від положення повітряного судна відносно землі.

Функція TAWS реалізована в незалежному модулі, розташованому всередині процесора TCAS, який називається модулем запобігання зіткнення з землею

(GCAM). Модуль GCAM для запобігання зіткнень із землею справного повітряного судна у керованому польоті надає повний прогноз для сигналів тривоги і попереджень, а також усі режими звичайної системи попередження зіткнень із землею(на вимогу стандартів TSO C151a). Конструкція TAWS враховує специфічні ситуації (наприклад, заходи на посадку в долину на крутих схилах), коли літак працює на значно меншій висоті, ніж навколишня місцевість, відповідно до затверджених процедур.

Конструкція TAWS генерує предиктивні сигнали тривоги на основі фактичних характеристик літака. Така конструкція зводить до мінімуму помилкові тривоги і підвищує довіру екіпажу до системи, оскільки тривоги генеруються тільки тоді, коли існує реальна небезпека. TAWS також має функцію виявлення реактивного та зсувного вітру, яка попереджає екіпаж, якщо літак потрапляє в небезпечні погодні умови.

Базовий склад TAWS:

- Модуль GCAM - встановлений на блоці T2 CAS;
- Персональний бортовий модуль;
- Дисплей відображення поверхні - встановлюється в кабіні екіпажу;
- Панель управління TAWS - встановлюється в кабіні;
- GPS-приймач - встановлюється зовні або всередині блоку T2CAS.

Функція прогнозування та попередження зіткнень (CPA) в GCAM забезпечується передовим прогнозуванням попередження зіткнень на основі даних про землю та аеропорт, а також моделюванням можливостей набору висоти літаком.

Функція прогнозує небезпечні ситуації відносно землі і генерує сигнали тривоги у вигляді аудіо- та візуальних повідомлень і графічних дисплеїв. CPA - це аббревіатура від Collision Prediction and Alarm в TAWS і Closest Approach в TCAS.

Функція CPA прогнозує ймовірність зіткнення, порівнюючи два профілі:

- Виявлення навколишньої місцевості - визначає навколишню місцевість, зіставляючи інформацію про точне місцезнаходження літака, отриману від GPS та/або навігаційного комп'ютера, з цифровою базою даних про місцевість і аеропорт, що зберігається в пристрої.

- Прогнозування траєкторії польоту літака - прогнозування траєкторії польоту літака з використанням поточних параметрів польоту для розрахунку траєкторії польоту літака від поточного положення літака до двох хвилин вперед.

Функції TAWS:

- Обробка вхідних сигналів від систем літака.
- Співвідносити положення літака з місцевістю та базами даних аеропорту.
- Оцінити ризик зіткнення з землею в напрямку траєкторії польоту літака.
- Використовуйте дані з модуля УПР для визначення огинаючої, яка прогнозує висоту для уникнення зіткнення.
- Генерувати відповідні звукові та візуальні сигнали та попередження для екіпажу для обраних показників.

Модуль GCAM генерує як прогностичні, так і реактивні попередження.

Прогностичні попередження - це попередження про рельєф місцевості, що надаються вдосконаленою функцією CPA, яка використовує бази даних землі та аеропорту і моделювання характеристик набору висоти літака; функція CPA прогнозує небезпечні ситуації контакту з землею і генерує звукові, візуальні та графічні сигнали тривоги. Функція CPA забезпечує екіпажу запобігання зіткненню з землею на всіх етапах польоту, від зльоту до посадки, включаючи

- Визначення точного положення літака.
- Доступні дані про характеристики літака;
- Всі комірки, витягнуті з бази даних наземних об'єктів, є цілими і функціонують;
- База даних про територію аеропорту знаходиться в хорошому робочому стані;
- Всі необхідні вхідні сигнали функціонують;
- Режим наземного рельєфу не заблоковано.

Реактивні оповіщення - Реактивні оповіщення включають п'ять режимів (як зазначено в DO-161a), звукове оповіщення при досягненні попередньо визначеної висоти і оповіщення про обмеження крену.

Додатковий режим реактивного попередження про зсув вітру також вважається реактивним режимом модуля GCAM.

База даних рельєфу взята з моделі Світової геодезичної системи - WGS-84. Карта світу розділена на ряд комірок, які утворюють безперервну сітку на земній поверхні.

Значення висоти, визначене для кожної комірки, визначається найвищою точкою в цій комірці відносно рівня моря (MSL). Розмір і роздільна здатність комірки карти збільшується відповідно до вимог району аеродрому і місцевих вимог на момент входу.

Цифрові дані про рельєф земної поверхні і про штучні перешкоди, а також аеронавігаційні дані по аеродромах являють собою представлену на змінному електронному носії інформації бортову базу даних. Бази даних можна використовувати в системі EGPWS(TAWS) на будь-яких типах ПС, що виконують як магістральні міжнародні польоти, так і польоти на малій висоті в обмеженому районі.

Для зручності роботи системи використовуються цифрова модель рельєфу з різним кроком регулярної сітки для різних етапів польоту ПС: 1) цифрова модель рельєфу рівня 1 - для польоту за маршрутом . Крок сітки "30" або "15" залежно від характеру рельєфу 2) цифрова модель рельєфу рівня 2 - для польоту в районі аеродрому. Крок сітки "15" або "6" залежно від характеру місцевості.

База даних про висоти рельєфу відповідає рекомендованій ICAO геодезичній системі WGS-84. База даних поставляється фірмами-виробниками систем EGPWS на компакт-дисках, флешках або через інтернет. База даних про рельєф земної поверхні має об'єм близько 250 Мб і оновлюється не рідше, ніж один раз на пів року. Щодо перешкод кожні 28 днів.

Типи (класи) системи попередження про наближення землі TAWS

TAWS класу А включає всі вимоги TAWS класу В, наведені нижче, і додає наступні три додаткові вимоги до попереджень і відображення:

- Попередження про надмірну швидкість зближення з місцевістю
- Політ на місцевість без попередження про посадочну конфігурацію
- Попередження про надмірне відхилення вниз від глісади ILS
- **Обов'язкова умова:** Установки TAWS класу А повинні забезпечувати індикацію місцевості, яка відображає або навколишню місцевість, або перешкоди відносно літака, або і те, і інше.

Клас В TAWS визначається FAA США як: Клас обладнання, який визначено в TSO-C151b та RTCA DO-161A. Як мінімум, він забезпечує оповіщення за таких обставин:

- Зменшення необхідної висоти польоту
- Неминуче зіткнення з місцевістю
- Передчасне зниження
- Надмірна швидкість зниження
- Негативна швидкість набору висоти або втрата висоти після зльоту
- Зниження літака до висоти 500 футів над місцевістю або найближчою злітно-посадковою смугою (голосовий виклик "П'ятсот") під час неточного заходження на посадку.

- **Додатково:** Система TAWS класу В може мати дисплей, який відображає або навколишню місцевість, або перешкоди відносно літака,

Клас С визначає добровільний вибір обладнання, яке призначене для малих літаків авіації загального призначення, які не зобов'язані встановлювати обладнання класу В.

Сюди входять мінімальні стандарти експлуатаційних характеристик, призначені для літаків з поршневыми і турбінними двигунами, якщо їх конфігурація має менше шести пасажирських місць, за винятком місць пілотів. Обладнання TAWS класу С повинно відповідати всім вимогам TAWS класу В з урахуванням модифікацій малих літаків, описаних FAA. FAA розробила клас С, щоб полегшити добровільне використання TAWS для малих літаків.

1.4 Режими роботи системи попередження наближення землі [18]

Для відображення підстилаючої земної поверхні, яку представляють залежно від ступеня небезпеки зіткнення, у кабіні ПС встановлюють багатофункціональний кольоровий дисплей.

За вибором екіпажу можуть бути встановлені різні види і масштаб відображення рельєфу (масштаб вибирається вручну в діапазоні від 10 до 600 км)

Кольори зображення та їх насиченість визначається висотою елементів рельєфу стосовно поточної висоти ПС. На дисплеї відображаються тільки ті елементи поверхні, перевищення яких більше, ніж порогове значення Нвс -600. Типи: 1) чорний - менше Нпс -600м 2) зелений - Нпс -600м 3) Світло-зелений Нпс -300м 4) Світло-жовтий Нпс -150м 5) Помаранчевий Нпс +300м 6) Темно-червоний Нпс +600м.

Режим 1 "Надмірна швидкість зниження"

Для функціонування режиму використовується інформація про справжню висоту від радіовисотоміра, про вертикальну швидкість від системи повітряних сигналів, а також сигнал про включення режиму крутого заходу на посадку.

Режим стає активним після відриву ПС від ЗПС та набору висоти 30м, діє протягом усього польоту та при зниженні до висоти 15м незалежно від положення шасі та закрилків, якщо поточна траєкторія польоту близько від землі (в діапазоні роботи радіовисотоміра) характеризується небезпечно великою швидкістю зниження. Області сигналізації режиму 1 представлені на рис. 1.5.

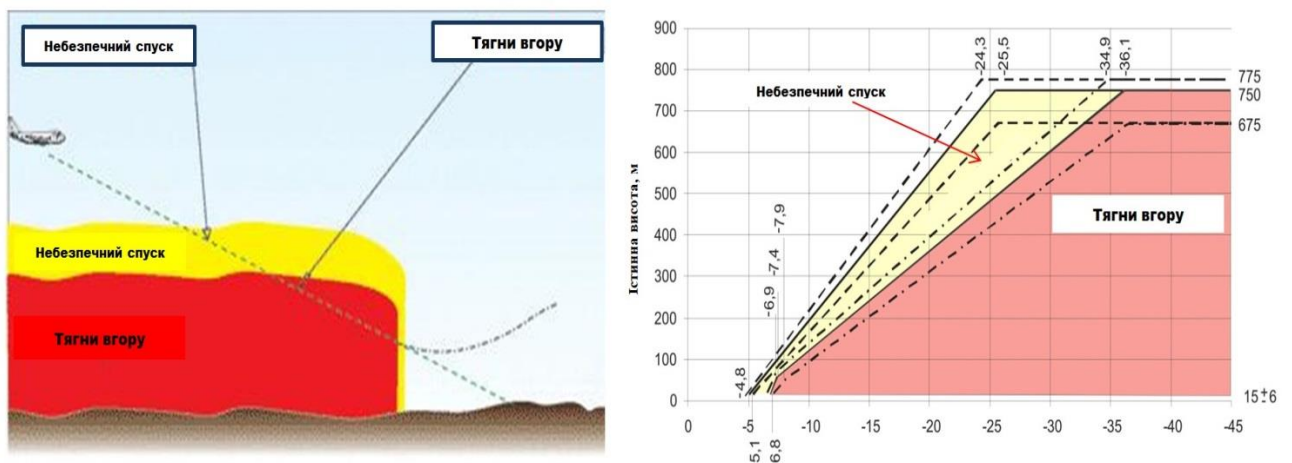


Рис.1.5. Режим 1 «Надмірна швидкість зниження»

Цей режим контролює радіовисоту та вертикальну швидкість і генерує реактивні попереджувальні та аварійні сигнали, якщо поточна траєкторія зниження виконується з надмірною швидкістю. Цей режим активовано лише тоді, коли функція CPA GCAM не працює; доки функція CPA GCAM містить попереджувальний сигнал, який має генеруватися реактивним режимом 1, цей режим заблоковано, якщо функція CPA GCAM працює нормально.

Якщо функція CPA GCAM не працює, загоряється індикатор TERR INOP (NO PROGNOSIS).

Примітка. З метою забезпечення більшої перешкодостійкості в апаратурі EGPWS американського виробництва, цей режим активізується лише в тому випадку, коли модуль GCAM непрацездатний, наприклад, при відмові супутникової системи навігації.

Системою EGPWS в режимі 1 можуть бути сформовані такі попередження та рекомендації:

1. «Sink Rate (Небезпечний спуск)» - формується, коли справжня висота по радіовисотоміру і вертикальна швидкість знаходяться в межах області спрацьовування протягом як мінімум 1с. Коли формується цей сигнал, починає світитись жовтий світлосигналізатор «Земля» і видається звукове попередження «SINK RATE (Небезпечний спуск)». Якщо екіпаж вибрав опцію «крутий захід», область швидкості зниження змінюється. Дана сигналізація знову готова до роботи, як тільки значення істинної висоти та вертикальної швидкості будуть за межами області, позначеної на рис. 1.5 жовтим кольором.

2. «Pull Up (Тягни вгору)» - формується, коли висота по радіовисотоміру і вертикальна швидкість знаходяться в межах своєї області спрацьовування протягом як мінімум 0,5с. Коли формується цей сигнал, починає світитися червоний світлосигналізатор «Небезпечно земля» та видається звукова рекомендація «Тягни вгору». Сигналізація «Тягни вгору» видається до тих пір, поки зазначені параметри польоту ПС знаходяться в межах відповідної області сигналізації.

При отриманні рекомендацій у цьому режимі екіпаж ПС повинен негайно припинити зниження, оцінити ситуацію щодо поверхні землі - проконтролювати

висоту та вертикальну швидкість. При отриманні аварійної сигналізації «Тягни вгору» - відключити автопілот, перевести РУДи на злітний режим, прибрати крен, прибрати шасі та спойлери, встановити закрилки та передкрилки у злітне положення та виконувати набір висоти, витримуючи допустиму вертикальну швидкість. Після повернення у безпечну ситуацію екіпаж має поінформувати диспетчера УПР про зміну параметрів польоту.

Режим 2 «Небезпечна швидкість зближення з підстилаючою поверхнею»

Для функціонування режиму використовується інформація про справжню висоту від радіовисотоміра, про повітряну швидкість від системи повітряних сигналів з урахуванням усіх поправок. Використовуються також сигнали про випуск шасі та закрилків у посадкове положення.

Режим стає активним після відриву ПС від ЗПС і набору висоти 30м, діє на всіх етапах польоту при висоті понад 15м при прибраному шасі в ситуаціях, коли поточна траєкторія польоту і земна поверхня, що підстилає, зближуються з небезпечною надмірною швидкістю. Області сигналізації режиму 2 представлені на рис. 1.6.

Примітка. З метою забезпечення більшої перешкодостійкості в апаратурі EGPWS американського виробництва, цей режим активізується лише в тому випадку, коли модуль GCAM непрацездатний, наприклад, при відмові супутникової системи навігації. Режим 2 використовується як при зниженні, так і горизонтальному польоті ПС.

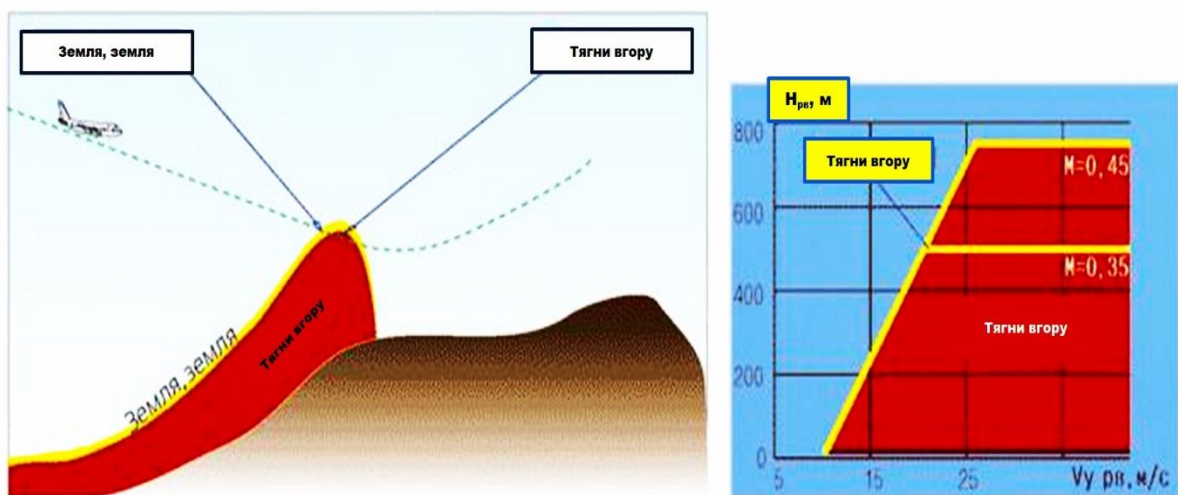


Рис.1.6. Режим 2 «Небезпечна швидкість зближення з підстилаючою поверхнею»

Системою EGPWS у режимі 2 можуть бути сформовані такі попередження та рекомендації:

1. «Земля» - формується, коли значення істинної висоти по радіовисотоміру та швидкості зміни цього параметра, тобто швидкості зближення ПС із землею, вперше потрапляють у межі жовтої області сигналізації (див. рис. 1.6), якщо закрилки не в посадковому положенні. При знаходженні аналізованих параметрів ПС у межах жовтої області більш як час звучання мовного повідомлення «Земля. Земля» видається мовна рекомендація «Тягни вгору».

Крім того, вид сигналізації залежить від положення шасі. При знаходженні аналізованих параметрів ПС у межах жовтої області видається мовленнєве повідомлення «Земля. Земля» (попереджувальна сигналізація), якщо шасі випущено, або «Тягни вгору» (аварійна сигналізація), якщо шасі прибрано.

Примітка. Тут і далі за текстом шасі вважається прибраним за відсутності вхідного сигналу "Шасі випущено" від кінцевого вимикача, тобто коли шасі не зафіксовано у положенні. За наявності цього сигналу шасі вважається випущеним.

Коли режим 2 формує сигнал «Земля», починає світитися жовтий світлосигналізатор «Земля» і видається звукове попередження «Земля». Земля».

Дана сигналізація знову готова до роботи, як тільки значення істинної висоти та вертикальної швидкості будуть за межами області, позначеної на рис. 1.6 жовтим чи червоним кольором.

2. «Тягни вгору» - формується, коли висота по радіовисотоміру і швидкість зближення ПС із землею знаходяться в межах області спрацьовування, позначеної на рис. 1.6 червоним кольором протягом як мінімум 3 с. Коли формується цей сигнал, починає світитися червоний світлосигналізатор «Небезпечно земля» та видається звукова рекомендація «Тягни вгору». Сигналізація «Тягни вгору» видається до тих пір, поки зазначені параметри польоту ПС знаходяться в межах відповідної області сигналізації.

При меншій швидкості польоту ($M < 0,35$), тобто при випущених у посадкове положення закрилках області сигналізації змінюються (рис. 1.6).

При отриманні рекомендацій у цьому режимі екіпаж ЗС повинен оцінити ситуацію щодо поверхні землі. У разі зниження негайно припинити спуск. При отриманні аварійної сигналізації «Тягни вгору» - відключити автопілот, перевести РУД на злітний режим, прибрати крен.

При заході на посадку – прибрати спойлери, перевести закрилки та передкрилки у злітне положення та виконувати набір висоти, витримуючи в межах допуску вертикальну швидкість та кут атаки. Після повернення в безпечну ситуацію екіпаж ПС повинен проінформувати диспетчера УПР про зміну параметрів польоту.

Режим 3 «Втрата висоти після зльоту або заходу на друге коло»

Для функціонування режиму використовується інформація про справжню висоту від радіовисотоміра, барометричну висоту від системи повітряних сигналів, обчислена величина втрати висоти. Області сигналізації режиму 3 представлені на рис. 1.7.

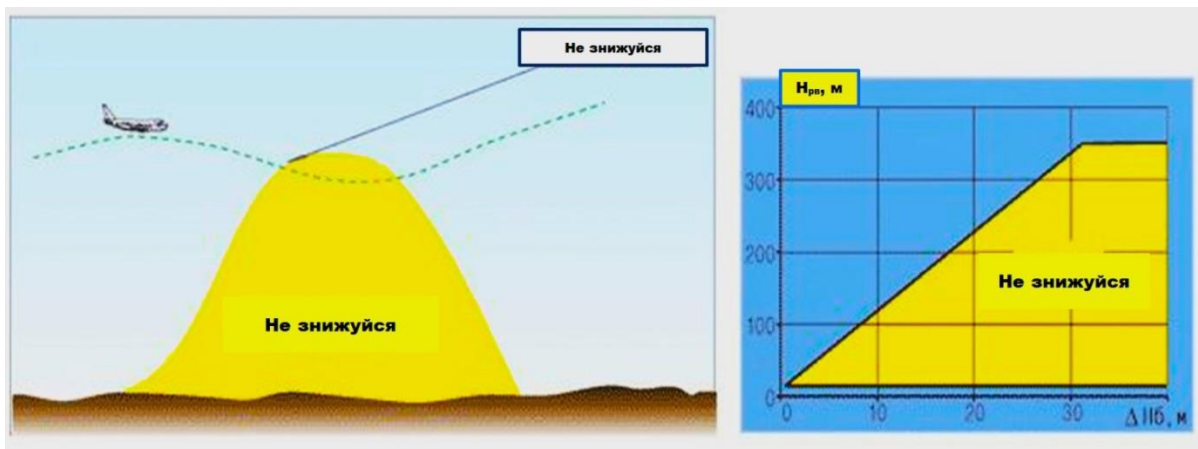


Рис.1.7. Режим 3 «Втрата висоти після зльоту або заходу на друге коло»

Режим стає активним після відриву ВС від ЗПС та набору висоти 30м або в процесі догляду на друге коло. Режим 3 перестає бути активним після досягнення висоти 350м і після перетину висоти 15м при зниженні.

