

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

Кафедра авіоніки

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ
Завідувач кафедри

_____ Павлова С.В.
“ _____ ” _____ 2021 р.

**ДИПЛОМНА РОБОТА
(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)**

**ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ
“БАКАЛАВР”**

Тема: «Далекомірна система запобігання зіткнень з землею»

Виконавець: _____

Керівник: _____

Нормоконтролер: _____ Левківський В.В.

Київ 2021

ЗМІСТ

Перелік умовних скорочень

Вступ

Розділ 1: «Загальна характеристика та основні функції систем попередження наближення землі»

- 1.1. Аналіз проблеми зіткнень керованих літаків із земною поверхнею.
- 1.2. Функціонування та режими роботи систем попередження наближення землі.
 - 1.2.1. Призначення СППЗ
 - 1.2.2. Класи СППЗ
 - 1.2.3. Склад та функції, принцип дії систем СППЗ
 - 1.2.4. Відображення інформації СППЗ
- 1.3. Технічна реалізація та зв'язок систем попередження наближення землі із іншими системами повітряних суден.

Розділ 2: «Аналіз систем попередження наближення землі сучасних повітряних суден»

- 2.1. Система раннього попередження наближення землі, літака Ан-148.
- 2.2. Система GPWS літака Boeing 737NG.
- 2.3. Система GPWS літака Airbus A318/319/320/321.

Розділ 3: «Реалізація радіотехнічних систем автономного визначення положення повітряного судна в системі попередження наближення землі»

- 3.1. Політ з огинанням рельєфу місцевості
- 3.2. Імпульсний радіолокатор профільного польоту.
- 3.3. Метеонавігаційні радіолокаційні станції
- 3.4. Розрахунок енергетичних характеристик МНРЛС з функцією контролю дальності
- 3.5. Застосування МНРЛС в якості радіолокатора профільного польоту в СРППЗ

Список використаних джерел

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ

GPWS – система запобігання зіткнення із землею;

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

СППЗ - система попередження приближення землі;

CFIT - зіткнення з землею у контрольованому польоті;

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

Статистика світової практики польотів, зібрана за багато років свідчить, що такий тип аварій як CFIT («Controlled flight into terrain» - «Зіткнення з землею у контрольованому польоті») частіше за все приводить до смертельних наслідків. Тільки у США через CFIT кожного року траплялися 3-4 авіакатастрофи до розробки і впровадження систем СРППЗ – систем раннього попередження приближення землі (GPWS – Ground proximity warning system).

Система раннього попередження приближення землі базується на показах радіовисотомірів та барометричних висотомірів, що перетворюються у візуальні та звукові попередження.

Особливо небезпечним для повітряного судна є політ на малій висоті, особливо на етапах зльоту, зниження, приземлення, так як іноді може бути недостатньо часу для виконання маневру уникання зіткнення із землею. Тому при польоті на малій висоті необхідно вимірювати упереджену відстань до перешкоди чи рельєфу місцевості, для можливого уникнення зіткнення з ними. Сучасні СРППЗ розраховують відстань до землі або перешкод математично, не маючи фізичної прив'язки до поверхні. Так як існує можливість похибки систем через неправильне вимірювання координат повітряного судна чи зміни рельєфу (природні чи штучні), що впливають на неточності карт абсолютних висот, необхідні датчики, що могли б вимірювати зміни рельєфу землі напряму і усували ці недоліки.

Вибір теми та актуальність дипломної роботи заключається у вирішенні проблем прямого вимірювання змін рельєфу землі на упередженій від літака відстані, що в свою чергу забезпечить безпеку польотів повітряних суден на малих висотах.

--	--	--	--

Кафедра авіоніки			НАУ 21 05 39 000 ПЗ			
Виконав	Кривенченко М.В.		Загальна характеристика та основні функції	Літера	Аркуш	Аркушів
Керівник	Чужа О.О.					
Консультант	Чужа О.О.					

Н-контроль	Левківський В.В.			систем попередження наближення землі	
Зав. каф.	Павлова С. В.				

Розділ 1: «Загальна характеристика та основні функції систем попередження наближення землі»

1.1. Аналіз проблеми зіткнень керованих літаків із землею поверхнею

Зіткнення з землею в контрольованому польоті (CFIT - Controlled flight into terrain) - термін, яким позначають події, пов'язані із зіткненням ПС із землею, штучними перешкодами або водою в тих випадках, коли екіпаж не міг контролювати ПС у напрямку і швидкості.

Аналіз великого масиву статистичних даних по авіаційним пригодам, що належать до однорідної групи причин-факторів зіткнень ПС з землею або наземними штучними перешкодами, дозволяє з достатньою достовірністю виявити причинно-наслідкові зв'язки розвитку аварійних ситуацій, що в свою чергу дає можливість вибрати ефективні механізми попередження появи чинників небезпеки в польоті на більш ранній стадії їх розвитку. Однією з основних причин, по якій відбуваються численні авіаційні події та інциденти, є помилкові дії екіпажу ПС, а також несвоєчасні рішення екіпажу щодо запобігання таким подіям. Це так званий людський фактор.

Численні дослідження авіаційних подій, проведені в світовій практиці і в вітчизняній цивільній авіації з проблеми людського фактора, дозволяють виділити ряд характерних типів подій, ознак і причин-факторів, що обумовлюють авіаційні події категорії CFIT, це:

1. Зіткнення ПС із землею поверхнею або з наземними перешкодами при зниженні з ешелону польоту нижче мінімальної безпечної висоти.
2. Зіткнення ПС з поверхнею в умовах польоту над гірською місцевістю.
3. Значна втрата висоти після зльоту або відходу на друге коло, викликана неадекватними діями екіпажу.

4. Недостатня надійність аеронавігаційного забезпечення польоту ПС за встановленим просторово-тимчасовим траєкторіях польоту переважно на етапах зниження, заходу на посадку і посадки ПС, що належить до завдань вертикальної навігації.
5. Зіткнення ПС із землею поверхнею або з наземними перешкодами в режимі незбалансованого польоту щодо безпечної траєкторії зниження по глісаді в районі між дальнім і ближнім приводними радіомаяками.
6. Зіткнення ПС в несталому режимі зниження з землею до ЗПС, в районі ВПП і за її межами з вертикальними перевантаженнями вище гранично допустимих по РЛЕ.
7. Неадекватні дії або навіть бездіяльність льотного екіпажу при різкому зниженні ПС на предпосадочній прямій і загрозу зіткнення з перешкодами між дальнім і ближнім приводними радіомаяками при необхідності припинення заходу на посадку і відходу на друге коло.

Згідно зі статистичними даними, наведеними в доповіді директора технічних програм Всесвітнього фонду безпеки польотів Джима Бурина, що враховує комерційні рейси реактивної авіації за період з 1994 по 2004 рік, проблема CFIT стала причиною 28 катастроф, що призвели до загибелі 2235 чоловік. Це виводить важливість проблеми CFIT на одне з перших місць, як за кількістю катастроф, так і за кількістю жертв.

З метою підвищення льотної безпеки Всесвітній фонд безпеки польотів закликає авіакомпанії всього світу освоювати передовий досвід, викладений в рекомендаціях Фонду, де наведено комплекс заходів, спеціально призначених для зниження аварійності при заході на посадку і при посадці, а також щодо запобігання аварій категорії CFIT, викладаються методики вибору тактики заходу на посадку і виконання посадки, пропонуються засоби зниження ризику. Крім того, наводиться список аварій категорії CFIT і перелік запропонованих «штатних» дій в аварійній ситуації.

У 1992 році FSF, залучаючи до співпраці всесвітню авіаційну індустрію, запустив надзвичайно важливий міжнародний проект щодо зниження авіаційних подій, пов'язаних з проблемою CFIT на етапі заходу на посадку і при посадці, до 50% протягом наступних п'яти років. Випущені FSF рекомендації в документі «Safety Alert» засновані на глибокому аналізі та розслідуванні льотних пригод останніх десятиліть. Було встановлено, що 50% катастроф унаслідок CFIT сталося з ПС, які не обладнаними системами попередження про наближення до землі. Більшість інших доводиться на ПС, обладнані системами GPWS перших поколінь, відомими своїми частими помилковими спрацьовуваннями. Ігнорування різниці в показаннях барометричних висотомірів, неправильна установка рівня барометричного тиску, помилки у визначенні місця ПС і точки початку зниження, порушення схем виходу з району аеродрому (SID) і заходу на посадку (STAR) і т.п. - все це, як правило, є першопричиною катастроф і враховується статистикою. Але мали місце випадки, коли після відмови одного з двигунів або пожежі екіпажі в умовах дефіциту часу і стресу приймали рішення про посадку на найближчому аеродромі і заходили на нього без урахування рельєфу місцевості. Такі катастрофи не потрапляють в категорію CFIT. Проте, їх можна було б уникнути або зменшити трагічні наслідки, якби екіпаж мав на борту достовірну наочну інформацію про рельєф навколишньої місцевості.

Багато в чому завдяки прийнятим в FSF заходам середньостатистичне кількість пригод типу CFIT для західних комерційних реактивних літаків вдалося знизити на 36%.

Однією з головних технічних заходів було обладнання літаків і вертольотів системами раннього попередження про близькість землі з функцією оцінки рельєфу місцевості в напрямку польоту - EGPWS (TAWS).

Цей напрямок є одним з пріоритетних для вирішення проблеми CFIT. Розробки велися давно, і як результат, на ринку з'явилося відразу кілька розробок

зарубіжних і вітчизняних виробників авіаційної техніки. У кожній з розробок є свої переваги і недоліки як технічного, так і політико-економічного характеру. Знання і врахування особливостей кожної системи допоможе в майбутньому уникнути зайвих витрат і підвищити рівень безпеки польотів.

Незважаючи на очевидні успіхи в забезпеченні безпеки польотів на повітряному транспорті - зменшення абсолютних показників зниження аварійності, а з урахуванням щорічного зростання авіаперевезень ще більше зниження відносних показників, причини катастроф практично не змінилися: проблеми CFIT і ALAR як і раніше є одними з основних.

