

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ

Національний авіаційний університет

Кафедра авіоніки

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ

Завідувач кафедри авіоніки

_____ Павлова С.В.
(підпис) (П.І.Б.)

«_____» _____ 2020р.

ДИПЛОМНА РОБОТА

(пояснювальна записка)

випускника освітньо-кваліфікаційного рівня «магістр»

з напрямку «Комплекси пілотажно-навігаційного обладнання»

Тема: «Системи запобігання зіткнень із землею сучасного повітряного судна»

Виконавець: _____ Паляниця М.Г.
(підпис) (П.І.Б.)

Керівник: _____ Чужа О.О.
(підпис) (П.І.Б.)

Консультанти з окремих розділів пояснювальної записки:

Охорона праці: _____ Зенько С.М.
(підпис) (П.І.Б.)

Охорона навколишнього середовища: _____ Фролов В.Ф.
(підпис) (П.І.Б.)

Нормоконтролер: _____ Левківський В.В.
(підпис) (П.І.Б.)

Київ 2020

Зміст

«Прогнозування та попередження наближення землі при польоті літака за допомогою радіолокаційної системи»

Перелік умовних скорочень.....

Вступ.....

Розділ №1 «Загальна характеристика та основні функції систем раннього попередження наближення землі».....

1.1 Принцип дії системи попередження про наближення землі.....

1.2 Системи раннього попередження про небезпеку зближення із землею

1.3 Склад та функції системи раннього попередження наближення землі.....

1.4 Попередження про небезпеку та зони дії системи TAWS.....

1.5 Режими роботи системи.....

1.6 Відображення інформації системи TAWS.....

Розділ №2 Системи раннього попередження про наближення землі сучасних повітряних суден.....

2.1. Система раннього попередження наближення землі СРППЗ-2000, літака Ан-148.....

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

2.3 Система EGPWS літака Airbus A-320.....

Розділ №3 Вимірювання упередженої висоти на траєкторії польоту повітряного судна.....

3.1 Політ з огинанням рельєфу місцевості.....

3.2 Імпульсний радіолокатор профільного польоту.....

3.3 Метеонавігаційні радіолокаційні станції.....

3.3.1 Склад та принципи МНРЛС.....

3.3.2 Характеристики сучасних МНРЛС.....

3.3.3 Підсистема вимірювання дальності МНРЛС.....

3.4 Розрахунок енергетичних характеристик МНРЛС з функцією контролю дальності.....

3.5 Застосування МНРЛС в якості радіолокатора профільного польоту СРППЗ

Розділ №4 Охорона праці.....

Розділ №5 Охорона навколишнього середовища.....

СПИСОК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ:

GPWS – система запобігання зіткнення із землею;

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

СППЗ - система попередження приближення землі;

ЛА-літальний апарат;

GCAS- система попередження зіткнень з землею;

ПС- повітряне судно;

ІКВШП- інформаційний комплекс висотно-швидкісних параметрів;

ОСЛ- обчислювальна система літаководіння;

БФІ- багато функціональний індикатор;

РЛС- радіолокаційна станція;

РПП- радіолокатор профільного польоту;

ДНА- діаграма направленості антени;

РВ- радіовисотомір;

РНД- радіонавігаційні далекоміри;

ВСТУП

Багаторічна статистика світової практики польотів свідчить, що CFIT (Controlled Flight Into Terrain, що означає керований політ у землю) належить до такого типу аварій, які найчастіше ведуть до смертельних наслідків. До розроблення і впровадження систем раннього попередження приближення землі (СРППЗ) тільки в США через зіткнення із землею щорічно траплялося 3-4 катастрофи великих пасажирських літаків.

Однак, особливою небезпекою для літака, є політ на малій висоті, особливо на таких етапах польоту як зліт, зниження та приземлення, оскільки часу для виконання маневру, щоб уникнути зіткнення із землею, може бути недостатньо.

Системи попередження зіткнення із землею, на сьогоднішній день, базуються на показах радіо- та барометричних висотомірів, які надалі перетворюються у звукові та візуальні попередження.

При польотах на малих висотах, необхідно вимірювати деяку упереджену відстань до ймовірної перешкоди, для уникнення зіткнення з нею. Сучасні системи не мають фізичної прив'язки до земної поверхні, а розраховують відстань до перешкоди математично. Природні та штучні зміни рельєфу, що несуть за собою неточності карти абсолютних висот рельєфу земної поверхні, а також похибки вимірювання координат літака, являються суттєвими недоліками існуючих систем. Для усунення таких недоліків необхідні датчики, які б безпосередньо вимірювали зміни рельєфу земної поверхні.

Вибір теми та актуальність дипломної роботи заключається в тому, що вирішення проблеми безпосереднього вимірювання зміни рельєфу земної поверхні на деякій упередженій відстані, являється важливим питанням для забезпечення та досягнення безпеки польотів повітряних суден на малих висотах.

РОЗДІЛ 1

ЗАГАЛЬНА ХАРАКТЕРИСТИКА ТА ОСНОВНІ ФУНКЦІЇ СИСТЕМ РАНЬОГО ПОПЕРЕДЖЕННЯ НАБЛИЖЕННЯ ЗЕМЛІ

Система попередження про небезпечне наближення до землі – Ground Proximity Warning System (GPWS) – призначена для формування сигналу тривоги екіпажу повітряного судна (ПС), якщо виникає безпосередня небезпека його зіткнення із поверхнею землі. Існує також інша назва – Ground Collision Warning System (GCWS), тобто система попередження зіткнення із землею. Сьогодні система GPWS визначена як обладнання, що встановлюється на борту ПС для своєчасного формування автоматичного попередження екіпажу, якщо літак перебуває в потенційно небезпечній близькості від поверхні землі, причому таке попередження дуже відрізняється від будь-яких інших сигналів про небезпеку і є пріоритетним.

В системі ІКАО зформовані категорії льотних подій ПС та ведеться постійний моніторинг кількості льотних подій за відповідними категоріями. Однією із таких категорій є CFIT (Controlled Flight Into Terrain), що означає «керований політ у землю». За визначенням категорія CFIT передбачає політ абсолютно справного літака в землю, воду або штучну перешкоду. Багаторічна статистика світової практики польотів свідчить, що CFIT належить до такого типу аварій, які найчастіше ведуть до смертельних наслідків. Для того, щоб кількість катастроф категорії CFIT зменшилася в більшості країн ІКАО та США з певного часу стали вимагати встановлення системи, що попереджує про наближення літака до землі. До розроблення і впровадження GPWS тільки в США через зіткнення із землею керованих ПС щорічно траплялося 3-4 катастрофи великих пасажирських літаків. За статистичними даними після

введення системи GPWS як стандартного обладнання турбореактивних літаків кількість випадків CFIT на регулярних авіалініях значно зменшилася.

1.1. Принцип дії системи попередження про наближення землі

Принцип дії GPWS досить простий: система контролює положення літака відносно землі використовуючи інформацію від бортових датчиків, наприклад висоту літака відносно землі за даними радіовисотоміра малих висот (LRRA) або від системи повітряних сигналів, також дані про просторове положення літака. Комп'ютер постійно слідкує за вказаною інформацією і оцінює поточне положення літака, порівнюючи його з можливими небезпечними ситуаціями, алгоритми яких закладені в базу даних. Система GPWS завчасно попередить екіпаж, якщо літак опиниться в небезпечній ситуації та дасть можливість екіпажу її виправити.

Узагальнену схему системи попередження про наближення землі показано на рис.1.1, на якій наведено такі міжнародні скорочення джерел інформації для системи GPWS: ADIRS – Air Data and Inertial Reference System; FMGC – Flight Management and Guidance Computer; FWC – Flight Warning Computer.

Рис. 1.1.

Основним компонентом GPWS є комп'ютер. На який подаються цифрові дані від бортових датчиків. Він оцінює можливості виникнення небезпечних ситуацій та видає попередження екіпажу, використовуючи візуальні та звукові пристрої попередження.

Первинними датчиками GPWS є LRRA, барометричний висотомір, параметри електронної глісади системи посадки (ILS), також датчики, що є джерелами інформації про особливості конфігурації літака, зокрема про положення механізації крила та шасі.

Незважаючи на досить високу ефективність практичного застосування системи GPWS, яка істотно знизилася кількість авіаційних подій типу CFIT, вона має певні обмеження. Зокрема, під час польоту в умовах нерівності рельєфу, який змінюється з великою крутизною, попередження можуть надійти надто пізно, оскільки звичайна система GPWS залежить від даних радіовисотоміра, який виконує вимірювання дійсної висоти над пролітаємою місцевістю в реальному масштабі часу, що може зумовити проблеми в разі виявлення елементів ландшафту із різким підвищенням рельєфу (гори, пагорби). Датчики традиційної системи GPWS можуть пропустити небезпечні об'єкти рельєфу, які виникають несподівано перед літаком, наприклад, крутий рельєф або штучні перешкоди. Крім того, ефективність застосування GPWS значно залежить від швидкої реакції пілота на попередження системи. Більш того, попереджень взагалі може не бути, якщо літак перебуває в стані приземлення поза межами злітно-посадкової смуги, оскільки стандартні алгоритми GPWS знижують чутливість у ситуаціях, коли випущені шасі та механізація крила у посадкове положення.

Таким чином, у випадку застосування класичної системи GPWS небезпека зіткнення ПС із землею визначається із взаємозв'язку даних про певні характеристики літака щодо безпечної висоти над реальною поверхнею. У разі використання системи такого типу виникають проблеми виявлення ситуацій горизонтального польоту, спрямованого в землю через підвищення рельєфу. Такі ситуації можуть тільки припускатися у разі виявлення тенденції підвищення рельєфу під літаком. У результаті може не залишитися достатньо часу для коригувальних дій екіпажу під час польотів у напрямках крутих ділянок рельєфу.

Оскільки традиційна система GPWS здатна збирати і використовувати реальні дані лише безпосередньо під літаком, вона мусить передбачати майбутні особливості рельєфу. Якщо виникають різкі зміни ландшафту, такі як

несподіваний крутий нахил, то GPWS може не виявити небезпеки зіткнення з рельєфом, доки це стане вже запізно для здійснення маневру ухилення від зіткнення. Тому на початку 2000-х років було розроблено нову технологію Enhanced Ground Proximity Warning System (EGPWS) - система раннього попередження зіткнення із землею, або TAWS – Terrain Awareness and Warning System - система попередження про небезпеку зближення із землею.

Така удосконалена система EGPWS розв'язує зазначену проблему шляхом комбінування всесвітньої цифрової бази даних рельєфу землі – Digital Terrain Elevation Database (DTED) з глобальною системою визначення місцеположення об'єктів (GPS). База даних DTED може також включати штучні перешкоди. Доповнення системи базою даних DTED дає можливість удосконаленій системі EGPWS відображати рельєф землі поблизу літака, забезпечуючи таким чином значно краще ситуаційне інформування пілотів під час здійснення маневрів поблизу земної поверхні.

1.2. Системи раннього попередження про небезпеку зближення із землею

Між GPWS та TAWS (або EGPWS) є, як мінімум, одна дуже принципова різниця - GPWS використовує дійсну висоту в реальному масштабі часу, а TAWS – має функцію прогнозування, тобто передбачає, що буде із ПС через деякий час.

TAWS складається з наступних основних частин:

- база даних рельєфу місцевості (і наземних перешкод). Відмітимо, що необхідно використовувати базу даних саме тієї місцевості, де здійснюється політ, інакше, це не має ніякого сенсу. Якщо та ж GPS з базою даних іншого регіону може хоч якось використовуватися (наприклад, для отримання координат в "сирому" вигляді) то база даних для TAWS є абсолютно необхідним ключовим елементом;

- джерело поточних координат. У переважній більшості випадків це GPS, або вбудований, або сертифікований зовнішній;

- джерело даних про поточну висоту – або барометричний висотомір, або WAAS GPS. Інформація про висоту може також доповнюватися на деяких етапах польоту радіовисотоміром;

- процесор з відповідною індикацією, який обробляє інформацію, що поступає, і видає, при необхідності, попередження;

До TAWS можуть підключатися додаткові джерела інформації про стан повітряного судна - положення шасі і механізації крила і т.д.

На великі ПС встановлюється TAWS класу А, на ПС трохи менше - клас В або С. Природно, чим вище клас, тим більша кількість функцій (ситуацій, коли видається попередження) підтримується системою. Крім того, вертолітні TAWS теж мають свої особливості, пов'язані як з конструктивними особливостями вертольотів, так і з специфікою їх польотів.

Основні типи попередження TAWS наступні:

1. Excessive rate of descent – дуже швидке зниження

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

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

Уявіть, що ви зберігаєте одну і ту ж висоту над рівнем моря, але поверхня землі під вами піднімається (грубо кажучи, політ в напрямку не дуже крутої гори). У цьому випадку індикація спочатку "TERRAIN, TERRAIN", якщо не допомогло, тоді "PULL UP, PULL UP".

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

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

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

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

5. Below glideslope - нижче за глісаду.

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

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

При заході, система оповіщатиме "FIVE HUNDRED", а також попереджатиме, якщо у літака дуже великий крен близько до землі.

Спочатку класичні GPWS встановлювалися тільки на великі літаки, тому вони були зобов'язані мати всі вище перелічені 6 функцій. TAWS класу А теж зобов'язані підтримувати всі 6 функцій, тоді як клас В і С зобов'язані підтримувати тільки 1, 3 і 6.

Проте, як було сказано раніше, в порівнянні з GPWS у TAWS є одна істотна відмінність - TAWS дивиться в майбутнє, намагаючись зрозуміти, чи не трапиться чого-небудь поганого з літаком через деякий час, зазвичай до однієї хвилини. Ця функція називається FLTA – Forward Looking Terrain Avoidance. Загальна суть полягає в тому, що процесор аналізує тенденції руху літака і намагається обчислити його (літака) місцезнаходження через деякий час в майбутньому (як координати, так і висоту). Потім передбачене місце

порівнюється з базою даних рельєфу землі та перешкод, і якщо це місце виявляється ближчим до землі/перешкоди, ніж належить, TAWS видасть попередження. Алгоритм працює досить складно - зокрема, у нього різні мінімальні відстані до перешкод залежно від поточного етапу польоту.

На маршруті, припустимо, попередження буде видано, якщо в горизонтальному польоті висота над рельєфом/перешкодою виявиться менш ніж 700 футів, але при маневруванні в районі аеродрому система почне реагувати, тільки якщо літак знизиться до 350 футів або нижче. Це робиться для того, щоб максимально знизити кількість хибних попереджень (щоб у льотчика була тверда впевненість – якщо спрацював TAWS, потрібно тягнути штурвал на себе і давати максимальний газ).

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

Як вже мовилося, при розробці TAWS докладалося багато зусиль, щоб звести помилкові тривоги до абсолютного мінімуму. На жаль, іноді це призводить до того, що система не реагує на цілком реальну небезпеку. Наприклад, в Торонто є телевежа, одна з найвищих в Північній Америці. Вона знаходиться поряд з Toronto City Centre airport. Оскільки поряд з аеропортом TAWS різко обмежує кількість можливих попереджень, то і на цю башту вона не реагує.

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

Уведення цифрової бази даних DTED у систему забезпечує можливість реалізації функції прогностичного попередження EGPWS. Така система безперервно обчислює обвідні поверхні пред літаком. Ці обвідні є функціями поточного місцеположення літака, його льотно-технічних характеристик і напряму польоту, включаючи напрями поворотів. Якщо обчислена межа поверхні при порівнянні з даними DTED про поверхню землі визначається системою як така, що перебуває в конфлікті з базою даних, виробляються сигнали тривоги.

Існують два рівні тривоги залежно від приблизного «часу до зіткнення». Більшу прогностичну відстань розраховують таким чином, щоб видати сигнал за одну хвилину до можливого зіткнення. Якщо дані на такій відстані виявляються в конфлікті з даними DTED, видається попереджувальний сигнал «Caution, Terrain» (Обережно, земля) або «Terrain Ahead» (Земля попереду). Надалі, якщо траєкторія польоту не коригується, сигнал тривоги повторюється кожні сім секунд.

Коротша прогностична відстань визначається, виходячи з 30-секундного інтервалу між видачею попередження і потенційним зіткненням за розрахунком. У цьому випадку, якщо сигнальна обвідна збігається з інформацією бази даних DTED, видається попередження «Terrain-Terrain-Pull Up-Pull Up» (земля-земля-тягни вгору-тягни вгору) або «Terrain Ahead – Pull Up» (земля попереду-тягни вгору).

У випадку виявлення штучних перешкод під час видачі попереджувальних повідомлень слово «terrain» (земля) замінюється словом «obstacle» (перешкода), тобто голосові повідомлення звучатимуть: «Caution, Obstacle» або «Obstacle Ahead» та «Obstacle – Obstacle – Pull Up – Pull Up».

Цим досягається додаткова ситуаційна інформованість екіпажу про траєкторію польоту, особливо в умовах польоту над плоскими рівнинами з високими вежами, де попередження типу «Terrain» можуть здатися неймовірними.

Іншою найважливішою, якщо не головною, є проблема баз даних підстилаючої поверхні - цифрових карт місцевості, тобто того, що є основою системи раннього попередження. Теоретично, кожен перевізник повинен мати повний набір карт практично всієї земної поверхні або всіх потенційних районів польотів. Здавалося б, що сьогоденний рівень розвитку картографії, особливо з урахуванням супутникового спостереження, дозволяє вирішити цю проблему. Але не слід забувати про організаційні і бюрократичні перепони, пов'язані із забезпеченням розробників цією інформацією повною мірою. Тому вельми сумнівно, що зарубіжні системи EGPWS мають достатній набір карт місцевості території колишнього СРСР, також як наші розробники - доступ до карт західної півкулі необхідного масштабу і достовірності.

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

1.3. Склад та функції системи раннього попередження наближення землі

Функція TAWS реалізована в окремому незалежному модулі, який входить до складу обчислювача системи попередження зіткнень TCAS і називається модулем попередження зіткнень з землею (GCAM). Модуль GCAM забезпечує повний прогноз для сигналів тривоги і попередження, щоб запобігти катастрофічному зіткненню з землею справного літака в управляємому польоті, а також всі режими звичайної системи попередження зіткнень з землею за вимогами стандарту TSO C151a.

Метою TAWS являється забезпечення льотного екіпажу своєчасною інформацією про потенційну небезпеку в напрямку маршруту польоту, яка

може привести до зіткнення з землею. TAWS формує сигнал тривоги приближення до землі, попередження про необхідність набору висоти або попередження про необхідність обходу в залежності від положення літака відносно землі.

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

Конструкція TAWS формує датчик прогнозів тривоги на основі реальних характеристик літака. Така конструкція мінімізує хибні тривоги і підвищує довіру екіпажу до системи, оскільки сигнали тривоги, що формується представляють реальну небезпеку. TAWS також має функцію визначення реактивного зсуву вітру для попередження екіпажу, якщо літак входить в небезпечні умови зсуву вітру.

Базова система TAWS складається з наступних компонентів:

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

Функція прогнозування (CPA) модуля GCAM забезпечуються за рахунок вдосконаленого прогнозу сигналізації зіткнень на основі даних про підстилаючу поверхню та аеропортів, а також моделювання можливостей літака по набору висоти. Ця функція прогнозує небезпечну ситуацію відносно поверхні землі і формує сигнали тривоги у вигляді голосових і візуальних повідомлень, а також відображення на графічному дисплеї.

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

Функція CPA прогнозує потенційні конфлікти шляхом порівняння двох профілів:

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

База даних рельєфу підстилаючої поверхні отримана з моделі Всесвітньої Геодезичної Системи — 1984(WGS-84). Карта світу поділена на безліч ділянок, що формують безперервну сітку по поверхні землі (рис. 1.2). Величина висоти, визначена для кожної ділянки визначається найвищою точкою в межах цієї ділянки щодо рівня моря (MSL). Розмір ділянки або роздільна здатність карти збільшується в зоні аеродрому і при заході на посадку відповідно до вимог для даного регіону.

Наступна базова роздільна здатність використовується для специфічних зон експлуатації літаків:

- маршрутні зони кодуються з низькою роздільною здатністю ділянок, що мають розміри 180×180 кутових секунд (еквівалент 3×3 м. милі на екваторі);
- поверхня в межах 21 м. милі від будь-якого аеропорту кодується ділянками що мають розмір 30×30 кутових секунд (еквівалент $0,5 \times 0,5$ м. милі на екваторі). Ця область може бути розширена до радіусу в 30 м. миль для аеропортів в гірській місцевості або інших

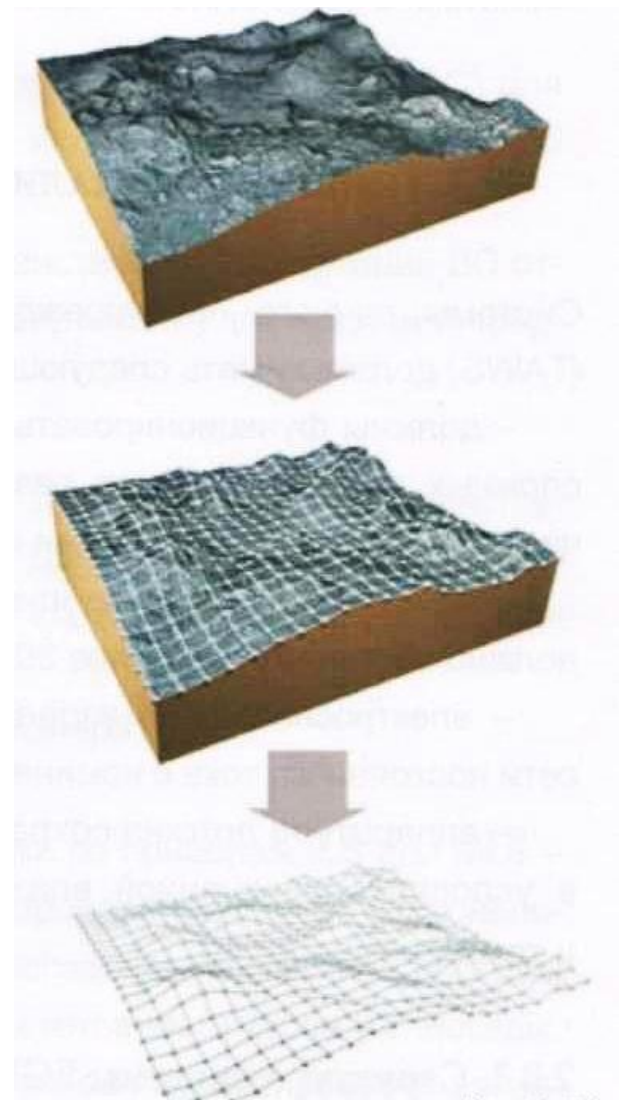


Рис. 1.2. Цифрова модель рельєфу.

- специфічних аеропортів, де навколишній рельєф вимагає більш високого дозволу;
- поверхня в межах 6 миль аеропортів в гірській місцевості може бути закодована ділянками що мають розмір 15×15 кутових секунд (еквівалент $0,25 \times 0,25$ м. милі на екваторі).

Вказані вище величини є типовими, проте є виключення:

1. На широтах вище 50° (розмір довготи кожної клітинки збільшується, щоб компенсувати збіжність меридіанів).

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

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

Система TAWS виконує наступні завдання:

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

1.4. Попередження про небезпеку та зони дії системи TAWS

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

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

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

- точно визначається місцеположення літака;
- доступні дані про характеристики літака;

- всі характеристики, отримувані з бази даних поверхні, цілі і справні;
- база даних зони аеропорту справна;
- всі необхідні вхідні сигнали справні;
- режим рельєфу землі не заблокований.