Попереджувальна сигналізація «Не знижуйся» формується, якщо справжня висота по радіовисотоміру і втрата висоти по барометричному висотоміру знаходяться в межах області сигналізації заборони зниження, показаної на рис. 1.7. Втрата висоти - це різниця між максимальною барометричною висотою, досягнутою в процесі набору, та поточною висотою.

Коли режим 3 формує сигнал "Не знижуйся", починає світитися жовтий світлосигналізатор "Земля" і видається звукова рекомендація "Не знижуйся". Дана сигналізація знову готова до роботи, як тільки радіовисота і висота барометричного висотоміру виявляться поза області сигналізації режиму 3 або вертикальна швидкість буде позитивною більш ніж одну секунду, незважаючи на те, що радіовисота і втрата висоти барометричного висотоміру можуть ще знаходитися в межах своєї області.

Після відновлення режиму польоту, доки справжня висота та втрата висоти знаходяться в межах даної області, рекомендація «Не знижуйся» формується знову, якщо вертикальна швидкість стає негативною більш ніж на одну секунду.

При отриманні рекомендацій у цьому режимі екіпаж ПС повинен проконтролювати вертикальну швидкість, справжню висоту по радіовисотоміру та режим роботи двигунів і негайно відновити необхідний режим набору висоти.

Режим 4 «Надмірне зближення із землею; шасі та/або закрилки в не посадковій конфігурації».

Для функціонування режиму використовується інформація про справжню висоту від радіовисотоміра, про повітряну швидкість від системи повітряних сигналів з урахуванням усіх поправок, а також сигнали про випуск шасі та закрилків у посадкове положення. Режим стає активним при зниженні та передпосадковому маневруванні ПС. У цьому режимі виробляється попереджувальна сигналізація, якщо запас висоти над рельєфом земної поверхні недостатній і якщо шасі та/або закрилки знаходяться в положенні, що не відповідає посадковому. Області сигналізації режиму 4 представлені на рис. 1.8.а.

Режим має два підрежими - 4а та 4б.

Режим 4а активний під час польоту при прибраному шасі, закрилках, що знаходяться в будь-якому положенні, і неактивному режимі 3. При знаходженні параметрів, що аналізуються - справжньої висоти і повітряної швидкості в області, позначеної на рис. 1.8.б жовтим кольором починає світитися жовтий світлосигналізатор «Земля» і видається звукове попередження «Низко, земля».

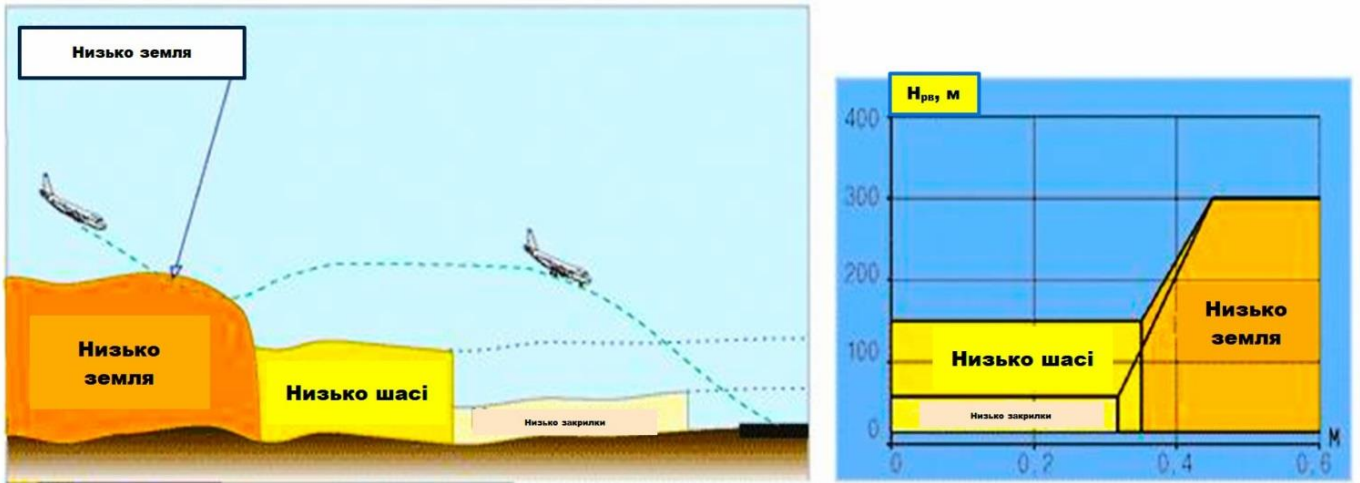


Рис.1.8.а. Режим 4 «Надмірне зближення із землею; шасі та/або закрилки в не посадковій конфігурації».

При знаходженні зазначених параметрів області, позначеної на рис. 1.8.б бурштиновим кольором і при не випущеному шасі видається звукове попередження «Низко, шасі».

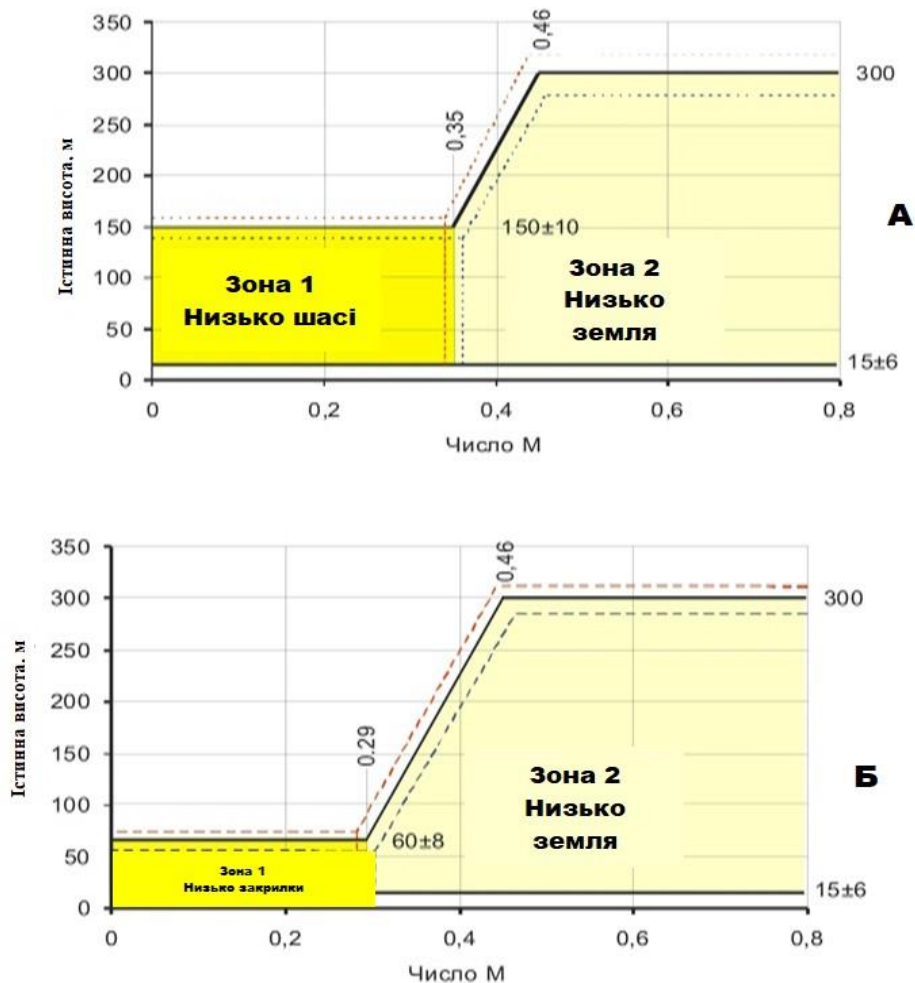


Рис.1.8.б. Підрежими 4.1(А) та 4.2(Б) межі попереджувальної сигналізації

Режим 4б активний під час польоту при випущеному шасі і закрилках, не випущених повністю в посадкове положення, і неактивному режимі 3.

При знаходженні параметрів, що аналізуються в області, позначеної на рис. 1.8.б жовтим кольором починає світитися жовтий світлосигналізатор «Земля» і видається звукове попередження «Низко, земля».

При знаходженні зазначених параметрів області, позначеної на рис. 1.8.б бурштиновим кольором, і за не випущених повністю закрилках видається звукове попередження «Низко, закрилки».

Ці сигнали тривоги не припиняються, поки існують умови для їх формування. Звукові попередження «Низько, шасі» та «Низько, закрилки» можуть бути пригнічені після спрацювання кінцевих вимикачів випуску шасі та закрилків відповідно. Справжня висота, де забороняється сигналізація при зниженні ПС, дорівнює 15м.

При отриманні попереджень у цьому режимі екіпаж ПС повинен негайно припинити зниження, виводячи ПС зі зниження з перевантаженням не менше 1,3 д, при необхідності - збільшити режим роботи двигунів. При отриманні сигналу "Низько, шасі" випустити шасі, а при отриманні сигналу "Низько, закрилки" випустити закрилки в посадкове положення. Оцінити ситуацію щодо поверхні землі та віддалення від ЗПС, враховуючи час, необхідний для випуску шасі та/або закрилків. При необхідності виконати догляд на друге коло.

Режим 5 «Надмірне зниження нижче за глісаду»

Для функціонування режиму використовується інформація про справжню висоту від радіовисотоміра, про відхилення вниз від глісади радіомаячної системи (РМС) посадки, про відхилення від курсової зони РМС посадки, про вибраний курс ЗПС, про шляховий кут ВС. Крім того, використовуються сигнали про випуск шасі, про вибір зворотного курсу радіомаячної системи ILS, сигнал блокування режиму - «ГЛІСАДА ЗАБОРОНА».

Режим активний при заході на посадку за радіомаячною системою ILS (або MLS) з прямим курсом та випущеним шасі. Режим може бути заблокований вручну або автоматично при заході зі зворотним курсом, при прибраному шасі,

при відхиленні ПС від курсової зони РМС у будь-яку сторону більш ніж на 3 точки, а також при відмінні фактичного дорожнього кута від заданого магнітного дорожнього кута ЗПС більш ніж на 90° .

При цьому формуються попередження екіпажу ПС, якщо є надмірне зниження нижче за траєкторію глісади. Сигналізація «Глісада» формується, коли справжня висота по радіовисотоміру та відхилення від глісади, визначене бортовим обладнанням радіосистеми посадки, знаходяться всередині однієї з двох областей, показаних на рис. 1.9.

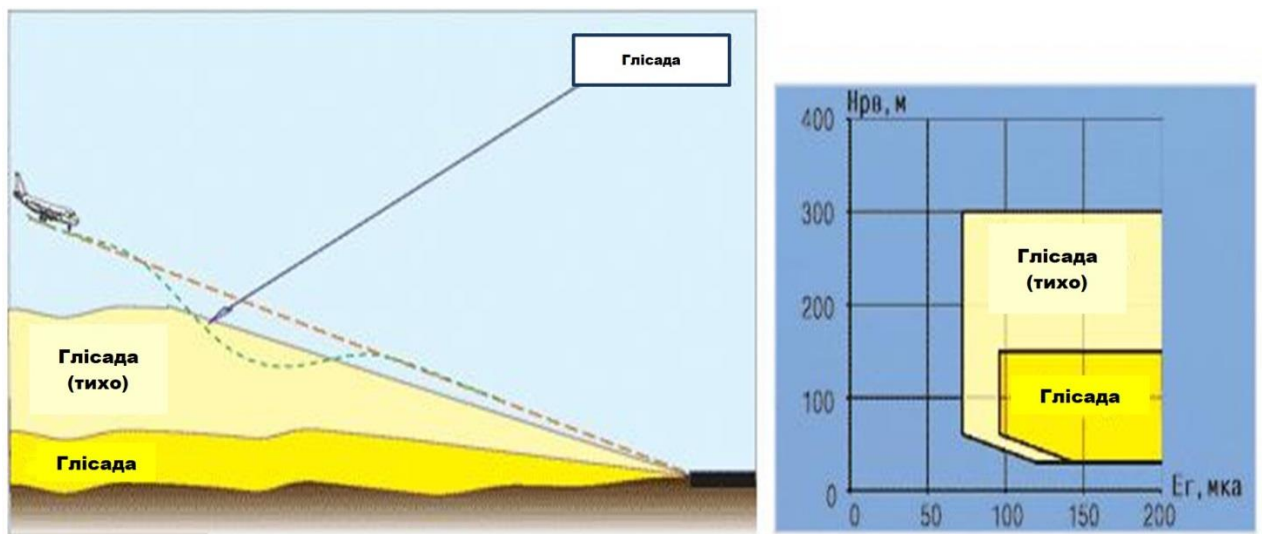


Рис.1.9. Режим 5 «Надмірне зниження нижче за глісаду»

Коли формується сигналізація "Глісада", починає світитися відповідний світлосигналізатор і видається звукове попередження "Глісада". Це попередження має нормальний рівень звуку, коли справжня висота і відхилення від глісади знаходяться всередині сигналізації, позначеної на рис. 2.9 бурштиновим кольором, і рівень звуку знижується на 6 дБ, коли зазначені параметри знаходяться всередині світло-жовтої області сигналізації. Звукове попередження «Глісада» повторюється голосно і частіше при збільшенні відхилення від глісади та/або зменшенні справжньої висоти. Сигналізація "Глісада" видається до тих пір, поки ці параметри знаходяться всередині однієї з двох областей сигналізації режиму.

Режим 5 може бути заблокований вручну екіпажем до виконання заходу на посадку вимикачем «ГЛІСАДА ЗАБОРОНА» або автоматично, якщо існує одна з наступних умов:

- відхилення фактичного колійного кута ПС від заданого магнітного колійного кута ЗПС більше 90°;
- відхилення ПС від курсової зони РМС більш ніж на ± 3 точки;
- шасі прибрано;
- обраний зворотний курс системи посадки ILS.

При отриманні попереджень у цьому режимі екіпаж ПС повинен негайно відновити режим зниження по глісаді, для чого вжити коригуючих дій щодо повернення ПС на лінію глісади. Необхідно також оцінити ситуацію щодо поверхні землі (проконтролювати величину відхилення від глісади, справжню висоту та вертикальну швидкість), при малому значенні висоти та неприпустимому відхиленні від лінії глісади виконати вихід на друге коло.

Режим 6 "Перевірка відносної барометричної висоти"

Цей режим призначений для генерування звукового сигналу, якщо є значна різниця між показаннями радіовисотоміра та відносною барометричною висотою.

Така різниця може виникнути, якщо невірно встановлено еталонний барометричний тиск або якщо радіовисотомір несправний. Цей режим працює як при використанні системи QFE (де на барометричний висотомір подається тиск на рівні аеродрому), так і при використанні системи QNH (де на барометричний висотомір подається тиск на рівні моря).

При використанні системи QNH барометрична висота коригується на перевищення аеродрому. Цей режим активний лише тоді, коли шасі та закрилки знаходяться в посадковому положенні. Підсвічується жовтий індикатор «GROUND» і звучить голосове повідомлення «CHECK ELEVATION» (ПЕРЕВІРТЕ ВИСОТУ).

Для його функціонування використовується інформація про справжню висоту від радіовисотоміра, відносна барометрична висота, виміряна за атмосферним тиском на аеродромі (QFE), сигнал включення системи відліку барометричної висоти QFE. Режим активний лише при заході на посадку з використанням системи відліку відносної барометричної висоти QFE.

У цьому режимі формується попереджувальна сигналізація в тому випадку, якщо виявлено неприпустиму різницю між істинною висотою та відносною

барометричною висотою, викликане, наприклад, помилковою установкою рівня відліку тиску. Область сигналізації режиму 6 представлена на рис. 1.10.

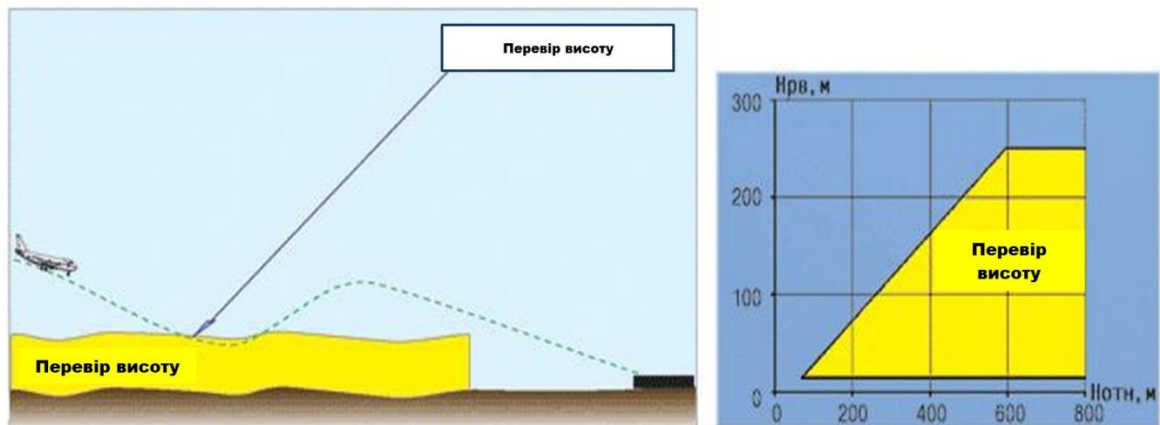


Рис.1.10. Режим 6 "Перевірка відносної барометричної висоти"

При знаходженні аналізованих параметрів області, позначеної на рис. 1.10 жовтим кольором починає світитися жовтий світлосигналізатор «Земля» і видається звукове попередження «Перевір висоту».

При отриманні попереджень у цьому режимі екіпаж ПС повинен негайно перевірити правильність встановлення рівня атмосферного тиску на аеродромі посадки – QFE. Оцінити ситуацію щодо поверхні землі: проконтролювати справжню висоту ПС, вертикальну швидкість та віддалення від ЗПС. При малому значенні висоти та віддалення виконати захід на друге коло.

Режим 7 «Оцінка рельєфу місцевості у напрямку польоту»

Режим використовується для порівняння перевищення елементів підстилаючої поверхні землі та штучних перешкод з висотою ПС у межах області сигналізації, обмеженої:

- Розрахунковою дальністю вздовж спрогнозованої траєкторії польоту;
- Зоною обліку перешкод з обох боків від траєкторії польоту;
- Запасом по висоті.

Форма та розміри області сигналізації (рис. 1.11) залежать від етапу польоту ПС, шляхової швидкості польоту, кутів просторової орієнтації ПС, а також від характеристик точності даних, що використовуються.