CFIT WAS THE SECOND HIGHEST FATAL ACCIDENT CATEGORY, AFTER LOC-I

FIGURE 2: COLLECTION OF DATA ON TOP SIX FATAL ACCIDENT CATEGORIES

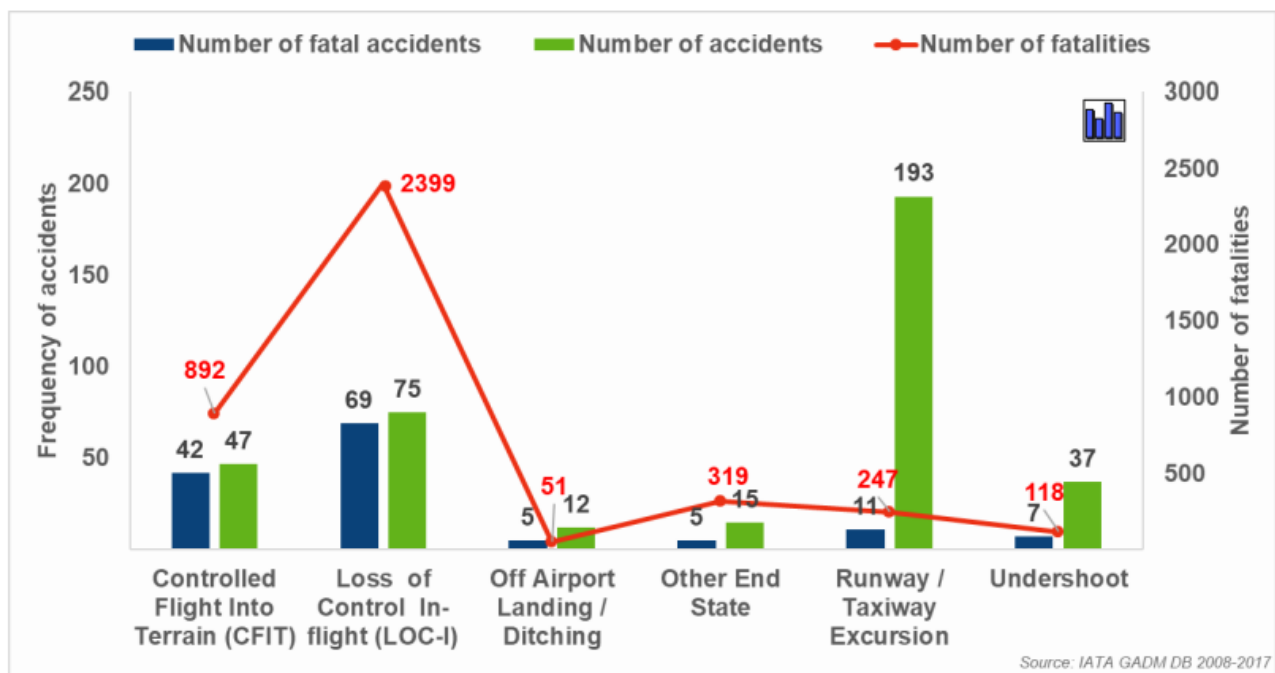


Рис. 1.1 – Статистика причин авіаційних інцидентів по їх кількості, кількості фатальних випадків та число жертв в період 2008 – 2017 років

THE FREQUENCY OF CFIT ACCIDENTS HAVE BEEN DECLINING

FIGURE 3: ANNUAL DISTRIBUTIONS OF CFIT FATAL AND NON-FATAL ACCIDENTS, AS WELL AS THE NUMBER OF FATALITIES

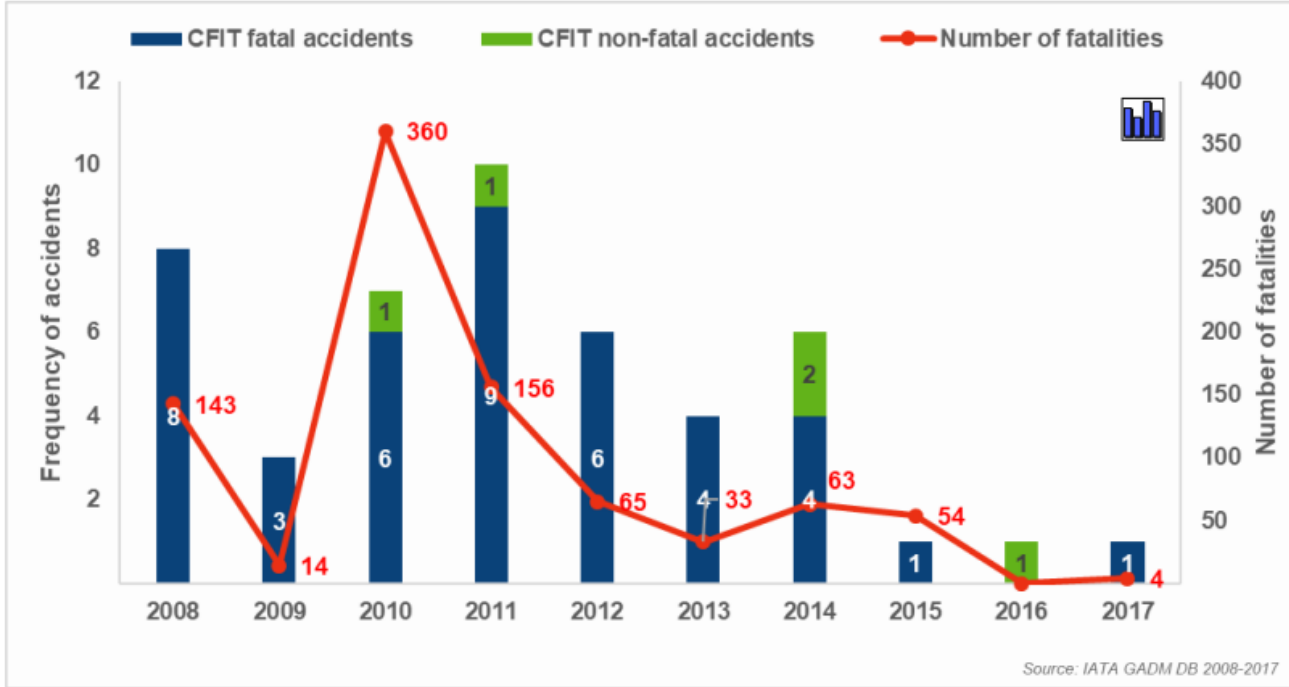


Рис. 1.2 – Статистика кількості CFIT інцидентів, фатальних інцидентів CFIT та число жертв в період 2008 – 2017 років

Основні причини CFIT

Цей вид пригод може бути на різних етапах польоту, але, в основному, це трапляється при заході на посадку і посадки, які займають в середньому 16% від загальної тривалості польоту.

Основними причинами авіаційних подій типу CFIT є:

- відсутність поінформованості екіпажу про профіль земної поверхні і про штучні перешкоди;
- помилки і непорозуміння при радіотелефонного зв'язку з органами УВС;
- неправильні установки тиску в барометричний висотомір;

- навігаційні помилки (втрата орієнтування, вибір невірної навігаційної засобу);
- неправильне використання автопілота; помилки при введенні даних в систему управління польотом (FMS);
- порушення процедур і схем заходу на посадку;
- картографічні помилки або використання невідповідних і застарілих баз аеронавігаційних даних;
- похибки показань навігаційних приладів;
- невірне сприйняття показань навігаційних приладів;
- різноманітні природні аномалії (барометричні або магнітні);
- особливо небезпечні метеорологічні умови, такі як зрушення вітру.

Супутніми причинами CFIT, як правило, є темний час доби, втома екіпажу, складні метеоумови. За статистикою 95% катастроф відбувається на заключних етапах польоту.

Досвід розслідування авіаційних подій типу CFIT також показує, що має місце значне число випадків, коли в керованому польоті при спрацьовуванні сигналізації небезпечного зближення з землею екіпаж не робив заходів щодо негайного переведення ЗС в набір безпечної висоти всупереч жорстким вказівками нормативних документів. Так, 48,5% випадків пригод типу CFIT безпосередньо пов'язано з порушенням екіпажами ПС правил польотів, виробничої і льотної дисципліни. Помилкові дії екіпажу в процесі пілотування ПС і взаємодії його на різних етапах польоту привели в 51,5% випадків до виникнення небезпечних ситуацій.

Помилки в професійній діяльності членів екіпажу були обумовлені низкою чинників:

- ергономічне недосконалість компонування обладнання кабіни екіпажу (мало місце як мінімум в 8,5% випадків);
- незадовільний стан здоров'я чи стомлення (мали місце як мінімум в 8,5% випадків);

- малий досвід льотної роботи (мав місце в 6% випадків);
- низька професійна підготовка (мала місце як мінімум в 9,5% випадків);
- невисока психоемоційна стійкість пілота (мала місце як мінімум в 31% випадків);
- порушення взаємодії між членами екіпажу (мало місце як мінімум в 13,5% випадків);
- недосконалість нормативної документації, що регламентує льотну діяльність екіпажів ПС (мало місце як мінімум в 3,5% випадків).

1.2. Функціонування та режими роботи систем попередження наближення землі

1.2.1. Призначення СППЗ

До недавнього часу системи, що сигналізують про небезпечне наближення ВС до землі, базувалися на аерометричних свідченнях систем повітряних сигналів (барометричних висотомірів) і радіовисотоміру, які перетворювалися в відповідні звукові та візуальні попередження. Їх розвиток йшов в основному в напрямку підвищення точності вимірювань і швидкодійності датчиків, а також перетворення даних в цифрову форму.