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

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

У горизонтальній площині зона дії для визначення конфліктних ситуацій в процесі прямолінійного горизонтального польоту є вузьким полем огляду, із кутом $1,5^\circ$ з обох боків від траєкторії польоту попереду літака. Цей вузький огляд гарантує, що земля з будь-якого боку поза траєкторії польоту не формуватиме непотрібних застережень і попереджень. Як тільки літак почне розворот, функція CPA використовує швидкість розвороту літака, щоб екстраполювати визначення конфліктних ситуацій на всю поверхню землі, розташовану у напрямі розвороту до 90° від поточної траєкторії літака.

У вертикальній площині зона дії CPA застережень тягнеться уздовж траєкторії польоту від відстані руху в 20 секунд попереду літака до прогнозованої траєкторії набору висоти на відстані руху в 132 секунди попереду

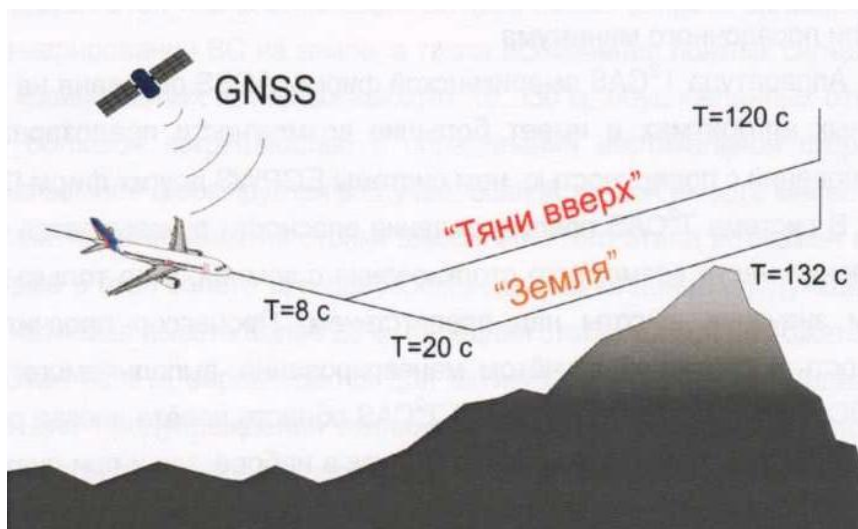


Рис. 1.3. Вертикальна зона дії попередження про небезпеку

літака. Зона в 20 секунд забезпечує достатній час для реакції пілота щоб виконати стандартний набір висоти.

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

Зона дії сигналів прогнозованих попереджень про небезпеку (CPA функція) по своїй структурі є такою ж, як зона застережень, за винятком того, що вона починається на траєкторії польоту за 8 секунд попереду літака від точки початку набору висоти за 120 секунд попереду літака. Інтервал в 8 секунд представляє максимально очікуваний час на реакцію пілота для початку маневрування. Якщо зона дії CPA сигналів попередження виявляє небезпеку, то можуть формуватися два типи застережливих сигналів. Тип сигналу попередження визначається залежно від обчислень CPA: має або не має літак достатні можливості по набору висоти, щоб забезпечити перевищення над рельєфом місцевості за рахунок стандартного маневру:

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

1.5. Режими роботи системи

Система TAWS (EGPWS) може працювати в різних режимах (рис. 1.4).



Рис. 1.4. Режими роботи ТАWS за етапами польоту

Режим 1 «Надмірна швидкість зниження» (рис. 1.5)

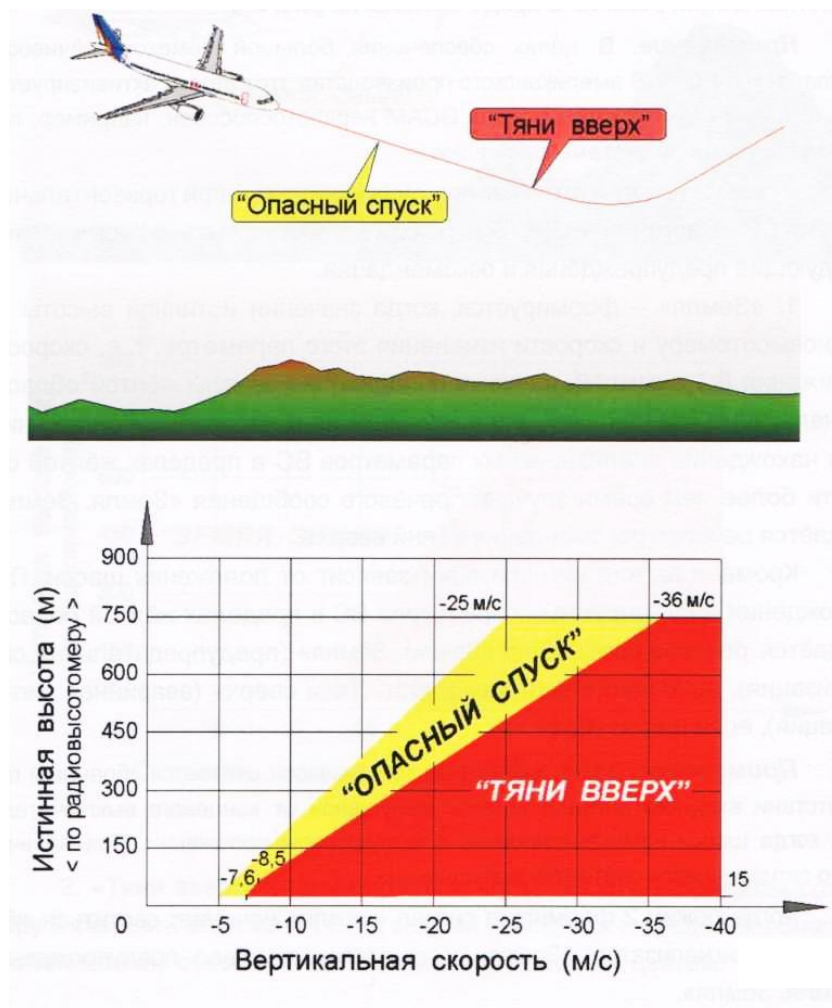


Рис. 1.5. Режим 1 «Надмірна швидкість зниження»

Даний режим (рис. 1.5) контролює радіовисоту і вертикальну швидкість і формує реактивні сигнали застереження і попередження, якщо поточна

траєкторія польоту зниження йде з надмірною швидкістю. Цей режим активізується тільки у тому випадку, коли функція CPA GCAM непрацездатна. Поки функція CPA GCAM включає будь-які сигнали попередження, які повинні бути сформовані реактивним режимом 1, цей режим блокується, якщо функція CPA GCAM працює нормально.

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

Режимом 1 можуть бути сформовані наступні попередження:

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

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

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

Режим 2 «Надмірна швидкість зближення з землею» (рис.1.6)

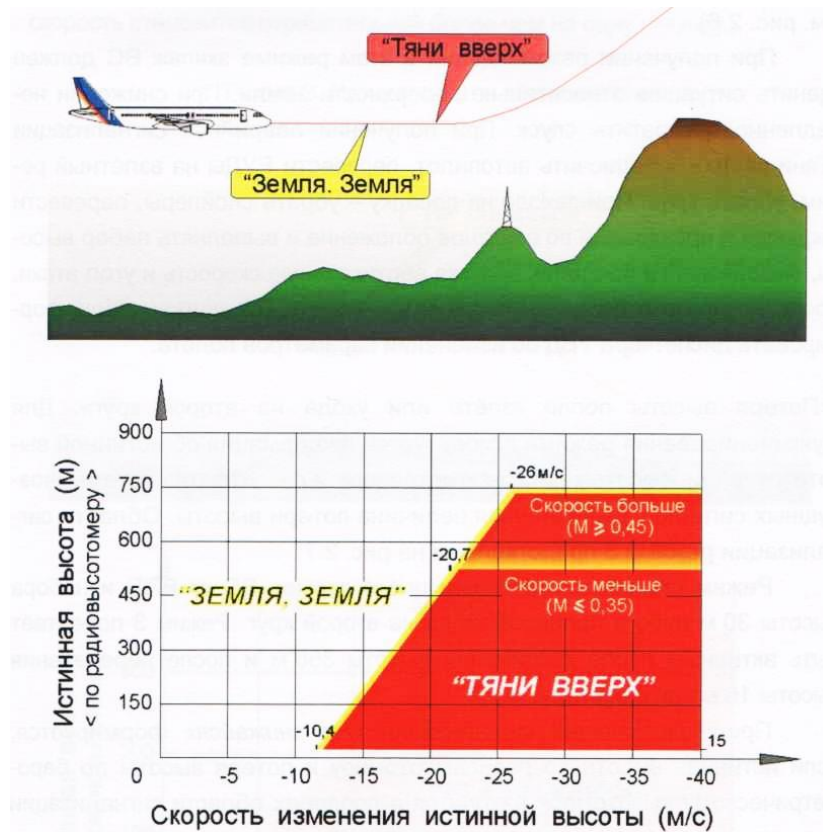


Рис. 1.6. Режим 2 «Надмірна швидкість зближення з землею»

Цей режим (рис.1.6) контролює радіовисоту, обчислену повітряну швидкість, конфігурацію шасі, конфігурацію посадочного положення закрилків і формує реактивні сигнали застереження середньої тривалості і реактивні сигнали попередження короткої тривалості, коли поточна траєкторія польоту і земля зближуються з надмірною швидкістю.

Режим 2 активізується тільки у тому випадку, коли функція CPA GCAM непрацездатна. Якщо функція CPA GCAM працює нормально, реактивні попередження режиму блокуються. Коли функція CPA GCAM непрацездатна — спалахує світлосигналізатор TERR INOP (НЕМАЄ ПРОГНОЗУ).

Режим може формувати наступні сигнали тривоги:

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

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

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

Режим 2А або Режим 2В.

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

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

Режим 3 «Втрата висоти після зльоту» (рис.1.7.)

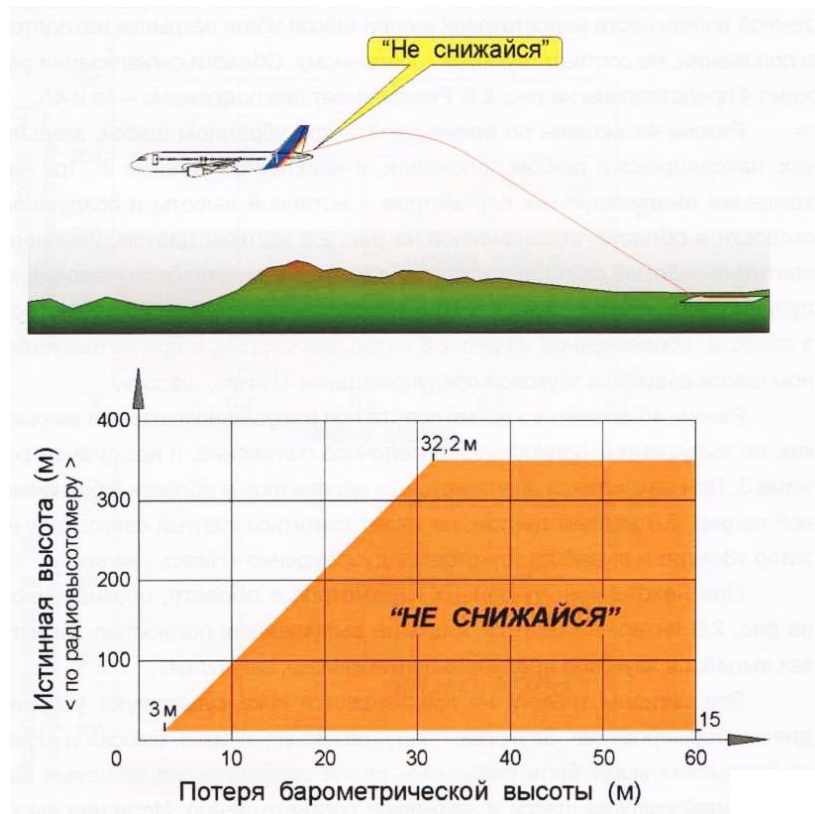


Рис 1.7. Режим 3 «Втрата висоти після зльоту»

Цей режим (рис. 1.7) контролює радіовисоту і баровисоту і формує сигнал попередження, коли є втрата висоти після зльоту або промах при заході.

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

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

Режим 4 «Наближення літака до землі в не посадковій конфігурації»

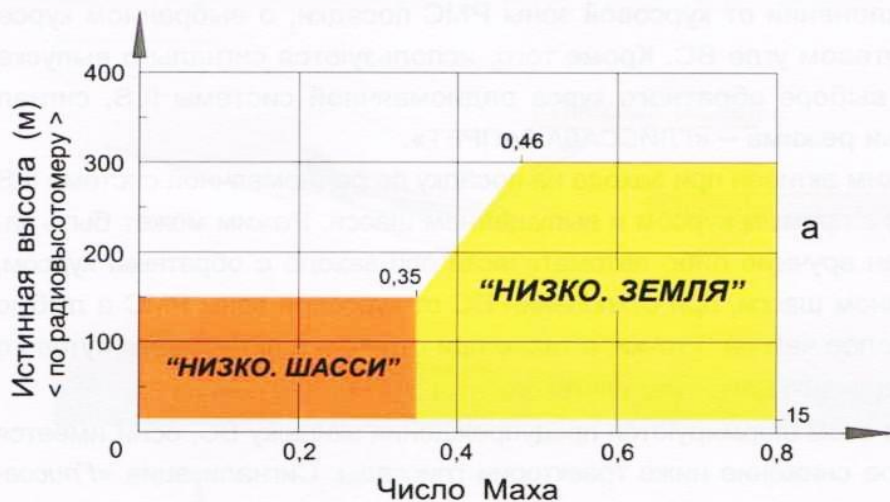


Рис. 1.8. Режим 4 «Наближення літака до землі не в посадковій конфігурації»

Режим 4 (рис.1.8) є активним при заході літака на посадку. Режим має два підрежими 4.1 та 4.2.

Підрежим 4.1 - зниження літака з прибраним шасі. У цьому підрежимі при зниженні нижче висоти в зоні 1, сигналізації включається жовте табло

«ЗЕМЛЯ» і видаються повторювані звукові сигнали Вууп, Вууп, «Низько шасі», а в зоні 2, при значній повітряній швидкості-зоні-Вууп, Вууп, «Низько земля».

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

Режим 5 «Надмірне зниження ЛА нижче глісади при заході на посадку за приладами»

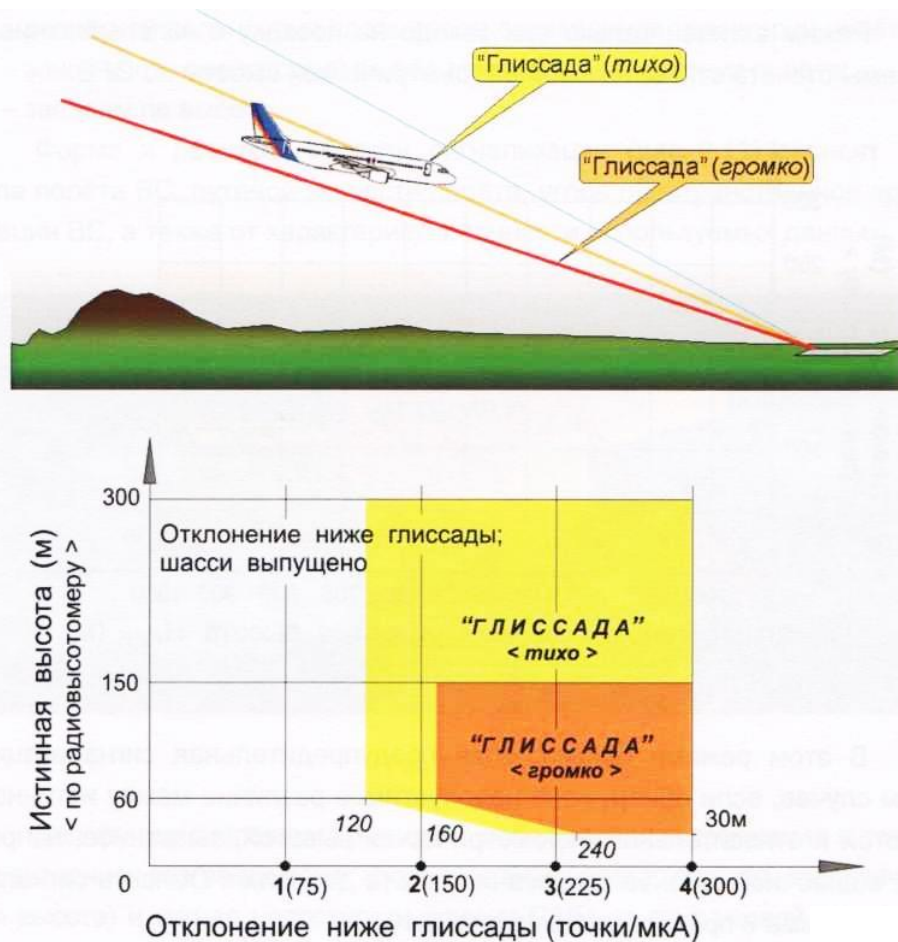


Рис 1.9. Режим 5 «Надмірне зниження ЛА нижче глісади при заході на посадку за приладами»

Режим активний на етапі посадки (рис 1.9) (при випущеному шасі і наявності інформації від посадкової системи) до зниження нижче істинної висоти (H_{PB}) 30 м або відходу на друге коло. При знаходженні параметрів ПС в зоні сигналізації видається голосове повідомлення «глісада» і застережливий світловий сигнал.

Режим 6 «Перевищення порогового значення різниці геометричної і відносної барометричної висоти»



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

Режим 6 призначений для формування звукової сигналізації при значній різниці між показаннями радіовисотоміра і відносної барометричної висоти (рис. 1.10). Ця різниця може виникати при неправильному виставленні опорного тиску або несправності радіовисотоміра. Режим працює як при використанні системи QFE (як опорного тиску на барометричний висотомір вводять тиск на рівні аеродрому), так і при використанні системи QNH (як опорного тиску на барометричний висотомір вводять тиск на рівні моря). При використанні системи QNH барометрична висота коригується на величину перевищення аеродрому зльоту/посадки. Режим активний лише при посадковому положенні шасі і закрилків літака. В області сигналізації видається попереджувальна

сигналізація: загоряється жовте табло «ЗЕМЛЯ» і мовне повідомлення «ПЕРЕВІР ВИСОТУ».

Режим 7 «Оцінка рельєфу місцевості за напрямком польоту»

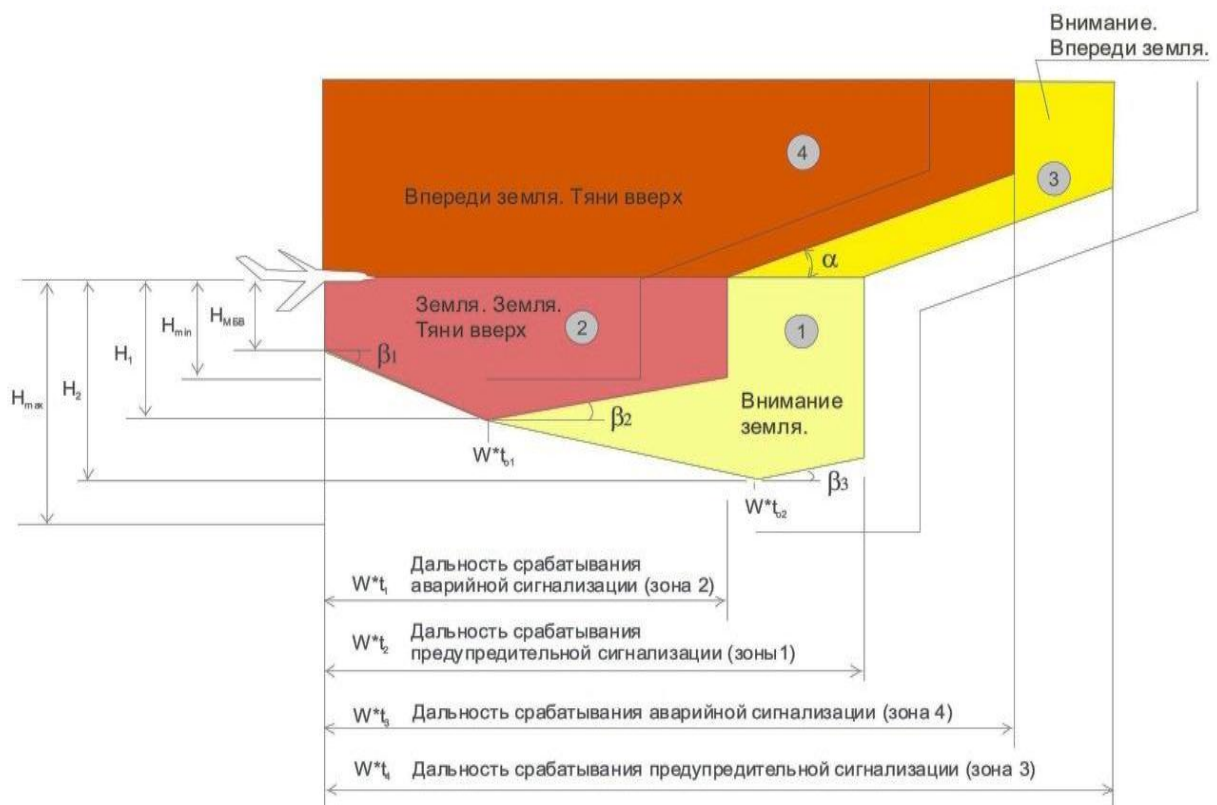
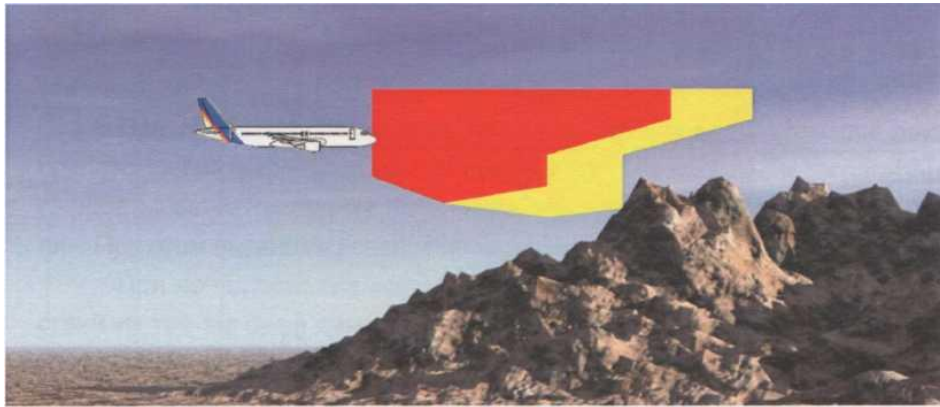


Рис. 1.11. Режим 7 «Оцінка рельєфу місцевості за напрямком польоту» вертикальний профіль

Режим активний на всіх етапах польоту, включаючи розвороти (рис. 1.11.). Він використовується для перевірки відсутності елементів рельєфу і штучних перешкод у межах встановленого робочого простору, форми і розміри

якого є розрахунковими і залежать від етапу польоту, місця розташування літака і кутів його просторової орієнтації, швидкості польоту та ін. СРППЗ використовує параметри руху ЛА, визначені вбудованою або зовнішньою супутниковою навігаційною системою і бортовими датчиками.