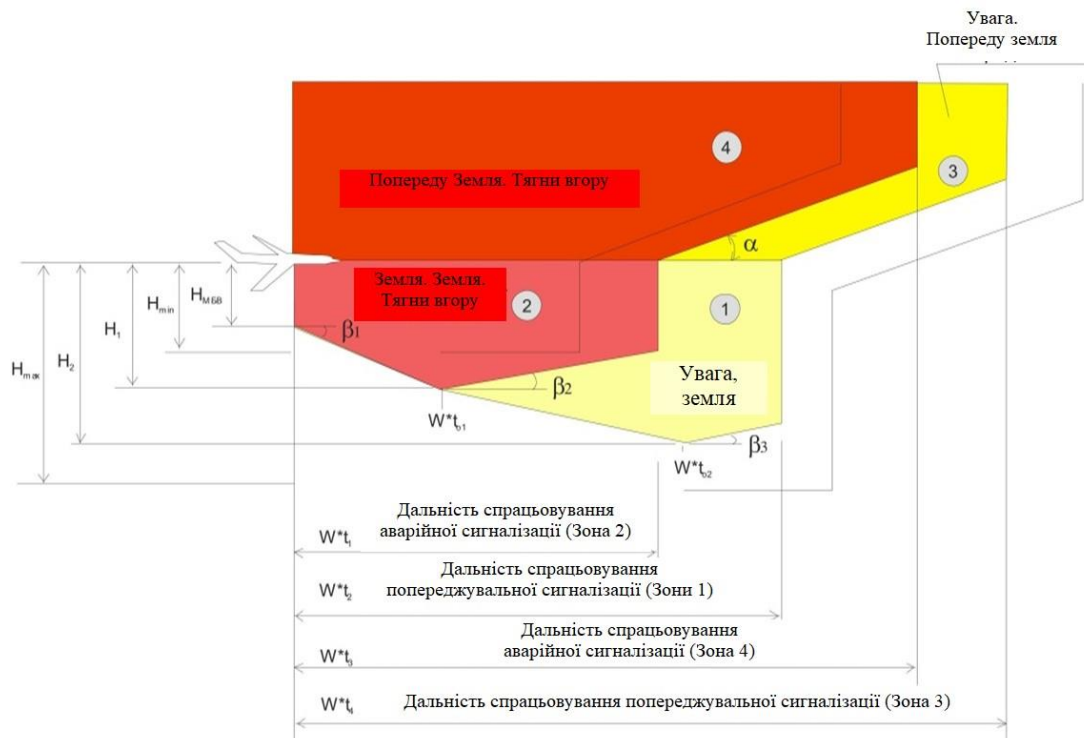


Рис.1.11. Межі сигналізації Режиму 7

Для функціонування режиму 7 використовується інформація про поточні значення географічних координат ПС (широта, довгота, геодезична висота) та сигнал цілісності даних RAIM від супутникової системи навігації GNSS. Використовується також інформація про справжню висоту від радіовисотоміра, про колійну швидкість, колійний вугілля, про вертикальний вугілля траєкторії, вугілля крену, про вертикальну швидкість, а також про посадкову конфігурацію ПС.

Необхідною умовою функціонування режиму 7 є використання цифрових даних про рельєф земної поверхні та перешкоди в районі польоту. Деякі модифікації системи EGPWS використовують інформацію про аеродинамічні характеристики ПС, що визначають його скоропідйомність, інформацію про поточне значення ваги ПС, температуру зовнішнього повітря та наявність сигналу відмови двигуна.

Дані про перевищення елементів підстиляючої земної поверхні та штучних перешкод беруться з цифрової бази даних, що регулярно оновлюється, про підстиляючу поверхню та штучні перешкоди.

Режим активний всіх етапах польоту. Складова частина системи - модуль попередження зіткнень із землею GCAM реалізує функцію оцінки рельєфу

місцевості за напрямом польоту. Він безперервно визначає співвідношення прогнозованої траєкторії польоту ПС і рельєфу земної поверхні, а також штучних перешкод і заздалегідь видає екіпажу попередження про близькість землі та рекомендації щодо уникнення зіткнення, найчастіше шляхом набору висоти.

У обчислювальному пристрої системи відповідно до перерахованих вимог для режиму 7 розраховується область сигналізації - «віртуальний бампер».

Область сигналізації розбивається на 4 зони. При розвороті ПС область сигналізації викривляється у бік розвороту залежно від величини кута нахилу ПС або розширюється. Величина кута додаткового розширення зони сигналізації у бік розвороту залежить від кутової швидкості розвороту. На кожен градус кутової швидкості (с) припадає 10° збільшення кута (Д). Максимально можливе значення цього кута становить 30° .

При попаданні елементів підстилаючої поверхні або інших перешкод із цифрової бази даних в зону 1 або 3 області сигналізації виробляється сигнал включення жовтого світлосигналізатора «Земля». При цьому видається мовленнєве попередження «Попереду земля».

При попаданні елементів підстилаючої поверхні або перешкод з тієї ж бази даних в зону 2 або 4 області сигналізації видається сигнал на включення червоного світлосигналізатора «Небезпечно земля» та видається мовна рекомендація «Попереду земля. Тягни вгору».

Моменти часу, коли формуються попередження та рекомендації, можуть змінюватись в залежності від характеру рельєфу земної поверхні, поточної траєкторії польоту та характеристик ПС, що визначають його можливості по набору висоти. Наприклад, попередження буде формуватися раніше:

- Для більш крутої та високої гори, ніж для менш високої;
- Для ПС, яке знижується, ніж для ПС, що летить горизонтально;
- Якщо характеристики ПС по набору висоти погіршилися або обмежені.

Режим 8 "Передчасне зниження в районі аеродрому при заході без РМС".

Цей режим використовується для порівняння перевищення елементів підстилаючої поверхні землі та штучних перешкод з висотою ПС у межах

аеродромної зони. Він активний при зниженні та заході на посадку без використання точних радіомаячних систем посадки незалежно від конфігурації ПС.

Для функціонування режиму 8 використовується інформація про поточні значення географічних координат ПС (широта, довгота) та сигнал цілісності даних RAIM від супутникової системи навігації GNSS. Використовується також інформація про справжню висоту від радіовисотоміра. Необхідною умовою функціонування режиму 8 є використання цифрових даних про ЗПС - їх довжину, перевищення, географічні координати контрольної точки. За цією інформацією визначається видалення ЗС від центру ЗПС. Максимальне віддалення має бути не менше 40км. База даних з аеродромів оновлюється відповідно до циклів AIREC, тобто кожні 28 днів. База містить дані з аеродромів, що мають ЗПС з твердим покриттям і довжиною понад 1150 м. (рис. 1.12)

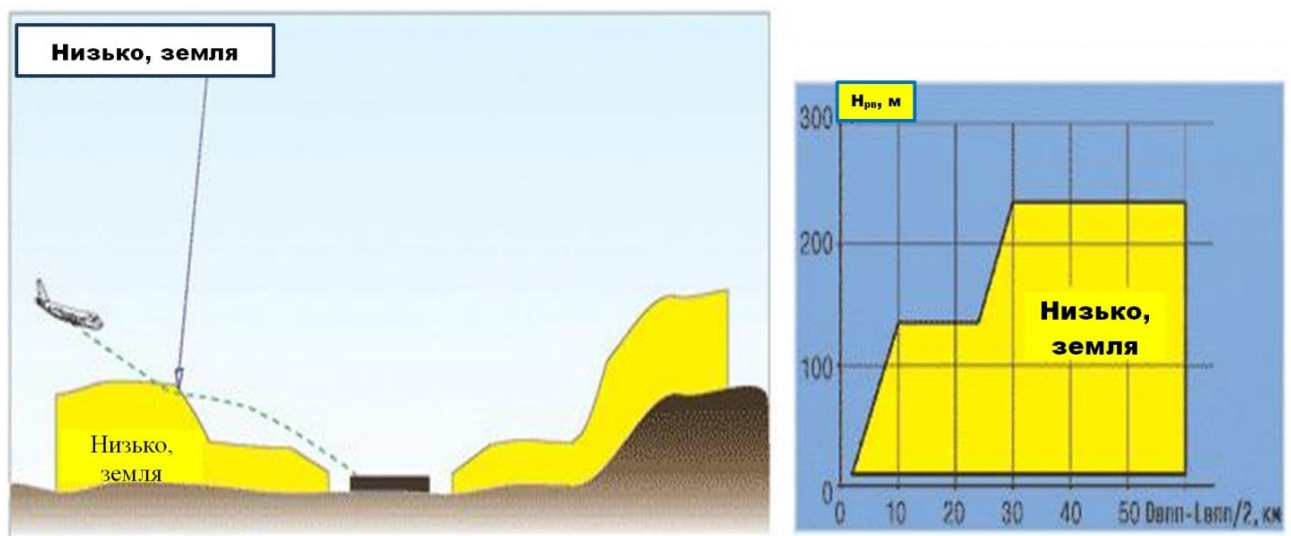


Рис.1.12. Режим 8 "Передчасне зниження в районі аеродрому".

У цьому режимі обчислювальний пристрій EGPWS, використовуючи інформацію про поточне місцезнаходження ПС від супутникової системи навігації та відлік справжньої висоти від радіовисотоміра, порівнює поточну висоту з мінімальною допустимою межею.

Земна поверхня в районі аеродрому має складну форму, особливо в гірській місцевості. Інформація про перевищення елементів поверхні та штучних перешкод, а також їх розташування щодо ЗПС міститься в базі цифрових даних і

може бути використана обчислювальним пристроєм системи EGPWS. Таким чином, створюється віртуальна захисна область навколо кожної ЗПС.

Коли режим 8 формує сигнал "Низько, земля", починає світитися жовтий світлосигналізатор "Земля" і видається звукове попередження "Низько, земля". Сигналізація «Низько, земля» видається до того часу, поки зазначені параметри польоту ПС перебувають у межах відповідної області сигналізації.

При отриманні попереджень у цьому режимі екіпаж повинен негайно припинити зниження, виводячи НД зі зниження з перевантаженням не менше 1,3 д, за необхідності збільшити режим роботи двигунів. Оцінити ситуацію щодо поверхні землі – проконтролювати справжню висоту та вертикальну швидкість. Після повернення в безпечну ситуацію екіпаж має проінформувати диспетчера УПР про зміну параметрів польоту.

Підрезим 8.1 - Попередження про недостатню висоту.

Цей режим (Рис. 1.13) перевіряє, чи не знаходиться літак небезпечно нижче дозволеної траєкторії заходження на посадку (порівнюючи поточну істинну висоту з висотою, дозволеною на поточній відстані від порогу ЗПС). Якщо літак потрапляє в зону тривоги, активується жовтий індикатор «GROUND» і періодично видається повідомлення «Low Ground».

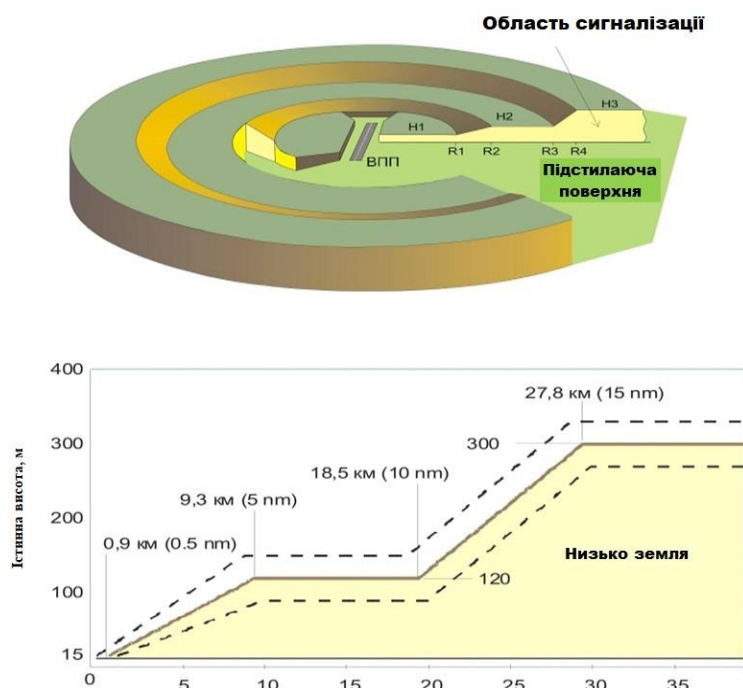


Рис.1.13. Межі попереджувальної сигналізації підрезиму 8.1

Підрежим 8.2 - попередження про недостатню висоту над порогом ЗПС.

У гірській місцевості виліт за ЗПС може бути більшим, ніж перевищення рельєфу під траєкторією заходу на посадку (Рис. 1.14). У таких випадках індикація висоти на радіовисотомірі може бути більшою, але літак буде знаходитися нижче вильоту ЗПС. Використання межі режиму перевірки істинної висоти не дасть нормальних результатів. У таких ситуаціях для генерування тривоги використовується режим перевірки порогу ЗПС.

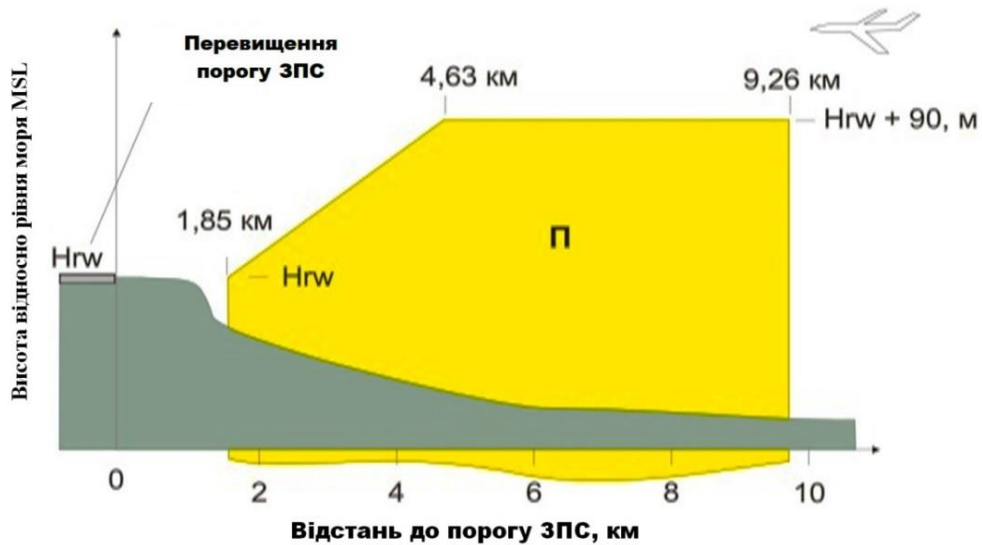


Рис.1.14. Підрежим 8.2 Попередження про недостатню висоту над порогом ЗПС.

У зоні тривоги система генерує попереджувальний сигнал тривоги: загоряється жовтий індикатор «GROUND» і періодично видається повідомлення «Low Ground» («Низька земля»). Якщо параметр літака знаходиться в зоні тривоги, видається звукове повідомлення «Low ground» і попереджувальний світловий сигнал.

З цієї причини багато сучасних систем попередження про зближення з землею також включають базу даних рельєфу місцевості. У цих системах зображення рельєфу, синтезоване на основі бази даних, використовується не для навігації, а для попередження пілота про небезпеку зіткнення з землею. По суті, на екрані не відображається карта з усіма деталями земної поверхні, а лише висоти, в межах яких може літати літак. Коли літак піднімається на більшу висоту, зображення місцевості зникає. Системи EGPWS іноді містять базу даних не тільки про рельєф місцевості, але й про високі перешкоди, такі як хмарочоси, радіощогли та вежі. У цьому випадку вони також відображаються на карті.

Інформація EGPWS відображається на польотному та навігаційному індикаторах пілота (Рис. 1.15). На дисплеї пілота інформація відображається у вигляді «вікна», при цьому лінія горизонту є ламаною лінією, яка повторює рельєф місцевості, а не прямою лінією, як на звичайному авіагоризонті. На це зображення накладаються звичайні символи пілотажного формату, такі як шкали, цифрові лічильники, піктограми і текст. Навігаційний дисплей показує ділянки земної поверхні, які є небезпечними на даній висоті польоту.

На дисплеї відображаються лише ті елементи поверхні, перевищення яких більше, ніж граничне значення Н_{ПС}-600м. Цей режим відображення стандартний для завчасної оцінки ступеня небезпеки окремих ділянок земної поверхні в напрямку польоту. У чорний колір забарвлюються всі ділянки місцевості, перевищення яких менше, ніж те саме граничне значення висоти. На етапі крейсерського польоту весь екран буде чорним.

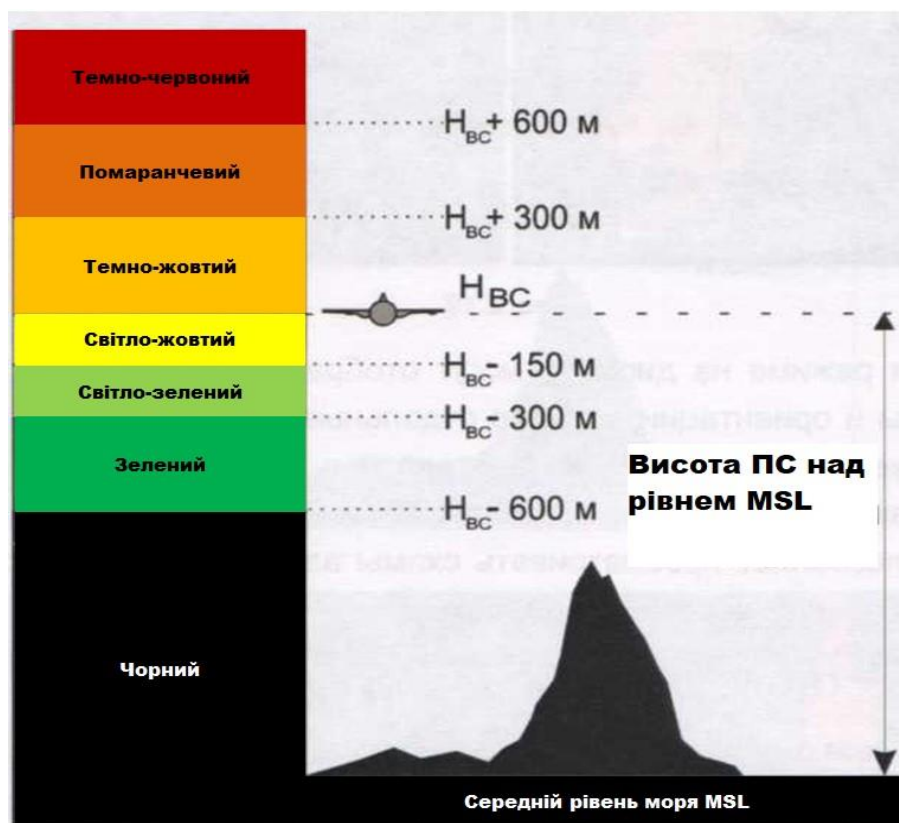


Рис.1.15. Відображення абсолютних висот

Крім рельєфу, на дисплеї можуть відображатися:

- тексти мовних попереджень і рекомендацій, що видаються системою;

- забарвлені у відповідний колір ділянки рельєфу місцевості, що викликали сигналізацію в режимі 7;
- цифрові значення максимальної та мінімальної висот ділянок рельєфу, що відображаються при вибраному масштабі відображення.

При індикації в режимі абсолютних висот на дисплеї відображаються всі елементи підстилаючої поверхні.

Елементи рельєфу, що розташовуються по відношенню до висоти польоту ПС в діапазоні ± 600 м, відображаються аналогічно до стандартного режиму. Безпечні елементи рельєфу, висота яких нижча за поточну ортометричну висоту НД більш ніж на 600 м, індикуються градаціями зеленого кольору. Рівень моря відображається блакитним кольором.

Ступінь небезпеки позначається кольором ділянки:

- Червоний - перешкода знаходиться прямо перед вами на висоті, що перевищує вашу поточну висоту польоту;
- Жовтий - та сама перешкода знаходиться поза курсом і на меншій висоті, ніж літак; або
- Зелений або сірий - висота місцевості нижча за поточну висоту польоту, але її слід враховувати;
- Поверхні, що знаходяться значно нижче висоти польоту, взагалі не кодуються.

Таким чином, польоти на малих висотах є найбільш небезпечними з точки зору часу, необхідного для виправлення помилок маневрування, а використання систем запобігання зіткненню з землею допомагає екіпажу виправити ці помилки, збільшуючи час, доступний для прийняття правильних рішень. Крім того, функція прогнозування заздалегідь попереджає екіпаж про будь-які зміни на місцевості. Однак математичний розрахунок фактичної висоти в прогнозованій точці траєкторії польоту може бути схильний до помилок через помилки у визначенні положення літака та в базі даних рельєфу місцевості. Тому системи попередження зіткнення з землею повинні бути оснащені додатковими датчиками для безпосереднього виявлення змін рельєфу місцевості в напрямку польоту.

РОЗДІЛ 2

СИСТЕМИ ПОПЕРЕДЖЕННЯ НАБЛИЖЕННЯ ЗЕМЛІ СУЧАСНИХ ЛІТАКІВ

Системи запобігання зіткненню з землею відповідають всім технічним параметрам повітряного судна і призначені для експлуатації на всіх типах повітряних суден, включаючи комерційні літаки, приватні літаки і вертольоти різного призначення. Сучасні системи попередження зіткнення із землею є системами другого покоління.