Перші версії систем попередження про наближення до землі були широко впроваджені в середині 70-х років. Прикладами таких систем є аналогові РСЗС - системи сигналізації небезпечної швидкості зближення з землею і цифрові СППЗ - системи попередження приближення землі, або в термінології ICAO - GPWS (Ground Proximity Warning System). Рішення про необхідність розробки таких систем було прийнято після розслідування ряду катастроф, пов'язаних із зіткненням з підстильною поверхнею повністю керованих ПС, пілотованих висококваліфікованим льотним екіпажем. Ці системи дозволили істотно знизити ймовірність льотних пригод типу CFIT, але не виключити їх повністю. Обумовлено це тим, що системи типу GPWS тільки сигналізують про загрозу зіткнення з землею, та й то не раніше, ніж за 5...30 с до зіткнення, що не завжди дозволяє екіпажу вийти з небезпечної ситуації. Вони не уявляють достатньої інформації екіпажу про необхідному характері маневру (просто

набір висоти або відворот від перешкоди). Крім того, в польоті над гірською місцевістю системи GPWS не можуть забезпечити адекватний сигналізації, ймовірність їх помилкових спрацьовувань неприпустимо висока, що знижує рівень довіри екіпажу до таких систем. Це призводило до випадків, коли екіпаж, отримавши інформацію від справно функціонуючого обладнання про загрозу зіткнення, ігнорував рекомендації по набору висоти або затягував виконання набору, намагаючись оцінити достовірність сигналів GPWS.

У системах EGPWS (TAWS) значно розширені технічні можливості за рахунок використання інформації точних навігаційних датчиків і цифрових баз даних рельєфу і перешкод в районі аеродрому, що в свою чергу стало можливим завдяки:

- зменшення похибок визначення поточних координат ПС (широта, довгота, висота) за рахунок використання супутникової навігації GNSS при знятті загублення точності для систем GPS і використання навігаційних обчислювачів (FMS);
- доступності досить точних цифрових баз рельєфу земної поверхні, цифрових аеронавігаційних баз даних, обчислювальних засобів і електронних носіїв інформації, придатних для використання на борту ПС;
- відновлення активних робіт по відновленню вітчизняної системи супутникової навігації ГЛОНАСС і планів її широкого комерційного використання.

Для задоволення вимог, що пред'являються до даного класу систем, додатково до всіх колишніх режимів СППЗ (GPWS) в обладнанні EGPWS (TAWS) реалізовані додаткові функції раннього попередження та видача рекомендацій екіпажу ПС по виходу з небезпечної ситуації;

- оцінка місцевості в напрямку польоту;
- відображення характеру підстильної поверхні і штучних перешкод на великому екрані;
- функція попередження про передчасне зниження в районі аеродрому;

- сигналізація проходу попередньо встановлених висот;
- сигналізація неправильної установки рівня тиску в барометричний висотомір.

Необхідність установки бортових систем EGPWS з функцією оцінки рельєфу місцевості по напрямку польоту (TAWS) визначається багатьма зарубіжними і вітчизняними керівними документами. Зокрема нормативним документом FAA (США) пропонувалося до березня 2005 року оснастити системами TAWS всі зареєстровані в країні пасажирські ВС з газотурбінними двигунами.

Міжнародною організацією цивільної авіації ICAO визнане обов'язкове оснащення всіх ПС електронною системою візуального контролю рельєфу за курсом - системою TAWS, що забезпечує світлове и звукове попередження, а також аварійну сигналізацію и видачу рекомендацій екіпажу ПС при небезпечному зближенні з поверхнею землі.

Відповідно до поправки 27 до частини 1 Додатка 6 до Конвенції про міжнародну Цивільну авіацію «Експлуатація повітряних суден», прийнятої на засіданні Ради ICAO 15 березня 2002 року у відношенні обладнання ПС міжнародного комерційного повітряного транспорту з газотурбінними двигунами:

- всі нові реактивні ПС, сертифіковані після 1 січня 2001 року й відповідно випущені після цієї дати, злітна маса яких перевищує 15 000 кг з місткістю понад 30 пасажирів, повинні бути обладнані системами попередження про небезпечне зближенні із землею з функцією оцінки рельєфу місцевості по напрямку польоту (Додаток. 6, гл. 1, п. 6.15.6);
- всі ПС що знаходяться в експлуатації, злітна маса яких перевищує 15 000 кг з місткістю понад 30 пасажирів, повинні бути обладнані системою попередження про небезпечне зближення із землею з функцією оцінки рельєфу місцевості по напрямку польоту до 1 січня 2003 року (Додаток. 6, гл. 1, п. 6.15.6).

Об'єднана Європейська авіаційна адміністрація, в свою черга, висунула вимоги про те, що системою EGPWS (TAWS) повинні бути обладнані ПС, злітна маса яких 15 000 кг и більше і з місткістю понад 30 пасажирів, до 1 жовтня 2001 року для знову випущених літаків і станом на 1 січня 2005 року - для тих, що знаходяться в експлуатації.

1.2.2. Класи СППЗ

Натепер FAA ввела позначення для цього типу систем (Terrain Awareness and Warning System – TAWS) і стандартизувала три основні класи TAWS.

Клас В. Обладнання TAWS має сигналізувати у таких випадках:

- зменшення відстані до земної поверхні;
- явно вираженого майбутнього зіткнення;
- швидкого зниження;
- недостатньої швидкості набору висоти після зльоту;
- зниження ПС нижче за 500 футів над поверхнею землі.

Як додаток TAWS класу В може відображати мапу підстильної поверхні на спеціальному дисплеї.

Клас А. TAWS цього класу повинна включати попередження у всіх випадках класу В та забезпечувати сигналізацію у разі:

- перевищення максимально допустимої швидкості зближення;
- польоту поблизу поверхні землі з невипущеними шасі;
- надмірного відхилення від лінії глісади під час посадки ПС.

Крім того, TAWS класу А повинна відображати мапу підстильної поверхні або положення ПС відносно ландшафту у вертикальній площині.

Клас С. До TAWS цього класу вимоги значно нижчі і включають тільки найнеобхідніші функції попередження. TAWS класу С призначено для ПС легкої авіації, кількість пасажирських місць яких менша шести.

1.2.3. Склад та функції, принцип дії систем СППЗ

Функція TAWS реалізована в окремому незалежному модулі, який знаходиться всередині основного блоку EGPWS і називається модулем попередження зіткнень з землею (GCAM - Ground Collision Avoid Module). Модуль GCAM забезпечує повний набір сигналів тривоги і попередження, щоб запобігти катастрофічному зіткненню з землею справного ПС в керованому польоті, а також всі режими звичайної системи попередження зіткнень з землею СППЗ за вимогами стандарту TSO-C151a. Метою TAWS є забезпечення льотного екіпажу своєчасною інформацією про потенційну небезпеку в напрямку маршруту польоту, яка може призвести до зіткнення з землею. Система EGPWS формує сигнал попередження про наближення до землі, рекомендацію щодо необхідного набору висоти або попередження про необхідність обходу в залежності від положення ПС щодо природної або штучної перешкоди на землі. Процесор системи EGPWS враховує специфічні ситуації, коли ПС маневрує згідно зі встановленими процедурами на висотах значно нижче місцевих висот навколишнього рельєфу (наприклад, заходи в долинах з крутими схилами). Конструкція TAWS формує прогноз небезпечної ситуації на основі реальних льотно-технічних характеристик ПС. Така конструкція мінімізує «помилкові тривоги» і підвищує довіру екіпажу до системи, оскільки формуються сигнали тривоги представляють реальну небезпеку. Деякі моделі систем EGPWS зарубіжного виробництва (T2CAS) реалізують додаткову функцію виявлення зсуву вітру для попередження екіпажу, якщо ПС входить в небезпечні умови зсуву вітру.

Політ ПС ділиться на основні етапи: маневрування на землі (рух по руліжних доріжках, розбіг, пробіг після приземлення), зліт, початкова фаза набору висоти, набір висоти, крейсерський політ, зниження, політ в районі аеродрому (початкова

фаза заходу на посадку), посадка. З огляду на той факт, що на різних етапах польоту ПС повинні бути реалізовані різні режими сигналізації, виникає необхідність в автоматичному визначенні етапів польоту. Для цілей реалізації режимів СППЗ виділяють наступні етапи: «на землі», зліт, політ, посадка. Етап «на землі» виділяється з метою заборони сигналізації при маневруванні ПС на землі, а також виключення помилкових сигналізацій на вкрай малих справжніх висотах 15...30 м, обумовлених великою похибкою у визначенні вертикальної швидкості. Етап «на землі» формується в разі, якщо справжня висота менше 15 м або прийнятий сигнал обтиску стійки шасі. З цього етапу можливий перехід тільки в етап зльоту при одночасному виконанні наступних умов: справжня висота більше 30 м, передня стійка шасі не обтиснута.

Етап зльоту визначається для активізації режимів, призначених для попередження екіпажу про вичерпання (втрати висоти) до досягнення безпечної висоти 400 м. Для виключення випадкових переходів в інші етапи за рахунок «викидів» в показаннях радіовисотоміру вводиться 40-секундна затримка з моменту активізації етапу зльоту, до закінчення якої вихід з етапу зльоту забороняється. Як правило, до моменту закінчення етапу зльоту шасі і закрилки переводяться в польотне положення.

Етап польоту активізується після досягнення висоти 400 м і триває до виникнення ситуації, коли на висоті понад 400 м і шасі і закрилки знаходяться в посадковій конфігурації. При цьому здійснюється перехід в етап посадки, і вирішуються режими, призначені для попередження екіпажу про небезпеки, характерних для цього етапу.

Система EGPWS з набагато більшою надійністю вирішує і завдання звичайної системи СППЗ. Вона функціонує в наступних випадках:

- надмірна швидкість зниження ПС;
- надмірна швидкість зближення ПС із земною поверхнею;

- надмірна втрата висоти після зльоту або відходу на друге коло;
- недостатній запас висоти над місцевістю при польоті ПС в конфігурації, що не відповідає посадковій. При цьому виробляються різні попередження про невипуск шасі і/або закрилків;
- надмірне зниження нижче глісади при заході на посадку по радіомаяковим системам ILS або MLS.

Крім того, система EGPWS може виробляти додаткові сигнали про перевищення допустимого значення кута крену, про ймовірний зсув вітру, про прольот заздалегідь встановлених фіксованих значень істинних висот, а також про досягнення висоти прийняття рішення або посадкового мінімуму.

Апаратура T2CAS американської фірми ACSS заснована на більш складних алгоритмах і має великі можливості запобігання зіткнень з поверхнею, ніж системи EGPWS інших фірм.