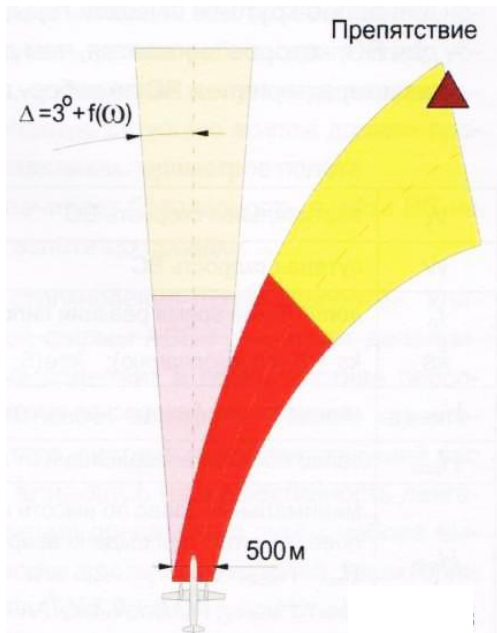


Рис. 1.12. Режим 7. Горизонтальний профіль

Робочий простір обмежений:

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

Режим 8 «Передчасне зниження при заході на посадку»

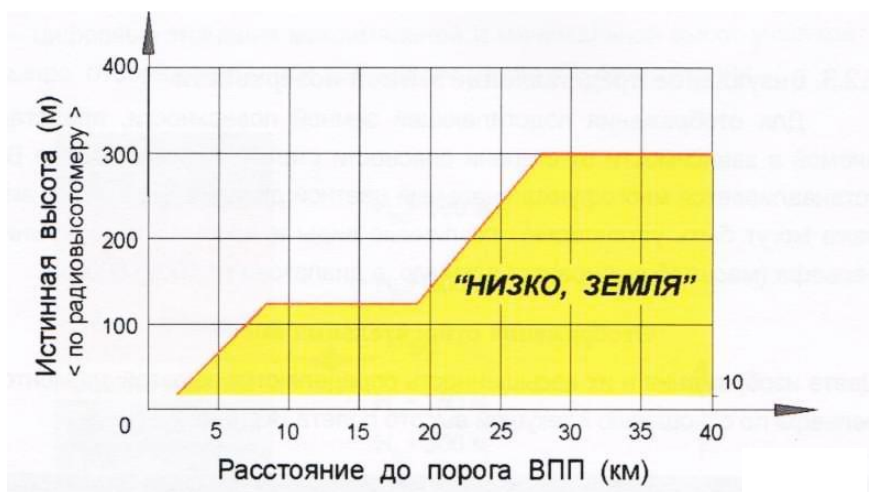


Рис. 1.13. Режим 8 «Передчасне зниження при заході на посадку»

Режим активний на всіх етапах польоту, крім етапу зльоту і виходу на друге коло (рис. 1.13). Оцінка безпеки положення ЛА щодо рельєфу в районі аеродрому здійснюється на підставі інформації про місцезнаходження ПС, істинної висоти та інформації про аеродром з бази аеронавігаційних даних TAWS. Має два під режими 8.1 та 8.2.

Підрежим 8.1 «Попередження про недостатню істинну висоту».

В цьому режимі (рис. 1.14) перевіряється чи не знаходиться літак небезпечно нижче допустимої траєкторії заходу на посадку (шляхом порівняння поточної істинної висоти з висотою, знаходження на якій допустимо при поточному видаленні від порога ЗПС). При попаданні літака в область сигналізації включається жовте табло «ЗЕМЛЯ» і періодично видається повідомлення «НИЗЬКО ЗЕМЛЯ».

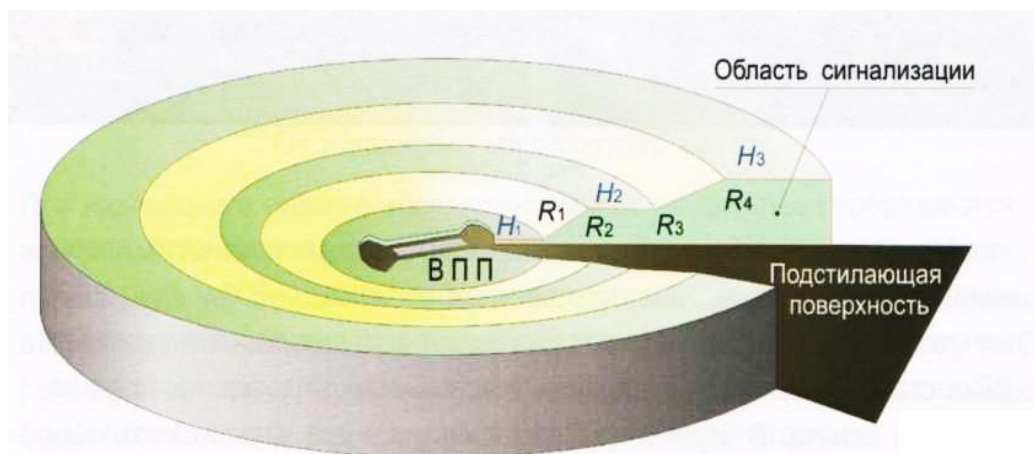


Рис. 1.14. Межі попереджувальної сигналізації підрежиму 8.1.

Підрежим 8.2 «Попередження про недостатню висоту над порогом ЗПС».



Рис. 1.15. Межі попереджувальної сигналізації режиму 8.2.

У гірських районах перевищення ЗПС може бути більше перевищення рельєфу під траєкторією заходу на посадку (рис. 1.15). У цьому випадку показання висоти по радіовисотоміри може бути значним, у той час як літак буде перебувати нижче перевищення ЗПС. Використання кордонів режиму перевірки істинної висоти не дає нормальних результатів. Для видачі сигналізації в даній ситуації використовується режим перевірки перевищення над порогом ЗПС. В межах області сигналізації система формує попереджувальну сигналізацію: загоряється жовте табло «ЗЕМЛЯ» і періодично видається повідомлення «низькі землі». При знаходженні параметрів ПС в зоні сигналізації видається голосове повідомлення «Низько земля» і застережливий світловий сигнал.

1.6. Відображення інформації системи TAWS

Отже, багато сучасних систем попередження наближення землі також включають базу даних про рельєф. Цей клас систем отримав позначення EGPWS. У них індикація синтезованого по базі даних рельєфу служить, в першу чергу, не для навігації, а для попередження пілота про небезпеку зіткнення із землею. Власне кажучи, індукується не карта, що відображає всі подробиці

підстилаючої поверхні землі, а тільки підвищення, що знаходяться в зоні досяжності ЛА (рис. 1.16).

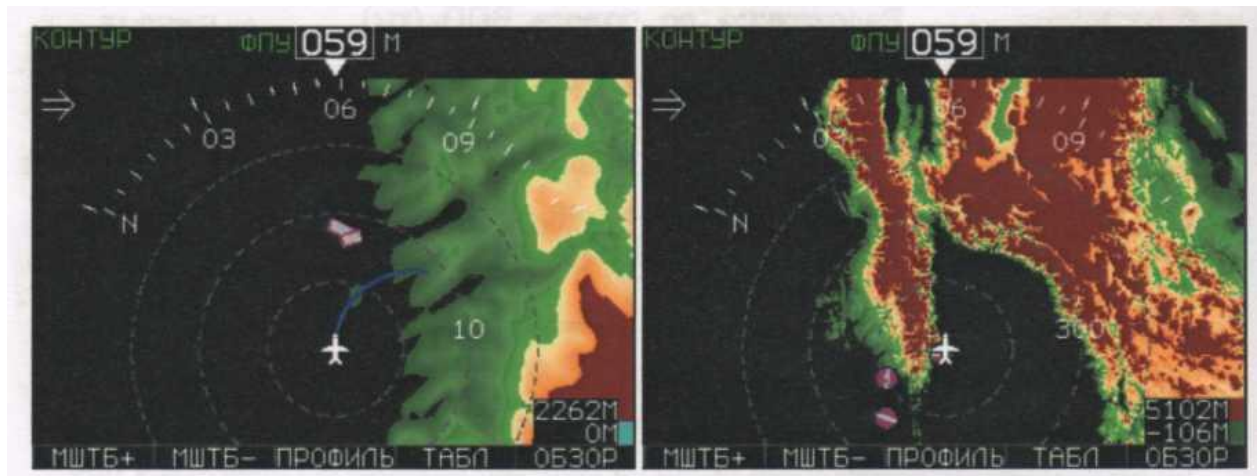


Рис. 1.16. Відображення рельєфу на індикаторі TAWS

Якщо ЛА піднімається на велику висоту, зображення рельєфу зникає. Інформація EGPWS виводиться на пілотажний і навігаційний індикатори пілота. На пілотажному індикаторі вона зображується у варіанті «вид з вікна», а лінія горизонту має вигляд не прямої лінії, як в традиційному авіагоризонті а ламаної лінії, що повторює профіль рельєфу. На це зображення накладається звичайна для пілотажного формату символіка – шкали, цифрові лічильники, значки і тексти. На навігаційному індикаторі висвічуються ділянки поверхні, що представляють небезпеку при даній висоті польоту. Ступінь небезпеки кодується кольором ділянки:

- *червоним* – перешкоди, що знаходяться прямо по курсу з висотою, що перевищує поточну висоту польоту;
- *жовтим* – такі ж перешкоди в стороні від поточного курсу із меншою висотою, ніж у ЛА;
- *зеленим або сірим* – підвищення рельєфу, які нижче за поточну висоту, але повинні бути взяті до уваги;

- ділянки поверхні, які значно нижче ніж висота польоту, взагалі не індукуються.

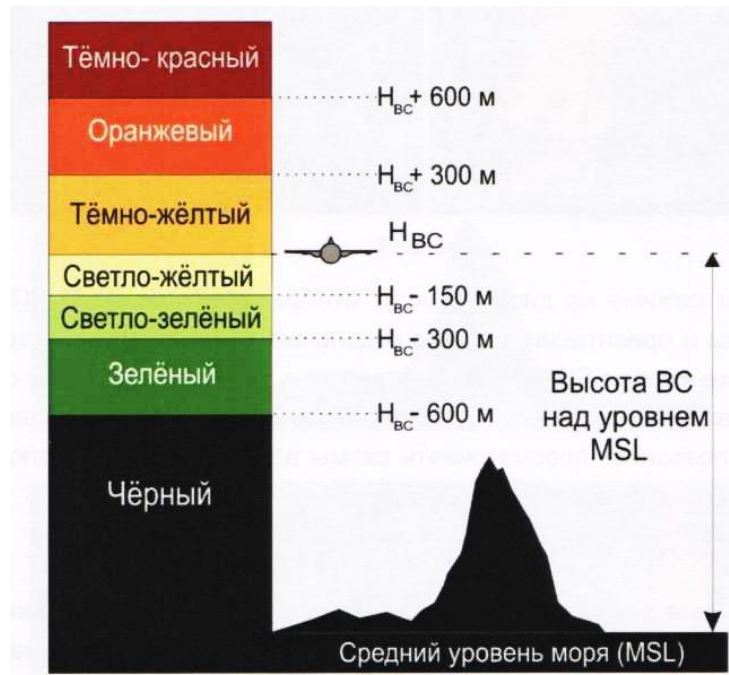


Рис. 1.17. Відображення ступеня небезпеки кольором ділянки

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

Система раннього попередження близькості землі СРПБЗ (ВНІРА-навігатор) видає екіпажу інформацію: про неприпустиму швидкість зниження, небезпечну близькість землі, втрату висоти після зльоту, неприпустиме відхилення нижче глісади, досягнення заданої висоти при заході на посадку, небезпечних перешкодах і характері рельєфу земної поверхні у напрямі польоту. Розгалужений вбудований контроль СРППЗ дозволяє не тільки перевіряти системи на борту повітряних судів, але одночасно оцінювати працездатність бортових датчиків і систем, що використовуються.

СРППЗ не вимагає контрольно-перевірочної апаратури для наземної перевірки на літаку і в АТБ. Має вбудований "чорний ящик", що дозволяє оперативно оцінювати роботу літакового устаткування і дії екіпажа після

кожного польоту. Екіпаж отримує інформацію СРППЗ візуально (відповідно ступеню небезпеки зелене, оранжеве, червоне забарвлення зображення і аварійні світлові сигнали) і на слух - для ухвалення рішення вимовляється жіночим голосом на російській або англійській мові, мовні повідомлення "Небезпечний спуск", "Тягни вгору", "Низьке шасі", "Перевір висоту" і т.п. Розгалужений вбудований контроль СРППЗ дозволяє не тільки перевіряти системи на борту повітряних судів, але одночасно оцінити працездатність бортових датчиків і систем, що використовуються.

ВИСНОВОК 1 РОЗДІЛУ

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

Система видає екіпажу реактивні попередження та прогнозовані попередження про можливість зіткнення літака із землею.

При польотах на малій висоті необхідно вимірювати відхилення літака від траєкторії руху по висоті на основі інформації від радіовисотоміра та радіотехнічної системи посадки, а також прогнозувати траєкторію польоту ЛА та розглядати можливості її наближення до земної поверхні на критичні висоти. Прогнозування виконується на деякій упередженій відстані, достатній для виконання маневру уникнення аварійної ситуації.

Прогнозування траєкторії польоту та вимірювання відхилення літака від траєкторії руху по висоті покладено на системи раннього попередження зіткнення із землею.

РОЗДІЛ 2

СИСТЕМИ РАНЬОГО ПОПЕРЕДЖЕННЯ ПРО НАБЛИЖЕННЯ ЗЕМЛІ СУЧАСНИХ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН

2.1. Система раннього попередження наближення землі СРППЗ-2000, літака Ан-148.

Система СРППЗ-2000 при взаємодії з бортовим радіоелектронним обладнанням літака призначена для попередження екіпажу про можливе потрапляння в ситуацію, розвиток якої може призвести до ненавмисного зіткнення літака з земною або водною поверхнею, а також для раннього попередження при наявності небезпеки у напрямку польоту та при передчасному зниженні [2]. Попередження здійснюється шляхом подачі голосової та світлової сигналізації, а також шляхом формування візуальної інформації про характер підстилаючої поверхні на БФІ на основі електронних баз даних рельєфу земної поверхні, штучних перешкод та аеродромів у напрямку польоту.

Сигналізація попередження видається в наступних режимах:

- перевищенні встановлених порогових значень вертикальної барометричної швидкості зниження (режим 1);
- перевищенні встановлених порогових значень швидкості зближення з земною або водною поверхнею (режим 2);
- втраті барометричної висоти при зльоті або при відході на другий круг (режим 3);

Кафедра авіоніки				НАУ			35
Виконав				Літ.	Арк.	Аркушів	
Керівник	Чужа О.О.						

– польоті біля земної поверхні з закрилками не в посадковій конфігурації або з не випущеними шасі (режим 4);

– надмірному відхиленні вниз від радіотехнічної глісади понад встановленого порогового значення при посадці (режим 5);

– досягненні встановленого порогового значення різниці між відносною

барометричною та геометричною висотою (режим 6);

– при проході ряду визначених наперед значень висот в процесі заходу на посадку (режим 8); видача голосових повідомлень;

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

– при наявності небезпеки у напрямку польоту (раннє попередження);

– при передчасному зниженні.

Опис.

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

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

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

Структурна схема СРППЗ-2000 приведена на рис. 2.1

Джерелами вхідної інформації системи являються:

- радіовисотомір А-053 – видає в систему сигнал радіовисотита сигнал своєї справності;
- система ІКВШП – видає в систему сигнали відносної ($H_{\text{відн}}$) та абсолютної ($H_{\text{абс}}$) барометричної висоти, приладної швидкості ($V_{\text{пр}}$), вертикальної швидкості ($V_{\text{в}}$) та сигнали своєї справності;
- Курс 93М – видає сигнал відхилення від радіотехнічної глісади й сигнал справності;
- курсовертикаль № 2– видає сигнали гіромагнітного курсуй крену;
- ОСЛ – видає сигнали заданого шляхового кута, шляхової швидкості, географічних координат;
- СУЗЛО – видає разові команди «Шасі обжато» (ШО), «Шасі випущено» (ШВ), «Закрилки – в посадковому положенні» для визначення етапів польотуй включення різних режимів роботи системи на вхід СРППЗ.

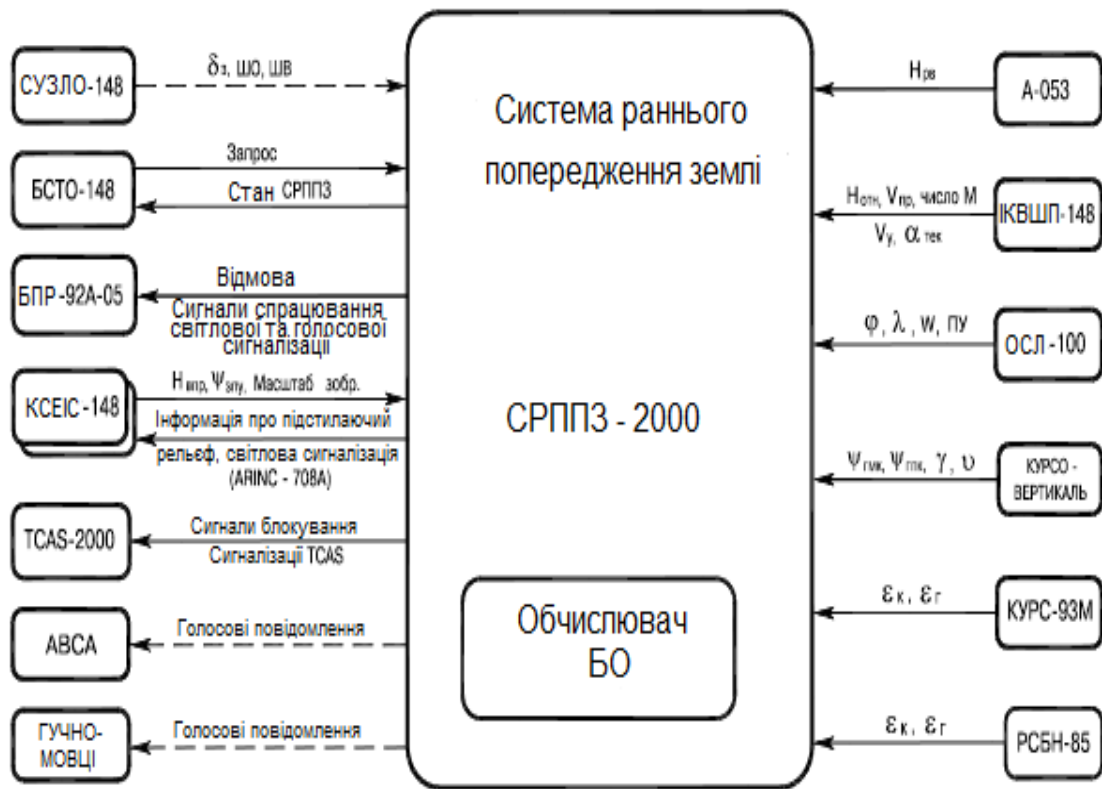


Рис.2.1 Структурна схема СРППЗ

Сигнализ датчиків вхідної інформації аналізуються в СРППЗ. При надходженні вхідних сигналів відповідаючи небезпечним ситуаціям, в обчислювачі (БО) формуються сигнали про небезпеку поступаючі в КСЕІС, в систему внутрішнього зв'язку в бортовий регістратор.

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

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

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

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

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

Органи управління й контролю СРППЗ-2000 літака Ан-1148 приведені на рис. 2.2.

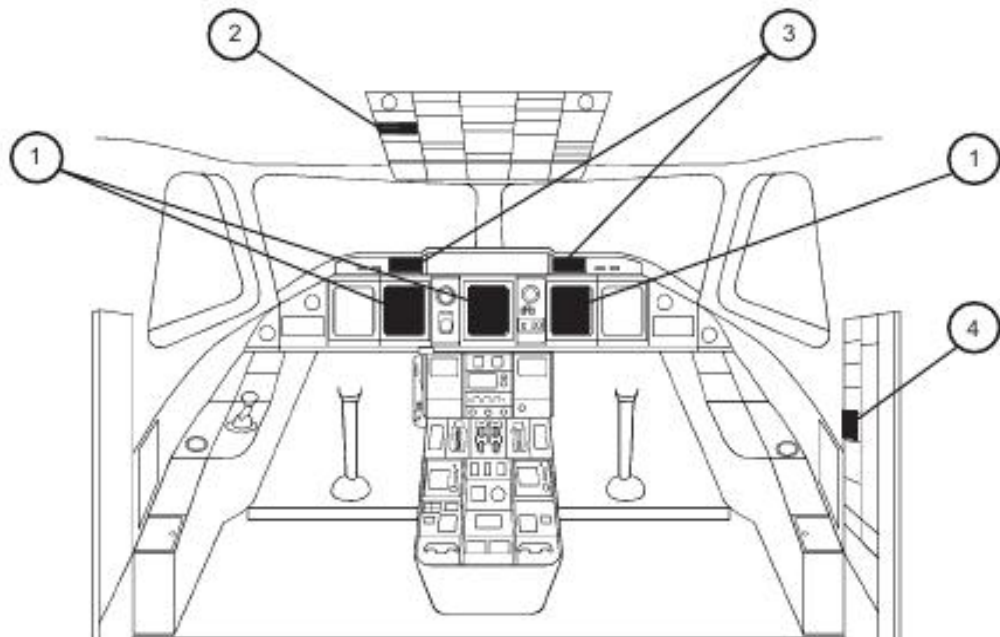
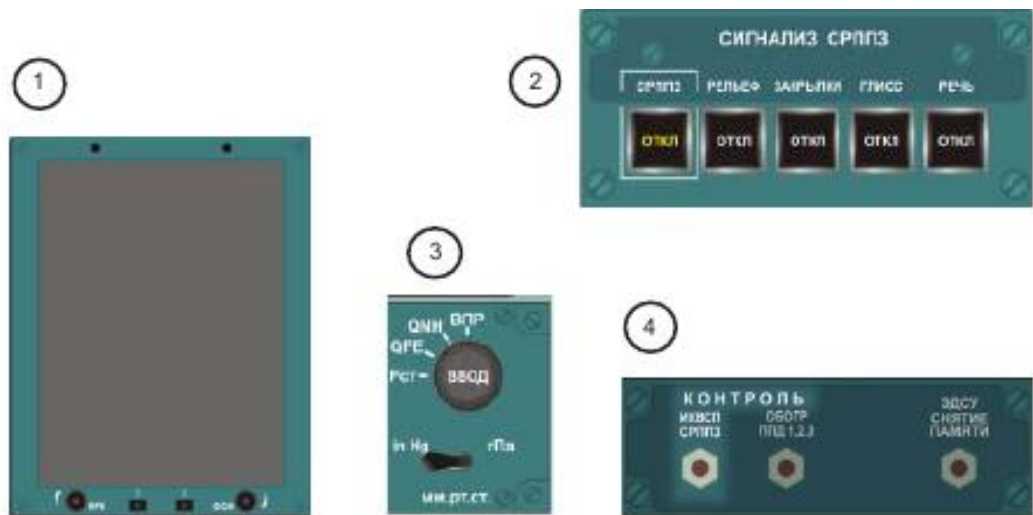


Рис.2.2 Органи управління та контролю СРППЗ-2000 літака Ан-148

Функціональне призначення органів управління та контролю приведено в табл.2.1

Таблиця 2.1

Органи управління
та контролю

Призначення

Верхній пульт

Щиток «СИГНАЛІЗ. СРППЗ»

«СРППЗ»

Ввімкнення/вимкнення СРППЗ

«РЕЛЬЄФ»

Відключення режиму раннього попередження
приближення землі

«ЗАКРИЛКИ»

Відключення сигналізації при польоті біля земної
поверхні з не випущеними закрилками

«ГЛІСС»

Відключення попереджувальної сигналізації «НИЖЧЕ
ГЛІССАДИ»

«МОВЛЕННЯ»

Відключення сигналів СРППЗ в СПУ

Пульт передпольотної підготовки

«КОНТРОЛЬ ІКВШП,
СРППЗ»

Перевірка СРППЗ в режимі «Тест-контроль»

Козирок приладної дошки

ПУІ №1, 2 системи КСЕІС

Перемикачі з
положеннями

«QFE» або «QNH»

Вибір сигналізації «Перевір висоту» при положенні
перемикача «QFE».