Всі попередження екіпажу про небезпеку зіткнення із землею або іншими перешкодами при русі повітряного судна в районі аеродрому або на злітно-посадковій смузі передаються за допомогою візуальних і звукових сигналів: ССОС, СППЗ-1, СППЗ-85, СРППЗ-2000, ТТА-12/ТТА-12Н обладнання та іноземне обладнання типу GPWS, EGPWS та ТАWS/НТАWS.

2.1 Система раннього попередження про наближення землі літака Ан-148

Система СРППЗ-2000 [3] при взаємодії з бортовим радіоелектронним обладнанням літака призначена для попередження екіпажу про можливе потрапляння в ситуацію, розвиток якої може призвести до ненавмисного зіткнення літака із земною або водною поверхнею[4]. А також для раннього попередження за наявності небезпеки в напрямку польоту та в разі передчасного зниження.

Попередження здійснюється шляхом видачі мовної та світлової сигналізації, а також шляхом формування візуальної інформації про характер підстильної поверхні на МФІ на основі електронних баз даних рельєфу земної поверхні та штучних перешкод та аеродромів у напрямку польоту.

Сигналізація попередження видається в таких режимах:

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

- втрати барометричної висоти під час зльоту або під час виходу на друге коло (режим 3);
- польоту поблизу земної поверхні із закрилками не в посадковій конфігурації або з невипущеним шасі (режим 4);
- надмірного відхилення вниз від радіотехнічної глісади понад установлене порогове значення під час посадки (режим 5);
- досягнення встановленого порогового значення різниці між відносною барометричною і геометричною висотою (режим 6);
- у разі проходження низки заздалегідь визначених значень висот у процесі заходу на посадку (режим 8) - видавання мовних повідомлень;
- у разі перевищення порогових значень крену на маршруті та під час заходу на посадку (режим 9);
- за наявності небезпеки в напрямку польоту (раннє попередження);
- у разі передчасного зниження.

Блок СРППЗ-2000 є конструктивно і функціонально закінченим пристроєм, який виконує всі функції системи СРППЗ, збирає інформацію від сполучених систем, обробляє, перетворює її і видає екіпажу сигнали попередження.

На лицьовій панелі блока встановлено: тримач запобіжника; з'єднувач, призначений для підключення, за необхідності, до ПЕОМ для проведення діагностики СРППЗ; два світлодіоди «Контр. 1", »Контр. 2", закриті лінзами.

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

Структурну схему СРППЗ наведено на рис. 2.1.

Джерела вхідної інформації системи:

- радіовисотомір А-053 - видає в систему сигнал радіовисоти і сигнал своєї справності;
- система ІКВШП - видає в систему сигнали відносної ($H_{відн}$) і абсолютної ($H_{абс}$) барометричної висоти, приладової швидкості ($V_{пр}$), вертикальної швидкості (V_y), сигнал α КР і сигнали своєї справності;

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

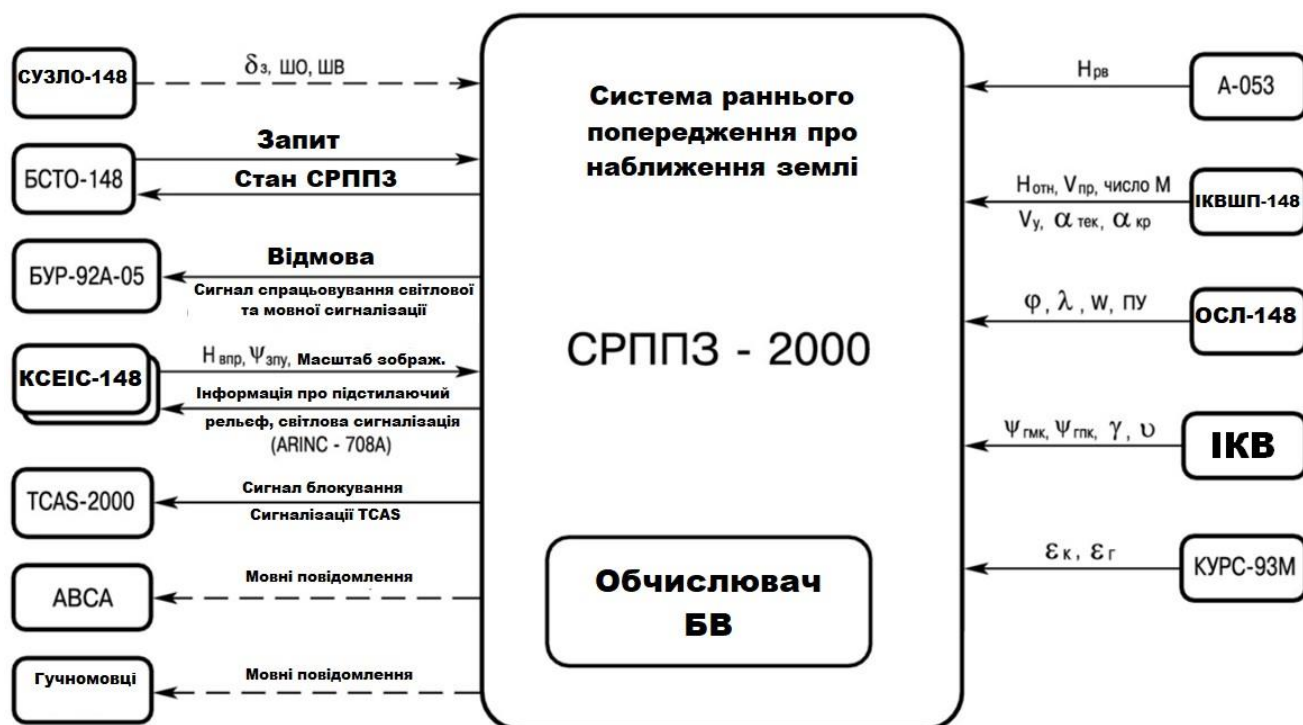


Рис.2.1. Структурна схема СРППЗ літака Ан-148

Сигнали з датчиків вхідної інформації аналізуються в СРППЗ. У разі надходження вхідних сигналів, що відповідають небезпечним ситуаціям, в обчислювачі (ОВ) формуються сигнали про небезпеку, які надходять у КСЕІС, у систему внутрішнього зв'язку і в бортовий реєстратор.

Сигнал α_{KP} від ІКВШП призначений для блокування світлової та мовної сигналізації СРППЗ у польоті, причому візуальна інформація на БФІ залишається.

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

Перед повідомленням «ТЯГНИ ВГОРУ» завжди видаються два звукові сигнали «вуп» змінної тональності та гучності. У разі одночасного надходження

двох і більше команд видається команда, що має вищий пріоритет. Електроживлення СРППЗ здійснюється постійним струмом напругою 27В від шини Ш1 лівого РУ 27В через автомат захисту СРППЗ.

Органи керування та контролю СРППЗ показано на рис. 2.2. Призначення органів управління та контролю СРППЗ наведено у таблиці 2.1

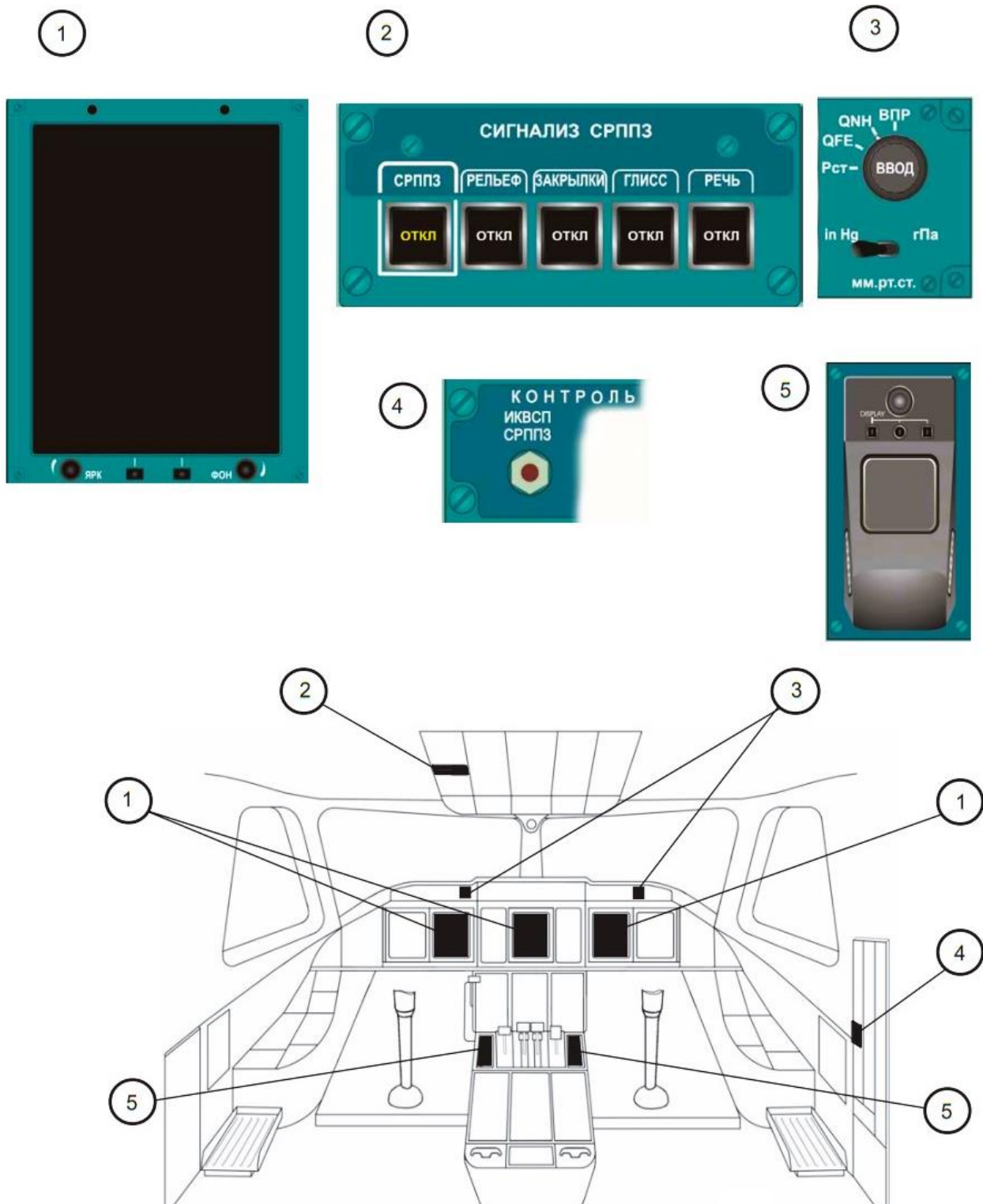


Рис.2.2. органи управления та контролю СРППЗ

Призначення органів управління та контролю СРППЗ

Органи управління і контролю	Функціональне призначення
Верхній пульт <u>Щиток «Сигнализ СРППЗ»</u>	
Кнопки-табло: "СРППЗ" "РЕЛЬЄФ" "ЗАКРИЛКИ" "ГЛІС" "РЕЧЬ"	Увімкнення/вимкнення СРППЗ Відключення режиму раннього попередження наближення землі та ПСВ Вимкнення сигналізації "НИЗЬКО ЗАКРИЛКИ" Вимкнення попереджувальної сигналізації "НИЖЧЕ ГЛІСАДИ" Відключення сигналів СРППЗ у СПУ
<u>Пульт передпольотної підготовки</u>	
Кнопка "КОНТРОЛЬ ІКВСП, СРППЗ"	Перевірка СРППЗ у режимі тест-контроль
<u>Піддашок приладної дошки</u>	
ПУІ № 1, 2 системи КСЕІС	Виставка виду та величини барометричного тиску
<u>Приладна дошка</u>	
Індикатори КСЕІС (КПІ, БФІ, КІСС)	Відображення пілотажної інформації та видача текстів аварійних, попереджувальних та попереджувальних сигналів з рекомендаціями щодо парування небезпечних ситуацій, що виникли.
<u>Центральний пульт</u>	
Пристрій керування курсором СС-800 (УУК)	Виставка заданого барометричного тиску

База даних

База даних СРППЗ містить:

- дані про рельєф земної поверхні;
- дані про штучні перешкоди;
- дані про аеродроми.

Регулярному оновленню підлягає база даних аеропортів (періодичність один раз на 28 днів) і база даних штучних перешкод (періодичність раз на три місяці).

Оновлення баз даних рельєфу земної поверхні проводиться в міру надходження змін або при зміні регіону польотів.

Оновлення баз даних рельєфу земної поверхні проводиться в міру надходження змін або при зміні регіону польотів. Служба авіакомпанії, відповідальна за аеронавігаційне забезпечення польотів, повідомляється «АТЗТ УКРНДІРА» (далі - Розробником виробу) після кожного їх оновлення (електронною поштою та на сайті «АТЗТ УКРНДІРА»).

Оновлення всіх баз даних може проводитися як самим Експлуатантом, так і Розробником виробу. Процедура оновлення баз даних через Інтернет або з використанням CD-дисків викладено в інструкції з оновлення баз даних безпосередньо на сайті «АТЗТ УКРНДІРА».

Робота СРППЗ-2000

Сигнали з датчиків первинної інформації аналізуються в обчислювачі. При значеннях вхідних сигналів, що відповідають небезпечним ситуаціям, в обчислювачі формуються сигнали небезпеки, що надходять до СПУ, на табло і в бортовий реєстратор.

Вбудовані засоби контролю системи забезпечують:

- формування сигналу СПРАВНІСТЬ СРППЗ;
- блокування сигналу попередження за відсутності справності СРППЗ;
- проведення передпольотної перевірки без застосування контрольної-перевірочної апаратури.

Перевірка системи здійснюється кнопкою «КОНТРОЛЬ ІКВШП, СРППЗ» на правому пульта передпольотної підготовки.

Відображення пілотажної інформації на БФІ показано на рис. 2.3 та 2.4.

На рис. 2.3 (Кадр MAP + TAWS" (абсолютні висоти)) відображається:

- максимальна і мінімальна висота підстилаючої поверхні;
- графічна інформація про підстилаючу поверхню за напрямком польоту в обраному масштабі, закодована кольором залежно від висоти літака над рельєфом (висота літака більша за висоту підстилаючої поверхні);
- стилізоване зображення літака (ніс літака позначає поточне місце розташування ПС);

2.2 Система попередження приближення землі (GPWS) літака Boeing-737

Система попередження про наближення до землі (GPWS) попереджає екіпаж про небезпечний стан, коли літак наближається до землі. Вона також попереджає про умови вітрового зсуву (рис. 2.5) [17].

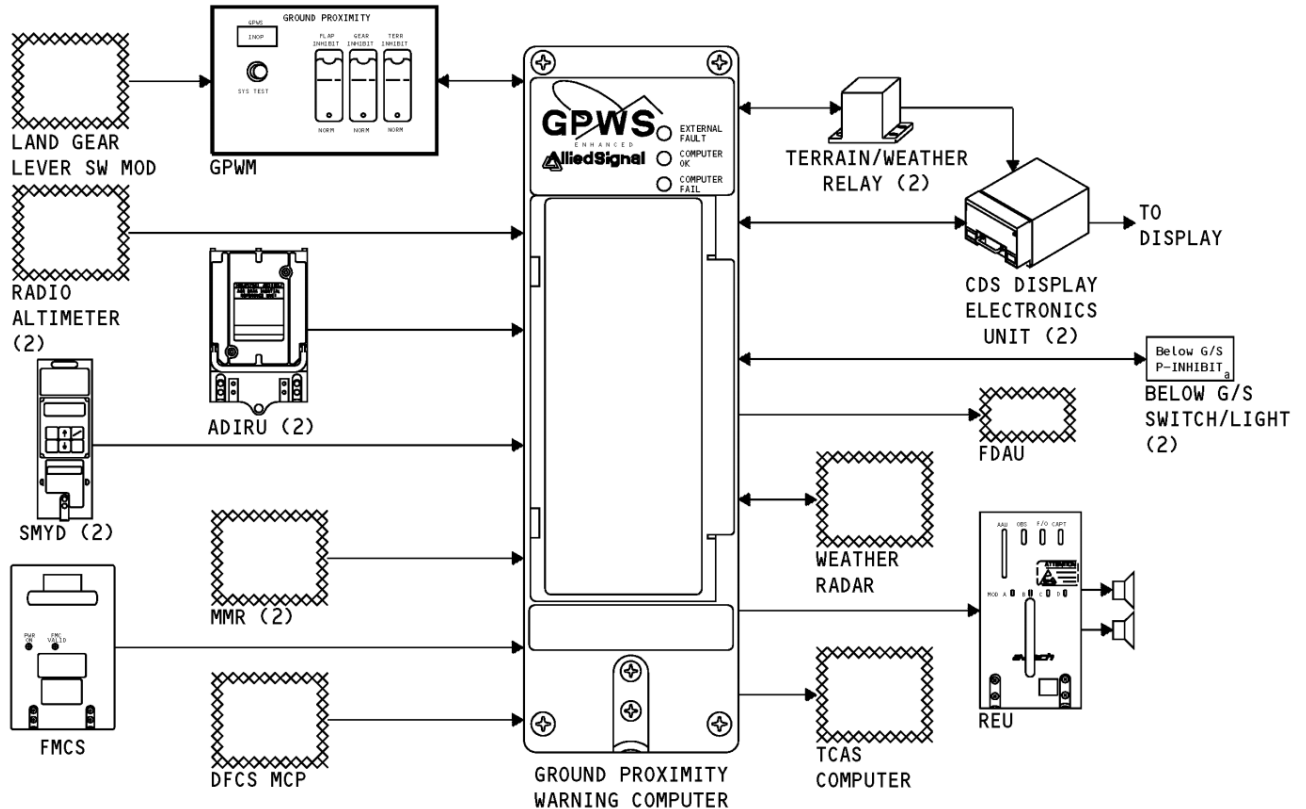


Рис.2.5. Структурна схема GPWS

GPWS використовує глобальну систему позиціонування (GPS) і завантажені на диск бази даних програмного забезпечення, щоб надати екіпажу кращу обізнаність про місцевість. Це досягається шляхом відображення детальної інформації про місцевість навколо літака. GPWS також попереджає екіпаж про передчасне зниження.

Система GPWS використовує звукові повідомлення, світлові сигнали та дисплеї для оповіщення в кабіні екіпажу.

Режими роботи GPWS

- 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
- Режим 5 - Занадто велике відхилення під глісадою
- Режим 6 - Звукові оповіщення, коли літак знижується через вибрані радіовисоти
- Режим 7 - Попередження про вітровий зсув.

На додаток до режимів 1-7 GPWS, використовуються ці дві додаткові функції:

- Мінімальна висота - раннє зниження при заході на посадку
- Відображення рельєфу місцевості.

Розташування компонентів системи GPWS у кабіні екіпажу (рис. 2.6)

- Дисплеї КПС і другого пілота
- Панелі управління EFIS КПС і другого пілота

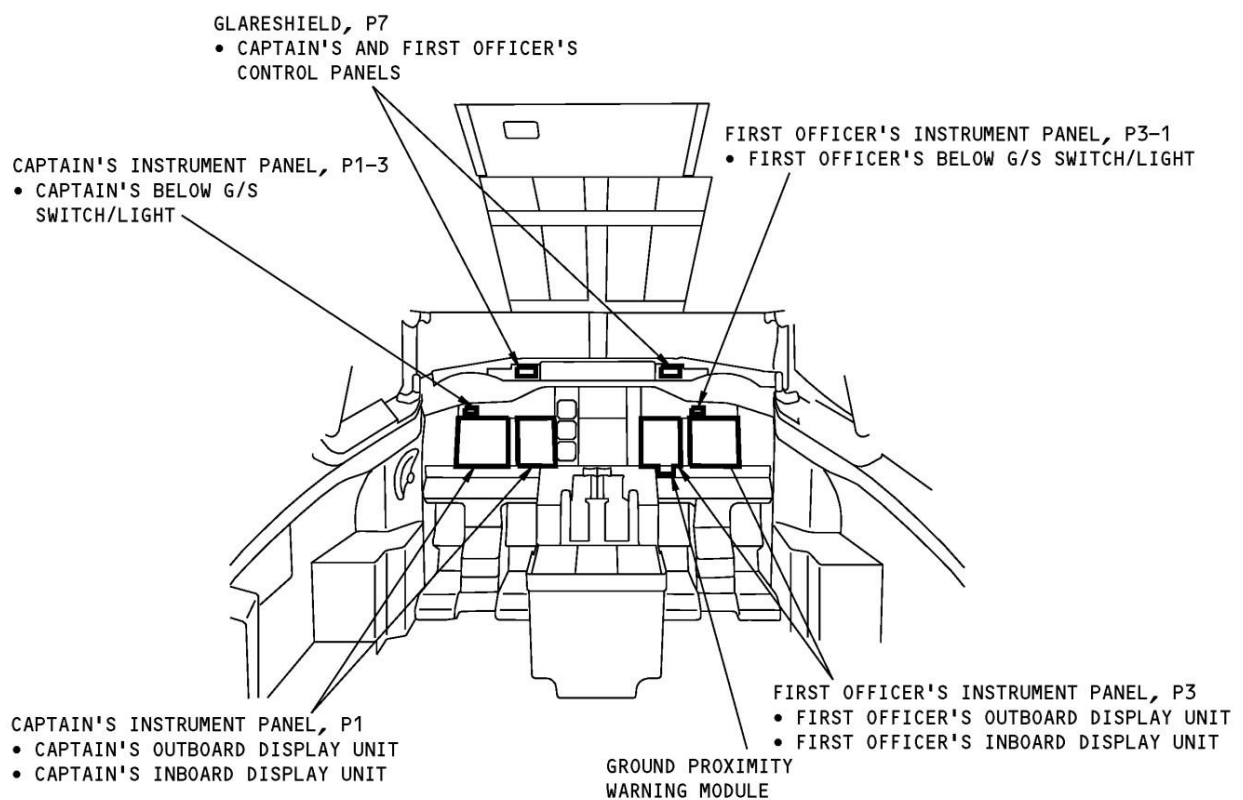


Рис.2.6. Органи управління та контролю GPWS

Комп'ютер попередження про наближення до землі (GPWC) і модуль перемикача програм GPWS знаходяться у відсіку електронного обладнання.