В системі T2CAS попередження небезпеки ґрунтується на визначенні місця можливого зіткнення з землею, а не тільки на поточному значенні висоти над перешкодою. Процесор прораховує небезпеку в динаміці, з урахуванням маневрування, виконуваного екіпажем ПС. Прогнозована системою T2CAS область польоту завжди розраховується уздовж траєкторії польоту ПС, як в наборі, так і при зниженні. Прогнозування в напрямку вниз дає дорогоцінний додатковий час для уникнення небезпеки зіткнення при передчасному зниженні або зниження з надмірно високою швидкістю. Система враховує поточну вагу ПС, температуру, яка впливає, як відомо, на ефективність двигунів, і при неможливості подолання перешкоди шляхом набору висоти рекомендує екіпажу унікальний маневр «Іди від землі» з використанням маневрування і в горизонтальній площині.

Використання СНС (GNSS) для вирішення проблеми CFIT

Супутникова навігація є основою роботи системи TAWS. Інформація про поточне місцезнаходження ПС, яку з достатньою точністю може надати супутникова навігація, використовується при роботі системи для прогнозу стану ПС. Використання GNSS і цифрової бази даних про підстильну поверхню і перешкоду робить цю систему незалежною від метеоумов. В системі TAWS на основі даних бортових систем ПС про вертикальну і шляхову швидкості, про справжню висоту, шляховий кут, просторові координатах ПС, отримані за даними системи супутникової навігації GNSS, постійно обчислюється траєкторія польоту з попередженням більш ніж на 120 с. Ця траєкторія співвідноситься із закладеною в цифровій базі даних інформацією про висоту підстильної поверхні з дозволом 0,5 або 3 NM при польоті ПС в районі аеродрому або за маршрутом відповідно. При цьому в вертикальній площині розраховуються дві області для оцінки ступенів небезпеки зіткнення з поверхнею землі.

Перша - це область завчасного попередження про загрозу можливого зіткнення з землею. Вона поширюється уздовж лінії шляху від 20 до 132 с попереду ПС. Конкретне значення часу розраховується автоматично і залежить від висоти перешкоди, етапу польоту і технічних можливостей ПС по набору висоти в даних умовах польоту. При цьому виробляється мовне повідомлення «Земля». 20 с - це мінімально достатній час для аналізу зображення земної поверхні на спеціальному панорамному дисплеї, реагування екіпажу і підготовки до набору висоти.

Друга - це область високої небезпеки зіткнення з землею. Вона поширюється уздовж лінії шляху від 8 до 120 с попереду ПС. 8 с - це мінімально достатній час для реагування екіпажу і екстреного набору безпечної висоти. При цьому системою EGPWS виробляється мовна команда «Pull up» («Тягни вгору»). В системі T2CAS зроблений обчислювачем розрахунок, який враховує напрямок польоту і здатність ПС по набору висоти, може визначити той випадок, коли воно не здатне за час, що залишився набрати необхідну висоту. У цьому випадку системою T2CAS

виробляється мовна команда «Avoid Terrain, Avoid Terrain» («Уникай землі»). У даному випадку екіпаж набирає висоту з допустимою по керівництву по польотам вертикально швидкістю і з обов'язковим поворотом в горизонтальній площині. Напрямок одвороту екіпаж планує, використовуючи зображення поверхні землі на панорамному екрані.

У горизонтальній проекції для оцінки ступенів загрози зіткнення з землею обчислювач системи TAWS визначає простір попереду ПС в формі вузького променя шириною 3° у напрямку польоту ПС. Якщо ПС починає розворот, то цей розрахунковий простір викривляється в напрямку розвороту аж до 90° відносно колишнього напрямку прямолінійного польоту.

Очевидно, що після впровадження даної системи і, звичайно, в разі її грамотної експлуатації кількість авіаційних катастроф, пов'язаних з CFIT, може бути значно скорочено.

1.2.4. Сигнали і режими роботи СППЗ

Приклади сигналів GPWS:

Сигнал мовного інформатора	Умови спрацьовування
TERRAIN / ЗЕМЛЯ	Швидкість наближення до землі вища за порогове значення
DON'T SINK / НЕ СНИЖАЙСЯ	Втрата висоти при зльоті або відході на друге коло (негативна вертикальна швидкість)
GLIDE SLOPE / ГЛИССАДА	Відхилення нижче глісади
SINK RATE / ОПАСНЫЙ СПУСК	Вертикальна швидкість зниження вища за порогове значення для даних умов
TOO LOW, FLAPS /	Мала швидкість, мала висота, механізація крила не в

НИЗКО, ЗАКРЫЛКИ	посадковому положенні
TOO LOW, GEAR / НИЗКО, ШАССИ	Мала швидкість, мала висота, шасі не в посадковому положенні
TOO LOW, TERRAIN / НИЗКО, ЗЕМЛЯ	Велика швидкість, мала висота, шасі або механізація не в посадковому положенні
PULL UP / ТЯНИ ВВЕРХ	Сигнал слідує після других сигналів при невиправленні траєкторії польоту або конфігурації ПС
BANK ANGLE / УГОЛ КРЕНА	Сигналізує про небезпечний кут крену ПС
WINDSHEAR / СДВИГ ВЕТРА	Сигналізує про зсув вітру
TERRAIN TERRAIN, PULL UP / ЗЕМЛЯ ЗЕМЛЯ ТЯНИ ВВЕРХ	За 20-30 секунд до розрахункового зіткнення з рельєфом
CAUTION TERRAIN / ОПАСНО ЗЕМЛЯ	За 40-60 секунд розрахункового зіткнення з рельєфом
TOO LOW, TERRAIN / НИЗКО ЗЕМЛЯ	Зниження нижче безпечної висоти
OBSTACLE OBSTACLE, PULL UP	За 20-30 секунд до розрахункового зіткнення зі штучною перешкодою
CAUTION OBSTACLE	За 40-60 секунд до розрахункового зіткнення зі штучною перешкодою

1.2.4. Відображення інформації СППЗ

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, індидується не карта, що відображає всі подробиці підстилаючої поверхні землі, а тільки підвищення, що знаходяться в зоні досяжності ЛА.

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

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

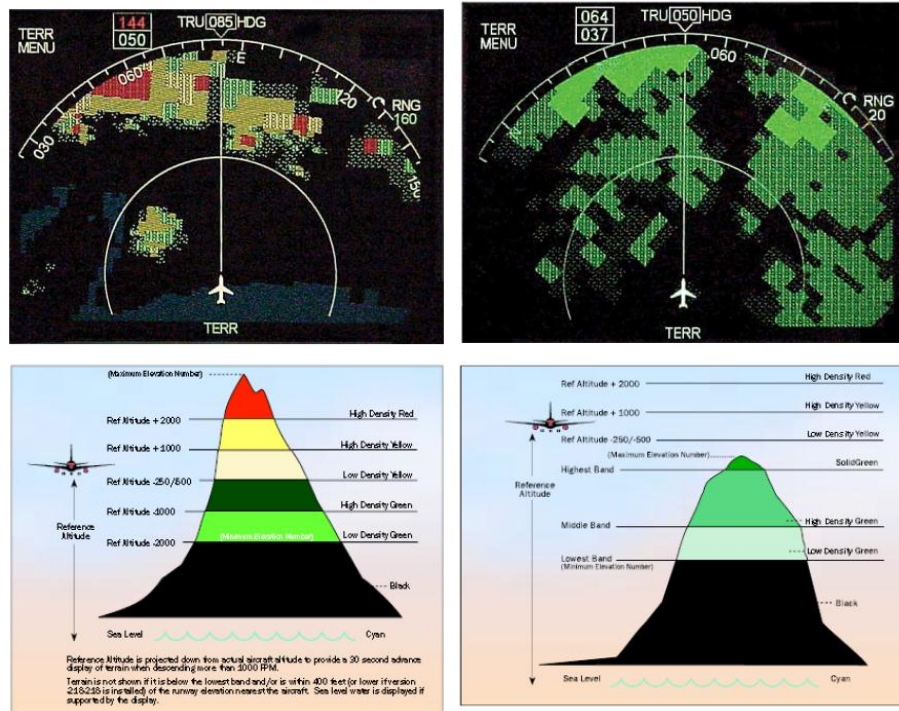


Рис. 1.3 – Відображення рельєфу на навігаційному дисплеї і значення кольорів

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 СРПБЗ дозволяє не тільки перевіряти системи на борту повітряних судів, але одночасно оцінювати працездатність бортових датчиків і систем, що використовуються.

СРПБЗ 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 екіпажу 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", "Низько 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.

1.3. Технічна реалізація та зв'язок систем попередження наближення землі із іншими системами повітряних суден.