Приладна дошка

Індикатори КСЕІС
(КПІ, БФІ, КІСС)

Відображення пілотажної інформації і видача текстів
аварійних, попереджуючих та повідомлюючих сигналів
з рекомендаціями по парированні виниклих
небезпечних ситуацій.

Робота системи СРППЗ-2000.

Сигнали з датчиків первинної інформації аналізуються в обчислювачі. При значенні вхідних сигналів, що відповідають небезпечним ситуаціям, в обчислювачі формуються сигнали небезпеки, що поступають в СПУ, на табло та в бортовий регістратор.

Вбудовані засоби контролю системи забезпечують:

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

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

Відображення пілотажної інформації на БФІ показано на рис. 2.3.

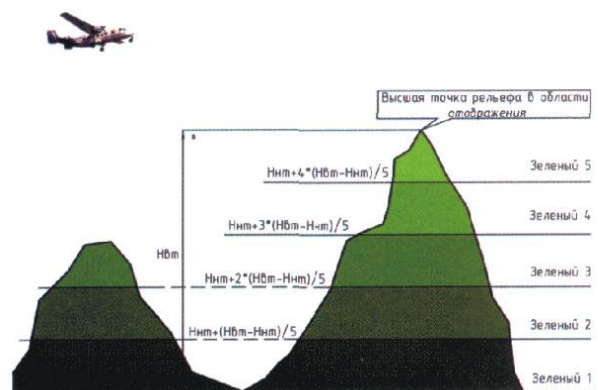
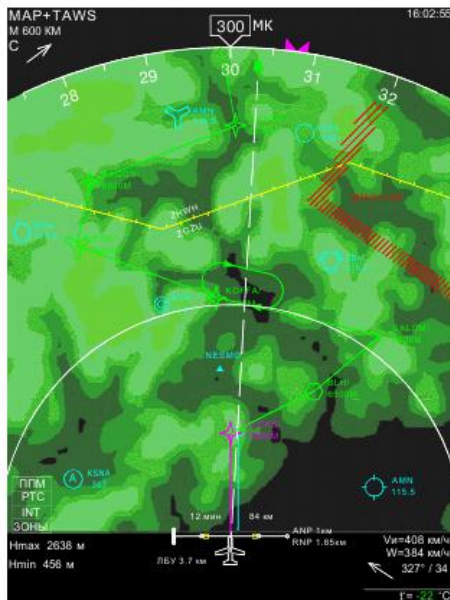


Рис.2.3.а КАДР “МАР + TAWS” (абсолютні висоти)

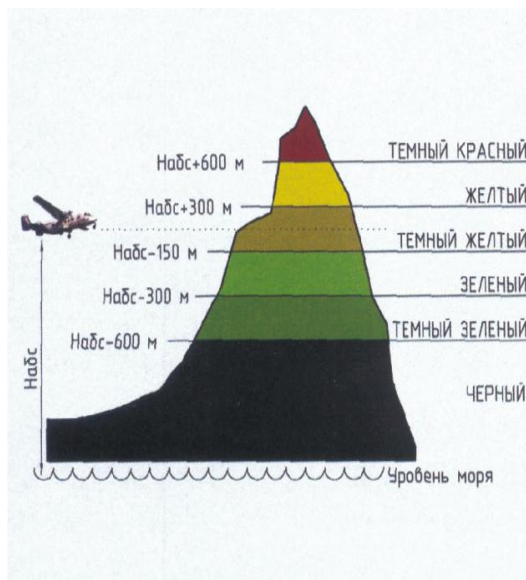
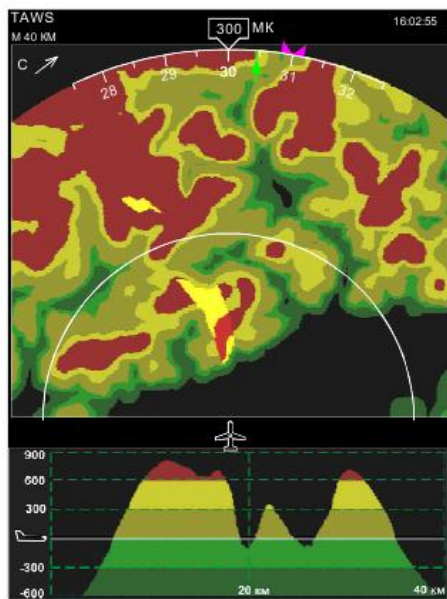


Рис. 2.3.б. КАДР “ТАWS” (відносні висоти)

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

Таблица 2.2

Повідомлення та звуковий супровід (текстовий + (т) тональний + (г) голосовий)	Індикатор			Причина повідомлення
	КПІ	КІСС	БФІ	
1	2	3	4	5
НЕБЕЗПЕЧНО ЗЕМЛЯ + (г) НЕБЕЗПЕЧНИЙ СПУСК, ТЯГНИ	ав	-	-	Швидкість зниження перевищує встановлені обмеження для режиму

ВГОРУ				1
(т) вуп-вуп				
НЕБЕЗПЕЧНО ЗЕМЛЯ +	ав	-	-	
(г) а) ЗЕМЛЯ, ЗЕМЛЯ, ТЯГНИ ВГОРУ +				Швидкість зближення з землею перевищує встановлені обмеження для режиму 2
(т) вуп-вуп				
(г) б) ЗЕМЛЯ				
НЕБЕЗПЕЧНО ЗЕМЛЯ +	ав	-	-	Втрата висоти при зльоті й відході на другий круг, що перевищує встановлені обмеження для режиму 3
(г) НЕ ЗЖУЙСЯ				
НЕБЕЗПЕЧНО ЗЕМЛЯ +	ав	-	-	
(г) а) НИЗЬКО ШАСІ, НИЗЬКО ЗЕМЛЯ				Висота нижче допустимої не в посадковій конфігурації (режим 4 СППЗ)
(г) б) НИЗЬКО ЗАКРИЛКИ, НИЗЬКО ЗЕМЛЯ				
НЕБЕЗПЕЧНО ЗЕМЛЯ +	ав	-	-	
(г) СПЕРЕДУ ЗЕМЛЯ +				
(т) «вуп» двічі +				
(г) ТЯГНИ ВГОРУ				
Зміна кольору підстилаючої поверхні в зоні спрацювання сигналізації на червоний	-	-	+	
ЗЕМЛЯ +	поп	-	-	Наявність небезпечних елементів рельєфу земної поверхні (режим СРППЗ)

(г) СПЕРЕДУ ЗЕМЛЯ				
(г) НИЗЬКО ЗЕМЛЯ +				
Зміна кольору підстилаючої поверхні в зоні спрацювання сигналізації на жовтий	-	-	+	
1	2	3	4	5
НИЖЧЕ ГЛІСАДИ +	поп	-	-	
(г) ГЛІСАДА				Відхилення вниз від глісади (режим 5 СППЗ)
ЗЕМЛЯ +	поп	-	-	
(г) СПЕРЕДУ ПЕРЕШКОДА +				Передчасне зниження в процесі кінцевого заходу на посадку (режим ПСВ)
(т) «вуп» двічі +				
(г) ТЯГНИ ВГОРУ				
(г) ПЕРЕВІР ВИСОТУ	-	-	-	Розходження між відносною барометричною висотою й істинною висотою при заході на посадку по тиску QFE (режим 6 СППЗ)
(г) ТРИСТА, СТО П'ЯТДЕСЯТ, СТО, ШІСТДЕСЯТ, ТРИДЦЯТЬ, ДВАДЦЯТЬ, П'ЯТНАДЦЯТЬ, ДЕСЯТЬ, П'ЯТЬ, ТРИ, ДВА, ОДИН	-	-	-	Проходження визначених наперед висот над поверхнею землі в режимі зниження (режим 8)

РЕЛЬЄФ ВІДМОВА	-	поп	поп.ст	Відмова функції раннього попередження
СРППЗ ВІДМОВА + (т) дзвін	-	поп	поп.ст	Повна відмова СРППЗ
СРППЗ ІНДИКАЦІЮ ВВІМКНИ + (т) дзвін	-	поп	поп	Поява в діапазоні роботи СРППЗ рельєфу на висоті ≤ 610 метрів
Мигання жовтої стрілки граничного крену + (г) КРЕН ВЕЛИКИЙ	поп	-	-	Досягнення граничного крену
НЕМА ЗВ'ЯЗКУ З СРППЗ + (т) дзвін	-	-	поп	Відсутність зв'язку з системою СРППЗ при відображенні індикатором інформації від СРППЗ

2.2. Система попередження про зіткнення літака Boeing 737.

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

До складу *GPWS* входять:

- комп'ютер системи попередження наближення землі (*GPWC*);
- пульт керування системою попередження наближення землі;

- сигнальні табло «*PULL UP*» і «*BELOW GS*».

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

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

комп'ютера відображуються на передній панелі блока (рис. 2.4).

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

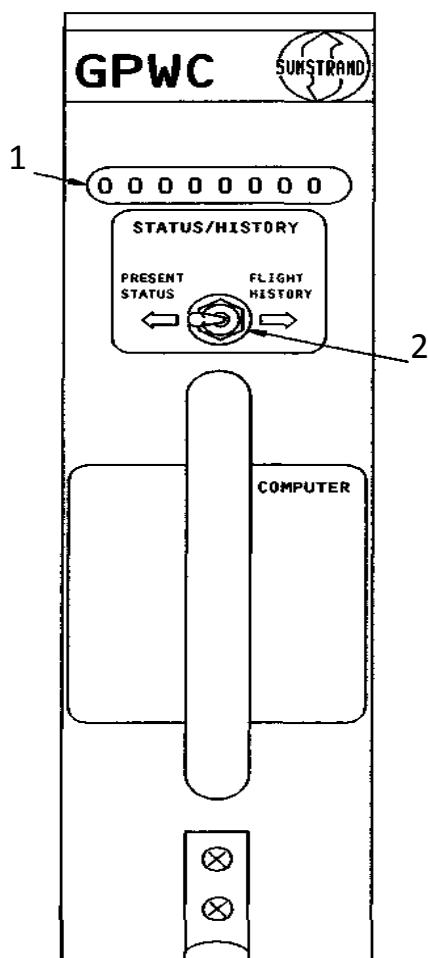


Рис. 2.4. Передня панель блока *GPWC*:
1 – дисплей системи тестового контролю;
2 – тестовий перемикач.

системи попередження наближення землі. Дисплей активізується при перемиканні трипозиційного перемикача (*STATUS/HISTORY*).

Пульт керування системою попередження наближення землі (див. рис. 2.5) забезпечує екіпаж візуальною інформацією про роботу *GPWS*.

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

Двопозиційні перемикачі пульта керування системою попередження

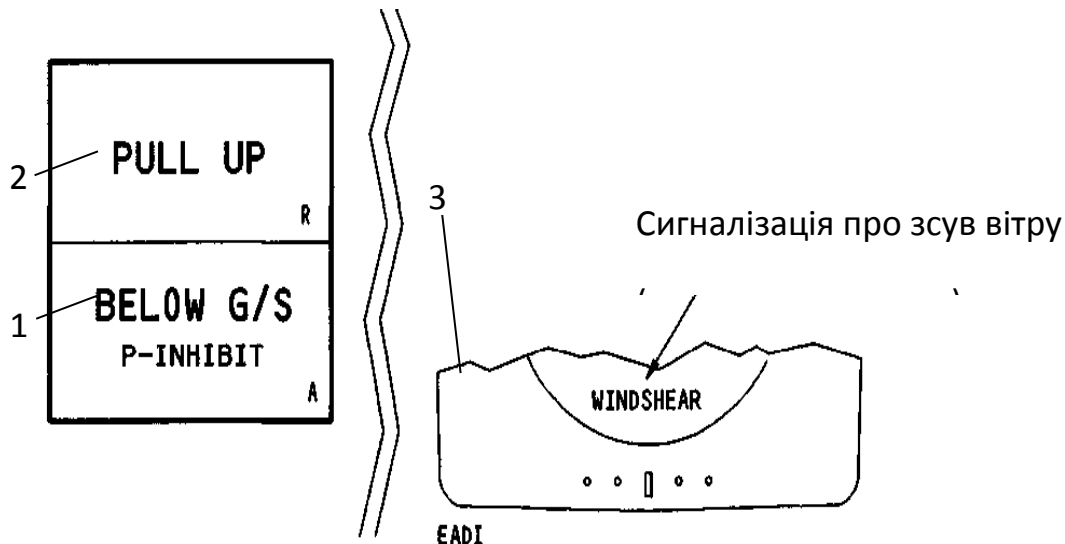


Рис. 2.5. Попереджувальна сигналізація:

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

наближення землі «*FLAP and GEAR inhibit switches*» зафіксовані у положенні «*normal*».

Переведення цих перемикачів у положення «*inhibit*» затримує сигнали про випуск закрилків та шасі для *GPWS*.

Попереджувальна сигналізація

Червоний сигналізатор *PULL UP* спрацьовує, коли під час польоту було зафіксовано перший, другий, третій або четвертий режими (рис. 2.5).

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

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

Робота GPWS

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

Інформація про положення закрилків та шасі необхідна для того, щоб підготувати або затримати певний режим. Ці сигнали можна не враховувати, для цього необхідно перемикачі «*flap or gear inhibit switch*» на пульті керування *GPWS* перевести в положення «*inhibit*».

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

Різноманітні параметри польоту надходять від сполучених систем та використовуються для розрахунку статусу літака для системи попередження про наближення землі. Ці вхідні параметри складаються з аналогових та цифрових сигналів (рис. 2.6).

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

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

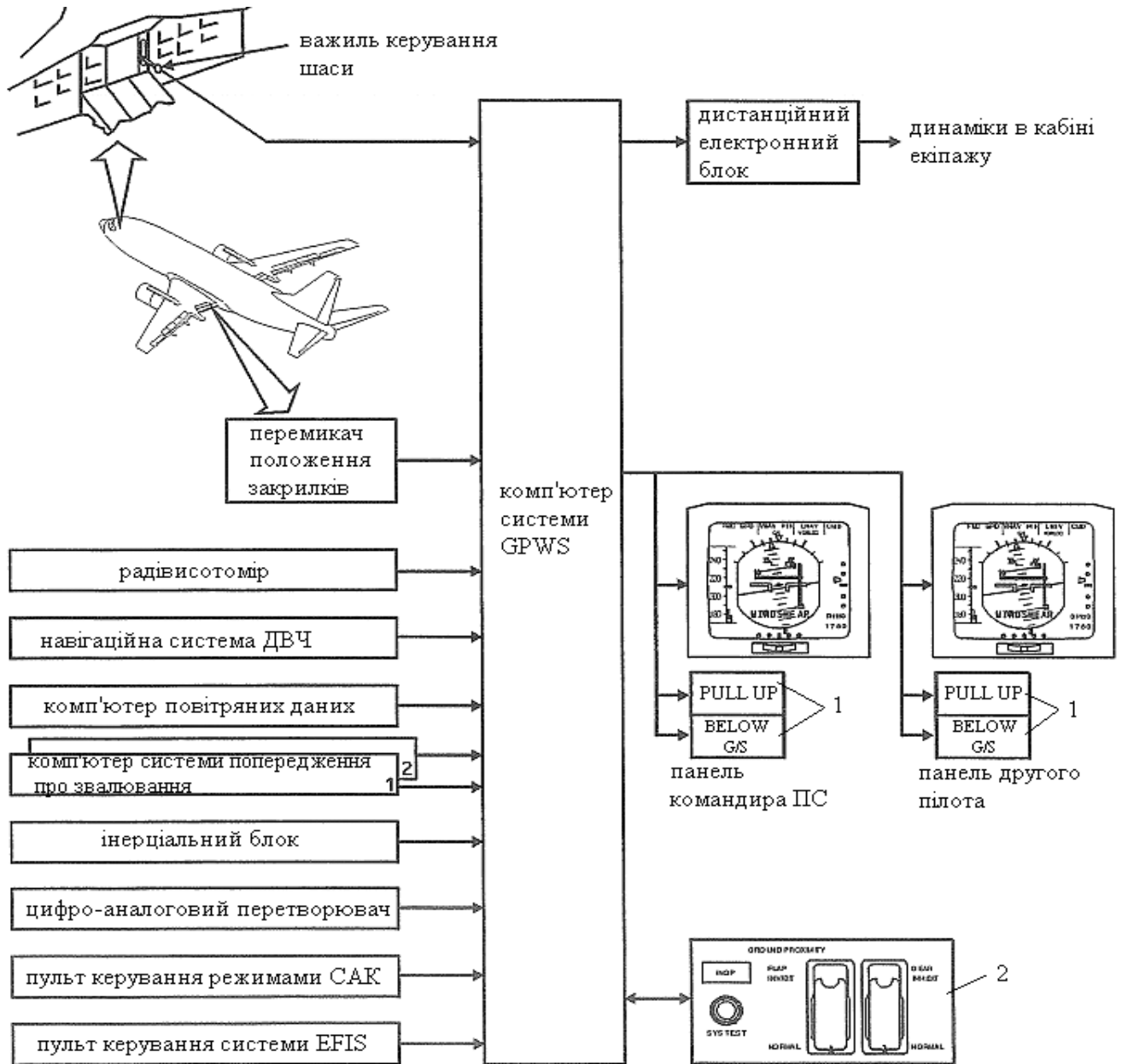


Рис. 2.6. Функціональна схема системи попередження наближення землі *GPWS* літака «*Boeing 737*»:

1 – світлові сигналізатори;

2 – пульт керування системою попередження наближення землі.

2.3 Система EGPWS літака Airbus A320.

Система EGPWS літака Airbus A320 забезпечує сигналізацію попереджень в наступних режимах роботи:

Режим 1. Надмірна швидкість зниження (радіо висота менше 750 м).

Видається мовне повідомлення SINK RATE (небезпечний спуск), або (при подальшому розвитку ситуації) видається мовне повідомлення PULL UP (тягни вгору).

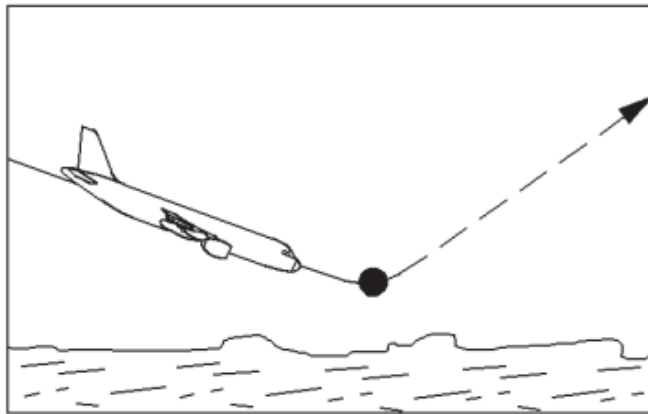


Рис. 2.7. Режим 1(Надмірна швидкість зниження) системи EGPWS літака A320

Режим 2. Надмірна швидкість зближення з земною поверхнею.

Режим забезпечує сигналізацію, коли виявляється, що земля швидко піднімається відносно літака.

Режим 2А. Режим активний під час початкового набору висоти, крейсерського польоту та заходу на посадку (коли закрилки не в посадковому положенні, літак не знаходиться на осі глісади).

Видається мовне повідомлення TERRAIN, TERRAIN (ЗЕМЛЯ, ЗЕМЛЯ), одночасно на індикаторі текст жовтого кольору ЗЕМЛЯ.

Якщо відстань до поверхні землі продовжує зменшуватися, видається мовне повідомлення PULL UP (ТЯГНИ ВГОРУ) та висвічується текст червоного кольору ТЯГНИ ВГОРУ.

Мовні повідомлення видаються до тих пір, доки літак не набере 100м барометричної висоти або доки закрилки не будуть переведені у посадкове положення.

Режим 2Б забезпечує нормальне заходження на посадку без небажаних сигналів. Обирається при посадковому положенні закрилків або при виконанні посадки по ILS при відхиленні від курсової та гліссадної зон більш, ніж на 2 точки. При цьому, якщо шасі не в посадковому положенні, то видається мовне повідомлення TERRAIN, TERRAIN (ЗЕМЛЯ, ЗЕМЛЯ), одночасно з'являється текст жовтого кольору ЗЕМЛЯ. Якщо відстань до поверхні землі продовжує зменшуватися, видається мовне повідомлення PULL UP (ТЯГНИ ВГОРУ).

Якщо закрилки і шасі в посадковому положенні, то видається тільки мовне попередження TERRAIN, TERRAIN (ЗЕМЛЯ, ЗЕМЛЯ).

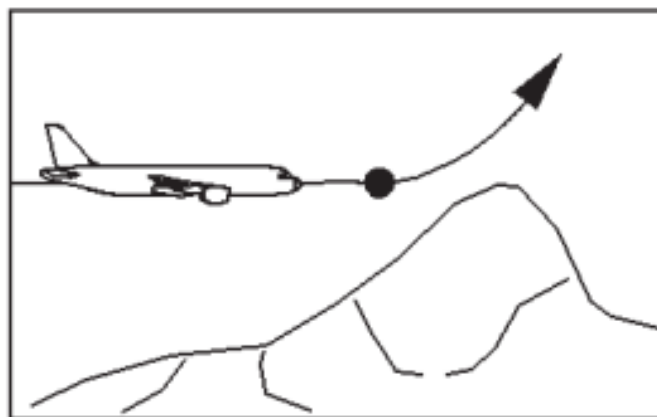


Рис. 2.8. Режим 2. Надмірна швидкість зближення з земною поверхнею

Режим 3. Втрата висоти на зльоті або при заході на друге коло.

Радіо висота менше 450 м, закрилки і шасі не в посадковій конфігурації.

- Видається мовне повідомлення DO NOT SINK (не знижайся).

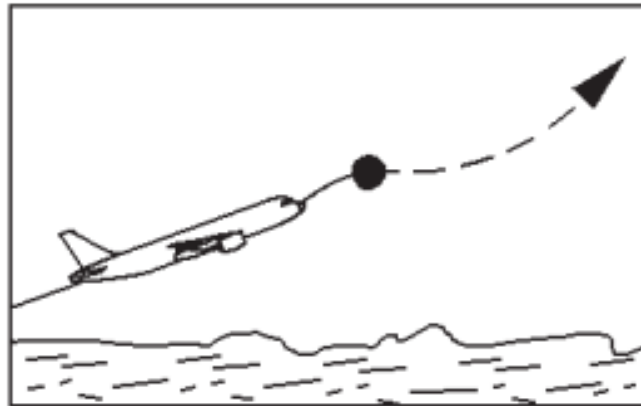


Рис. 2.9. Режим 3. Втрата висоти на зльоті або при заході на друге коло.

Режим 4. Політ поблизу земної поверхні з невипущеними шасі і закрилками не в посадковому положенні.

Режим 4А. Крейсерський політ та захід на посадку, шасі прибрано (не на замках випущеного положення), закрилки не в посадковому положенні.

Радіо висота менше 300м, швидкість більше 350км / год:

- Видається мовне повідомлення TOO LOW TERRAIN (НИЗЬКО ЗЕМЛЯ)

Радіо висота менше 150м, швидкість менше 350км / год

- Видається мовне повідомлення TOO LOW GEAR (НИЗЬКО ШАСІ)

Режим 4Б. Крейсерський політ і захід на посадку, шасі випущено (на замку випущеного положення), закрилки не в посадковому положенні.

Радіо висота менше 300 м, швидкість більше 295 км / год:

- Видається мовне повідомлення: TOO LOW TERRAIN (НИЗЬКО ЗЕМЛЯ)

Радіо висота менше 75 м швидкість менш 295 км / год

- Видається мовне повідомлення TOO LOW FLAPS (НИЗЬКО закрилки)

Режим 5. Неприпустиме відхилення вниз від глісади при заході на посадку.