Схема периферійних зв'язків GPWS представлена на рис.2.7

Комп'ютер попередження про наближення до землі (GPWC) отримує живлення 115В змінного струму від автоматичного вимикача GND PROX WARN.

Метеорологічні реле місцевості отримують 28В постійного струму від автоматичного вимикача TERRAIN DISPLAY на панелі автоматичних вимикачів.

GPWC забезпечує дискретне заземлення (вибір місцевості) для живлення метеорологічних реле місцевості. Цей дискретний сигнал подає живлення на реле TERR/WXR для підключення GPWC до DEU, щоб дані про місцевість відображалися на навігаційних дисплеях.

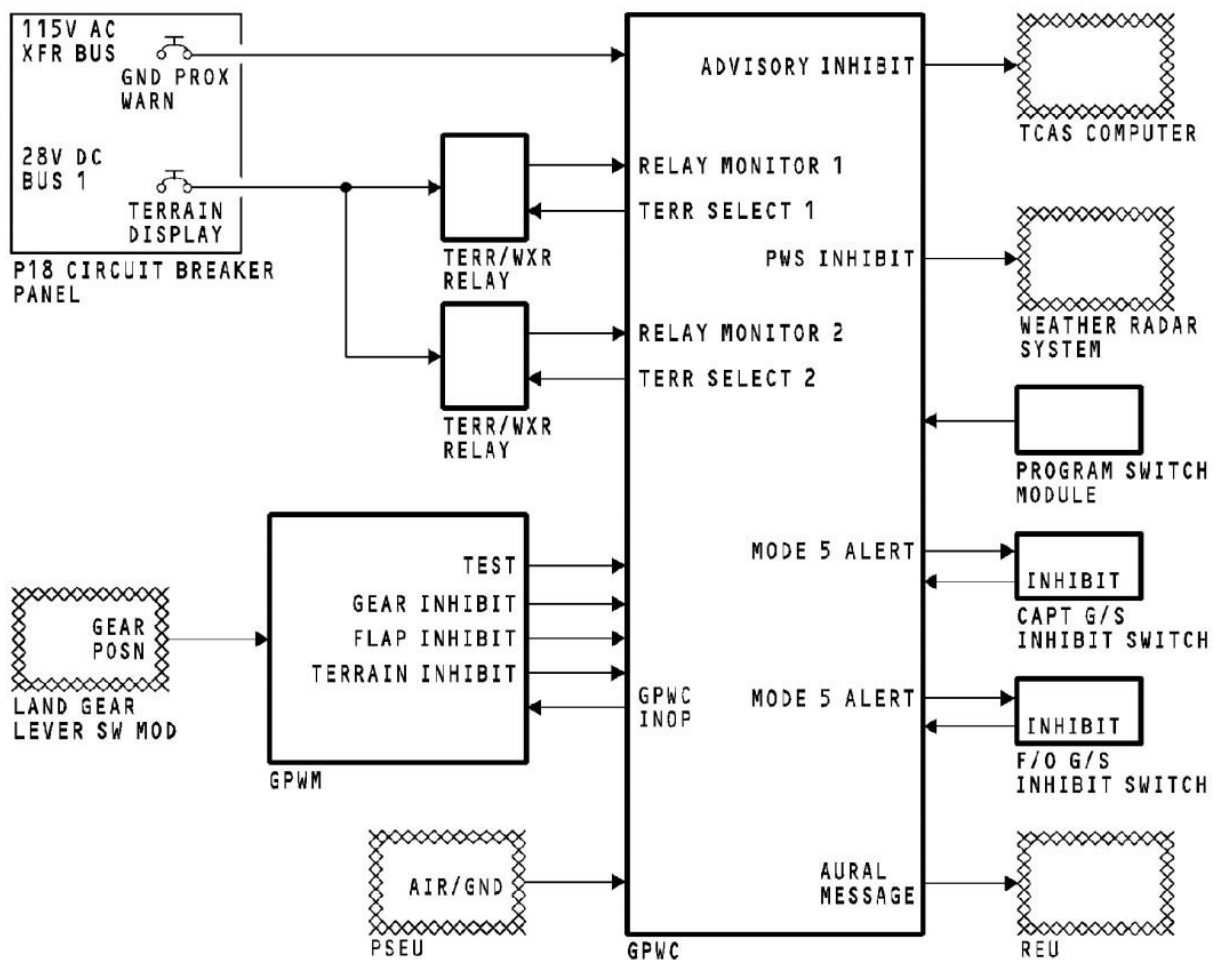


Рис.2.7. Схема зв'язків GPWS.

Дискретність вибору рельєфу можна встановити вручну за допомогою перемикача TERR на панелі керування EFIS або автоматично за допомогою спливаючої функції. Функція спливаючих вікон дозволяє автоматично відображати дані про рельєф на навігаційних дисплеях, коли з'являється застереження або попередження про рельєф місцевості.

Ця функція спрацьовує лише тоді, коли на обох навігаційних дисплеях не відображаються дані про місцевість.

Положення важеля шасі від модуля перемикача надходить на перемикач блокування передачі в модулі попередження про наближення до землі (GPWM). GPWM надсилає дискретне значення положення шасі до GPWC.

Перемикач блокування шасі в положенні блокування надсилає дискретний сигнал до GPWC, який імітує випущене положення шасі. GPWC використовує положення шасі для режимів 2 – 5.

Коли перемикач блокування закрилків на GPWM знаходиться в положенні блокування, дискретний сигнал блокування закрилків надходить до GPWC. Це імітує положення посадки закрилків в GPWC.

Дискретний сигнал заборони рельєфу GPWM запобігає розширеній функції GPWS. Дискретність не впливає на роботу режимів з 1 по 7. Заблоковані наступні елементи:

- Попередження про рельєф місцевості
- Попередження про місцевість
- Відображення місцевості
- Звукові повідомлення про місцевість.

GPWM також надсилає тестовий дискретний сигнал до GPWC для запуску самотестування.

GPWC надсилає дискретний сигнал INOP GPWC до модуля керування GPW, щоб увімкнути жовтогарячий індикатор INOP.

PSEU надсилає дискретні дані повітря/земля до GPWC для логіки роботи в повітрі. Ця логіка використовується в цих режимах:

- Режим 2
- Режим 3
- Режим 4.
- Заборона самотестування в повітрі
- Підрахунок етапів польоту.

GPWC надсилає дискретний сигнал заборони на комп'ютер TCAS, коли GPWC має більш пріоритетний сигнал тривоги. Цей дискретний сигнал блокує звукові повідомлення TCAS і знижує рівень попереджень TCAS до попереджень про рух.

Звукові повідомлення GPWC мають вищий пріоритет, ніж звукові повідомлення TCAS, за винятком звукових повідомлень режиму 6.

Звукові повідомлення режиму 6 можуть надходити одночасно з звуковими повідомленнями TCAS.

GPWC також надсилає дискретний сигнал прогнозування зсуву вітру на передавач приймача метеорологічного радара, коли GPWC має вищий пріоритет попередження. Цей дискретний сигнал пригнічує звукові повідомлення PWS.

Модуль програмного перемикача забезпечує вибір програмних контактів для GPWC. Опції визначають такі параметри, як:

- Тип літака
- Режим викликів
- Висока або низька гучність звуку.

GPWC надсилає дискрети на перемикачі гальмування глісади капітана і першого пілота. Вогні вмикаються для оповіщення режиму 5 GPWC. Коли ви натискаєте на світлові блоки, дискретний сигнал надходить до GPWC, щоб вимкнути вогні і зупинити звукові попередження.

Тривожні та попереджувальні звукові повідомлення GPWS надходять до дистанційного електронного блоку (REU). REU надсилає звукові повідомлення до кабіни екіпажу.

Цифрові інтерфейси GPWS

GPWC взаємодіє з іншими системами літака на шинах даних ARINC 429. Наступні системи мають цифрові інтерфейси з GPWC:

- Лівий та правий інерціальні відлікові пристрої повітряних даних
- Радіовисотоміри 1 та 2
- Багаторежимними приймачами 1 та 2
- Комп'ютер управління польотом 1 та 2

- Панель управління режимом DFCS
- Гаситель рискання 1 і 2 для управління зваливанням
- Метеорологічний радар (WXR)
- Електронний блок індикації (DEU) 1 та 2
- Реле рельєфу/погоди
- Блок збору польотних даних (FDAU).

Інтерфейс реле рельєфу/погоди GPWS

Комп'ютер попередження про наближення до землі (GPWC) та приймач-передавач метеорологічного радіолокатора (WXR) надсилають дані, які відображаються на навігаційних дисплеях (ND). Два реле вибору погодних умов місцевості керують тим, які дані відображаються на кожному ND.

Реле вибору погодних умов місцевості надсилають сигнал на GPWC, коли він увімкнений. GPWC використовує ці входи для визначення положення реле. Коли реле знаходяться в нормальному положенні, монітор GPWC не відчуває напруги. Коли реле перебувають у включеному положенні, монітор GPWC відчуває напругу 28В постійного струму.

Обчислювач системи попередження про наближення землі GPWC

Комп'ютер попередження про наближення до землі (GPWC) порівнює профіль польоту літака, положення закрилків і передач, а також висоту над поверхнею землі, щоб визначити, чи існує попереджувальна ситуація (рис.2.8).

GPWC є основним компонентом GPWS. Передня панель комп'ютера містить три світлодіоди, які показують внутрішні та зовнішні збої. 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.

Можна оновити операційне програмне забезпечення комп'ютера та базу даних місцевості, завантаживши їх з карти пам'яті, яка вставляється в інтерфейсний слот РСМСІА на передній панелі. При підключенні карти комп'ютер завантажує дані без подальших дій.

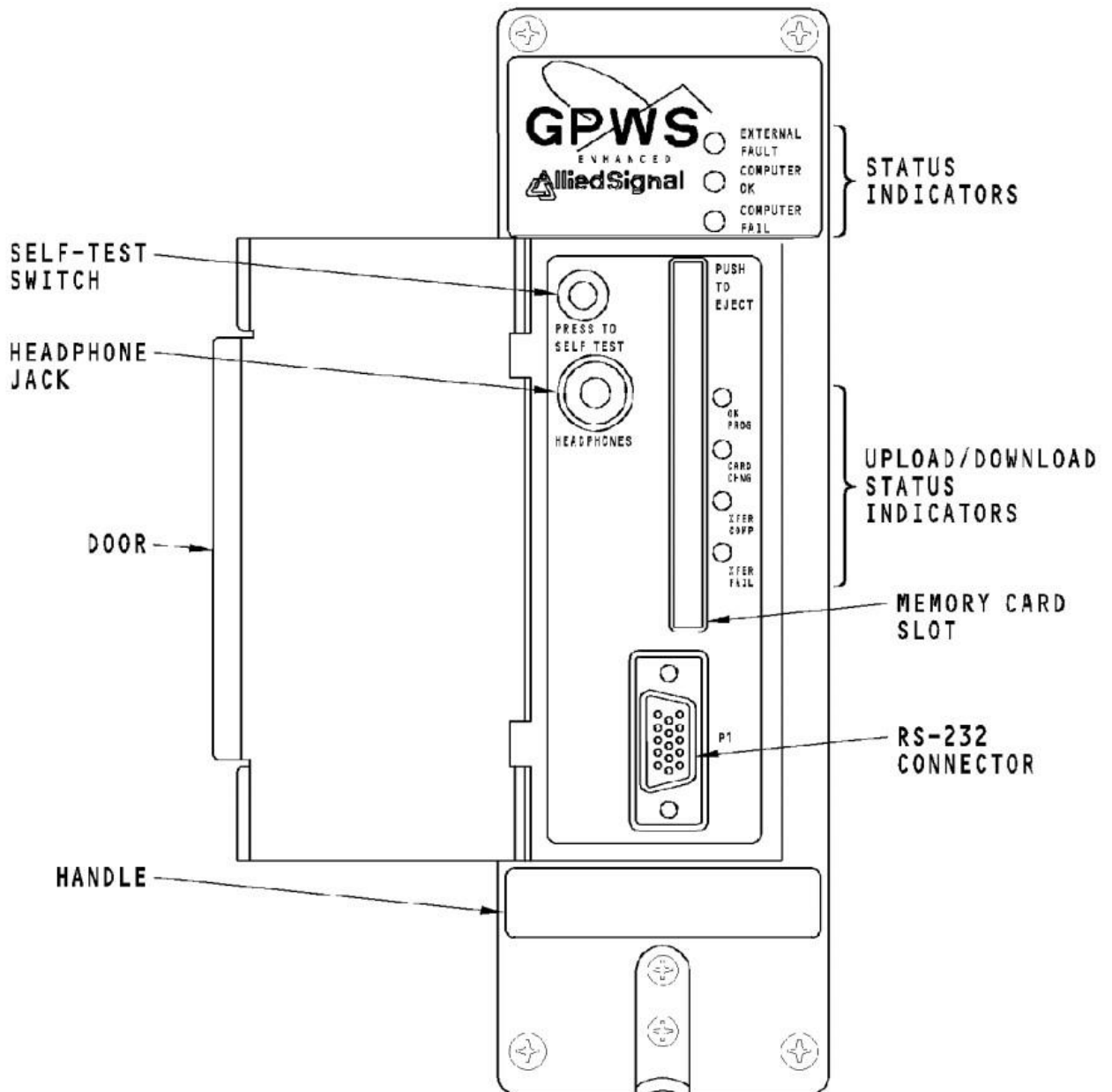


Рис.2.8. Зовнішній вигляд блоку обчислювача GPWC

Чотири світлодіодні індикатори стану показують хід передачі даних з карти пам'яті. Для завантаження даних історії несправностей GPWS можна використовувати порожню відформатовану карту.

Комп'ютер має передню панель, 15-контактний D-подібний тестовий роз'єм для портативного ПК (RS-232) для послідовного з'єднання з ПК-сумісним комп'ютером.

На передній панелі GPWC є три світлодіодні індикатори стану та дверцята.

Індикатори стану на передній панелі:

- **ЗОВНІШНЯ НЕСПРАВНІСТЬ** - 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.

Доступ до них здійснюється через дверцята передньої панелі:

- Перемикач SELF-TEST - запускає тестування GPWS
- Гніздо для навушників - дозволяє прослуховувати звук самотестування
- Гніздо для карти пам'яті - дозволяє завантажувати програмне забезпечення з карти пам'яті або завантажувати дані історії несправностей і попереджень
- Індикатори стану завантаження/вивантаження - показують стан завантаження або вивантаження
- Роз'єм RS-232 - використовується для тестування в магазині або для завантаження/вивантаження даних на сумісний комп'ютер.

Панель управління EFIS

Панель управління EFIS дозволяє екіпажу вибирати інформацію, яку вони хочуть бачити на навігаційних дисплеях (рис.2.9).

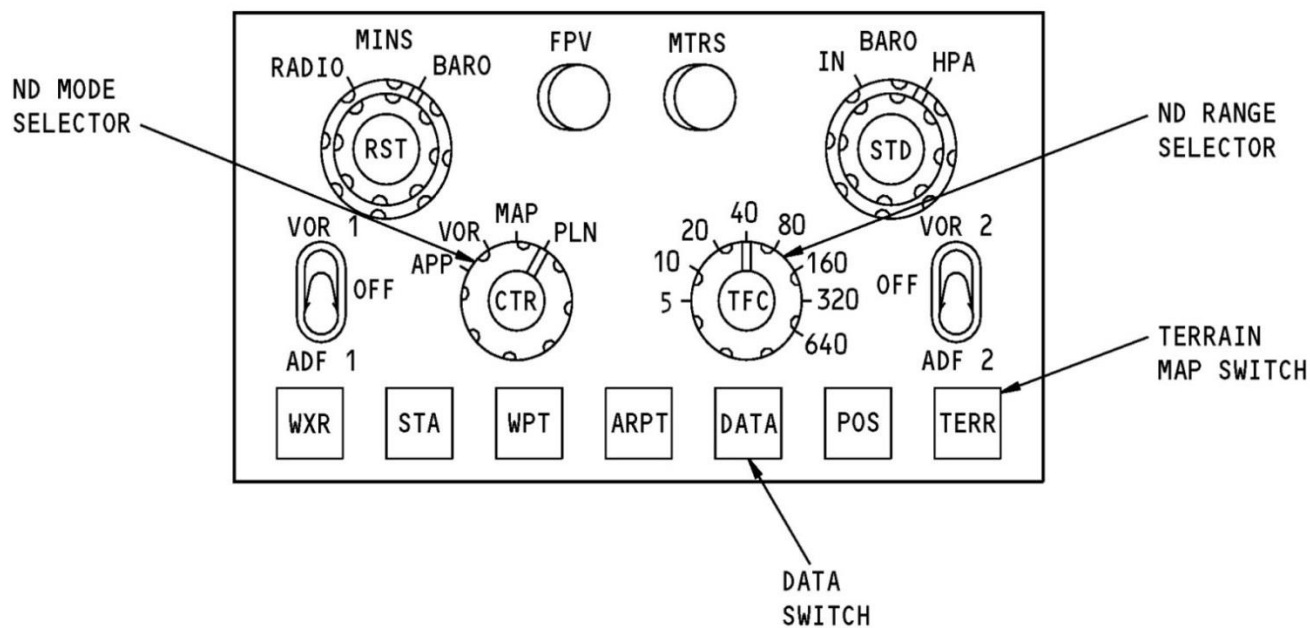


Рис.2.9. Панель управління EFIS

Наступні елементи керування взаємодіють з GPWS:

- Перемикач карти TERR
- Перемикач DATA
- Перемикач режимів ND
- Перемикач діапазону ND.

Модуль попередження про наближення до землі (GPWM)

Модуль виконує роль інтерфейсу між екіпажем та GPWS. GPWM має жовтий індикатор GPWS INOP. На панелі також є такі перемикачі:

- Тестовий перемикач
- Вимикач блокування закрилків
- Перемикач блокування передач.
- Перемикач блокування рельєфу місцевості

Відображення даних місцевості

Навігаційні дисплеї (ND) відображають наступні дані GPWS:

- Відображення інформації про рельєф місцевості
- Відображення вертикальної ситуації
- Системні повідомлення GPWS
- Попереджувальні повідомлення системи GPWS.

Індикатор обізнаності про місцевість на ND використовує точки для відображення місцевості перед літаком. Колір крапок і щільність їхнього розташування залежать від висоти місцевості та висоти польоту літака.

Кольори точок і мітки, які використовуються для відображення рельєфу місцевості (рис.2.10):

- Червоний з високою щільністю - місцевість на висоті понад 2 000 футів над висотою польоту
- Жовтий колір високої щільності - місцевість на висоті від 1 000 до 2 000 футів над рівнем польоту
- Жовтий середньої щільності - місцевість на висоті від 500 футів нижче до 1000 футів вище висоти польоту. Зниження передачі змінює цей показник від 500 футів нижче до 250 футів вище

- Зелений середньої щільності - місцевість на висоті від 500 футів до 1000 футів нижче висоти польоту. Пониження передачі змінює цей показник на 500 футів нижче - 250 футів нижче
- Зелений з низькою щільністю - місцевість на висоті від 1 000 до 2 000 футів нижче висоти польоту
- Чорний - місцевість на висоті понад 2 000 футів нижче висоти польоту
- Пурпурний - невідома місцевість.