Система EGPWS (TAWS) пов'язана з багатьма пристроями і системами ПС. На різних етапах польоту в обчислювачі системи використовуються дані від таких основних пристроїв:

1) від приймального обчислювача системи супутникової навігації GNSS:

- географічна широта місцеположення ПС;
- географічна довгота місцеположення ПС;

Примітка. Максимальне прийнятне значення похибки географічних координат становить 0,93 км (0,5 NM) на етапі посадки, 1,852 км (1 NM) в районі аеродрому та 3,7 км (2 NM) поза зоною аеродрому;

- геометрична висота ПС над референс-еліпсоїдом - моделлю Землі Всесвітньої геодезичної системи WGS-84. Максимальне прийнятне значення похибки становить 100 м;

- параметр точності функціонування системи супутникової навігації (GNSS), оцінюваний вбудованою функцією RAIM. Максимальне прийнятне значення похибки становить 100 м для HDOP = 1,5 (Horizontal Delution of Presision);

2) від системи автоматизованого управління польотом (BCC) для подачі інформації про дорожній швидкості, істинному шляховому куті, куті нахилу траєкторії;

3) від гіроскопічних датчиків просторового положення ПС відносно площини горизонту (від курсовертикалі) для подачі інформації про кут крену;

4) від системи повітряних сигналів:

- виправлена повітряна швидкість, обчислена з урахуванням інструментальних і аеродинамічних поправок. Допустимою похибкою являється 9 км/год при швидкості до 100 км/год, 3,7 км/год при швидкості до 370 км/год і 7,4 км/год при швидкості до 834 км/год;

- висота від барометричного висотоміра;

- вертикальна швидкість;

5) від радіотехнічної системи посадки за приладами ILS або MLS - аналогові сигнали у вигляді напружень, пропорційних відхилень ПС від рівносигнального зон курсу і глісади радіомаякової системи посадки ILS, а в перспективі MLS, сигнали готовності курсу і глісади, а також сигнали, пропорційні обраному курсу посадки з допустимою похибкою 2°;

6) від радіовисотоміру - аналоговий сигнал у вигляді постійної напруги, пропорційного істинної висоті ПС над рельєфом земної поверхні в робочому діапазоні радіовисотоміру, і дискретний сигнал (+27 В) про його справності. Прийнятною є похибка 1 м (або 4%) в межах 0...150 м і 5% - понад 150 м;

7) від сигналізаторів положення стійок шасі і закрилків, зокрема від:

- кінцевого вимикача випуску закрилків в посадочне положення для подачі в процесор EGPWS дискретного сигналу (+27 В);
- кінцевого вимикача обтиснутого положення передньої стійки шасі (ПС на землі) для подачі в процесор EGPWS дискретного сигналу (+27 В);
- кінцевого вимикача випуску шасі (зазвичай ліва стійка) в посадочне положення для подачі в процесор EGPWS дискретного сигналу (+27 В);

8) від автомата кута атаки і сигналізації перевантаження (АУАСП) для короткочасної зупинки функціонування системи EGPWS в разі виникнення загрози звалювання ПС;

9) від датчика температури зовнішнього повітря для обліку змін ефективності роботи двигунів, викликаних зміною температури. Максимальна прийнятне значення похибки становить 4,5°C;

10) від датчиків центрування і витрат палива для отримання інформації про поточне значення ваги ПС при обліку його швидкопідйомності. Максимальне прийнятне значення похибки становить 100 кг.

При установці системи EGPWS на вітчизняні ПС, обладнані аналоговими системами, для функціонування цифрового обчислювача необхідно включення універсального блоку сполучення, в якому проводиться аналого-цифрове перетворення інформації.

Обчислювач системи EGPWS пов'язаний з системою TCAS II. При виявленні загрози зіткнення з землею і видачу звукових і світлових рекомендацій в систему TCAS II подається сигнал для її перемикання в режим «TA ONLY», при якому ця система не видає будь-яких рекомендацій і звукових повідомлень. Цим досягається пріоритет системи EGPWS.

Обчислювач системи EGPWS подає сигнал відмови і сигнали, відповідні виданими аварійним рекомендацій, для їх запису в апаратурі реєстрації польотної інформації МСРП.

Мовні повідомлення і рекомендації система EGPWS відтворює через літаковий переговорний (СПУ) і гучномовний (СГУ) пристрої.

Панорамні індикатори. Призначені для відображення підстилаючої поверхні землі і перешкод в режимі відносних або абсолютних висот.

Світлосигнальні табло. Призначені для подання екіпажу ПС сигналів про виникнення таких умов польоту, розвиток яких може призвести до випадкового зіткнення ПС із землею, штучними перешкодами або водною поверхнею.

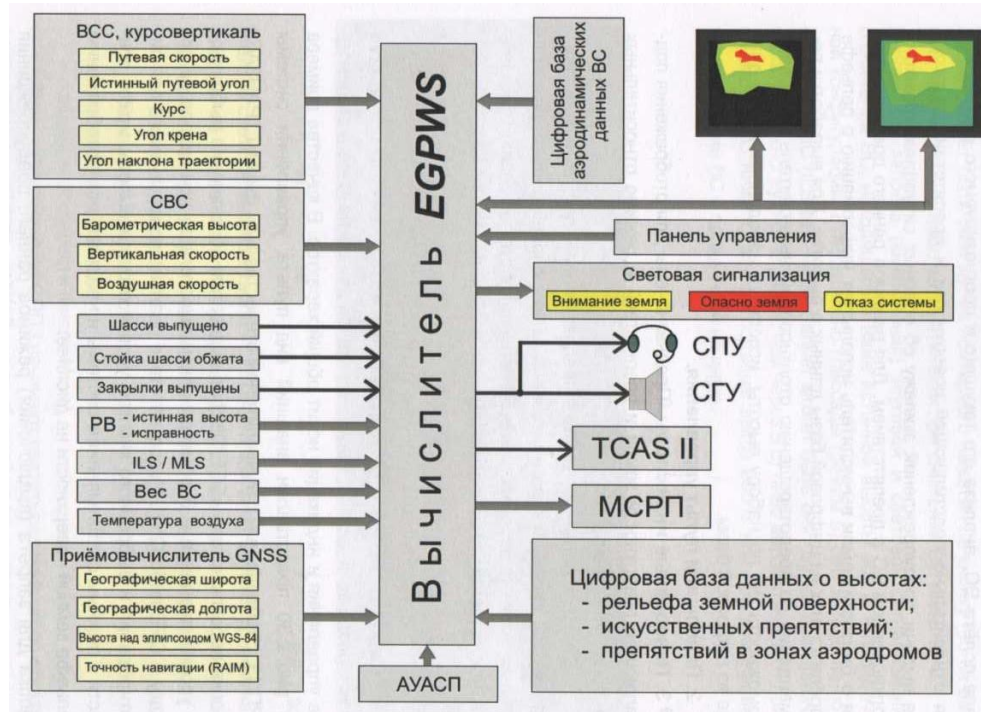


Рис 1.4 - Зв'язок системи попередження наближення землі з іншими системами ПС

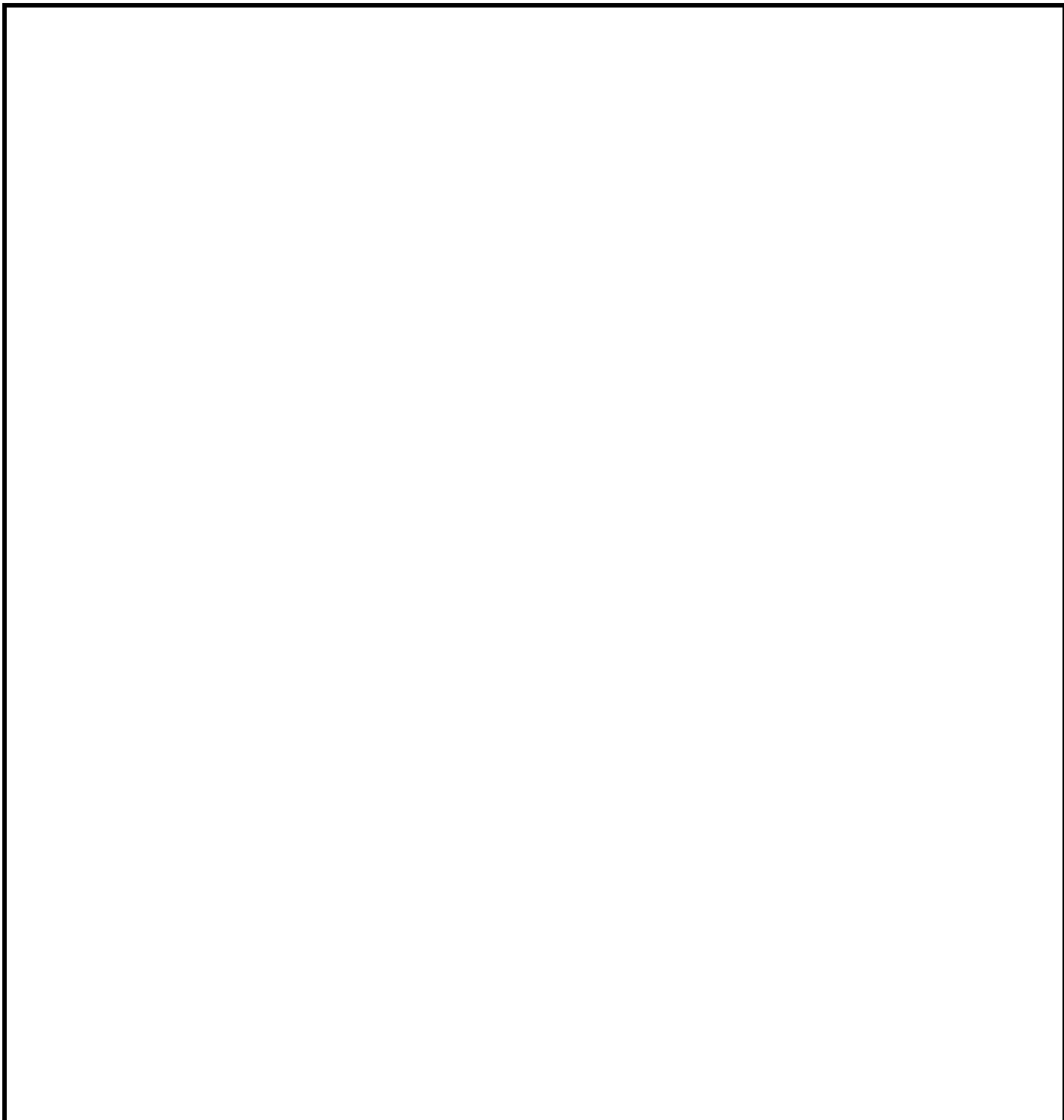
Висновок до 1 розділу

Використання системи раннього попередження зіткнення з землею дає екіпажу більше часу для прийняття рішення і виправлення помилок пілотування за

допомогою реактивних та прогнозованих попереджень про можливість зіткнення повітряного судна з землею.

При польоті повітряного судна на малій висоті потрібно вимірювати і прогнозувати відхилення літака від траєкторії руху по висоті, розглядати можливість наближення до землі на критичну висоту на основі інформації від радіовисотоміра і радіотехнічної системи посадки. Прогнозування повинно виконуватись на упередженій відстані, якої буде достатньо для уникнення аварійної ситуації за допомогою виконаного пілотами маневрування повітряного судна.