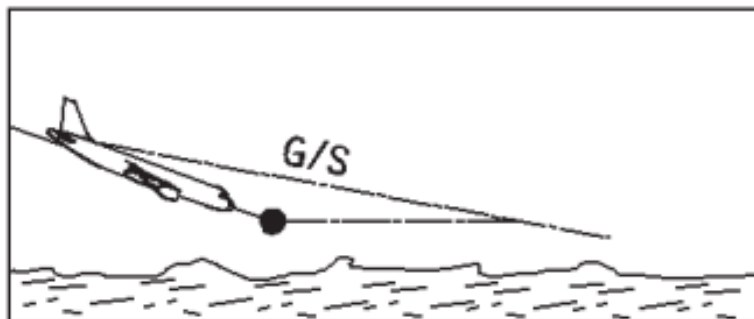


Рис. 2.10. Режим 5. Неприпустиме відхилення вниз від радіотехнічної глісади при заході на посадку.

Забезпечує два рівні сигналізації.

Сигнал 1го рівня виникає, коли радіо висота менше 300 м і відхилення літака нижче глісади по планці положення дорівнює 1,3 точки або більше. Видається мовне попередження GLIDESLOPE (глісада).

Сигнал 2го рівня виникає, коли радіо висота менше 100м, відхилення літака від глісадної зони по планці положення 2 точки і більше. При цьому мовні повідомлення звучать голосніше і видаються кожні 3 с.

Режим 6. Видача повідомлювального сигналу (тон) на висоті 500 футів.

В даній функції використовується введена в систему всесвітня база даних рельєфу місцевості та база даних в зонах аеродромів.

Оповіщення про передчасне зниження (у зоні аеродрому), видається повідомлення про зниження нижче допустимого рівня над підстилаючою поверхнею. Сповіщення про вихід на цей допустимий рівень не залежить від конфігурації літака і є функцією радіо висоти літака і дистанції до центру найближчої ЗПС (для ЗПС з твердим покриттям і довжиною більш 1150м, що наявна в базі даних EGPWS).

При потраплянні літака в область оповіщення видається мовне повідомлення TOO LOW TERRAIN (НИЗЬКО ЗЕМЛЯ). Мовне повідомлення видається 1 раз при першому потраплянні на небезпечний рівень. Друге попередження видається при 20% зменшенні радіо висоти.

Функціональна схема системи GPWS літака «Airbus 320» представлена на рис. 2.11.

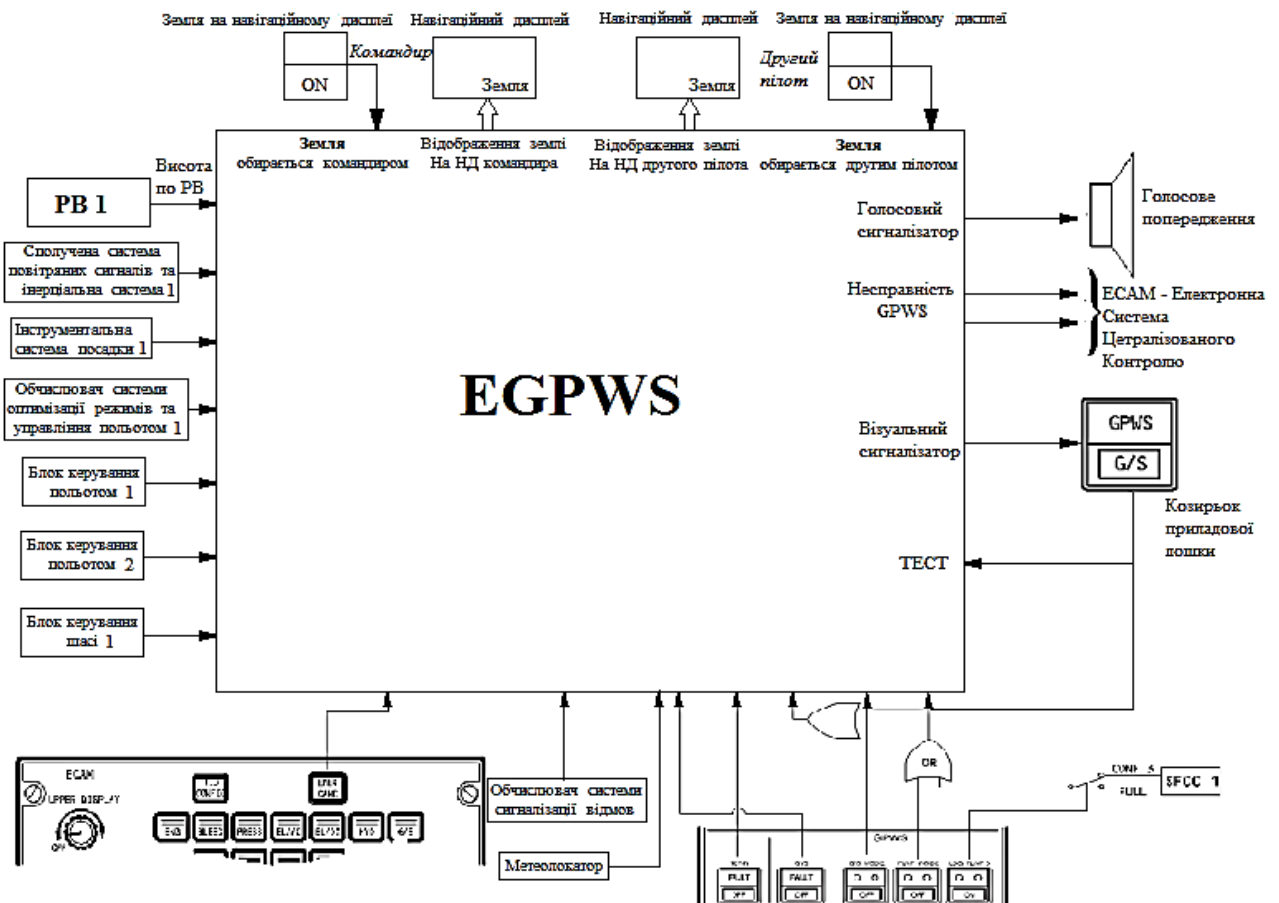


Рис. 2.11. Функціональна схема системи GPWS літака «Airbus 320»:

До органів керування GPWS літака «Airbus 320» належать панель керування (рис. 2.12) та вимикачі «TERR ON ND» і «GPWS G/S».

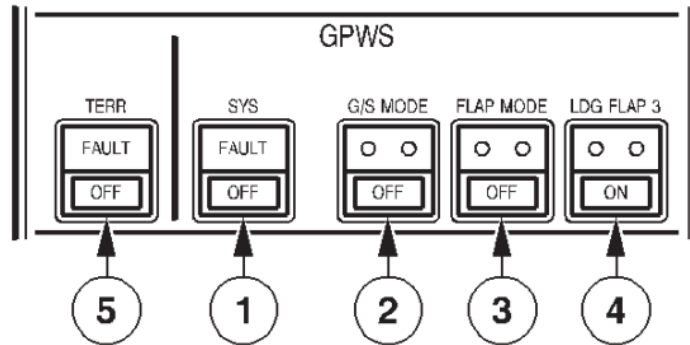


Рис. 2. 12. Верхня панель керування системою попередження наближення землі GPWS

GPWS літака «Airbus 320»

1. SYS

OFF: Вимкнення оповіщення усіх базових режимів GPWS (режим 1-5)

FAULT: Активується бурштиновий сигналізатор, разом з попередженням від електронної системи централізованого контролю (ECAM), якщо базові режими (1-5) GPWS несправні.

2. G/S mode

OFF: Вимкнення режиму «Глісада» (режим 5).

3. FLAP MODE

OFF: Вимкнення режиму закрилків (режим 4, закрилки не в посадковому положенні)

4. LDG FLAP 3

Вимкнення режиму закрилків не в посадковому режимі, коли обрано положення закрилків 3. У такому випадку, LDG MEMO відображає FLAPS...3 (ЗАКРИЛКИ) замість «CONF...FULL» (положення повністю випущених закрилків)

5. TERR

OFF: Вимикає режими оповіщення про передчасне зниження (в зоні аеродрому) та видачу повідомлень про зниження нижче допустимого рівня над підстилаючої поверхнею; та не впливає на базові режими (1-5) GPWS. Якщо обрано положення OFF відображається попередження від електронної системи централізованого контролю (ECAM) NAV GPWS TERR DET FAULT.

FAULT: Активується бурштиновий сигналізатор разом з попередженням від електронної системи централізованого контролю (ECAM), якщо режими оповіщення про передчасне зниження (в зоні аеродрому) та видача повідомлень про зниження нижче допустимого рівня над підстилаючої поверхнею не функціонують. Земна поверхня на навігаційному дисплеї не відображається. Базові режими GPWS (режим 1-5) досі функціонують, якщо кнопка OFF (SYS) або FAULT не горять.

Вимикач «GPWS – G/S»

GPWS: Червоний індикатор активується, коли увімкнено будь-який з режимів 1-4, або активуються режими оповіщення про передчасне зниження (в зоні аеродрому) та видача повідомлень про зниження нижче допустимого рівня

над підстилаючою поверхнею. Супроводжується специфічним голосовим повідомленням.

G/S: Бурштиновий індикатор активується, коли активований режим 5. Супроводжується голосове попередження «Глісада».

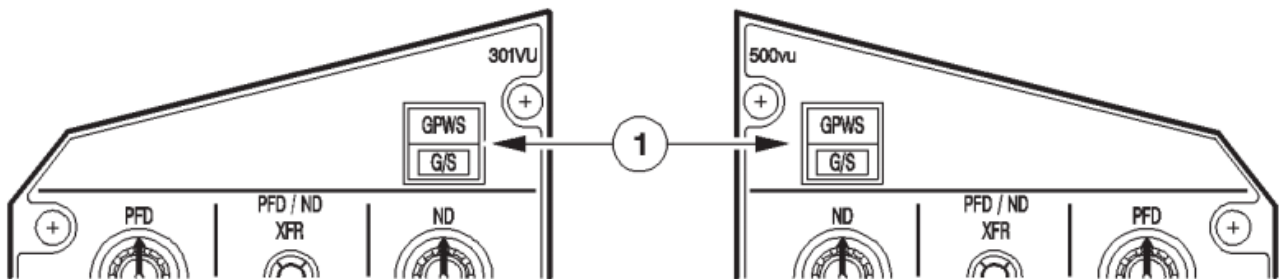


Рис. 2. 13. Приладова дошка літака A320

Вимикач «TERR ON ND»

Ці перемикачі знаходяться по обидві сторони від електронної системи централізованого контролю (ECAM). Кожен перемикач контролює відображення земної поверхні з відповідної сторони.

ON : Відображення земної поверхні відбувається на навігаційному дисплеї, якщо:

- Кнопка TERR знаходиться у положенні ON , та
- немає індикації TERR FAULT

Активується індикатор ON

OFF: Інформація щодо земної поверхні на навігаційному дисплеї не відображається

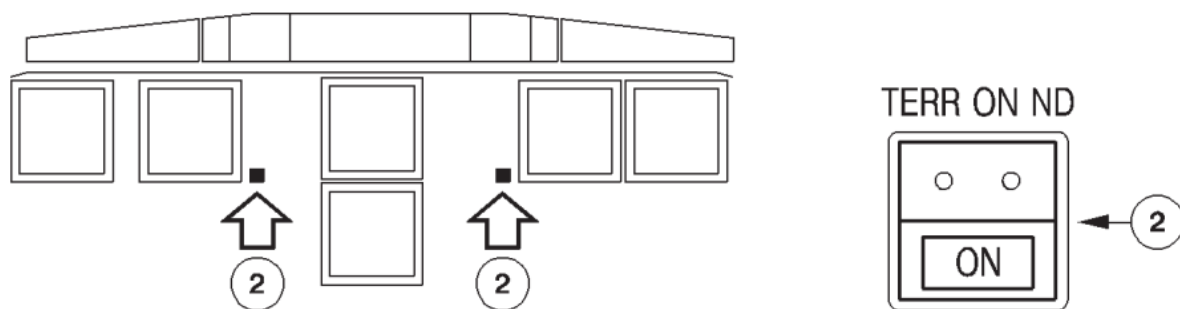


Рис. 2. 14. Центральна приладова дошка – увімкнення зображення земної поверхні на навігаційному дисплеї

Індикація системи GPWS літака «Airbus 320» представлено на рис. 2.15-2.17.



Рис. 2.15. Відображення земної поверхні на навігаційному дисплеї.

При положення літака на висоті 9.500 футів

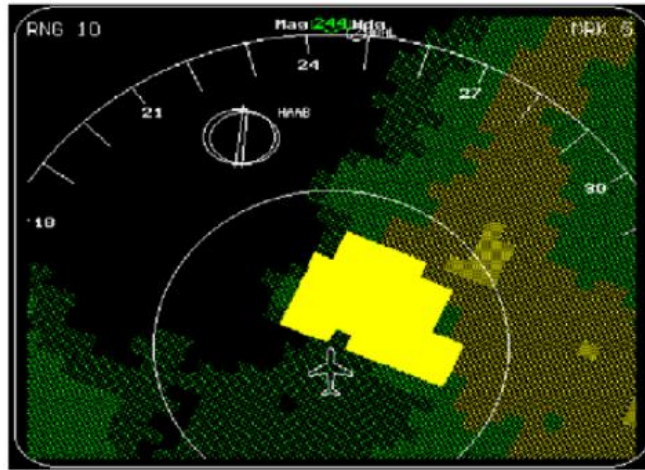


Рис. 2. 16. Земна поверхня на висоті 9.300 футів, за 32 секунди до зіткнення, з'являється повідомлення «Обережно земля»

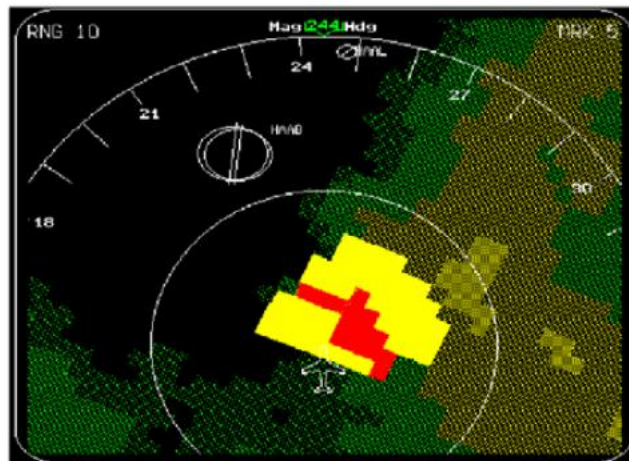


Рис. 2. 17. Кадр навігаційного дисплею на висоті 9.200 футів, за 25 секунд до зіткнення з землею, з'являється повідомлення «Земля попереду-тягни вгору»

ВИСНОВОК 2 РОЗДІЛУ

Порівнюючи, системи раннього попередження про наближення землі літаків AN-148, Boeing-737 та Airbus A320 можна відзначити, що СРПЗ використовує інформацію, отриману від датчиків інших систем літака. Основним датчиком який може безпосередньо вимірювати висоту літака над землею

поверхнею є радіовисотомір, але він може вимірювати лише істинну висоту від 0 до 1500 м.

Для прогнозування ситуації зіткнення літака із землею виконується оцінка рельєфу місцевості за напрямком польоту. При виконанні прогнозування, безпосередньо виміряти інтенсивність зміни рельєфу земної поверхні в упередженій точці немає можливості, тому прогнозування виконується методами математичного моделювання.

Для підвищення точності прогнозування попереджень про небезпечне зближення із землею необхідно вимірювати зміну рельєфу земної поверхні на деякій безпечній відстані за напрямком руху повітряного судна. Пропонується для таких вимірювань застосовувати бортові радіолокаційні та радіодальномірні системи.

РОЗДІЛ 3

ВИМІРЮВАННЯ УПЕРЕДЖЕНОЇ ВИСОТИ НА ТРАЕКТОРІЇ ПОЛЬОТУ ПОВІТРЯНОГО СУДНА

Застосування систем раннього попередження приближення землі (далі - СРППЗ) дозволяє збільшити час, наданий екіпажу для прийняття рішення і виправлення похибок пілотування. Основним датчиком СРППЗ який безпосередньо вимірює відстань до землі є радіовисотомір малих висот, але він може вимірювати тільки істинну висоту (H_0) під літальним апаратом. При польотах на малій висоті необхідно прогнозувати траєкторію польоту ПС та розглядати можливості її наближення до земної поверхні на критичні висоти. Прогнозування виконується на деякій упередженій відстані, достатній для виконання маневру уникнення аварійної ситуації.

На сьогоднішній день таким прогнозуванням і займається СРППЗ. Прогноз проводиться відносно відомих координат літака які визначаються обчислювальною системою літаководіння (ОСЛ) на підставі відомого курсу, який визначається системою курсовертикалі. Результатом прогнозування є точка повітряного простору на траєкторії польоту повітряного судна на деякій упередженій відстані достатній для виконання маневру уникнення зіткнення із перешкодою. Прогнозування можливого наближення траєкторії польоту літака до земної поверхні на критичні висоти виконується розрахунком істинної висоти траєкторії в упередженій точці відповідно до цифрової моделі рельєфу земної поверхні що знаходиться в пам'яті обчислювальної системи літаководіння.

Таким чином робота СРППЗ по уникненню зіткнення із земною поверхнею зводиться до визначення істинної висоти траєкторії польоту літака в деякій упередженій точці. Існуюча система прогнозу має ряд недоліків, основними з яких є похибки вимірювання курсу та координат місцезнаходження літака, неточності карти абсолютних висот рельєфу земної

поверхні обумовлені штучними та

КАФЕДРА АВІОНІКИ

НАУ 15 13 54 000 ПЗ

63

Виконав.				Літ.	Арк.	Аркушів
Керівник	Чужа О.О.					
Консульт.	Чужа О.О.					

природними змінами рельєфу. Для зменшення впливу неточностей на результати прогнозування необхідно застосувати датчики безпосереднього вимірювання інтенсивності зміни рельєфу земної поверхні.

Для уникнення зіткнення з земною поверхні літак повинен здійснювати маневр у вертикальній площині з додержанням безпечної істинної висоти H_0 над земною поверхнею. Такий політ називають профільним польотом.

3.1. Політ з огинанням рельєфу місцевості

Політ на малих висотах з огинанням рельєфу місцевості називається профільним польотом. Для виконання безпечного профільного польоту в якості датчика безпосереднього вимірювання зміни рельєфу земної поверхні в деякій упередженій точці застосовують радіолокатори профільного польоту.

Для виконання профільного польоту необхідно знати упереджену висоту літака на безпечній дальності D_0 , яка вибирається такою, щоб був час для виконання маневру з допустимим перевантаженням. Порівнюючи виміряну упереджену висоту H_y із заданою (безпечною) H_0 , автоматична система керує літаком так, щоб упереджена висота завжди була більшою заданої

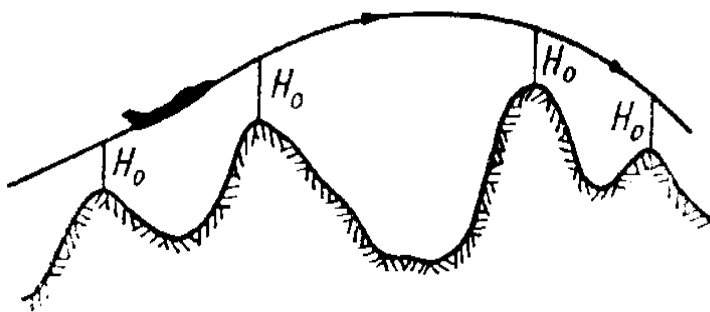
$$H_y \geq H_0$$

Розрізняють два види траєкторного профільного польоту:

- з маневруванням у вертикальній площині;
- з маневруванням у горизонтальній площині,

які в свою чергу мають підвиди.

Політ з маневруванням у вертикальній площині по огинаючій вершин



перешкод повинен виконуватись так, щоб висота траєкторії польоту була не менша заданої (рис. 3.1). А на ділянках між вершинами перешкод політ

Рис. 3.1. Політ по огинаючій вершин перешкод

виконується по найкоротшій траєкторії.

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



Рис. 3.2. Політ з огинанням рельєфу місцевості



Рис. 3.3. Політ з обходом перешкод

перешкод (рис.3.3).

Політ на малих висотах при ручному пілотуванні різко збільшує небезпеку зіткнення літака з раптово виникаючими перешкодами [5]. Льотчик не встигає зреагувати на появу перешкод, тому для підвищення безпеки польоту управління літаком на малих висотах необхідно автоматизувати або забезпечити сигналізацію про зміну рельєфу земної поверхні.

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

Політ з маневруванням в горизонтальній площині, при якому літак обходить найбільш високі перешкоди без зміни висоти польоту називається політ з обходом

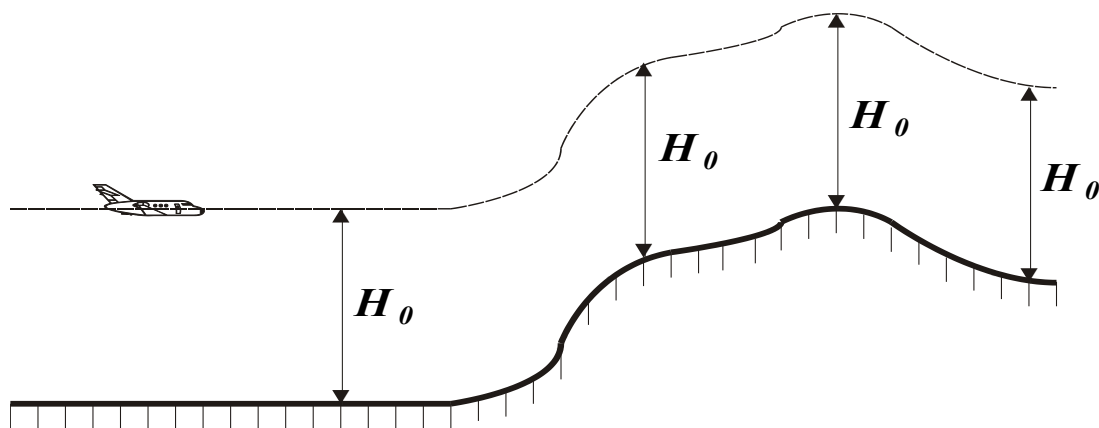


Рис. 3.4. Схема польоту з огинанням перешкод на малій висоті.

Виконання таких профільних польотів неможливе без датчиків прив'язки до земної поверхні тобто *радіолокатора профільного польоту* (РПП), які завчасно попереджують екіпаж про наявність перешкод на траєкторії польоту, оскільки вони можуть отримувати інформацію про дальність та упереджену висоту в будь-яких метеоумовах, при будь-якому освітленні. РПП бувають далекомірні та кутомірні.