Якщо система GPWS виявляє попередження про небезпеку на місцевості, небезпечна місцевість змінює колір з крапок на суцільний жовтий колір.

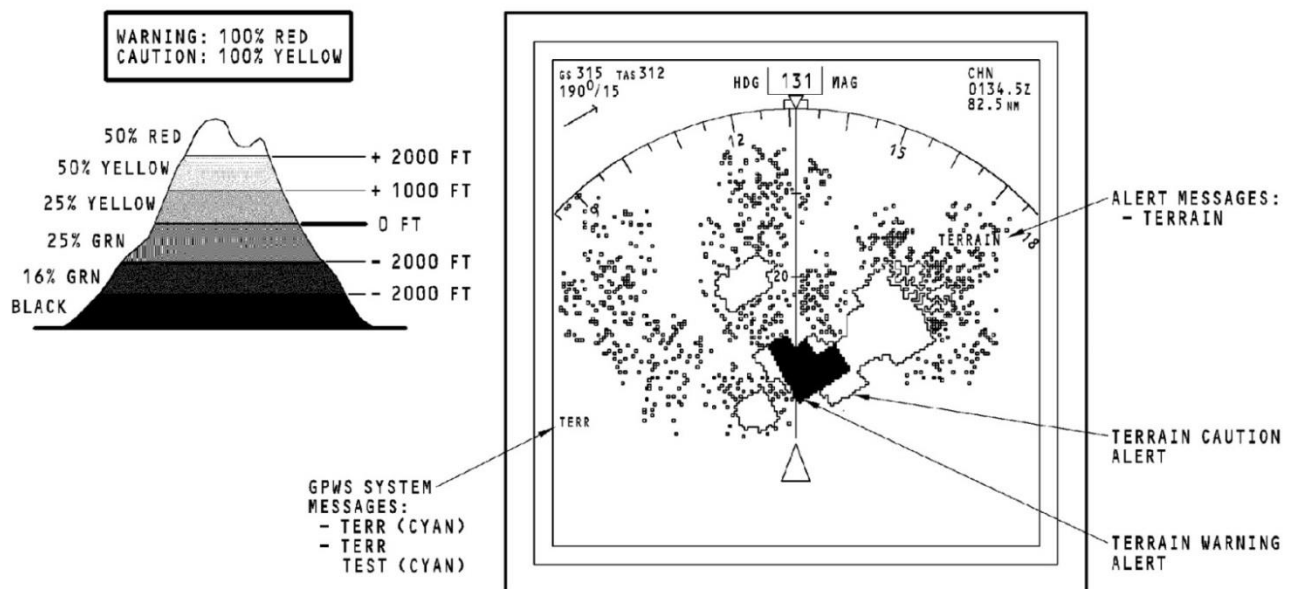


Рис.2.10. відображення даних місцевості на навігаційному дисплеї ND

Якщо GPWS виявляє попередження про небезпеку на місцевості, загрозна місцевість змінюється з крапок на суцільний червоний колір. Під час остаточного заходу на посадку місцевість поблизу ЗПС не відображається.

Відображення режиму вершин

Екран режиму піків показує місцевість під літаком на навігаційних дисплеях (ND) під час польоту. На дисплеї відображаються дані про місцевість на всіх висотах з різною щільністю зеленого кольору для відображення безпечної місцевості найвищого, середнього та нижнього рівнів.

У нижньому лівому кутку навігаційного дисплея для найвищого та найнижчого рівня місцевості відображаються цифри висоти місцевості. Колір чисел (червоний, жовтогарячий і зелений) відповідає висоті від найвищої до найнижчої. Ці числа показують місцевість у сотнях футів над середнім рівнем моря (MSL). Відображення червоної або жовтої місцевості не змінюється.

Системні повідомлення GPWS відображаються блакитним кольором зліва від ND:

- TERR показує, коли відображаються дані про рельєф
- TERR TEST показує, коли GPWS знаходиться в режимі самотестування.

Попереджувальні повідомлення GPWS, що відображаються на ND:

- TERRAIN (червоний) індикуються, коли з'являється попередження про рельєф місцевості
- TERRAIN (жовтий) індикуються, коли з'являється застереження, пов'язане з урахуванням рельєфу місцевості.

Таким чином, аналізуючи системи попередження наближення землі таких літаків, як Ан-148 та Боїнг 737, можна сказати, що ці системи не оснащені власними датчиками і використовують дані частотних радіовисотомірів, які можуть розраховувати значення висоти лише до 1500м. Тому завдання безперервного визначення фактичної висоти літака вище 1500м і розрахункової висоти фактичного руху може бути вирішене тільки шляхом забезпечення літака засобами фізичного визначення особливостей рельєфу і його змін на віддалених прогнозованих ділянках траєкторії руху літака.

РОЗДІЛ 3

РЕАЛІЗАЦІЯ СИСТЕМИ МАЛОВИСОТНОГО ПОЛЬОТУ РАДІОЛОКАЦІЙНИМИ МЕТОДАМИ

Так як політ виконується на малих висотах, це різко підвищує небезпеку зіткнення повітряного судна з раптовими перешкодами на земній поверхні і пілот не встигає реагувати на їх появу. Тому для підвищення безпеки польоту автоматизують управління літаком на малих висотах.

3.1. Профільний політ літака.

Маловисотний політ, що повторює рельєф місцевості, називається профільним польотом. Існує два типи профільного польоту:

- Маневрування у вертикальній площині;
- Політ з маневруванням в горизонтальній площині з підтипами [5].

Траєкторії польоту на малих висотах

Політ літаків на малій висоті з виконанням маневрування з метою забезпечення їхньої безпеки надалі називатимемо профільним польотом. Розрізняють такі види траєкторій профільного польоту з маневруванням у горизонтальній і у вертикальній площинах:

Політ з огинанням вершин перешкод

Польоти з маневруванням у вертикальній площині (рис. 3.1) по огинаючій вершини перешкод повинні виконуватися таким чином, щоб фактична висота траєкторії польоту була не менше заданої висоти.

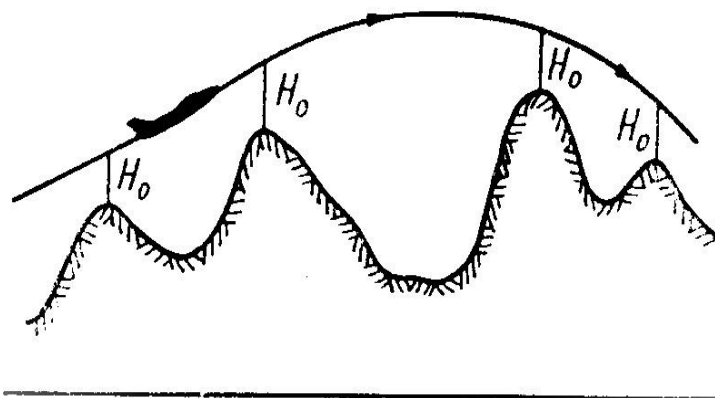


Рис.3.1. Виконання польоту за огинаючою вершин перешкод

На ділянках між вершинами політ виконується за найкоротшою траєкторією. Будь-які зміни рельєфу між вершинами не враховуються під час формування

команд керування літаком. Такий вид польоту є найбільш простим під час маневрування у вертикальній площині. Він є також найбільш безпечним при великій швидкості польоту з точки зору зіткнення з наземними перешкодами.

Політ з огинанням рельєфу місцевості (обліт перешкод)

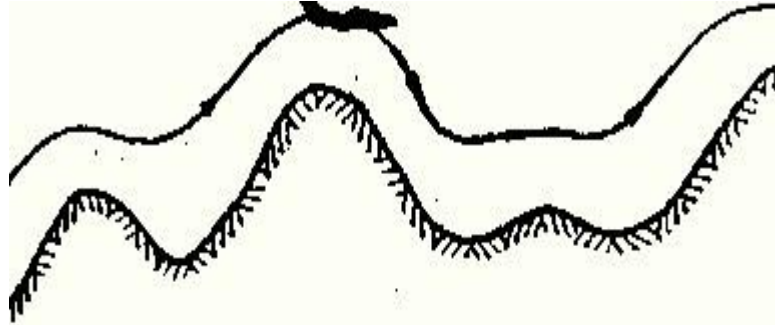


Рис. 3.2. Політ з огинанням рельєфу місцевості

Польоти з маневруванням у вертикальній площині (рис. 3.2) таким чином, щоб траєкторія максимально наближалася до вертикального профілю місцевості, називаються польотами з огинанням рельєфу місцевості. Іноді такий політ називають польотом зі стеженням або слідуванням за рельєфом місцевості.

Обліт перешкод найкраще підходить для польоту у гірській місцевості під час маневрування у вертикальній площині. Цей вид польоту може бути автоматизовано і тоді такий режим буде мати назву автоматичного обльоту перешкод.

Політ з маневруванням в горизонтальній площині (обхід перешкод).

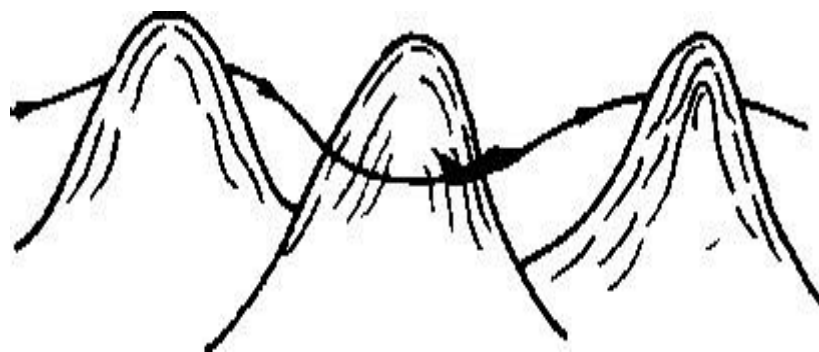


Рис.3.3. Політ з маневруванням в горизонтальній площині

Польоти, що включають маневри в горизонтальній площині(рис. 3.3), які дозволяють обійти найвищу перешкоду без зміни висоти польоту, називаються польотами на обхід перешкод.

На додаток до режиму обльоту перешкод цей спосіб польоту забезпечує найбільшу прихованість. Проте, обліт перешкод, однак, виконувати складніше, його важко автоматизувати.

Маловисотний політ з огинанням перешкод

При обході перешкод літак повинен маневрувати у вертикальній площині (рис. 3.4), зберігаючи постійну безпечну висоту H_0 від землі.

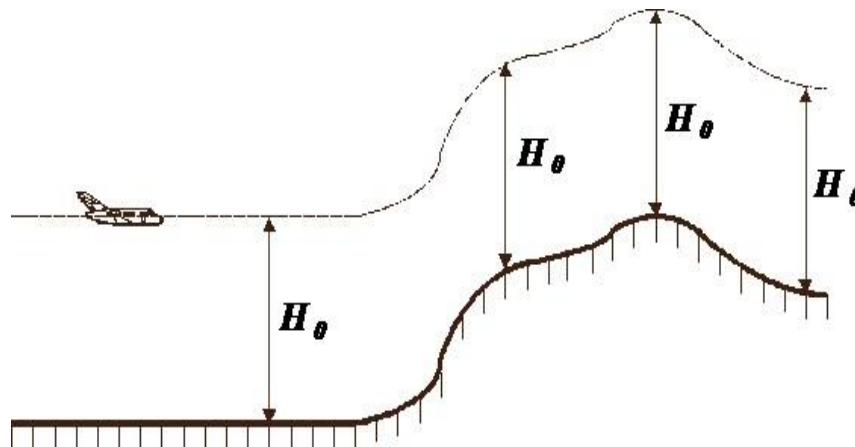


Рис.3.4. Маловисотний політ з огинанням перешкод

Такий профільний політ був би неможливий без наземних опорних датчиків, тобто радіолокаційних станцій профільного польоту – РПП.

Вони можуть отримувати інформацію про дальність і висоту за будь-яких погодних умов і при будь-якій освітленості, щоб заздалегідь попередити екіпаж про перешкоди на траєкторії польоту.

Основними характеристиками РЛС профільного польоту є дальність дії, сектори огляду за азимутом і кутом місця, точність вимірювання кутів і дальності до елементів поверхні землі попереду літака, роздільна здатність за вимірюваними координатами, завадозахищеність і надійність. Вимоги до кількісних значень названих характеристик істотно залежать від таких чинників: виду траєкторії польоту на малій висоті, закону (алгоритму) керування літаком і близькості траєкторії польоту до поверхні землі (заданої безпечної висоти).

Радіолокатори бувають двох видів – далекомірні та кутомірні.

З трикутника АОБ визначається (рис.3.5) прогнозована висота H_0 над точкою землі перед літаком на безпечній відстані D_0 .

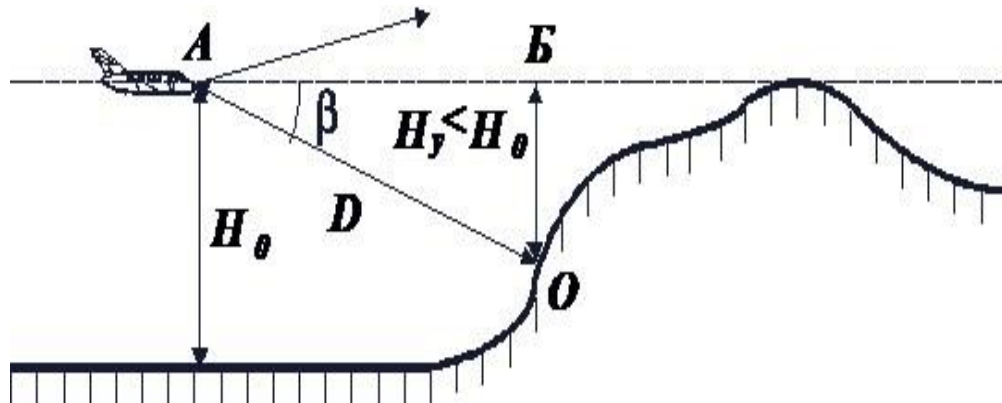


Рис.3.5. Обрахування прогнозованої висоти польоту

Обрахування виконується за формулою:

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

де D – дальність до прогнозованої точки, β – кут нахилу променя діаграми направленості антени (ДНА) РПП відносно вектора швидкості.

Далекомірні РПП мають нерухому антену, а промінь діаграми направленості фіксується під кутом β до осі літального апарату (рис. 3.6).

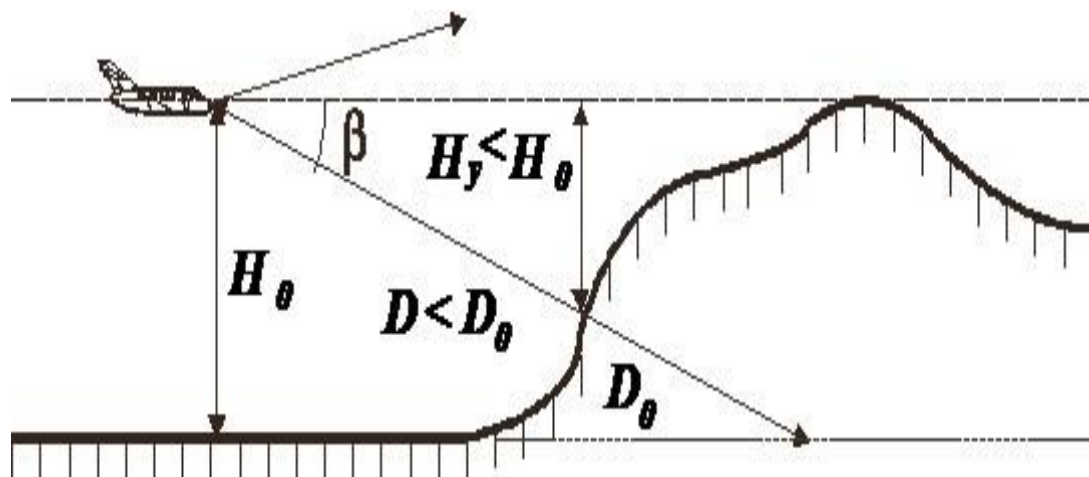


Рис.3.6. Принцип роботи РПП далекомірного типу

Для подолання перешкод вимірюється відстань до прогнозованої точки. Під час польоту виконуються маневри у вертикальній площині таким чином, щоб виміряна відстань D відповідала еталонній відстані безпеки D_0 . У цьому випадку прогнозована висота H_y відповідає контрольній висоті H_0 .

Кутомірні РПП (рис. 3.7). значення вимірної відстані ($D = D_0$) фіксують шляхом переміщення антени у вертикальній площині.

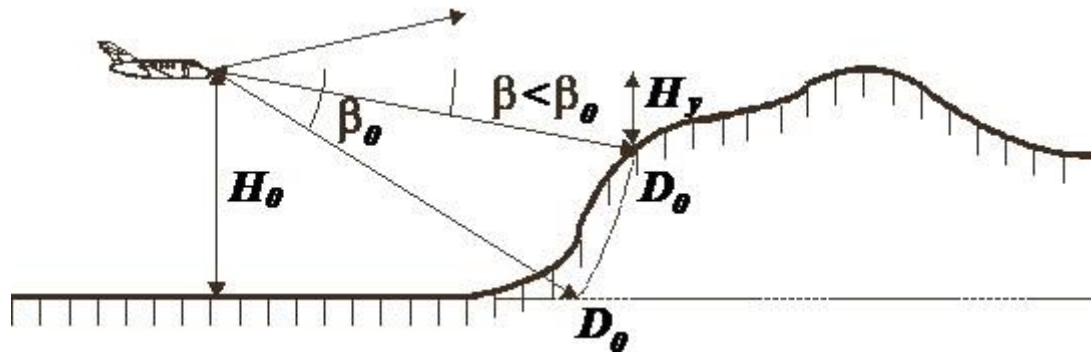


Рис.3.7. Принцип роботи РПП кутомірного типу

Для подолання перешкод вимірюється кут нахилу променя діаграми направленості (β) і пілот маневрує у вертикальній площині так, щоб $\beta = \beta_0$, припускаючи, що $H_y = H_0$. Отже, РЛС профільного польоту повинна надійно огинати перешкоди на відстані, достатній для виконання маневрів у вертикальній площині.

3.2 Імпульсний РПП

Радіолокатор профільного польоту повинен вимірювати висоту перешкод на відстані, достатній для маневрування з метою їх подолання. Тому дальність дії радара залежить від маневрених характеристик літака, швидкості польоту і типу місцевості.

Для сучасних літаків з $V \leq 700-900$ км/год вона повинна бути не менше 5-20 км; для вертольотів - 0,5-5 км.

Похибка σ_{H_y} при розрахунку висоти польоту над точкою прогнозу H_y не повинна перевищувати середньоквадратичного значення σ_m зміни висоти польоту через атмосферну турбулентність, це забезпечує необхідну точність визначення дальності за формулою:

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

А також кута спостереження точки прогнозування:

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

При польотах на малих висотах на точність визначення висоти H_y в основному впливає похибка вимірювання спостережуваного кута β в точці прогнозування, оскільки кут β вимірюється в градусах. Тому для $\sigma_m = 5$ м і $D_0 = 5$

км похибка вимірювання кута β має бути меншою $0,36'$. Це забезпечується відліком методу максимуму та шириною променя діаграми направленості у вертикальній площині порядку $6 - 10'$.

Для отримання такої ширини променя діаграми направленості, наприклад, для $\lambda = 1$ см, антена повинна мати в цій площині $5 - 6$ м. Встановити таку антену в носовій частині літака неможливо. З цієї причини в РПП потрібна точність вимірювання β порядку $1 - 3^\circ$ розраховуються методом порівняння за умови забезпечення ширини діаграми направленості. Це може бути досягнуто при лінійному розмірі антени порядку $40 - 60$ см.

Зазвичай в радіолокаторах профільного польоту використовується моноімпульсна система вимірювання кутів β , що має рівний напрям сигналу (РНС) у вертикальній площині.

Це дозволяє одночасно визначати висоту польоту по курсу в заданій точці (без додавання коливань променя через нахил) шляхом вимірювання кута між РСН і напрямком на точку спостереження на земній поверхні в цій точці.