Функція прогнозування та вимірювання відхилення повітряного судна від траєкторії польоту по висоті, виконується системою раннього попередження зіткнення з землею.



Кафедра авіоніки				НАУ 21 05 39 000 ПЗ			
Виконав	Кривенченко М.В.			Аналіз систем попередження наближення землі сучасних повітряних суден	Літера	Аркуш	Аркушів
Керівник	Чужа О.О.						
Консультант	Чужа О.О.						
Н-контроль	Левківський В.В.						
Зав. каф.	Павлова С. В.						

Розділ 2: «Аналіз систем попередження наближення землі сучасних повітряних суден»

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

Призначення

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

Сигналізація попередження видається в наступних режимах:

- перевищення встановлених граничних значень вертикальної барометричної швидкості зниження (режим 1);
- перевищення встановлених граничних значень швидкості зближення із земною або водною поверхнею (режим 2);
- втрати барометричної висоти при зльоті або при виході на друге коло (режим 3);
- польоту поблизу земної поверхні з закрилками не в посадковій конфігурації або з не випущеними шасі (режим 4);
- надмірного відхилення вниз від радіотехнічної глісади понад установлене порогове значення при посадці (режим 5);
- досягнення встановленого граничного значення різниці між відносною барометричною і геометричною висотою (режим 6);
- при проході ряду заздалегідь визначених значень висот в процесі заходу на посадку (режим 8) - видача мовних повідомлень;
- при перевищенні порогових значень крену на маршруті і при заході на посадку (режим 9);

- при наявності небезпеки в напрямку польоту (раннє попередження);
- при передчасному зниженні.

Сигнали, що видаються системою СРППЗ-2000:

Повідомлення і звуковий супровід (Текстове + (т) тональний + (р) мовне)	Причина повідомлення
ОПАСНО ЗЕМЛЯ + (р) ОПАСНЫЙ СПУСК + (т) "вуп" 2 рази + (р) ТЯНИ ВВЕРХ	Швидкість зниження перевищує встановлені обмеження (режим 1 СППЗ)
"ОПАСНО ЗЕМЛЯ" + (р) ЗЕМЛЯ (р) ЗЕМЛЯ, ЗЕМЛЯ, + (т) "вуп" 2 рази + (р) ТЯНИ ВВЕРХ	Швидкість зближення з землею перевищує встановлені обмеження (режим 2 СППЗ)
ОПАСНО ЗЕМЛЯ + (р) НЕ СНИЖАЙСЯ	Втрата висоти на зльоті і відхід на друге коло, що перевищує встановлені обмеження (Режим 3 СППЗ)
ОПАСНО ЗЕМЛЯ + (р) НИЗКО ШАССИ, НИЗКО ЗЕМЛЯ, (р) НИЗКО ЗАКРЫЛКИ, НИЗКО ЗЕМЛЯ	Політ нижче допустимої висоти в непосадковій конфігурації (режими 4а, 4б СППЗ)
ОПАСНО ЗЕМЛЯ + (р) ВПЕРЕДИ ЗЕМЛЯ + (т) "вуп" 2 рази + (р) ТЯНИ ВВЕРХ	Поява елементів підстилаючого рельєфу в зоні аварійної сигналізації (Режим РППЗ)
ОПАСНО ЗЕМЛЯ + (р) ВПЕРЕДИ ПРЕПЯТСТВИЕ + (т) "вуп" 2 рази + (р) ТЯНИ ВВЕРХ	Поява штучних перешкод в зоні аварійної сигналізації (режим РППЗ)
ЗЕМЛЯ + (р) ВПЕРЕДИ ЗЕМЛЯ	Поява елементів підстилаючого рельєфу в зоні попередження сигналізації (режим РППЗ)

ЗЕМЛЯ + (р) ВПЕРЕДИ ПРЕПЯТСТВИЕ	Поява штучних перешкод в зоні попередження сигналізації (режим РППЗ)
ЗЕМЛЯ + (р) НИЗКО ЗЕМЛЯ	Передчасне зниження в процесі кінцевого етапу заходу на посадку (режим ПСВ)
ЗЕМЛЯ + (р) ГЛИССАДА	Відхилення вниз від глісади (режим 5 СППЗ)
ЗЕМЛЯ + (р) ВПЕРЕДИ ЗЕМЛЯ или (р) НИЗКО ЗЕМЛЯ	Режим попереджувальної сигналізації
Миготіння жовтої стрілки граничного крену + (р) КРЕН ВЕЛИК	Досягнення граничного крену
СППЗ ОТКАЗ + (т) колокол	Відмова режимів СППЗ
РЕЛЬЕФ ОТКАЗ + (т) колокол	Відмова функції раннього попередження
(р) ПРОВЕРЬ ВЫСОТУ	Перевищення встановленого значення різниці між геометричною і відносною барометричною висотою
(р) Надиктовка значень висоти	Проходження заздалегідь зумовлених висот над поверхнею землі в режимі зниження

Склад

Блок СРППЗ-2000 є конструктивно і функціонально закінченим пристроєм, який виконує всі функції системи СРППЗ, збирає інформацію від пов'язаних систем, обробляє, перетворює її і 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 і рамі передбачені шини заземлення.

Джерелами вхідної інформації системи є:

- радіовисотомір А-053 - видає в систему сигнал радіовисоти і сигнал своєї справності;
- система ІКВШП - видає в систему сигнали відносної (Н отн) і абсолютної (Н абс) барометричної висоти, приладової швидкості (V пр), вертикальної швидкості (V у) і сигнали своєї справності;
- «КУРС 93М» - видає сигнал відхилення від радіотехнічної глісади і сигнал справності;
- Курсовертикаль № 2 - видає сигнали гіромагнітного курсу і крену;
- ОСЛ - видає сигнали заданого колійного кута, шляхової швидкості, географічних координат;
- СУЗЛО - видає разові команди «Шасі обтиснуті» (ШО), «Шасі випущено» (ШВ), «Закрилки» - в посадковому положенні для визначення етапів польоту і включення різних режимів роботи системи на вхід СРППЗ.

Сигнали з датчиків вхідної інформації аналізуються в СРППЗ. При надходженні вхідних сигналів відповідних небезпечних ситуацій, в обчислювачі (БВ) формуються сигнали про небезпеку, що надходять в КСЄІС, в систему внутрішнього зв'язку і в бортовий реєстратор.

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

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

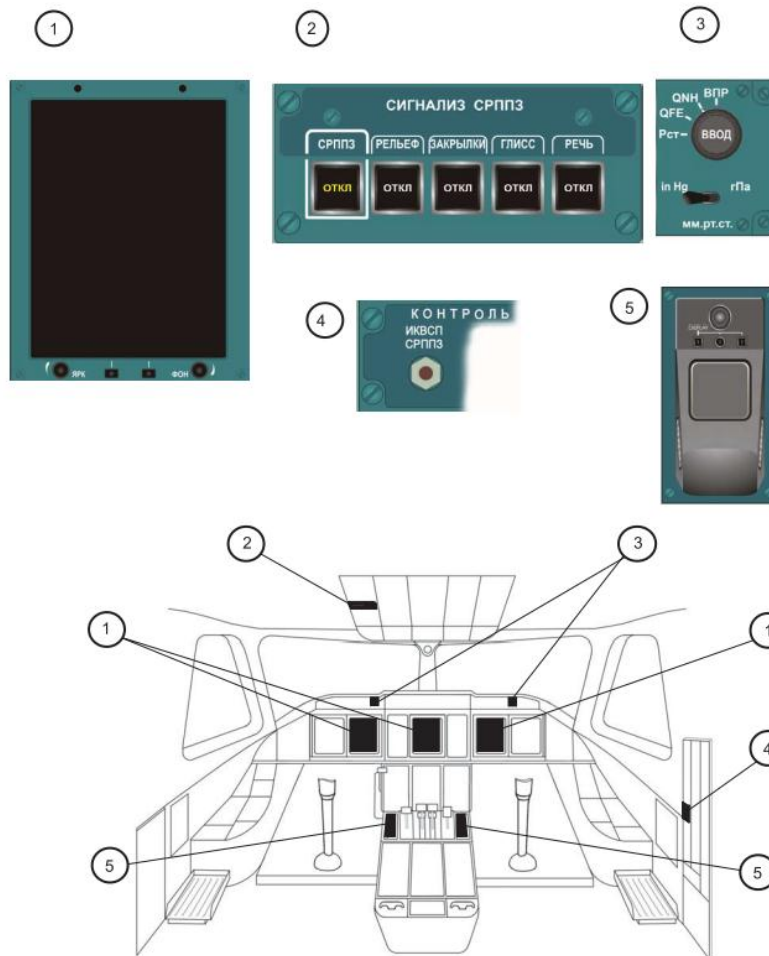
Перед повідомленням «ТЯГНИ ВГОРУ» завжди видаються два звукові сигнали «вуп» змінної тональності і гучності.

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

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



Рис. 2.1 - Структурна схема СРППЗ-2000



ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ И КОНТРОЛЯ СРППЗ
Рис. 2

Рис. 2.2 - Органи управління і контролю СРППЗ-2000

Основи побудови

Система може експлуатуватися в умовах впливу наступних зовнішніх факторів:

- синусоїдальна вібрація:
 - а) діапазон частот від 5 Гц до 2000 Гц
 - б) амплітуда віброприскорення до 5G
 - в) амплітуда вібропереміщення 2,5 мм
- ударне навантаження - 6G
- лінійне прискорення - до 5G
- робоча підвищена температура - 328 К (55 °С)

- робоча знижена температура - 218 К (-55 °С)
- атмосферний тиск - від 12 до 170 кПа
- відносна вологість - не більше 98% при температурі навколишнього середовища не менше 308 К (35 °С)

Робота

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

Засоби контролю системи забезпечують:

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

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

Відображення пілотажної інформації на БФІ показано на рис. 3 і 4.