Упереджена висота H_y над точкою земної поверхні попереду літака на дальності D визначається із трикутника АОБ (рис. 3.5):

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

де D – дальність, виміряна до упередженої точки;

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

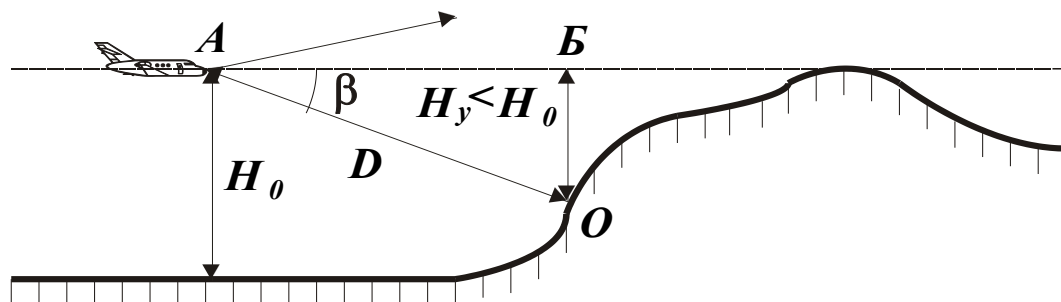


Рис. 3.5. Схема обчислення упередженої висоти

Існують діальномірні та кутомірні РПП. В **далекомірних** РПП антена встановлена нерухомо і промінь ДНА зафіксований під кутом β до осі літака. Для подолання перешкоди вимірюється дальність

до упередженої точки. При польоті здійснюється маневр у вертикальній площині так, щоб виміряна дальність D дорівнювала безпечній опорній дальності D_0 . При цьому упереджена висота H_y буде дорівнювати опорній висоті H_0 (рис. 3.6).

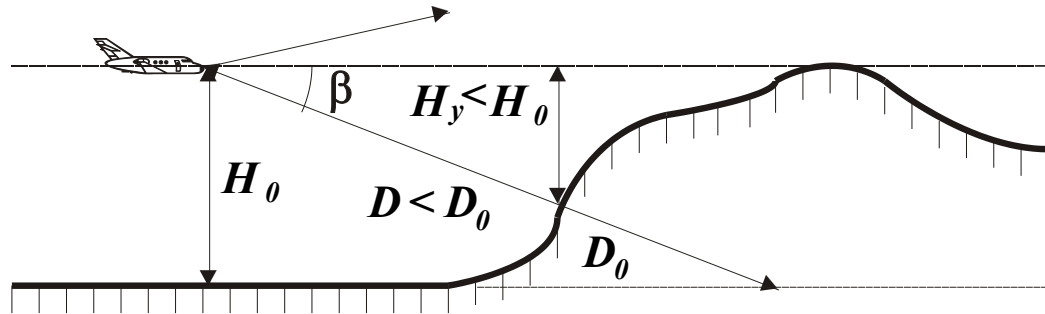


Рис. 3.6. Схема роботи далекомірного РПП

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

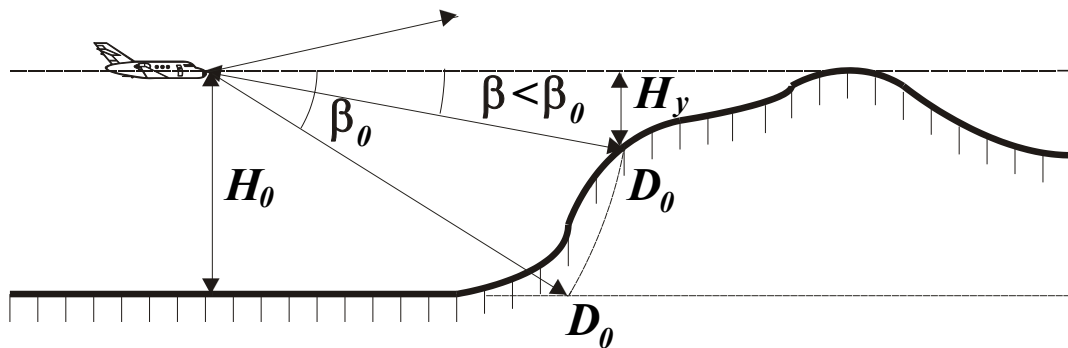


Рис. 3.7. Схема роботи кутомірного РПП

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

3.2. Імпульсний радіолокатор профільного польоту.

Радіолокатор профільного польоту повинен забезпечувати вимірювання висоти перешкод на віддаленнях, достатніх для виконання маневру при їх подоланні. Отже, дальність дії РПП залежить від маневрених властивостей ЛА, швидкості його польоту та рельєфу місцевості. Для сучасних літаків при $V \leq 1000$ км/ч вона повинна бути не менше 5...20 км, а для гелікоптерів – 0,5...5 км.

Похибка σ_{H_y} обчислення висоти H_y польоту над упередженою точкою не повинна перевищувати середньоквадратичне значення σ_m зміни висоти польоту за рахунок турбулентності атмосфери. Це дає можливість визначити потрібну точність вимірювання дальності

$$\sigma_D \leq \frac{\sigma_m}{\sin \beta}$$

та кута візування упередженої точки

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

Оскільки при польоті на малих висотах кут β становить одиниці градусів, то на точність визначення H_y основний вплив будуть мати похибки вимірювання кута візування β упередженої точки. Так, при $\sigma_m = 5$ м і $D_0 = 5$ км похибка вимірювання кута β не повинна перевищувати 0,36', що можна забезпечити при відліку за методом максимуму та ширині променя ДНА у вертикальній площині порядку 6...10'. Щоб одержати таку ширину променя ДНА, наприклад при $\lambda = 1$ см, антена повинна мати лінійний розмір у цій площині порядку 5...6 м. Таку антену встановити у носовій частині ЛА неможливо. Тому в РПП роблять відлік β за методом порівняння, при якому потрібна точність вимірювання β забезпечується при ширині променя порядку 1...3°, що можна реалізувати при лінійному розмірі антени порядку 40...60 см.

Зазвичай в РПП використовується моноімпульсна система вимірювання кута β з рівно сигнальним напрямком (РСН) у вертикальній площині. Вона дозволяє одночасно (не застосовуючи хитання променя по нахилу) визначити висоту польоту по курсу на ділянці $D_{\min} \dots D_{\max}$ шляхом вимірювання кута γ між РСН та напрямком на спостережувану точку земної поверхні на цій ділянці.

В якості прикладу розглянемо структурну схему РПП далекомірного типу (рис. 3.8), антена якої встановлена нерухомо під кутом β_0 до осі літака. РПП забезпечує вимірювання дальності до

упередженої точки земної поверхні і видає сигнал похибки $\Delta D = D_{вим} - D_0$ в систему управління для виконання маневру у вертикальній площині.

Передавач формує радіоімпульси з заданою несучою частотою та періодом повторення. Ці імпульси проходять через антенний перемикач (АП) і випромінюються у простір. Відбиті від землі імпульси надходять у сумарно-різницевий пристрій (СРП), де формуються сумарний та різницевий сигнали. Обидва приймачі відкриваються в діапазоні $D_{мін} \dots D_{макс}$, щоб зменшити діапазон прийнятих сигналів за дальністю.

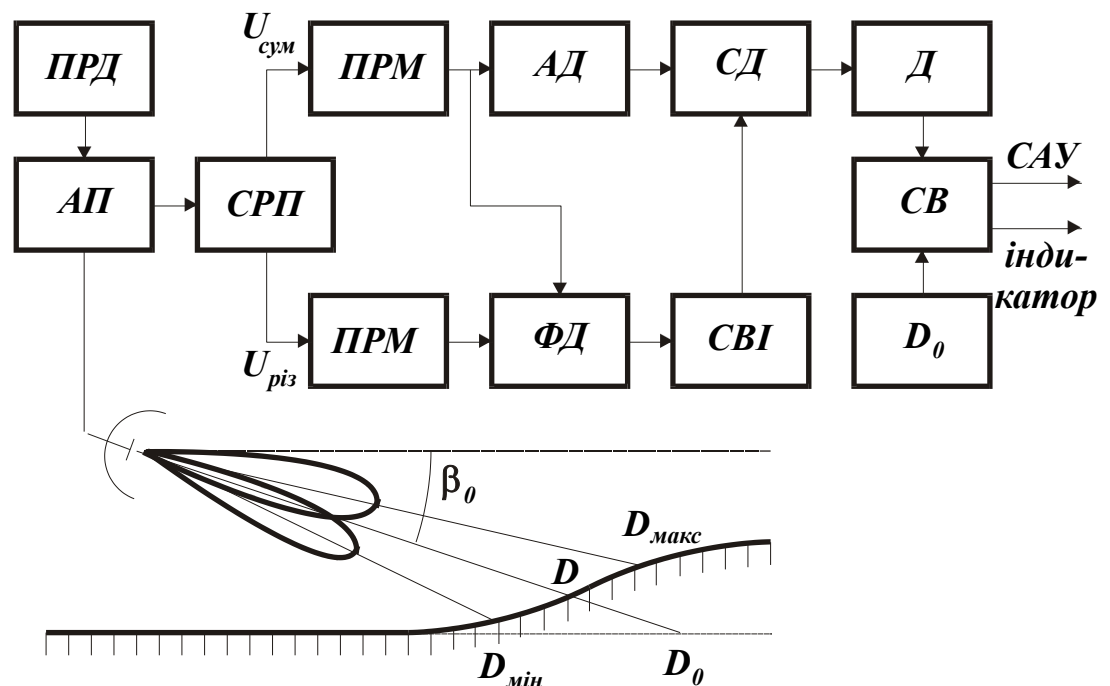


Рис. 3.8. Структурна схема РПП далекомірного типу

Підсилений сумарний сигнал надходить до фазового детектору (ФД). Схема вимірювального імпульсу (СВІ) та селектор по дальності (СД) призначені для того, щоб дальність вимірювалася тільки до точки земної поверхні, розташованої на РСН. В момент приходу сигналу, відбитого від точки земної поверхні, що розташована на РСН, напруга на виході ФД дорівнює нулю. СВІ виробляє короткий імпульс, який відкриває СД.

В цей момент з виходу амплітудного детектора (АД) через відкритий СД на далекомір (Д) надходить імпульс. Далекомір вимірює дальність до точки земної поверхні на РСН і видає напругу, пропорційну цій дальності. В схемі віднімання (СВ) ця напруга порівнюється з напругою,

пропорційною опорній дальності, і виробляється сигнал похибки, який може надходити у САУ для автоматичного керування мало висотним польотом або на індикатор (I).

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

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

Виявлення змін рельєфу земної поверхні далекомірним радіолокатором профільного польоту виконується постійним вимірюванням нерухомою антеною похилої відстані до упередженої точки на земній поверхні. При зменшенні цієї відстані – абсолютна висота рельєфу зростає, інтенсивність зменшення відстані при постійній висоті польоту та шляховій швидкості показує крутизну схилу, тобто інтенсивність зміни рельєфу.

Таким чином, знаючи дійсну висоту польоту повітряного судна та його курс, аналіз інтенсивності зміни рельєфу земної поверхні в упередженій точці дасть змогу обчислити дійсну висоту польоту літака в упередженій точці, та порівняти її з безпечною висотою, тобто реалізувати алгоритм безпечного польоту на малих висотах.

Існують декілька видів реалізації вимірювань похилої відстані до упередженої точки, це:

- застосування радіолокатора профільного польоту (рис. 3.9);
- застосування дальномірної функції метеонавігаційної радіолокаційної станції (МНРЛС) в режимі «Земля»;
- застосування радіо або оптоелектронних дальномірів.

Застосування на борту літака цивільної авіації додатково радіолокатора профільного польоту або окремого дальноміра лише для вимірювання похилої дальності недоцільно у зв'язку із

збільшенням ваги літака та кількістю споживачів електроенергії. Крім того необхідно знайти місце для встановлення антени радіолокатора, яка має такі ж розміри як і антена МНРЛС .



Рис. 3.9 . Радіолокатор профільного польоту «Рельєф»

Також функцію РПП мають деякі сучасні радіолокаційні системи військових літаків наприклад РЛС «Жук-МСФ» літака Су-30, Су-33, Су-37 (рис. 3.10). Але в метеонавігаційних радіолокаційних станціях цивільних літаків функція РПП не реалізується.

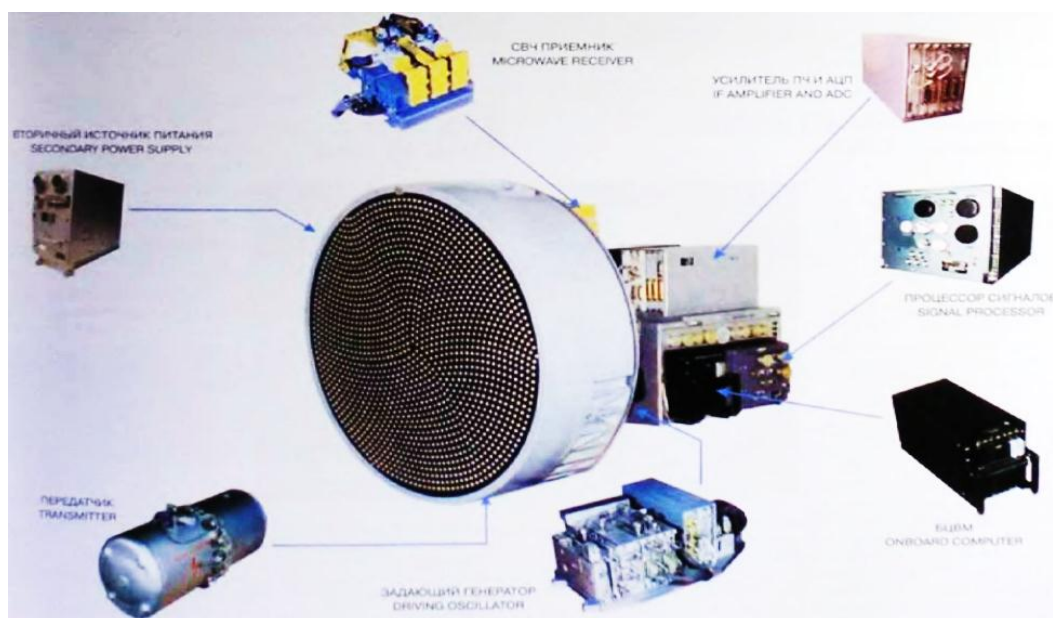


Рис. 3.10. РЛС з функцією РПП «Жук-МСФ»

Аналіз джерел технічної інформації показав, що існують пропозиції щодо застосування в якості РПП інших бортових пристроїв.

Зокрема, викладачами кафедри авіоніки НАУ отриманий патенті на корисну модель «Комплексний автоматичний екстраполятор з функціями вимірювання градієнта вертикальної швидкості повітряного судна та крутизни схилу гір на скануючому радіовисотомірі». У патенті оговорюється, що недоліком систем СРППЗ (EGPWS, TAWS) є малий наявний час на прийняття рішення у пілотів при пологих схилах гір. Системи вертикальної екстраполяції ефективно працюють при пологих схилах гір, а системи горизонтальної екстраполяції – при крутих схилах гір, тому не відбувається забезпечення максимального часу прийняття рішення до удару об гірську поверхню. Тому, запропоновано застосувати комплексний аналіз з використанням горизонтальної та вертикальної екстраполяції, що забезпечує:

- за допомогою каналу вертикальної екстраполяції (ВЕ) ефективну роботу системи при крутих схилах гір;
- за допомогою каналу горизонтальної екстраполяції (ГЕ) ефективну роботу системи при пологих схилах гір.

Це дозволяє запобігти авіа пригодам як при крутих, так і при пологих схилах гір.

Введення в систему функціонального каналу горизонтальної екстраполяції і скануючим радіовисотоміром вигідно відрізняє запропонований комплексний автоматичний екстраполятор з функціями вимірювання градієнта вертикальної швидкості ПС та крутизни схилу гір від аналогічних зразків, оскільки дозволяє підвищити ефективність роботи екіпажу при крутих схилах гір зі збереженням функції вертикальної екстраполяції при пологих схилах гір, що забезпечує запобігання авіа пригод.

Також на наукових конференціях кафедри авіоніки було розглянуто застосування в якості РПП імпульсного радіовисотоміра, що дозволяє постійно вимірювати дальність D до упередженої точки та визначати упереджену висоту H_u , тобто постійно відслідковувати зміну рельєфу земної поверхні та видавати

інформацію до СРППЗ. Однак, використання радіовисотомірів має суттєвий недолік – радіовисотоміри мають великий кут розходи мості променя, що складає близько 50° , і тому несе за собою занадто обширне сканування земної поверхні із захватом непотрібної інформації та формуванням хибних попереджень. До того ж невелика дальність роботи частотного радіовисотоміра близько 2-3 км також являється недоліком їх використання.

Таким чином, у дипломній роботі пропонується застосовувати в якості дальномірного РПП на регіональних та магістральних літаках метеонавігаційну радіолокаційну станцію з функцією вимірювання відстані вузьким променем в режимі «ЗЕМЛЯ» та фіксованим положенням антени.

3.3. Метеонавігаційні радіолокаційні станції

Багатофункціональні метеонавігаційні радіолокаційні станції (МНРЛС) є, насамперед, автономним джерелом метеорологічної інформації, а у режимі огляду земної поверхні МНРЛС є автономним засобом навігації. Основним призначенням МНРЛС вважається виявлення небезпечних для польоту гідрометеорологічних утворень, навігаційний огляд земної поверхні, визначення кутового положення і віддаленості об'єктів, що спостерігаються.

3.3.1. Склад та принцип дії МНРЛС

Зазвичай МНРЛС представляє собою імпульсний радіолокатор, принцип дії якого базується на використанні вторинного (відбитого) випромінювання радіохвиль різними об'єктами (неоднорідностями), що зустрічаються на шляху поширення зондувального сигналу.

На рис. 3.11 представлена спрощена схема бортового радіолокатора. Це один із варіантів класичної схеми імпульсної РЛС, що враховує особливості, пов'язані з установкою РЛС на борту літака. Ця схема не відповідає реальній блоковій структурі МНРЛС, а лише пояснює принцип роботи бортового радіолокатора.

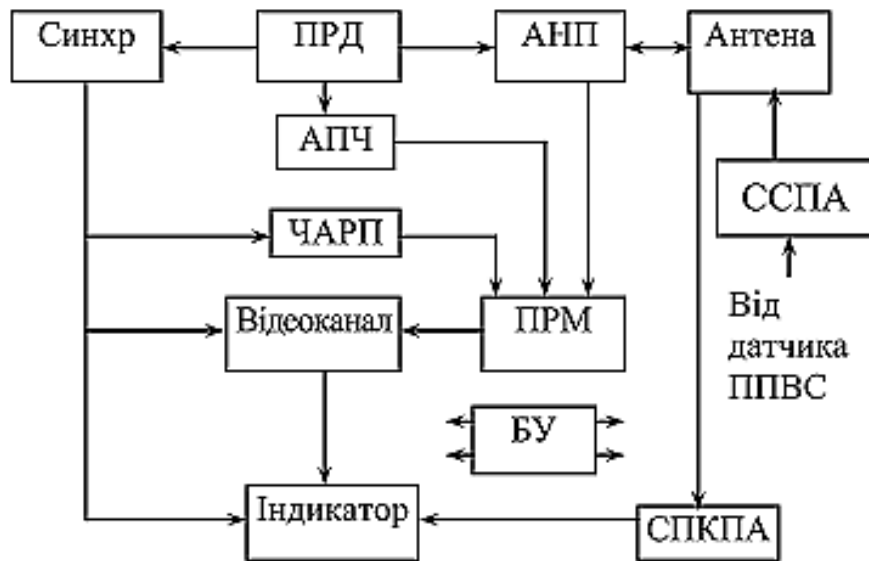


Рис. 3.11. Спрощена схема МНРЛС

Передавач (ПРД) формує потужні імпульси енергії НВЧ діапазону необхідної тривалості і форми. Синхронізатор (Синхр.) служить для узгодження в часі роботи всіх блоків РЛС і формування калібрувальних міток дальності, причому можливий запуск синхронізатора старт-імпульсом від передавача (як показано на схемі) чи навпаки – запуск передавача імпульсом, сформованим у синхронізаторі.

Антенна призначена для формування ДС необхідної форми, випромінювання енергії зондувальних імпульсів і прийому енергії, відбитої (чи перевипромінюваної) об'єктами.

Приймач (ПРМ) призначений для виявлення відбитих від об'єктів сигналів на фоні шумів і одержання з них корисної інформації.

Антенний перемикач (АНП) призначений для автоматичного почергового підключення антени до виходу передавача (на час випромінювання зондувального імпульсу) чи до входу приймача (в інший час). Частота переключення дорівнює частоті повторення зондувальних імпульсів. У відеоканалі (Відеокан.) поряд з підсиленням прийнятих сигналів відбувається змішування їх з масштабними мітками, а також здійснюється обробка сигналів з метою виділення спеціальної радіолокаційної інформації (наприклад, про

небезпечні метеорологічні утворення). Індикатор призначений для відображення радіолокаційної інформації, зазвичай, у полярних координатах азимут-дальність, а також допоміжної інформації. Схема розгортання, що входить у блок індикатора, забезпечує відхилення електронного променя в трубі індикатора і разом з системою синхронної передачі кутового положення антени (СПКПА) формує радіально-секторну (чи радіально-кругову) розгортку. Система автоматичного підстроювання частоти (АПЧ) забезпечує автоматичне настроювання приймача на частоту сигналу передавача. Пристрій часового автоматичного регулювання підсилення (ЧАРП) автоматично змінює коефіцієнт підсилення приймача таким чином, щоб забезпечити рівномірне підсилення сигналів, відбитих від об'єктів, що розташовані на різних відстанях від РЛС. Для цього спочатку, під час прийому сигналів, відбитих від близько розташованих об'єктів, підсилення приймача робиться мінімальним, а потім поступово збільшується, а під час прийому сигналів, відбитих від найбільш віддалених цілей, підсилення досягає максимального значення.

Особливістю МНРЛС, пов'язаною з установкою її на борту ПС, є наявність системи стабілізації променя антени (ССПА), що служить для компенсації впливу еволюцій літака (по крену, по тангажу) на радіолокаційне зображення. Як вихідну інформацію для цього використовують сигнали датчика просторового положення повітряного судна (ПППС). Блок керування (БК) служить для дистанційного оперативного контролю і керування роботою МНРЛС у процесі її льотної і технічної експлуатації.

В останні роки, провідні фірми світу почали виробництво когерентно-імпульсних бортових РЛС, схема яких відрізняється від представленої на рис. 3.11 додатковими зв'язками, які забезпечують приймач опорним сигналом, що несе інформацію про фазу випромінюваних коливань.

Схема представлена на рис. 3.11, для кращого розуміння, описує принцип дії аналогового радіолокатора. В сучасних цифрових радіолокаторах після

детектора сигнал перетворюється в цифрову форму, а вузол, позначений на схемі як «Відеоканал», реалізує цифрову обробку сигналу, причому всі зв'язки між блоками здійснюються в цифровій формі за виключенням надвисокочастотного зв'язку між антеною та приймачем-передавачем (рис. 3.12).