Як приклад, розглядається схема (рис. 3.8) побудови далекомірної РЛС з антеною, закріпленою під кутом до осі літального апарату.

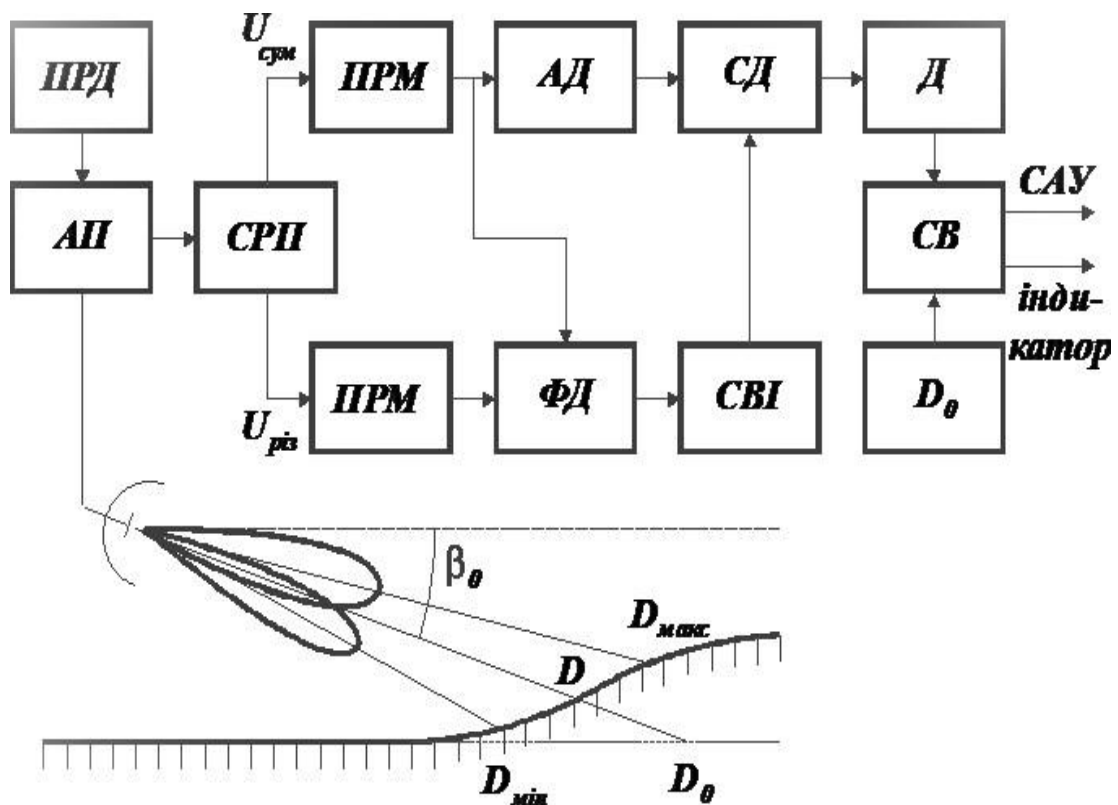


Рис.3.8. Структурна схема радіолокатора далекомірного типу

Цей тип РПП вимірює відстань до прогнозованої ділянки земної поверхні і подає сигнал про помилку $\Delta D = D_{\text{вим}} - D_0$ в систему управління для маневрування у вертикальній площині.

Передавач генерує радіоімпульси із заданою несучою частотою та періодом повторення. Ці імпульси проходять через антенний перемикач (АП) і випромінюються в простір. Імпульси, відбиті від землі, приймаються суматорно-різницеvim пристроєм (СРП), який формує сигнал суми і різниці. Обидва приймачі відкриваються в діапазоні дії $D_{\text{мін}} - D_{\text{макс}}$ і діапазон прийнятого сигналу зменшується в дальності.

Сумарний посилений сигнал надходить на фазовий детектор (ФД). Схема вимірювального імпульсу (СВІ) і селектор дальності (СД) спроектовані таким чином, що дальність вимірюється тільки до точки на земній поверхні, розташованої на СД У момент, коли відбитий сигнал надходить з точки земної поверхні на СДН, вихідна напруга ФД дорівнює нулю СВІ генерує короткий імпульс, який відкриває СД. В цей час з виходу амплітудного детектора (АД) через відкритий СД надходить імпульс на далекомір (Д). Далекомір вимірює відстань до точки поверхні на RSN і видає напругу, пропорційну відстані.

У схемі віднімання (СВ) ця напруга порівнюється з напругою, пропорційною опорному діапазону, і генерується сигнал помилки. Цей сигнал помилки може бути надісланий до АСУ або індикатора (І) для автоматичного керування польотом на малій висоті.

При польоті на малій висоті і використанні далекомірного РПП спостерігаються такі особливості: як тільки літак наближається до вершини перешкоди, радіолокаційний контакт ЛА з землею розривається, так що в реальних умовах польоту радіолокатор координує свої дії з низьковисотним радіовисотоміром.

Під час польоту над перешкодою (до встановлення радіолокаційного контакту з землею) генерується керуючий сигнал шляхом порівняння висоти польоту, виміряної ЛА, з еталонним значенням H_0 .

Для безпечного польоту на малих висотах СРППЗ повинен бути обладнаний РПП далекомірного типу, як датчиком фізичного зв'язку з поверхнею землі для

попередження екіпажу про наближення до землі або інших перешкод. Крім того, в систему автоматичного керування літака може бути введений режим польоту на малій висоті. Це означає, що політ на малих висотах можна автоматизувати, передавши управління автопілоту за допомогою сигналів РПП.

Зміни рельєфу виявляються шляхом безперервного вимірювання відстані до зміщеної точки на землі за допомогою фіксованої антени. Абсолютна висота рельєфу місцевості збільшується зі зменшенням цієї відстані, а концентроване зменшення відстані при постійних значеннях висоти польоту і швидкості повітря вказує на крутий градієнт.

Тому, якщо фактична висота польоту і курс є відомими величинами, аналізуючи інтенсивність зміни рельєфу в точці відхилення, можна розрахувати фактичну висоту польоту літака в цій точці і порівняти її з безпечною висотою. Іншими словами, ця методика забезпечує безпечний політ на малій висоті.

Існує кілька методів вимірювання похилої відстані до прогнозованої точки:

- За допомогою радіолокатора профілю польоту;
- Використовуючи функцію визначення дальності метеорологічної навігаційної радіолокаційної станції (МНРЛС) в режимі "Земля".
- Використання радіодалекомірів та оптико-електронних далекомірів.

Встановлювати на борту літака додатковий РЛС або інший далекомір виключно для вимірювання похилих відстаней недоцільно через збільшення ваги та енергоспоживання судна. Крім того, необхідно знайти місце для розміщення радіолокаційної антени з тими ж розмірами, що й антена МНРЛС.

Деякі сучасні радіолокаційні системи військової авіації оснащені функцією РПП (наприклад, РЛС Н010 "Жук-МСФ" на Су-30, Су-33 і Су-37)., але в МНРЛ літаків цивільної авіації функція РПП не реалізується. Аналіз технічних джерел показав, що існують можливості використання іншого бортового обладнання в якості РПП.

Зокрема, співробітники Відділення авіоніки Національної академії наук України запатентували "комплексний автоматичний екстраполяційний пристрій з можливістю вимірювання вертикального градієнта швидкості літака та крутизни гірського схилу за допомогою скануючого радіовисотоміра".

Системи EGPWS і TAWS мають той недолік, що екіпажі мають менше часу для прийняття рішень на пологих гірських схилах. Системи вертикальної екстраполяції (VES) ефективно працюють на пологих гірських схилах, тоді як системи горизонтальної екстраполяції (HES) ефективно працюють на крутих схилах і не дають максимального часу для прийняття рішень перед зіткненням з гірською поверхнею.

Тому пропонується комплексний аналіз з використанням горизонтальної та вертикальної екстраполяції:

- Використання каналів VE забезпечує ефективну роботу системи на крутих гірських схилах;
- Використання GE-каналу дозволяє забезпечити ефективну роботу системи на пологих гірських схилах.

Це допоможе уникнути нещасних випадків як на крутих, так і на пологих гірських схилах.

Використання імпульсних радіовисотомірів в якості РПП також обговорювалося на науковій конференції кафедри авіаційної електроніки, де обговорювалося безперервне вимірювання відстані до точки зниження та визначення висоти зниження, тобто безперервний моніторинг змін рельєфу місцевості та надання інформації до СРППЗ.

Однак у використанні радіовисотомірів є суттєвий недолік. Це те, що промінь має великий кут розбіжності (близько 50°), що призводить до надмірного сканування земної поверхні з непотрібною інформацією та хибними попередженнями.

Ще одним недоліком радіовисотомірів є їхня мала робоча відстань (близько 2-3 км). Тому в даній кваліфікаційній роботі пропонується використовувати метеорологічні радіолокаційні станції з вузькопроменевим вимірюванням дальності в режимі "ЗЕМЛЯ" та фіксованими антенами в якості далекомірних РПП для регіональних та магістральних повітряних суден.

3.3 Бортові метеонавігаційні РЛС

Метеорологічний радар — тип радару, що використовується для локалізації опадів та інших частинок у повітрі, визначення їх типу (дощ, сніг, град тощо) і складання профілей вітру.

Загальний принцип роботи метеорологічних радарів, їх будова, а також параметри і метод вимірювання (довжина хвилі, роздільна здатність, діапазон, стратегія сканування тощо) схожі на інші види радарів, але були адаптовані для вимірювання метеорологічних характеристик.

Сучасні моделі метеонавігаційних РЛС є переважно імпульсними і спираються у своїй роботі на використання ефекту Доплера. Вони оцінюють величину і положення зон опадів, а також швидкість випадання і середній розмір крапель дощу, що дає змогу судити про очікувану зміну погоди. Нині, з появою комп'ютерів, від радіолокаторів отримують тривимірне кольорове зображення, тобто вертикальні та горизонтальні профілі (перерізи) розподілу опадів, що випадають.

Основними функціями існуючих метеорологічних радіолокаторів є:

- виявлення небезпечних метеоумов, як-от гроза, потужна купчаста хмарність, градоутворення, зони інтенсивних опадів, зони турбулентності, визначення та видача на індикатори їхніх параметрів,
- розрахунок і видача на індикацію вертикального і горизонтального профілю метеоутворень.

Багатофункціональні МНРЛС є автономними джерелами метеорологічної інформації, а в режимі огляду земної поверхні - автономними навігаційними засобами.

Перш за все, ці станції призначені для виявлення небезпечних для польотів гідрометеорологічних утворень, зйомки земної поверхні та визначення кутового положення і відстані до об'єктів спостереження.

Загалом, МПРЛС є імпульсними радіолокаторами, принцип дії яких базується на використанні вторинного (відбитого) випромінювання радіохвиль різними об'єктами на шляху розповсюдження сигналу виявлення.

На рис. 3.9 показано спрощену схему бортового РЛС, яка є варіацією класичної схеми імпульсного радара.

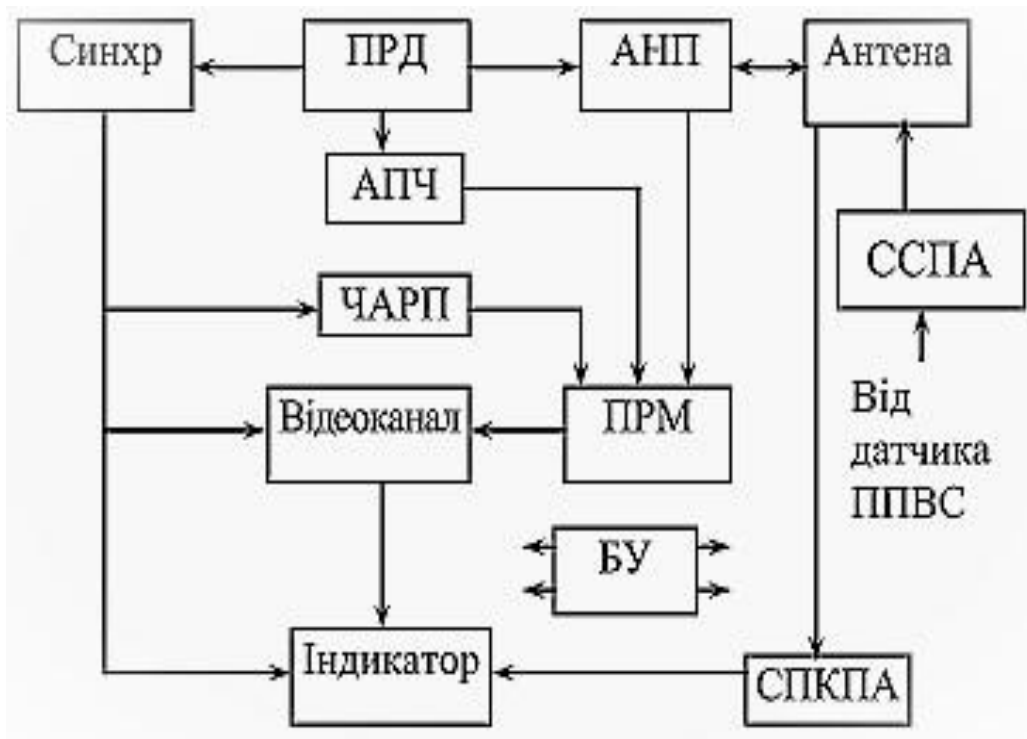


Рис.3.9. схема спрощеної РЛС

Ця схема не відповідає реальній структурі метеонавігаційної РЛС, а лише ілюструє принцип роботи бортової РЛС.

Передавач (ПРД) генерує імпульси мікрохвильового діапазону необхідної тривалості та форми. Синхронізатор (Синхр) координує роботу всіх блоків радара в часі і генерує калібрувальні мітки діапазону. Антени використовуються для випромінювання енергії імпульсів виявлення та прийому енергії, відбитої від об'єктів. Приймач (ПРМ) виявляє відбитий від об'єкта сигнал на фоні шумів і приймає інформацію від об'єкта. Антенний перемикач (АНП) використовується для автоматичного почергового підключення антен до входу приймача або виходу передавача (при випромінюванні зондувального імпульсу).

У відеоканалі прийнятий сигнал посилюється, змішується з мітками шкали і обробляється для вилучення радіолокаційної інформації. На індикаторному блоці відображається радіолокаційна інформація та додаткова інформація. Схема розгортання, яка є частиною блоку індикації, відхиляє електронний промінь в індикаторній трубі і разом з синхронною системою передачі кутового положення антени (СПКПА) формує радіально-секторну/радіально-кругову розгортку.

Система автоматичного підстроювання частоти (АПЧ) призначена для автоматичного налаштування приймача на частоту сигналу, що передається. Пристрій часового автоматичного регулювання підсилення (ЧАРП) автоматично змінює коефіцієнт підсилення приймача для забезпечення рівномірного посилення відбитих сигналів від об'єктів, що знаходяться на різних відстанях від радара. Особливістю МНРЛС на борту літака є система стабілізації діаграми спрямованості антени (ССПА), яка призначена для компенсації впливу еволюції літака (крену і тангажу) на радіолокаційне зображення.

Вихідною інформацією є сигнал від датчика просторового положення літака (ПППС). Блок керування (БК) забезпечує дистанційний оперативний контроль та управління системою МНРЛС.

У світі провідними виробниками авіоніки та бортового обладнання є: AlliedSignal, CollinS, Honeywell, Rockwell, СМС Electronics, які забезпечують світовий ринок широким спектром бортових МНРЛС.

Характеристики сучасних метеонавігаційних РЛС

Основними компонентами сучасної МНРЛС є, головним чином, – антена, приймач-передавач (трансивер) і дисплей з панеллю керування.

В якості прикладу метеонавігаційної РЛС буде розглянуто МНРСЛ «Буран-А) літака Ан-148.

Метеонавігаційна радіолокаційна станція "Буран - А" призначена для:

- Радіолокаційного огляду повітряного простору (у горизонтальній і вертикальній площині) з метою виявлення метеоутворень і зон у них, небезпечних для польотів;
- Радіолокаційного огляду земної та водної поверхні для літаководіння за характерними наземними і водними орієнтирами;
- Визначення похилої дальності і курсових кутів спостережуваних радіолокаційних орієнтирів (РЛО) і метеоутворень.

На борту встановлено один комплект РЛС, який пов'язаний із СО-96, ІКВШП, LCR, КСЕІС, БСТО.

Схему зв'язків МНРЛС з системами літака зображено на рис.3.10

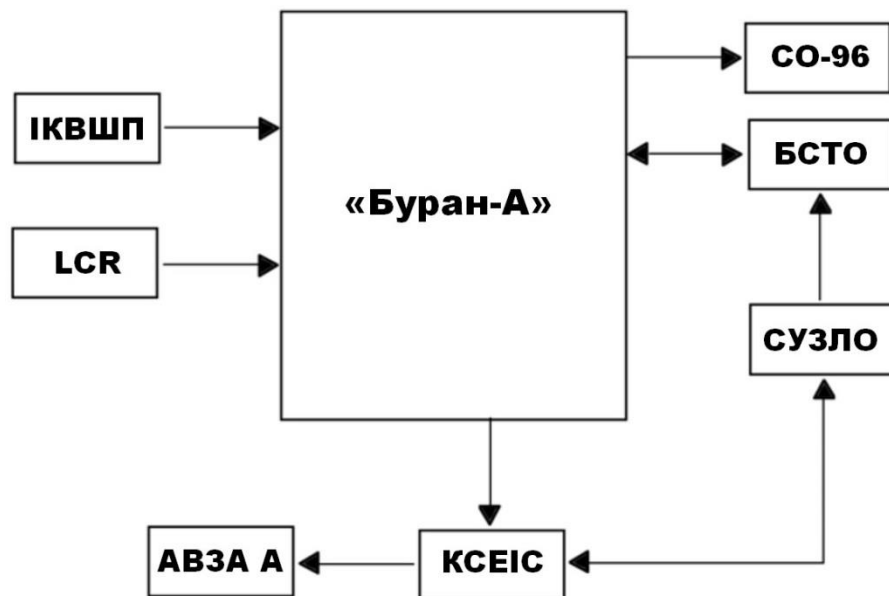


Рис.3.10. схема зв'язків МНРЛС «Буран-А»

МНРЛС «Буран-А» працює в наступних режимах – "Тест", "Земля", "Метео":

- Режим "Тест" використовується для перевірки працездатності РЛС і каналів її зв'язків засобами вбудованого контролю.
- Режим "Земля" призначений для радіолокаційного огляду земної та водної поверхні і формування радіолокаційної карти місцевості.
- Режим "Метео" призначений для радіолокаційного огляду повітряного простору попереду літака з метою виявлення гідрометеоутворень і оцінювання ступеня їх небезпеки.

Підрежими – "Профіль", "Турбулентність", "Стабілізація", "Нахил-автомат":

- Підрежим "Профіль" призначений для перегляду метеоутворень у вертикальній площині (дальність 40 км).
- Підрежим "Турбулентність" призначений для виявлення зон небезпечної турбулентності в метеоутвореннях і вмикається автоматично в режимі "Метео", якщо дальність спостереження встановлена рівною 40 км і менше. На великих відстанях підрежим "Турбулентність" автоматично вимикається.
- Підрежим "Стабілізація" призначений для стабілізації напрямку променя антени під час еволюцій літака (за креном $\pm 20^\circ$ і за тангажем $\pm 10^\circ$). Сума

кутів крену, тангажу і нахилу антени обмежена в межах $\pm 30^\circ$, у горизонтальній площині рух антени обмежений у межах $\pm(85 \pm 3)^\circ$.

- Підрежим "Нахил-автомат" призначений для автоматичного керування нахилом антени під час еволюцій літака за висотою. Підрежим вмикається або вимикається в режимі "Земля" або "Метео" на рівні "Діалог", для чого на ПУ РЛС необхідно перевести символ "Н/А ВКЛ" у положення "Н/А ВІДКЛ" або навпаки. Ручна корекція вводиться вручну в разі невідповідності істинної висоти польоту над реальною місцевістю (політ над горами) значенням, які видає ІКВШП. Корекція вводиться на рівні "Робота" аналогічно управлінню нахилом вручну. У разі вимкнення підрежиму наявне значення нахилу антени переприсвоюється значенню ручного нахилу і далі змінюється оператором.

Так як МНРЛС пропонується до використання в якості радіолокатора профільного польоту, необхідно брати до уваги кути нахилу антени «Буран-А» в режимі «Земля», які наведені у таблиці 3.1

Таблиця 3.1.