На рис. 3 відображається:

- максимальна і мінімальна висота підстильної поверхні;
- графічна інформація про підстильну поверхню у напрямку польоту в обраному масштабі, закодована кольором залежно від висоти літака над рельєфом (висота літака більше висоти підстильної поверхні);
- стилізоване зображення літака (ніс літака позначає ваше поточне місце розташування ПС);
- дуги для визначення дальності до елемента підстильної поверхні (розташовуються

з кроком, рівним половині значення обраного масштабу зображення);

- шкала курсу з показчиком магнітного курсу або шляхового кута.

На рис. 4 відображається:

- графічна інформація про підстильну поверхню у напрямку польоту в обраному масштабі, закодована кольором залежно від величини перевищення над ВС і ступеня їх небезпеки;

- поздовжній розріз підстильної поверхні вздовж напрямку шляхової швидкості або поздовжньої осі ВС (в залежності від обраної орієнтації зображення - по ПУ або МК).

- стилізоване зображення літака (ніс літака позначає ваше поточне місце розташування ПС);

- дуги для визначення дальності до елемента підстильної поверхні (розташовуються з кроком рівним половині значення обраного масштабу зображення);

- шкала курсу з показчиком магнітного курсу або шляхового кута.

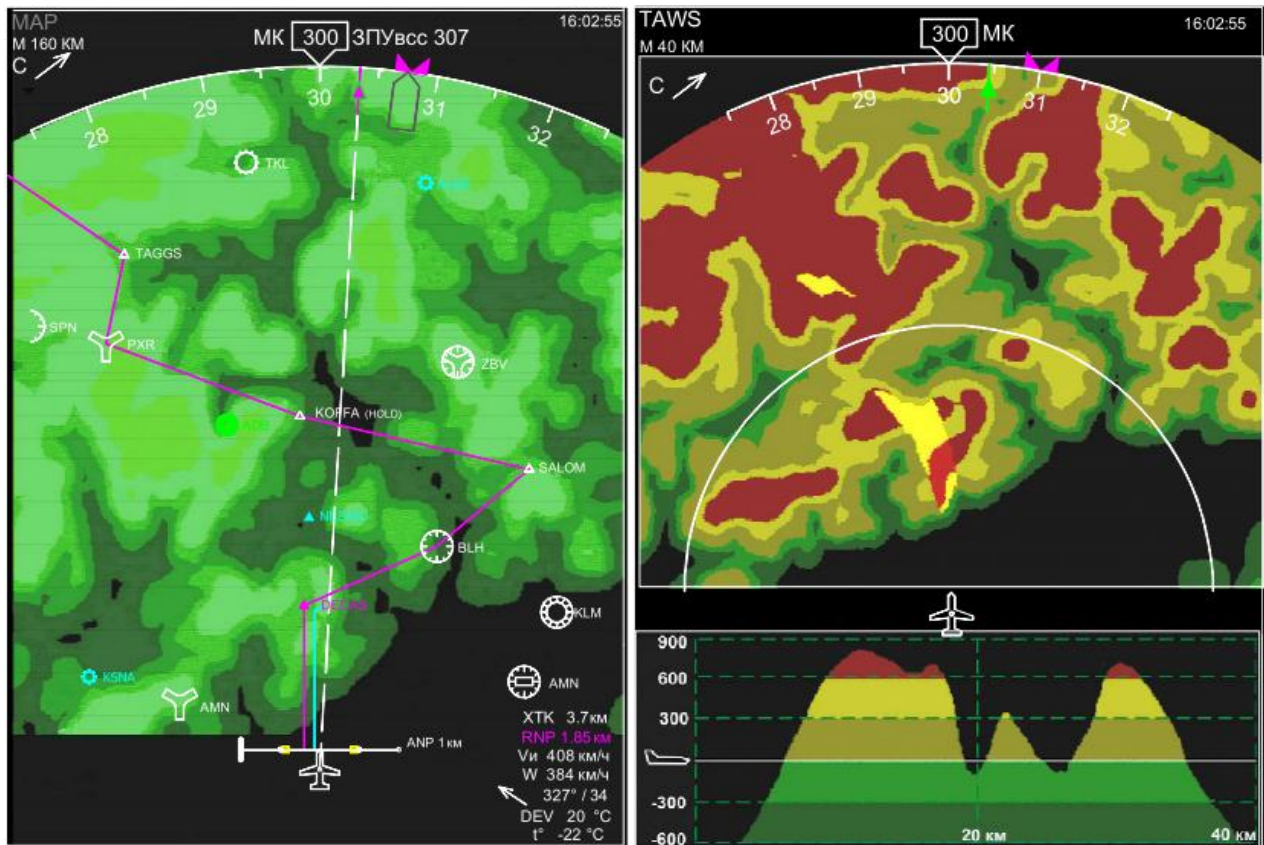


Рис. 3 і 4 Кадри «MAP+TAWS (абсолютні висоти)» та «TAWS (відносні висоти)»

2.2. Система GPWS літака Boeing 737NG.

Система GPWS літака Boeing 737NG надає сигнали та/або попередження щодо будь-якого з наступних потенційно небезпечних умов польоту:

- Надмірна швидкість зниження
- Надмірне зближення з землею
- Втрата висоти після зльоту або повернення на друге коло
- Небезпечне зближення з землею у непосадковій конфігурації
- Надмірне відхилення нижче глісади ILS
- Кути крену та зниження нижче вибраних мінімальних висот
- Зсув вітру

Система попередження зближення з землею (GPWS)

Загальна інформація

Система попередження зближення з землею (GPWS) та Покращена система (EGPWS) надають звукові та візуальні сигнали, застереження та попередження щодо потенційно небезпечних умов польоту, що включають можливе зіткнення з землею в керованому польоті (CFIT).

GPWS використовує радіовисоту № 1, ADC/ADIRU, відхилення від глісади та комбінації барометричної висоти, швидкості польоту та конфігурації літака (важіль шасі і положення крилків).

№ 1 IRS та попередження про звалювання, BCD - ADIRU/SMYD, потрібні для режиму реактивного зсуву вітру.

EGPWS вимагає базу даних рельєфу, співвіднесену з положенням FMC та вдосконалену за допомогою GPS, якщо вона встановлена.

Режими GPWS Boeing 737 NG

РЕЖИМ 1 - Надмірна швидкість зниження.

РЕЖИМ 2 - Надмірне зближення з землею.

РЕЖИМ 3 - Втрата висоти після зльоту або повернення на друге коло.

РЕЖИМ 4 - Небезпечне зближення з землею у непосадковій конфігурації.

РЕЖИМ 5 - Надмірне відхилення від глісади ILS.

РЕЖИМ 6 - Спуск нижче вибраної мінімальної радіовисоти.

РЕЖИМ 6 - Надмірні кути крену та радіовисота над рівнем моря нижче 100 футів по RA.

РЕЖИМ 7 - Стан зсуву вітру (реактивна система зсуву вітру).

Попередження про зсув вітру мають пріоритет над усіма іншими режимами.

GPWS / EGPWS ставиться на блокування (armed), коли всі входи є дійсними.

Втрата вхідного сигналу деактивує лише режим(и) в якому(их) стався збій, однак несправність радіовисотоміра №1 спричиняє збій у всіх режимах GPWS.

GPWS

Літаки без Покращеної GPWS не отримуватимуть вказівки до польоту у бік вертикального рельєфу або повільного зниження до непідготовленої місцевості у непосадковій конфігурації.

ПОКРАЩЕНА GPWS (EGPWS)

EGPWS включає всі режими з 1 по 7. Крім того, EGPWS використовує світову базу даних про місцевість, яка містить детальну інформацію про райони терміналів аеропорту та менш детальну інформацію між аеропортами. База даних співвідноситься з позицією FMC. Це забезпечує слухові та візуальні вказівки для польоту в бік потенційного зіткнення з рельєфом або зниження до будь-якого типу рельєфу у непосадковій конфігурації.

EGPWS будує в базі даних рельєф місцевості навколо аеропортів та забезпечує 3-градусний шлях зниження від кінцевої корекції заходу на посадку. Попадання в зону видимості рельєфу викликає попередження про місцевість незалежно від конфігурації літака, швидкості зниження або швидкості зближення з землею.

Об'єкти, створені людиною, не містяться в базі даних, а рельєф місцевості недоступні для аеропортів, що не знаходяться у базі даних.

Режим 1 - надмірна швидкість зниження

Режим 1 має дві межі і не залежить від конфігурації літака. Перетин першої межі видає попередження «SINK RATE» та запалює червоні індикатори «PULL UP». Якщо перетнути більш критичну другу межу, пролунає попередження «WHOP, WHOOP, PULL UP».

Режим 2 - Надмірне зближення з землею

Режим 2 має два підрежими і залежить від швидкості повітря, радіо- та барометричної висоти та швидкості змін та конфігурації радіовисоти. Перетин першої межі запалює індикатори «PULL UP» і генерує двічі повторюваний «TERRAIN» з подальшим повторним попередженням «WHOOOP, WHOOP, PULL UP», коли перетинається друга межа.

Режим 2А

Якщо шасі та закрилки не знаходяться в посадковому положенні, коли звучить сигнал «WHOOOP, WHOOP, PULL UP», потрібно набрати 300 футів барометричної висоти, перед тим, як зникне попередження «TERRAIN».

Режим 2В

Якщо закрилки знаходяться в посадковій конфігурації при наближенні до землі з неприйнятною барометричною швидкістю, не потрібно збільшувати висоту, щоб заглушити попередження «TERRAIN, TERRAIN».

Коли шасі або закрилки випущені, функція набору висоти забороняється. Коли і шасі, і закрилки випущені, попередження «WHOOP, WHOOP, PULL UP» замінюється попередженням «TERRAIN, TERRAIN».

Режим 3 - Втрата висоти після зльоту або повернення на друге коло

Режим 3 активний на малій радіотехнічній висоті під час зльоту або повернення на друге коло. Звучить попередження «DON'T SINK», коли накопичена барометрична втрата висоти дорівнює приблизно десяти відсоткам початкової радіовисоти. Оповіднення триває, доки не буде встановлена позитивна швидкість набору висоти. Якщо літак все ще знижується перед тим, як піднятися на початкову висоту зниження, звучить інше попередження на основі початкової висоти зниження.