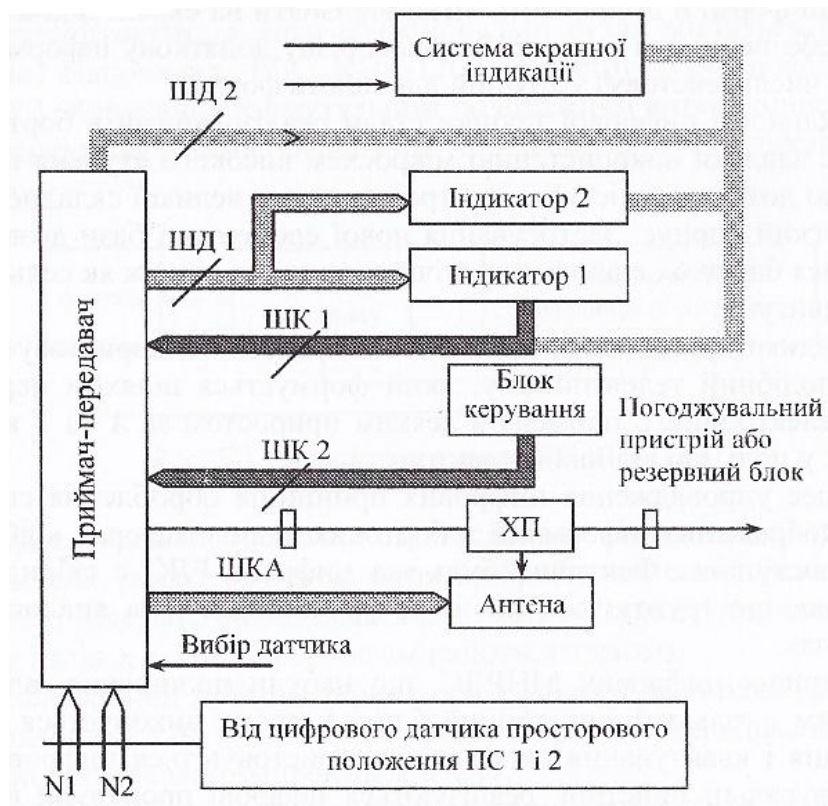


Рис. 3.12. Структура цифрової МНРЛС

Сучасна цифрова МНРЛС (рис. 3.12) містить усі елементи узагальненої схеми (рис. 3.11). Зокрема, вузли, що виконують функції передавача, приймача, антенного перемикача, АПЧ, ЧАРП, розташовані в єдиному блоці – приймання-передавання. Варто відзначити особливості функціонування ряду вузлів, пов'язаних з цифровим керуванням системою. Наприклад, підсилення приймача, що реалізує необхідний закон ЧАРП, змінюється відповідно до коду, що надходить з пульта керування чи основного індикатора (дисплея) у передбачених для цього розрядах керувального слова. Відеоканал включає

вузли, розташовані в приймачі-передавачі та індикаторах, причому всі вони призначені для оброблення сигналів тільки у цифровій формі.

Передавач, розташований у блоці приймання-передавання, генерує НВЧ імпульси, які по хвилеводу через перемикач надходять в антену і випромінюються простір. Передавач синхронізується сигналами блока керування.

Відбиті від цілі сигнали з виходу антени по хвилеводу надходять на вхід приймача. Розв'язка між приймачем і передавачем забезпечується антенним перемикачем, розміщеним у блоці приймання-передавання. На виході приймача ввімкнені АЦП і розподільник. Тобто з виходу приймача сигнали надходять уже в цифровій формі, згідно з Arinc 708 основною є система з 512 комірками дальності.

У блок індикатора разом із сигналами по шині даних надходить інформація про:

- кутове положення антени;
- час випромінювання зондувального імпульсу;
- обраний масштаб дальності;
- нахил променя антени;
- обраний режим роботи і т.ін.

Крім того, на вхід приймача-передавача по спеціальній шині надходять цифрові дані про положення літака в просторі (від гіродатчика). У блоці приймання-передавання ця інформація обробляється і на антенний блок подаються сигнали, що враховують крен і тангаж літака. Вони є також керувальними сигналами для коригування положення ДН антени.

Блок приймача-передавача має два входи цифрових даних про просторове положення антени (джерела N1 і N2). Це викликано тим, що на літаку можуть бути два гіродатчика для підвищення надійності шляхом резервування.

Подібно до будь-якого бортового РЕО МНРЛС повинна бути сертифікована для певного типу ПС, тобто на неї необхідно одержати спеціальне посвідчення - сертифікат, що підтверджує відповідність обладнання нормам льотної придатності та іншим обов'язковим вимогам.

3.3.2. Характеристики сучасних МНРЛС

Провідні виробники бортової авіоніки AlliedSignal, CollinS, Honeywell, Rockwell та інші поставляють на світовий ринок широкий спектр бортових МНРЛС.

В табл. 3.1 представлені відомості про технічні характеристики деяких МНРЛС, українського та закордонного виробництва: «Primus 870», «Буран А-140» та А-813 «Контур».

Таблиця 3.1

Технічні характеристики сучасних МНРЛС

Характеристики метеонавігаційних радіолокаційних станцій	Primus 870	Буран А-140	Контур А-813
Робоча частота, МГц	Х д-н	9345	9345
Тривалість імпульсів, мкс:	-	1-8	1,6
Імпульсна потужність, кВт;	1,3	5,0	3,5
Тип передавача	Магн	Магн.	Магн.
Тип антени	ХІЦАР	ХІЦАР	ХІЦАР
Розмір антени, см;	30,5 45,7	61	37,7 34,0
Ширина променя, град;	7,5 4,9	4,0	6,0 10,0
Сектор сканування, град.	60 120	150 90	90
Маса МНРЛС, кг	-	17,0	16,0

Прим: Магн. – магнітрон; ХІЦАР – хвилевідно-щілинна антенна решітка.

Бортові радіолокатори мають блокову конструкцію. Основними блоками сучасних МНРЛС зазвичай є антена, приймач-передавач та індикатор (дисплей) з пультом керування. Зовнішній вигляд основних блоків МНРЛС представлено на рис. 3.13, 3.14.

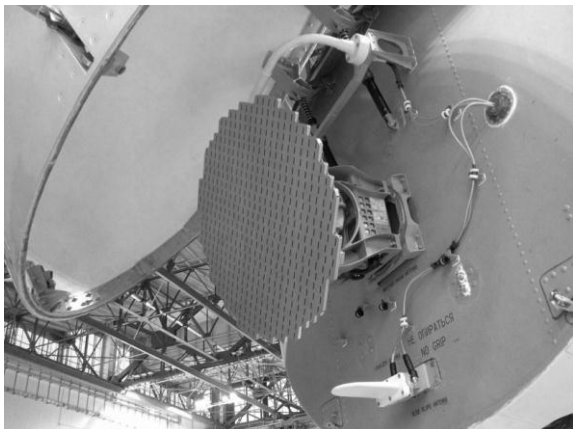


Рис. 3.13. Антенний блок літака SSJ-100 панель



Рис. 3.14. Приймач-передавач і керування літака SSJ-100

На борту сучасних лайнерів часто використовують багатофункціональні інтегровані системи індикації. У таких випадках основними блоками МНРЛС є антенний блок, приймач-передавач і блок (панель) керування. Як правило, антенний блок розташовують в носовій частині літака під радіопрозорим обтічником (рис. 3.13).

Приймач-передавач (див. рис. 3.14) розміщують в нижньому носовому відділенні за перекриттям, на якому монтується антена. В класичних конструкціях приймачі-передавачі з'єднують з антеною за допомогою хвилеводів (фідерів). Але відомі також моноблокові конструкції, в яких антена і приймач-передавач конструктивно являють собою єдиний блок. Це дозволяє усунути хвилеводний тракт з обертовим зчленуванням, яке є джерелом енергетичних втрат і завад. Моноблокова конструкція застосована в МНРЛС «Буран-А».

Розглянемо МНРЛС «Буран-А» літака Ан-148 більш детально.

Метеонавігаційна радіолокаційна станція «Буран - А» призначена для:

- радіолокаційного огляду повітряного простору (у горизонтальній і вертикальній площині) з метою виявлення в них зон, небезпечних для польотів;
- радіолокаційного огляду земної і водної поверхні для літаководіння по характерних наземних і водних орієнтирах;
- визначення похилої дальності та курсових кутів спостережуваних радіолокаційних орієнтирів (РЛО) і метеоутворень.

Дальність виявлення радіоконтрасних об'єктів залежить від висоти польоту і характеристик об'єкту опромінення, наприклад:

- потужні купчасто-грозові утворення..... 150-400 км.
- великі міста..... до 350 км.
- фон пересічної місцевості і берега водойм.....100-150 км.
- промислові об'єкти 40-80 км.
- турбулентні зони у середині метеоутворень.....10-60 км.

Керування роботою МНРЛС здійснюється пультом управління, а індикація радіолокаційного зображення виводиться на багатофункціональні індикатори в кабіні екіпажу.

Основними режимами роботи МНРЛС «Буран-А» являються: «Контроль», «Земля», «Метео» та підрежими – «Профіль», «Турбулентність», «Стабілізація», «Нахил-автомат».

Режим «Контроль» використовується для перевірки працездатності МНРЛС і каналів її зв'язків із засобами вбудованого контролю.

Режим «Земля» призначений для радіолокаційного огляду земної і водної поверхні та формування радіолокаційної карти місцевості.

Режим «Метео» призначений для радіолокаційного огляду повітряного простору попереду літака з метою виявлення гідрометеоутворень і оцінки міри їх безпеки.

Підрежим «Профіль» призначений для перегляду метеоутворень у вертикальній площині (на відстанях ≈ 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 відключається.

Підрежим «Стабілізація» призначений для стабілізації напрямку променя антени при еволюціях літака (по крену $\pm 20^\circ$ і по тангажу $\pm 10^\circ$). Сума кутів крену, тангажа і нахилу антени обмежена в межах $\pm 30^\circ$, у горизонтальній площині рух антени обмежений в межах $\pm (85 \pm 3)^\circ$.

Підрежим «Нахил-автомат» призначений для автоматичного керування нахилом антени при еволюціях літака по висоті. Підрежим вмикається або вимикається в режимі «Земля» або «Метео» на рівні «Діалог», для чого на пульті керування РЛС необхідно перевести символ «Н/А ВІКЛ» в положення «Н/А ВКЛ» або навпаки.

Кути нахилу антени в режимі «Земля» представлені в табл. 3.2,

Таблиця 3.2

Кути нахилу антени в режимі «Земля»

Встановлена дальність, км.	Висота польоту, км				
	1.0	2.0	4.0	6.0	10.0
Кут нахилу антени, градус					
600	-	-	-	-	-2,75
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				

Таким чином, МНРЛС «Буран-А» в режимі «Земля» може оглядати земну поверхню на висотах польоту 1000 - 2000 м на упередженій дальності 20-40 км, при цьому антена МНРЛС відхиляється у бік землі на кути $\beta = 5^\circ-10^\circ$. Та за рахунок сканування оглядає обширну ділянку земної поверхні в пошуках

радіоконтрастних орієнтирів або вузьконаправленим променем відстежує виявлений орієнтир.

Отже для визачення відстані до радіоконтрастного орієнтира в режимі «ЗЕМЛЯ» або до небезпечного метеоутворення в режимі «МЕТЕО», будь-яка МНРЛС повинна мати функцію дальноміра з активною локацією і мати в своєму складі підсистему вимірювання дальності.

3.3.3. Підсистема вимірювання дальності МНРЛС

Вимірювання дальності радіолокаційними методами базується на припущенні прямолінійного поширення радіохвиль з постійною швидкістю. Отже, для вимірювання дальності до цілі досить виміряти час затримки відбитого від цілі сигналу щодо випроміненого радіолокаційного сигналу.

Методи вимірювання дальності підрозділяються на амплітудні, частотні і фазові залежно від того, який з параметрів прийнятих радіосигналів використовується при вимірюванні часу затримки.

Серед РЛС з амплітудним методом виміру дальності найбільшого поширення набули імпульсні станції. Принцип їх дії ілюструється схемою на рис. 3.15.

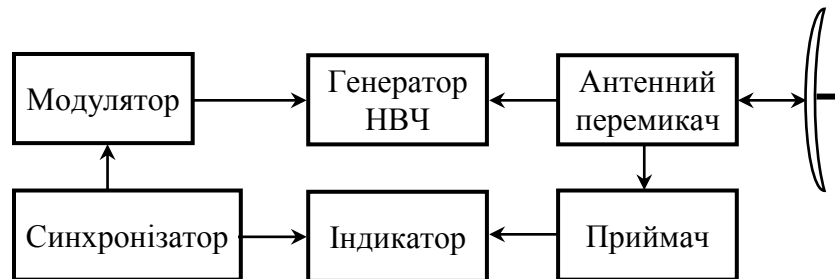


Рис. 3.15. Функціональна схема імпульсного радіолокаційного далекоміра

Генератор високої частоти, керований імпульсним модулятором, генерує короткі високочастотні імпульси (зондувальні сигнали) із заданим періодом повторення.

Зондувальний сигнал може бути записаний таким виразом:

$$u_{zen}(t) = U_0 \cos(\omega_0 t + \psi_0) \quad \text{при } t_0 \leq t \leq t_0 + \tau_{us}$$

де t_0 - початок відліку на часовій осі, що збігається з початком імпульсу; τ_i - тривалість імпульсу; U_0 - амплітуда коливань; ψ_0 - початкова фаза коливань.

На час випромінювання кожного зондувального імпульсу антена під'єднується до генератора за допомогою антенного перемикача; весь інший час антена підключена до приймача. Відбиті від цілі сигнали після перетворення в приймачі надходять до вихідного пристрою, де шляхом порівняння моментів випромінювання зондувального імпульсу і прийому відбитого вимірюється час запізнення t_D (рис. 3.16).



Рис. 3.16. Епюри напруг імпульсного методу вимірювання дальності

Синхронність процесів в передавачі РЛС і вимірювальному пристрої забезпечує синхронізатор.

В якості вихідного пристрою в імпульсній РЛС можуть бути використані електронно-променеві трубки, рідкокристалічні дисплеї або автоматичні лічильні пристрої.

Для імпульсних далекомірів діапазон однозначного виміру дальності визначається періодом проходження T_n випромінюваних імпульсів:

$$\Delta D_{\text{одн}} \leq cT_n / 2.$$

Всі елементи імпульсного дальноміра входять до складу сучасної МНРЛС що дозволяє імпульсним радіолокаторам виконувати вимірювання дальності до опромінених об'єктів.

3.4. Розрахунок енергетичних характеристик МНРЛС з функцією

контролю дальності

Як вхідні дані для розрахунку МНРЛС беруться експлуатаційні показники (технічні характеристики), що визначають можливість використання РЛС для виконання поставленого завдання. Виконаємо дослідження характеристик МНРЛС для можливості використання в якості радіолокатора профільного польоту.

Одним з найважливіших параметрів будь-якої РЛС є довжина хвилі, на якій вона працює. Реально жодних обмежень на діапазони частот, використовуваних в радіолокації, не існує, але для МНРЛС вибраний X - діапазон (8-12 ГГц), з якого, для виконання поставлених завдань МНРЛС вибраний діапазон $f = 9345 - 9375$ МГц.

При виборі довжини хвилі зазвичай слід враховувати характер віддзеркалення від поверхонь, які опромінюватимуться, а так само те, що довжина хвилі і ширина діаграми спрямованості визначають геометричні розміри антени, а оскільки антена буде встановлена на літаку, то її габарити обмежені.

Враховуючи діапазони сучасних вітчизняних МНРЛС можна розрахувати довжину хвилі:

$$\lambda_{\text{РЛС}} = \frac{c}{f} \text{ (м)}.$$

де c – швидкість поширення радіохвиль в атмосфері.

$$\lambda_{\text{РЛС}} = \frac{300}{f_0} = \frac{300}{(9345 - 9375)} = 0,032 \text{ м}.$$

Отже, довжина хвилі МНРЛС складає $\lambda_{\text{РЛС}} = 0,032$ м або 3,2 см (сантиметровий діапазон радіохвиль).

Довжина хвилі і ширина діаграми направленості антени (ДНА) визначають геометричні розміри антени. Формула зв'язку цих величин має вигляд:

$$\theta_{0,5} = \frac{\pi \cdot \lambda}{3d_a} \text{ (рад)}$$

де $\theta_{0,5}$ – ширина діаграми направленості по рівню половинної потужності,
 da – розмір антени.

З урахуванням, що МНРЛС «Буран» літака Ан-148 має хвилевідно-щілинну антенну решітку діаметром $da = 61$ см. (див. табл. 3.1) отримаємо:

$$\theta_{0,5} = \frac{3,14 \cdot 0,032}{3 \cdot 0,61} = 0,0549 \text{ (рад)} = 3,173^\circ$$

Результати розрахунку нормованої потужності передавача, необхідної для забезпечення максимальної дальності дії РЛС на різних довжинах хвиль наведені на рис. 3.17.

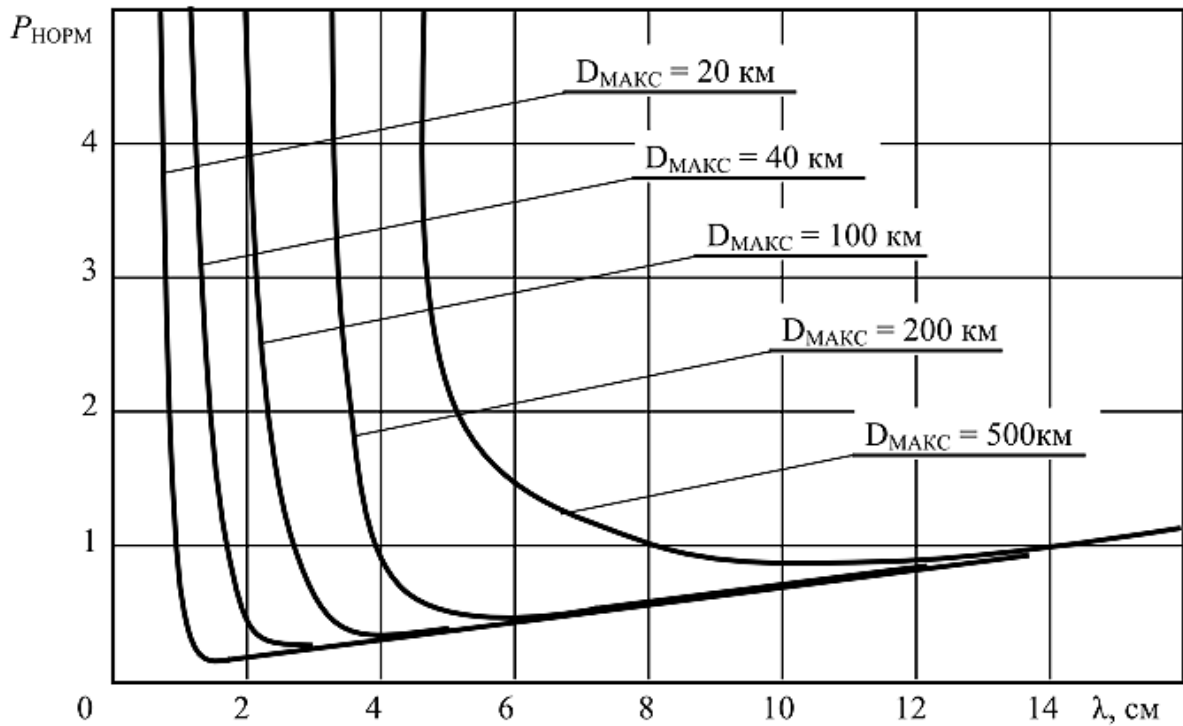


Рис. 3.17. Залежності нормованої потужності сигналу передавача $P_{\text{НОРМ}}$, необхідної для забезпечення дальності дії $D_{\text{МАКС}}$, від довжини хвилі λ

Найбільш повним і простим описом впливу різних факторів на роботу РЛС є основне рівняння дальності радіолокації. Одна із форм запису цього рівняння визначає потужність прийнятого сигналу, що запишеться виразом:

$$P_{\text{пр}} = \frac{P_{\text{пер}} G_a}{4\pi D^2} \cdot \frac{\sigma_s}{4\pi D^2} \cdot A_r$$

де $P_{\text{пер}}$ – потужність випромінювання; G_a – коефіцієнт підсилення антени; D –

відстань до опроміненого об'єкта; σ_s – ефективна площа розсіювання (ЕПР) об'єкта (S); $P_{пр}$ – потужність прийнятого сигналу; A_r – ефективна площа апертури приймальної антени.

Перший множник виразу – це густина потоку потужності випромінювання на деякій відстані D від РЛС опроміненого об'єкта. Другий множник враховує розподілення електромагнітної енергії в просторі в залежності від відстані між об'єктом опромінення та приймальною антеною та характеризує розподілення відбитого від об'єкта сигналу. Третій множник – характеризує антену приймача.

Так як максимальна відстань радіолокаційного виявлення сигналу залежить від мінімальної потужності виявленого сигналу, то основне рівняння радіолокації можна записати у вигляді:

$$D_{\max}^4 = \frac{P_{\text{пер}} G_a A_r \sigma_s}{(4\pi)^2 P_{\text{пор пр}}}$$

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

А у випадку, коли приймальна та передавальна антени однакові, або одна приймально-передавальна антена, ефективна площа апертури приймальної антени пов'язана з коефіцієнтом підсилення антени виразом:

$$G_a = \frac{4\pi A_r}{\lambda^2}$$

Тоді можна скласти вираз визначення максимальної дальності дії МНРЛС [14]:

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

Для використання МНРЛС у якості РПП необхідно визначити мінімальну потужність передавача для виявлення небезпечної зміни рельєфу на відстані в $\tau = 132$ секунди польоту. Для середньої швидкості літака $V = 700$ км/год максимальна відстань прогнозованої траєкторії набору висоти буде складати:

$$D_{\text{пр}} = V \cdot \tau = 0.194 \cdot 132 = 25.6 \text{ км.}$$

Тоді вираз мінімальної потужності передавача буде мати вигляд

$$P_{\text{пер}} = \frac{D_{\text{пр}}^4 (4\pi)^3 \cdot P_{\text{пор пр}}}{G_a^2 \cdot \lambda_{\text{РЛС}}^2 \cdot \sigma_s},$$

Для вирішення цього виразу знайдемо невідомі складові G_a , σ_s , $P_{\text{пор пр}}$.

Мінімальна порогова потужність приймача $P_{\text{пор пр}}$ характеризує мінімальну потужність сигналу який може обробити система і для сучасних МНРЛС складає близько $P_{\text{пор пр}} = 10^{-12}$ Вт.

Якщо передавальна та приймальна антени одноступінні, то вони мають однаковий коефіцієнт підсилення антени, який виражається виразом

$$G_a = \eta_a \frac{4\pi^2}{\theta_a^2} \quad \text{або} \quad G_a = \eta_a \cdot D_A$$

де η_a – коефіцієнт корисної дії антени;

θ_a^2 – половинна ширина ДНА (в радіанах).

D_A – коефіцієнт направленої дії антени

Для початку знайдемо D_A – коефіцієнт направленої дії антени

$$D_A = \frac{4\pi}{\theta_{a(\text{рад})}^2}, \quad \text{тоді} \quad D_A = \frac{4 \cdot 3,14}{0,055} = 4097,7$$

Для хвилевідно-щілинних антенн коефіцієнт корисної дії складає $\eta_a = 0,75 - 0,85$, тоді

$$G_a = 0,8 \cdot 4097,7 = 3278,1$$

Ефективна площа розсіювання (ЕПР) – це параметр, що визначає ефективність розсіювання електромагнітного випромінювання об'єктом. Це кількісна міра відношення щільності (густини) потужності сигналу, розсіяного у напрямку приймача, до щільності потужності радіохвилі, що потрапляє на об'єкт.

Для РЛС в режимі «Земля» об'єктом являється – ділянка земної поверхні. Вочевидь, розрахунок необхідно вести для поверхні, що володіє мінімальною ЕПР.