Кути нахилу МНРЛС «Буран-А» у режимі «Земля»

Встановлена дальність, км	Висота польоту, м				
	1000	2000	4000	6000	10000
	Кут нахилу антени, градуси				
600	-	-	-	-	-
320	-	-1,5	-2,25	-2,5	-4,5
160	-1,25	-2,5	-4,25	-5,5	-7,0
80	-3,5	-4,75	-6,5	-7,5	-12,5
40	-5,0	-10,5	-10,5	-15	-
20	-9,0	-	-	-	-

Метеонавігаційна РЛС "Буран-А" сканує земну поверхню на висоті 1000-2000м у діапазоні 20-40 км вперед, з нахилом антени під кутом $\beta = 5^\circ-10^\circ$ до землі. Під час сканування антена оглядає велику площу земної поверхні в пошуках радіоконтрастних орієнтирів і відстежує виявлені орієнтири вузькосфокусованим променем.

Тому для вимірювання відстані до радіоконтрастних орієнтирів у режимі "ЗЕМЛЯ" та до загрозливих погодних утворень у режимі "МЕТЕО" РЛС має бути оснащена функцією далекоміра за активною радіолокацією та підсистемою визначення дальності.

3.4. Використання метеонавігаційної РЛС як РПП в СРППЗ

МНРЛС слід використовувати як датчик для вимірювання змін рельєфу земної поверхні в зоні зсуву перед літаком, в режимі вимірювання відстані до земної поверхні вузьким спрямованим променем.

Переваги використання метеонавігаційних РЛС в якості РПП:

- Має функцію дальноміра;
- Вузька діаграма спрямованості;
- Має високу дальність, азимутальну та кутову роздільну здатність;
- Кут нахилу діаграми спрямованості можна змінювати;
- Стабілізація променя при поворотах літака (крен, тангаж);
- Цифрова обробка параметрів для автоматичної передачі сигналу на пристрої попередження зіткнення;
- Можливість змінювати потужність випромінюваного сигналу.

Сучасні бортові метеорологічні радіолокаційні станції використовуються для запобігання зіткненням з перешкодами, але тільки за участю пілота(оператора).

Наземні перешкоди, такі як гори, пагорби і хмарочоси, виявляються за допомогою симетричних вузькоспрямованих діаграм направленості антен. При подоланні перешкод (в тому числі грозових зон) положення сектора видимості в просторі не повинно змінюватися під час крену і тангажу літака. З цієї причини вісь діаграми направленості антени повинна бути стабілізована в просторі.

На рис.3.11 показано наближення ПС до гірської вершини – метод кола безпеки. Коли літак летить на постійній висоті H і на значній відстані від перешкоди, промінь радара, що направлений горизонтально, висвітлює більшу частину перешкоди – гори. Коли літак наближається до гори, площа, опромінювана перешкодою, зменшується.

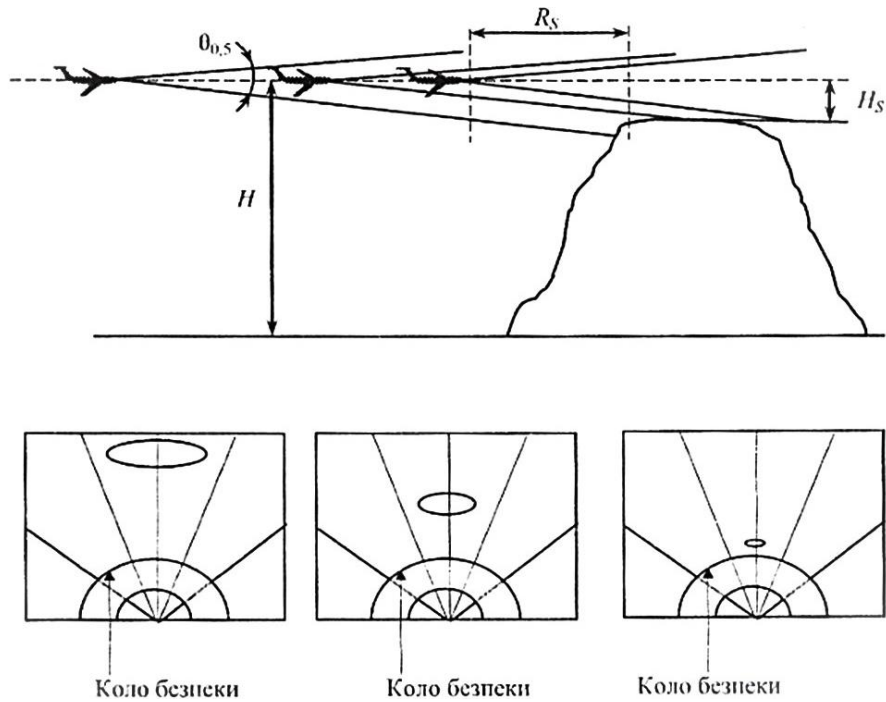


Рис.3.11. Метод кола безпеки

Коло радіусом R_s є умовним колом безпеки. Якщо під час польоту на безпечному наборі висоти літак наближається до вершини гори в межах радіуса кола безпеки, сигнал від вершини гори на екрані дисплея не досягне позначки на умовному колі безпеки і зникне.

Якщо освітленість від перешкоди виходить за межі безпечного кола, необхідно збільшити висоту польоту, щоб запобігти промаху.

Тому в даній роботі пропонується автоматичне використання метеонавігаційної РЛС в якості радіолокатора профілю польоту разом з системою TAWS як радіолокатор профільного польоту. Аналіз принципів роботи та функціонування МНРЛС показує, що в режимі "Земля" програмним забезпеченням може бути введений додатковий підрежим "Місцевість". У цьому режимі антена МНРЛС переходить з режиму сканування в режим фіксованого променя під заданим кутом до земної поверхні, залежно від висоти польоту літака. Це дозволяє літаку бачити рельєф земної поверхні приблизно на 25 км перед літаком, що є достатньою відстанню для маневрування при наявності перешкод на маршруті. Точне вимірювання дальності і кута нахилу антени дозволяє метеолокатору реалізовувати функції радіолокаційного визначення дальності або вимірювання кута нахилу антени.

При дальномірному методі профільного польоту МНРЛС безперервно вимірює відстань до поверхні землі і порівнює зміни на місцевості перед літаком з цифровою моделлю в комп'ютері навігаційної системи літака і пам'яті ТАWS.

Таким чином, на додаток до функцій безпечного польоту, можуть бути реалізовані методи навігації для допомоги пілоту. Під час розвороту або розгортання літака антена МНРЛС зберігає стабільне положення в просторі і виконує аналіз місцевості на основі команд курсової системи.

Одним з основних режимів системи ТАWS є "оцінка рельєфу місцевості за курсом польоту". Він використовується для прогнозування і моделювання небезпечних ситуацій та забезпечення відсутності елементів рельєфу або штучних перешкод в межах налаштованого робочого простору.

При використанні режиму МНРЛС "рельєф" характеристики земної поверхні розраховуються на основі наявних даних, що робить прогнози більш точними. Крім того, під час повороту антена МНРЛС може відхилятися в напрямку повороту для аналізу рельєфу місцевості, над якою пролітає літак.

Для сучасних літаків рекомендується використовувати цифрову когерентно-імпульсну МНРЛС "Буран-А" на літаку Ан-148 в якості РПП (Рис. 3.12).

Автоматичне використання МНРЛС в якості РПП разом з системами СРППЗ-2000 вимагає створення нового підрежиму "Рельєф" МНРЛС та реалізації алгоритмів взаємного обміну даними.

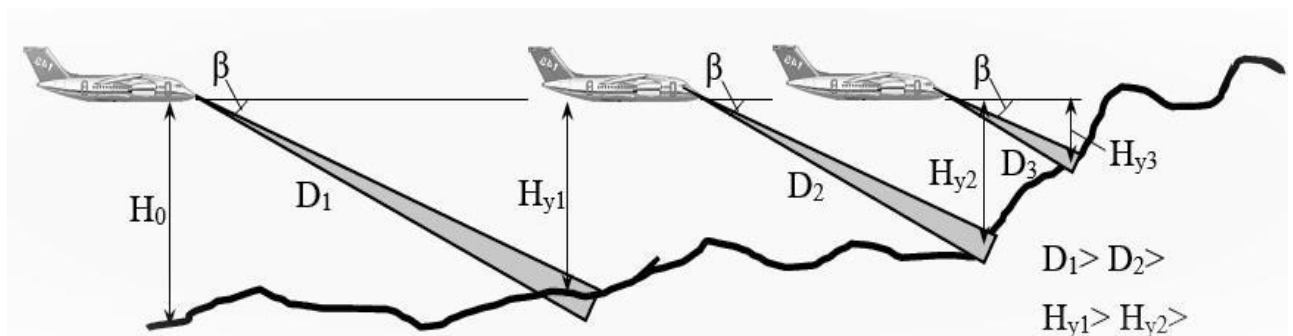


Рис.3.12. Реалізація МНРЛС в якості РПП для оцінки рельєфу місцевості.

На рис. 3.13 показано структурну схему системи СРППЗ-2000 з МНРЛС в якості датчика аналізу рельєфу.

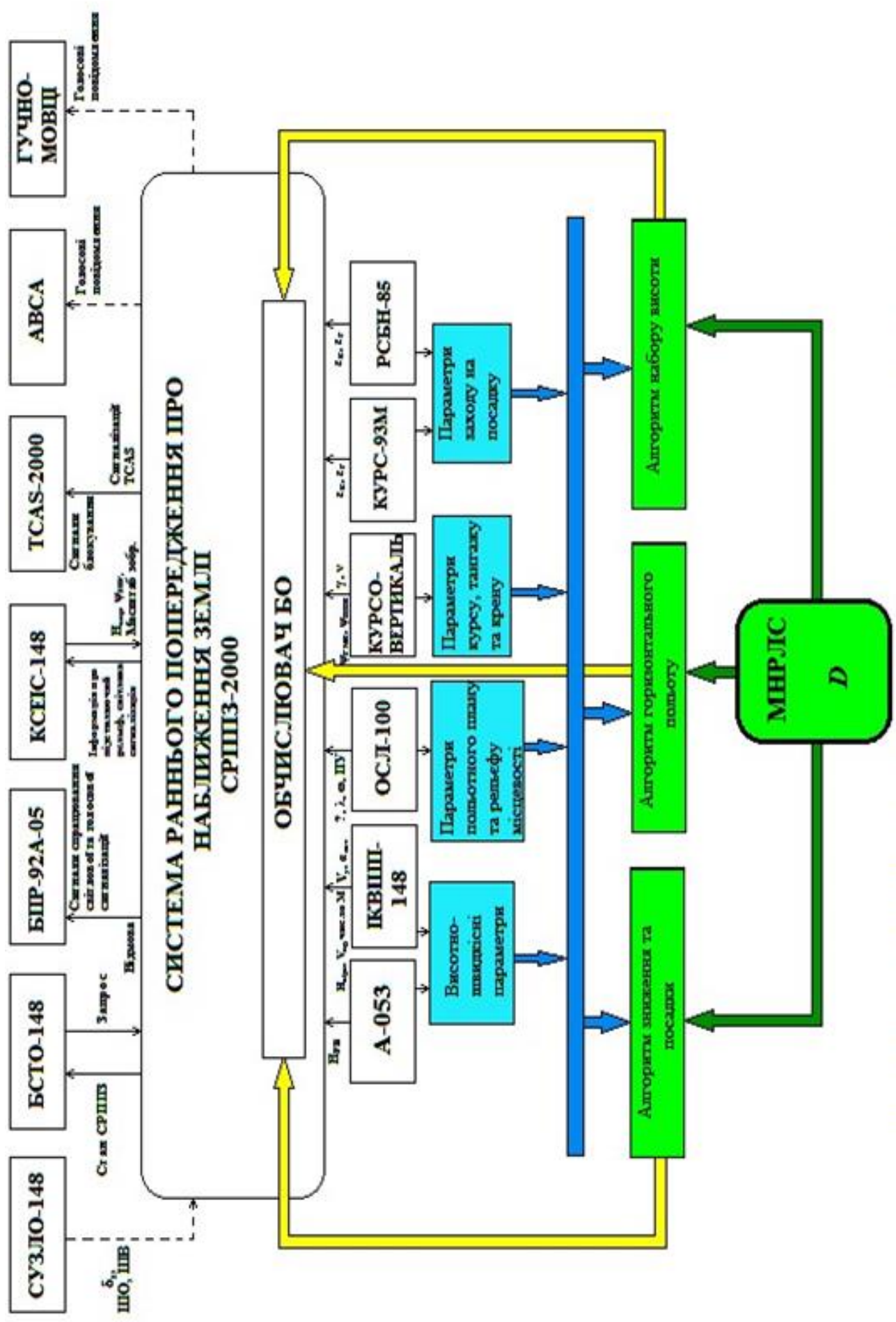


Рис.3.13. Схема СРПШЗ літака Ан-148 з метеолокатором для аналізу рельєфу.

Для визначення параметрів D і H_y з урахуванням еволюції літака (тангажу і крену) необхідно зв'язати МНРЛС з азимутальною вертикаллю, передача інформації на обчислювальну систему літаководіння дає можливість порівняти інформацію про план польоту з місцевістю в точці випередження і з навігаційними системами КУРС і РСБН.

Наявність сигналів D і H_y дозволяє контролювати зміни рельєфу на малій висоті під час заходу на посадку. Алгоритми набору висоти, горизонтального польоту, зниження і посадки вимагають реконфігурації систем СРППЗ і метеонавігаційної РЛС.

Точність системи СРППЗ обов'язково повинна підвищуватися під час зльоту і посадки, оскільки літак знаходиться на меншій висоті і ці елементи траєкторії включають зміни кутового положення літака, тому ці кути повинні бути враховані в розрахунках.

Під час зльоту і посадки літак знаходиться на малій висоті і передбачає зміну кутового положення літака, що вимагає контролю кута відхилення антени. Якщо перепад висот становить менше 700фт (210м), пілоту необхідно активувати підрежим «рельєф». У цьому підрежимі метеолокатор виконує функції радіолокатора профільного польоту і передає дані до СРППЗ, щоб генерувати відповідні попередження для екіпажу щодо змін рельєфу і видавати команди для набору висоти безпосередньо до автоматичної системи управління.

Аналіз основних характеристик МНРЛС в ідеальних умовах показує, що вона може використовуватися як імпульсний далекомір для профільного польоту. Використання автоматизованої МНРЛС як РПП разом з системою СРППЗ-2000 вимагає створення нового підрежиму метеолокатора "Рельєф" і взаємного обміну даними з системою СРППЗ-2000, що забезпечує можливість використання метеонавігаційної РЛС як радіолокатора профільного польоту, для чого знадобиться реалізувати кілька алгоритмів обміну даними.

Таким чином, використання МНРЛС на сучасних літаках в якості РПП дозволяє безперервно вимірювати відстань D до прогнозованої ділянки місцевості та постійно відслідковувати зміни рельєфу для наступної передачі цієї інформації до СРППЗ, що матиме значний вплив на безпеку польотів на малих висотах.

ВИСНОВКИ

1. Аналіз льотних подій показує, що більшість аварій і катастроф літаків у категорії CFIT відбуваються переважно під час зльоту та посадки, тобто під час польоту на малій висоті. Використання СРППЗ дозволяє екіпажу отримувати попереджувальну інформацію про ризик зіткнення із землею.

2. При порівнянні систем раннього попередження про наближення до землі для таких літаків, як Ан-148 та Boeing-737 видно, що СРППЗ не оснащена власними датчиками і використовує інформаційні дані від датчиків інших систем.

3. Завдання СРППЗ щодо прогнозування уникнення зіткнення з землею зводиться до визначення фактичної висоти траєкторії польоту повітряного судна в заданій зоні прогнозування. Існуючі системи прогнозування мають ряд недоліків, основними з яких є похибки вимірювання координат траєкторії та положення повітряного судна, а також неточності цифрових моделей місцевості через антропогенні та природні зміни. Для того, щоб зменшити вплив неточностей на прогнозовані результати, слід використовувати датчики для безпосереднього вимірювання змін рельєфу місцевості.

4. В кваліфікаційній роботі пропонується використання вузькопроменевих метеорологічних радіолокаційних станцій в режимі "ЗЕМЛЯ" та фіксованою антеною в якості далекомірних РПП як для регіональних, так і для магістральних повітряних суден.

Аналіз основних характеристик МНРЛС в ідеальних умовах показує, що вона може використовуватися як імпульсний далекомір для профільного польоту. Використання автоматизованої МНРЛС як РПП разом з системою СРППЗ-2000 вимагає створення нового підрежиму метеолокатора "Рельєф" і взаємного обміну даними з системою СРППЗ-2000, що забезпечує можливість використання метеонавігаційної РЛС як радіолокатора профільного польоту, для чого знадобиться реалізувати кілька алгоритмів обміну даними.

Таким чином, використання метеолокатора в якості датчика в системі СРППЗ дозволяє здійснювати безперервний моніторинг змін рельєфу місцевості та попереджати екіпаж літака про небезпечні зближення з землею на малих висотах, що істотно впливає на безпеку польотів.

ПЕРЕЛІК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Авиационные приборы и системы: Учебное пособие/ Г.И.Клюев, Н.Н.Макаров, В.М.Солдаткин; Под.ред. В.А.Мишина.-Ульяновск: УЛГТУ, 2000 - 343 с.
2. https://www.boeing.com/resources/boeingdotcom/company/about_bca/pdf/statsum.pdf
3. ГП АНТК им. О. К. Антонова, РЛЭ Ан-148-100, Глава 8.19.17 «Система раннего предупреждения приближения земли СРППЗ-2000», 2004. – 18 с.
4. Самолет Ан-148-100(А,В,Е). Руководство по технической эксплуатации. РЭ7 Раздел 034 (пилотажно-навигационное оборудование).
5. П.И. Дудник, Ю.И. Чересов. Авиационные радиолокационные устройства, – М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1986 г., 538 стр.
6. Ф.Л. Цифанский Радиоэлектронное оборудование самолетов. Часть II. Учебное пособие Васильковское ВАТУ. 1980. - 156 с.
7. О.В. Буянiн, Ю.В. Мещерський, I.C. Река. Авіаційні радіоелектронні системи. Васильківський коледж ВПС. 2001. – 334 с.
8. О. О. Чужа, О. Г. Ситник, В. М. Хiмiн, О. В. Кожохiна. Авіаційні радіотехнічні системи: навч. посiб. / – К.: НАУ. 2017. – 262 с.
9. Яновський Ф. Й. Метеонавігаційні радіолокаційні системи повітряних суден. – К.: Видавництво НАУ, 2003. – 304 с.
10. Мелкумян В. Г., Семенов О. О., Соломенцев О. В. Радіолокаційне та радіонавігаційне обладнання аеропортів. –К.: НАУ, 2006.– 218 с.
11. Синєглазов В. М., Філяшкін М. К. Автоматизовані системи управління повітряних суден. – К.: Вид-во НАУ, 2003. – 504 с.
12. Системи зв'язку та навігації: навч. посiб. / В.П. Харченко, Ю. М. Барабанов, М. А. Міхалочкін. – К.: Вид-во Нац. авіац. ун-ту «НАУ-друк», 2009. – 216 с.
13. М.С. Ярлыков, В.А. Болдин, А.С. Богачев. Авиационные радионавигационные устройства и системы. – М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского. 1980. - 384 с.

14. П.А. Бакулев Радиолокационные системы – М.: Радиотехника, 2004. – 320 с.
15. Вопросы перспективной радиолокации. Коллективная монография / Под ред. А.В. Соколова. – М.: Радиотехника, 2003. – 512 с.
16. Теоретические основы радиолокации. Под ред. Ширмана Я.Д. Учебное пособие для вузов. – М.: издательство «Советское радио», 1970. – 560 с.
17. AIRCRAFT Maintenance Manual 737-300/400/500. - Seattle, Washington, USA: Boeing commercial Airplanes group, 1999 – 5417 p.
18. <https://helpiks.org/6-38710.html>
19. <https://nbaai.gov.ua/wp-content/uploads/2021/03/analysis2020full.pdf>
20. <https://avia.gov.ua/wp-content/uploads/2022/12/%D0%97%D0%B2%D1%96%D1%82-%D0%B7-%D0%B1%D0%B5%D0%B7%D0%BF%D0%B5%D0%BA%D0%B8-%D0%BF%D0%BE%D0%BB%D1%8C%D0%BE%D1%82%D1%96%D0%B2-2021.pdf>