При виборі довжини хвилі ми визначили, що такою поверхнею є гориста (каміння) з лісовим покривом. Земна поверхня відноситься до класу поверхнево-розподілених об'єктів, оскільки її розміри перевершують розміри ДНА. ЕПР таких об'єктів визначаються за формулою:

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

де σ_0 – питома ЕПР ділянки поверхні землі; S_{Σ} – площа опроміненої ділянки:

Питому ЕПР поверхні землі σ_0 візьмемо з таблиці 3.3 для $\lambda_{\text{МНРЛС}} = 3 \text{ см}$, кута падіння 10° горизонтальної (ГГ) та вертикальної поляризації (ВВ) та переведемо значення питомої ЕПР у відношення потужностей відповідно до таблиці 3.4:

Таблиця 3.3

Орієнтовні значення питомих ЕПР

Объекты	Угол падения, град	σ_0 , дБ		
		$\lambda = 3,0 \text{ см}$		$\lambda = 70 \text{ см}$
		ГГ	ВВ	ГГ, ВВ
Море, волнение 2 балла	10	-40	-32	-50
	20	-38	-28	-45
	50	-35	-30	-42
Море, волнение 6 баллов	10	-35	-30	-35
	20	-30	-25	-32
	50	-27	-22	-30
ВПП	10	-40	-30	-60
	20	-32	-24	-58
	50	-20	-18	-55
Степь, зима, снег	10	-23	-23	-60
	20	-17	-17	-55
	50	-14	-14	-50
Степь, лето, трава	3	-35	-35	-60
	10	-16	-15	-55
	20	-15	-15	-53
Пустыня, камни, песок	50	-12	-12	-50
	10	-18	-20	-45
	20	-15	-17	-40
Лес	50	-12	-14	-35
	10	-14	-14	-35
	20	-14	-15	-30
	50	-12	-12	-25

Таблиця 3.4

Переведення відношення потужностей в дБ:

L	40 дБ	20 дБ	10 дБ	6 дБ	3 дБ	1 дБ	0 дБ	-1 дБ	-3 дБ	-6 дБ	-10 дБ	-20 дБ	-40 дБ
---	-------	-------	-------	------	------	------	------	-------	-------	-------	--------	--------	--------

P1/P0	10000	100	10	≈ 4	≈ 2	≈ 1.26	1	≈ 0.79	≈ 0.5	≈ 0.25	0.1	0.01	0.0001
-------	-------	-----	----	-----	-----	--------	---	--------	-------	--------	-----	------	--------

Тоді отримаємо питому ЕПР ділянки поверхні,

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

Площа опроміненої поверхні $S_{\text{э}}$ знаходиться за наступним виразом

$$S_{\text{э}} = \pi \cdot D^2 \text{tg}^2 \frac{\theta_a^2}{2},$$

тоді для $D \geq 25000$ м отримаємо:

$$S_{\text{э}} = 3,14 \cdot 25000^2 \text{tg}^2 \frac{0,055}{2} = 1485642,4 \text{ м}^2,$$

Як результат ЕПР опроміненої ділянки буде складати:

$$\sigma_s = \sigma_0 \cdot S_{\text{э}} = \frac{1485642,4}{100} = 14856,4 \text{ м}^2.$$

Тепер визначимо мінімальну потужність передавача МНРЛС при отриманні інформації від земної поверхні на відстані 25000 м:

$$P_{\text{пер}} = \frac{25000^4 \cdot (4 \cdot 3,14)^3 \cdot 10^{-12}}{3278,1^2 \cdot 0,032^2 \cdot 14856,4} = 4,7 \text{ Вт},$$

Отже мінімальна середня потужність передавача для роботи МНРЛС в режимі дальномірного радіолокатора профільного польоту складає 4,7 Ват.

Розрахуємо тривалість імпульсів МНРЛС із врахуванням роздільної здатності за дальністю близько $\Delta D = 500$ м (де $\gamma_D \geq 1$ - коефіцієнт зниження роздільної здатності). Вираз для визначення тривалості імпульсів зондування має вигляд :

$$\tau_{\text{імп}} = \frac{2\Delta D}{\gamma_D c} = \frac{2 \cdot 500}{1 \cdot 3 \cdot 10^8} = 3,33 \text{ мкс}.$$

Таким чином тривалість імпульсів зондування повинна складати $\tau_{\text{імп}} = 3,33$ мкс.

В імпульсних далекомірних РЛС період зондувальних імпульсів T_i вибирається з умови однозначного виміру дальності D і повинен бути більше

максимально можливої затримки відбитого сигналу (з урахуванням максимальної дальності дії РЛС – 300 км):

$$T_i = \frac{2,5 D_{max}}{c} = \frac{2,5 \cdot 3 \cdot 10^5}{3 \cdot 10^8} = 2500 \text{ мкс}$$

Потужність передавача впливає на дальність дії РЛС. Розрізняють імпульсну та середню потужності передавача які пов'язані між собою наступним співвідношенням:

$$P_i \cdot \tau_i = P_{сер} \cdot T_i,$$

Звідси знаючи із характеристик імпульсну потужність передавача (див табл. 3.1) знайдемо середню потужність передавача:

$$P_{персер} = P_i \cdot \frac{\tau_i}{T_i} = \frac{5000 \cdot 3,33}{2500} = 6,7 \text{ Вт},$$

і застосуємо її для визначення дальності дії МНРЛС в якості радіолокатора профільного польоту

$$D_{max} = \sqrt[4]{\frac{P_{персер} \cdot G_a^2 \cdot \lambda_{РЛС}^2 \cdot \sigma_s}{(4\pi)^3 \cdot P_{пор пр}}} = \sqrt[4]{\frac{6,7 \cdot 3278,1^2 \cdot 0,032^2 \cdot 14856,4}{(4 \cdot 3,14)^3 \cdot 10^{-12}}} = 27366,7 \text{ км},$$

Розрахунки основних характеристик МНРЛС в ідеальних умовах (без врахування впливу перевідбиття сигналу від земної поверхні та поглинання сигналу атмосферою) показав, що вона може бути застосована у якості імпульсного дальноміра при реалізації профільного польоту

3.5. Застосування МНРЛС в якості радіолокатора профільного польоту в СРППЗ

В якості датчика вимірювання зміни рельєфу земної поверхні в упередженій зоні перед літаком найбільш доцільно використовувати

метеонавігаційну РЛС в режимі вимірювання відстані до землі вузьконаправленим променем.

Головними перевагами застосування МНРЛС в якості РПП є:

- наявність функції вимірювання дальності (D);
- вузька діаграма направленості ($\lambda_{\text{РЛС}}$);
- висока роздільна здатність по дальності (ΔD), азимуту ($\Delta \alpha$) та куту місця ($\Delta \varphi$);
- можливість змінювати кут нахилу променя діаграми направленості (β);
- можливість стабілізації променя при еволюціях літака (крен, тангаж);
- цифрова обробка параметрів з можливістю автоматичної передачі сигналів засобом попередження зіткнень;
- можливість зміни потужності випромінюваного сигналу.

На сьогоднішній день бортова МНРЛС вже застосовується як засіб запобігання зіткненням з перешкодами. Але лише за участю екіпажу.

Наземні перешкоди (гірські вершини, пагорби і висотні споруди) виявляють під час огляду простору за допомогою симетричної вузької ДН антени.

Завдяки цьому знижується ймовірність спостереження завадових відбиттів від земної поверхні за всіх висот польоту, що перевищують деяку задану висоту (1000 м). Під час обходу перешкод (у тому числі грозових зон) важливо, щоб сектор огляду не змінював свого положення в просторі при кренах і тангажа літака. Тому вісь ДН антени має бути стабілізована в просторі.

Ситуацію, що виникає у разі наближення до гірської вершини. Ілюструє рис.3.18. Коли літак летить на постійній висоті H і перебуває досить далеко від перешкоди, горизонтально напрямлений розбіжний промінь радіолокатора опромінює значну частину гори. У міру наближення до гори зона

опромінення перешкоди зменшується. Тому і засвічення на екрані стає меншим. (рис.3.19).

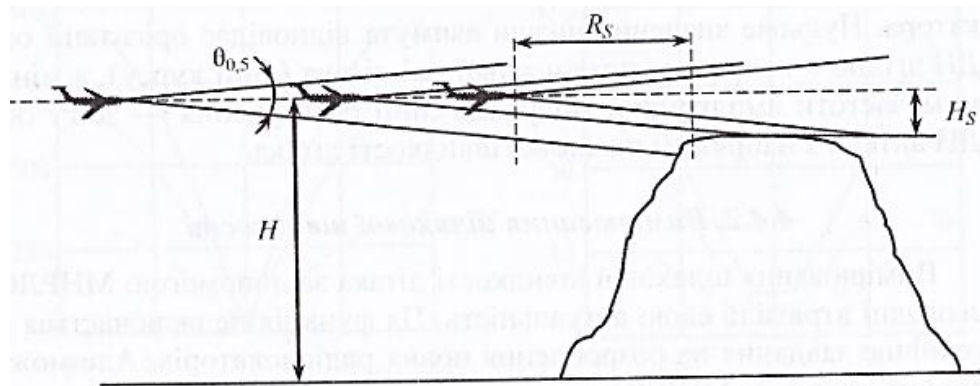


Рис. 3.18. Метод кола безпеки



Рис. 3.19. Зменшення засвічення від гори в міру наближення до неї

Якщо літак летить над вершиною з безпечним перевищенням H_s , то на деякій відстані R_s від неї гора вийде із зони опромінення МНРЛС. Якщо ширина ДН антени дорівнює $\theta_{0,5}$ то

$$R_s = \frac{H_s}{\sin\left(\frac{\theta_{0,5}}{2}\right)} \approx \frac{2H}{\theta_{0,5}}$$

У разі безпечного перевищення над гірськими вершинами (наприклад, 600 м) радіус сектора на екрані, у межах якого немає відбиття від земної поверхні, дорівнює 10...15 км (за ширини ДН антени 30...40). Коло (сектор) з радіусом

Rs називають умовним колом безпеки. Під час польоту на безпечному перевищенні і наближенні літака до гірської вершини на відстань радіуса кола безпеки сигнал від гірської вершини на екрані індикатора, не досягши умовної мітки кола безпеки, зникає. Якщо ж засвічення від перешкоди перетне коло безпеки, то необхідно набирати висоту для забезпечення необхідного перевищення. Коло безпеки може бути відзначено на світлофільтрі індикатора МНРЛС, мітка кола безпеки може бути сформована електронним способом, нарешті, її взагалі може не бути як зображення на екрані, але пілоту завжди відома відстань, яка відповідає умовному колу безпеки, і він не повинен допускати, щоб засвічення від перешкоди, що наближається, входило в це коло.

Тому в роботі пропонується автоматизоване застосування МНРЛС у комплекті із системою ТАWS в якості радіолокатора профільного польоту.

Аналіз принципу дії МНРЛС та режимів його роботи показав, що крім існуючих режимів та підрежимів роботи програмним шляхом можливо ввести в режимі «Земля» додатковий підрежим роботи МНРЛС наприклад «Рельєф». В цьому підрежимі в залежності від висоти польоту повітряного судна антена МНРЛС переходить із режиму сканування в режим фіксації променя під заданим кутом в бік землі відповідно таблиці 3.3. Це дасть можливість оглядати рельєф земної поверхні на відстані попереду літака близько 25 км, що достатньо для виконання маневру при виникненні перешкоди за маршрутом польоту.

МНРЛС може реалізувати дальномірну або кутомірну функцію радіолокатора профільного польоту, так як може точно вимірювати дальності та кути нахилу антени.

При реалізації дальномірного методу профільного польоту МНРЛС постійно буде вимірювати відстань до земної поверхні та порівнювати зміну

рельєфу перед літаком із цифровою моделлю що знаходиться у пам'яті обчислювача системи літаководіння або ТАWS. Тобто крім виконання функції безпечного польоту є реальна можливість реалізувати оглядово-порівняльний метод навігації буз участі екіпажу.

При виконанні розворотів або при еволюціях повітряного судна антена МНРЛС за командами системи курсовертикалі буде підтримувати стабільне положення у просторі і виконувати завдання аналізу рельєфу місцевості.

Один із основних режимів ТАWS - «Оцінка рельєфу місцевості за напрямком польоту» - використовується для перевірки відсутності елементів рельєфу і штучних перешкод у межах встановленого робочого простору шляхом прогнозування та моделювання небезпечних ситуацій. Із застосуванням МНРЛС в режимі «Рельєф» прогнозування буде набагато точніше адже є апріорні дані для розрахунку характеристик рельєфу земної поверхні.

Крім того, під час розворотів антена МНРЛС також може відхилятися додатково у бік розвороту для аналізу місцевості над якою буде пролітати повітряне судно.

Для сучасних повітряних суден рекомендовано в якості радіолокатора профільного польоту використовувати цифрову когерентно-імпульсну МНРЛС «Буран-А» регіонального літака Ан-148, (рис. 3.20, 3.21).

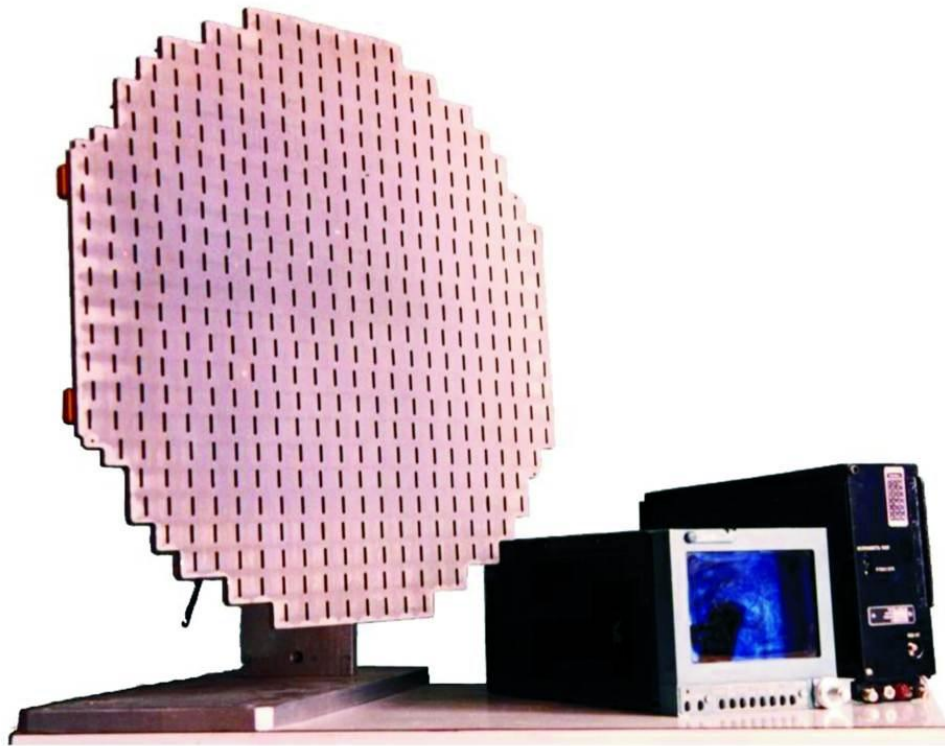


Рис. 3.13.

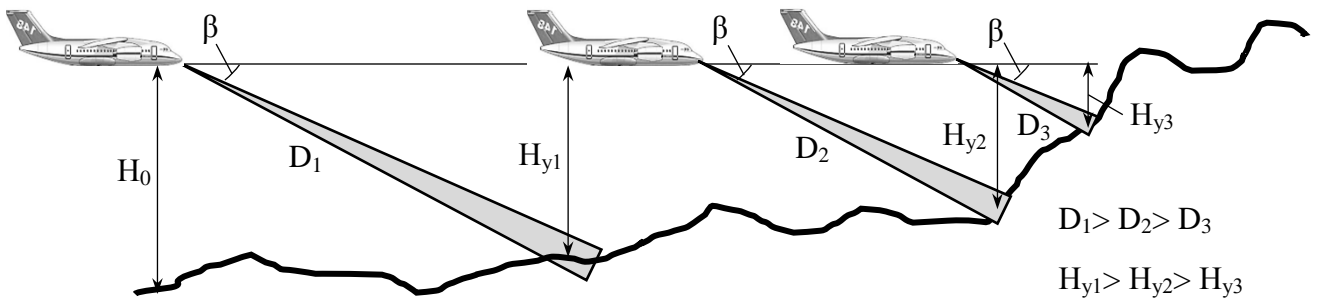


Рис. 3.21. Реалізація МНРЛС Ан-148 для оцінки рельєфу місцевості

Автоматизоване застосування МНРЛС у комплекті з системою СРППЗ-2000 в якості радіолокатора профільного польоту передбачає створення нового підрежиму роботи МНРЛС «Рельєф» та реалізацію деяких алгоритмів взаємообміну інформацією. Структурна схема системи СРППЗ-2000 із МНРЛС в якості датчика аналізу рельєфу представлена на рис. 3.22.

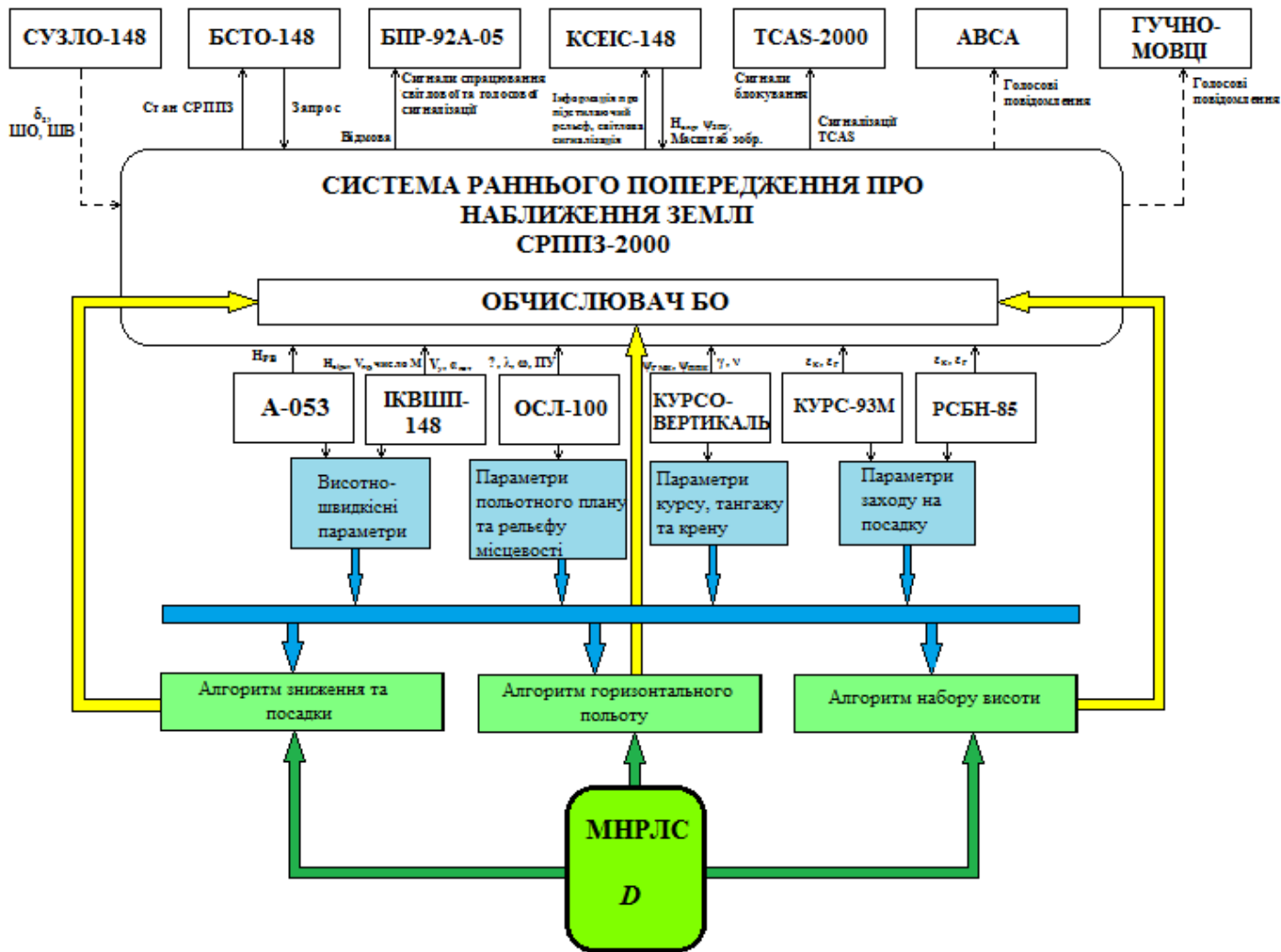


Рис.3.22. Структурна схема системи СРППЗ-2000 із МНРЛС в якості датчика аналізу рельєфу

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

Алгоритми набору висоти, горизонтального польоту і зниження та посадки передбачають переналаштування як системи СРППЗ так і МНРЛС.

На злеті і при посадці літак перебуває на малих висотах, тому обов'язково точність роботи системи СРППЗ повинна підвищуватись, а так, як ці елементи траєкторії передбачають зміну кутового положення літака, необхідно контролювати кути відхилення антени.

Алгоритм горизонтального польоту аналізує істинну висоту літака, якщо вона набагато більша рельєфу земної поверхні наприклад 4000-11000 МНРЛС недоцільно використовувати в якості датчика СРППЗ. А якщо різниця висот складає менше 700 футів (213 м.) екіпажу необхідно увімкнути режим «Рельєф», при якому МНРЛС виконує функцію радіолокатора профільного польоту та видає інформацію СРППЗ для формування необхідних застережень екіпажу при зміні рельєфу місцевості, або для видачі команд безпосередньо у систему автоматичного керування для набору висоти.

ВИСНОВОК З РОЗДІЛУ

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

Для виконання безпечного польоту на малих висотах в якості датчика безпосереднього вимірювання зміни рельєфу земної поверхні в деякій упередженій точці застосовують радіолокатори профільного польоту

Таким чином, у дипломній роботі пропонується застосувати в якості дальномірного РПП на регіональних та магістральних літаках метеонавігаційну радіолокаційну станцію з функцією вимірювання відстані вузьким променем в режимі «ЗЕМЛЯ» та фіксованим положенням антени.

Розрахунки основних характеристик МНРЛС в ідеальних умовах показав, що вона може бути застосована у якості імпульсного далекоміра при реалізації профільного польоту

Автоматизоване застосування МНРЛС у комплекті з системою СРППЗ-2000 в якості радіолокатора профільного польоту передбачає створення нового підрежиму роботи МНРЛС «Рельєф» та реалізацію деяких алгоритмів взаємообміну інформацією.

ПЕРЕЛІК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Н.Т. Василенко, О.В. Власов, Н.Н. Курилов, К.И. Павленко. Авиационное радиоэлектронное оборудование, – ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1984 г. 483с.
2. П.И. Дудник, Ю.И. Чересов. Авиационные радиолокационные устройства, – ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1986 г., 538с.
3. В.В. Васин и др. Радиолокационные устройства (теория и принципы построения), М.: Сов. Радио, 1970 г., 680 с.
4. Г.С. Кондратенков, А.Ю. Фролов. Радиовидение. РЛС дистанционного зондирования земли, М.: Радиотехника, 2005 г., 370 стр.
5. О.В. Буянiн, Ю.В. Мещерський, I.С. Река. Авіаційні радіоелектронні системи, – Васильківський коледж ВПС, 2001 р. 286с.
6. О.О. Чужа, О.Г. Ситник, В.М. Хiмiн, О.В. Кожохiна Авіаційні радіотехнічні системи: навч. посiб. / – К.: НАУ. 2017. – 262 с.
7. Яновський Ф.Й. Метеонавігаційні радіолокаційні системи повітряних суден. – К.: Видавництво НАУ, 2003. – 304 с.
8. Мелкумян В.Г. , Семенов О.О., Соломенцев О.В. Радіолокаційне та радіонавігаційне обладнання аеропортів. –К.: НАУ, 2006.– 218 с.
9. Синєглазов В.М., Філяшкін М.К. Автоматизовані системи управління повітряних суден. – К.: Вид-во НАУ, 2003. – 504 с.
10. Финкельштейн М.И. Основы радиолокации. – М.: Радио и связь, 1983. – 536 с.
11. Перевезенцев Л.Т., Огарков В.Н. Радиолокационные системы аэропортов: Учеб. Для вузов гражданской авиации. - 2-ое изд., перераб. и доп. - М.:Транспорт, 1991. -360 с.

12. Руководство по технической эксплуатации самолета Ан-148-100

13. AIRCRAFT Maintenance Manual 737-300/400/500. - Seattle, Washington, USA:
Boeing commercial Airplanes group, 1999 – 5417 p.