Режим зльоту автоматично блокується після прибирання закрилок або шасі. Режим повернення на друге коло блокується, коли літак опускається нижче 200 футів по RA в посадковій конфігурації, або коли закрилки або шасі прибираються.

Режим 4 - Небезпечне зближення з землею у не посадковій конфігурації

Режим 4 має два підрежими і залежить від радіовисоти, швидкості руху та конфігурації закрилок/шасі.

Режим 4А - небезпечне зближення з землею у не посадковій конфігурації шасі.

При повітряній швидкості, що перевищує приблизно від 180 до 190 вузлів і нижче 500 футів по RA, повторюється попередження «TOO LOW GEAR», коли шасі не випущене. Коли швидкість перевищує 180 вузлів - 190 вузлів на будь-якій висоті до 1000 футів по RA, попередження «TOO LOW TERRAIN» повторюється, якщо шасі не випускається.

Режим 4В - небезпечне зближення з землею у не посадковій конфігурації закрилків

При повітряній швидкості, що перевищує приблизно 150-160 вузлів і нижче 200 футів по RA, попередження «TOO LOW FLAPS» повторюється. Коли швидкість повертається приблизно до 150 вузлів, повторюється «TOO LOW TERRAIN». Попередження «TOO LOW GEAR» має пріоритет перед попередженням «TOO LOW FLAPS».

Режим 5 - Надмірне відхилення від глісади ILS

Зниження у режимі 5 нижче 1,3 крапки на глісаді ILS викликає повторне попередження «GLIDESLOPE», яке супроводжується двома індикаторами «BELOW G/S». Якщо відхилення продовжується, звуковий сигнал «GLIDESLOPE» стає голоснішим, а частота повторення зростає.

Режим блокується, коли приймач глісади № 1 приймає дійсний сигнал і радіовисота становить 1000 футів або менше.

Режим можна скасувати або заблокувати, натиснувши на індикатор «BELOW G/S» в зоні м'якого попередження.

Режими звукових попереджень з 1 по 4 мають пріоритет перед звуковими попередженнями режиму 5; однак, як індикатори «PULL UP», так і «BELOW G/S» можуть горіти одночасно.

Режим 6 - Голосові сповіщення

Режим 6 доступний від 1000 футів по RA до 50 футів по RA, 10 футів по RA із випущеним шасі. Коли в радіовисотомірі № 1 встановлено значення "помилка", при досягненні рівня "помилки" звучить «MINIMUMS, MINIMUMS».

Усі інші голосові сповіщення GPWS мають пріоритет перед звуковими сповіщеннями радіовисотоміра. Усі додаткові сповіщення висоти рішення заборонені для позитивних параметрів висоти рішення, менших або рівних десяти футам.

У режимі 6 звучить попередження «BANK ANGLE, BANK ANGLE» при 35, 40 і 45 градусах крену; і «ONE HUNDRED», «FIFTY», «FORTY», «THIRTY», «TWENTY», «TEN» AGL, коли літак знижується на посадку.

Точність цього попередження погіршується через нерегулярний захід на посадку.

Режим 7 – Попередження реактивного зсуву вітру

Попередження реактивного зсуву вітру виникає після проникнення в область зсуву вітру, якщо включений режим TO/GA та надає вказівки щодо польотних директорів.

На EADI з'являється червоне повідомлення «WINDSHEAR», яке супроводжується сиреною, яка звучить «WINDSHEAR, WINDSHEAR, WINDSHEAR». Оголошення звучить до тих пір, поки літак не буде виведено зі стану зсуву вітру.

Попередження про зсув вітру мають пріоритет перед усіма іншими режимами GPWS.

Стан зсуву вітру виявляється за допомогою порівняння кута атаки, прискорень IRS та швидкості передачі даних повітряного комп'ютера або ADIRU, SMYD, якщо вони встановлені.

Інтенсивність вітрового потоку, що активує попередження, залежить від положення крилок, радіовисоти та фази польоту (зльоту або посадки). Попередження трапляються нижче 1500 футів по RA і під час зльоту на моменті відриву від землі.

Якщо ви користуєтеся автопілотом, автоматом тяги та/або польотними директорами під час зсуву вітру, доступні звичайні функції TO/GA.

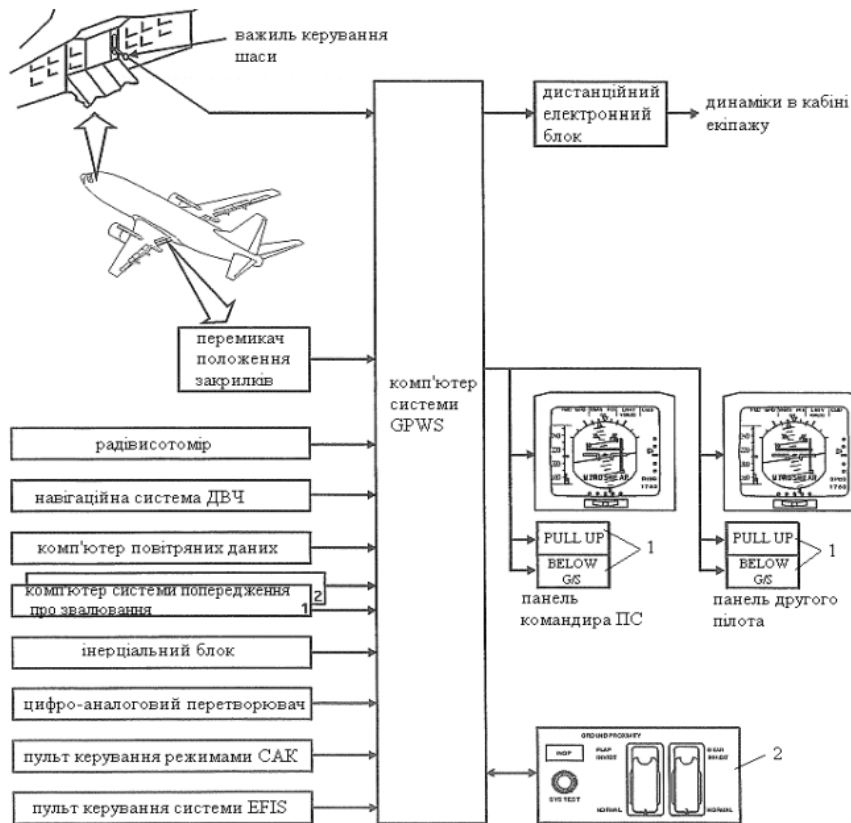


Рис. 2.3 – Схема EGPWS Boeing 737 NG

1) Відображення рельєфу

Колір і щільність залежать від висоти рельєфу та висоти літака:

- Рельєф під літаком не відображається на висоті більше 2000
- Зелений малої щільності: 1000–2000 нижче літака
- Зелений середньої щільності: 500 (шасі прибрані) / 250 (шасі випущені) - 1000 нижче літака
- Жовтий середньої щільності: 500 (шасі прибрані) / 250 (шасі випущені) - 1000 над літаком
- Жовтий високої щільності: 1000 - 2000 над літаком (Перше звукове сповіщення «CAUTION TERRAIN» приблизно за 60 секунд до CFIT)
- Світло-червоний: більше 2000 над літаком (попередження про рельєф активується «TERRAIN, TERRAIN, PULL UP», приблизно за 30 секунд до CFIT)

Примітка: У районах, де немає даних про рельєф, функції попередження та відображення рельєфу попереду не доступні. Оповіщення про рельєф на радіовисоті працюють нормально.

Примітка: Рельєф, що перевищує 2000 футів під повітряним судном або в межах 400 футів від найвищої злітно-посадкової смуги аеропорту, не відображається.

2) Режим сповіщення про рельєф

TERR (блакитний) - Увімкнено відображення рельєфу (ручний або автоматичний дисплей).

3) TERRAIN сповіщення

TERRAIN (жовтий) - активне сповіщення про рельєф попереду.

TERRAIN (червоний) - активне попередження про рельєф попереду.

Відображається у всіх режимах навігаційного дисплею.

Використання індикатора обізнаності про рельєф

Індикатор обізнаності про рельєф можна вибрати на дисплеї погодного радіолокатора, вибравши перемикач відображення рельєфу. Відображення рельєфу може бути вибрано замість відображення метеорологічного радіолокатора в будь-який час, коли індикатор метеорологічного радіолокатора вибрано в режимі TEST, WX/TURB або MAP. Відображення може використовуватися як один із компонентів підтримки обізнаності про висоту над рельєфом.

Інформація про метеорологічний радар та місцевість не може відображатися одночасно на одному дисплеї радіолокатора. Для роботи поблизу конвективної діяльності екіпаж повинен використовувати метеорологічний радар як зазвичай. У разі виникнення попередження про місцевість EGPWS, індикатор місцевості «спливе» на індикаторі погодного радіолокатора в діапазоні 10 Nm, а індикатор

увімкненої системи рельєфу засвітиться. Ця «спливаюча» функція спрацьовує з індикатором метеорологічного радіолокатора в будь-якому режимі, включаючи «OFF».

Індикатор обізнаності про місцевість на навігаційному дисплеї можна вибрати в «EXPANDED APPROACH», «EXPANDED VOR», «EXPANDED» і «CENTER MAP», але не може відображатися разом з метеорологічним радаром. Однак дисплей кожного пілота є незалежним, що дозволяє одному пілоту показувати місцевість, а іншому - за потреби відображати метеорологічний радар.

Відображення рельєфу «спливе» або відобразиться без перемикання пілотом. Це спливаюче вікно з'являтиметься разом із першим звуковим сигналом, пов'язаним з рельєфом. Відображення рельєфу замінить метеорологічний радар, а повідомлення режиму радіолокації зміниться на «TERR». Спливаючий дисплей можна видалити, коли загроза вже не активна.

Системні обмеження: Якщо функції поінформованості про рельєф та наближення до рельєфу EGPWS були заблоковані або система INOP для місцевості відсутня, виявлення зсуву вітру залишається функціонувати, і EGPWS повернеться до базової системи попередження про наближення до землі (Режим 1 - 6). У цій стандартній умові GPWS система може давати невеликий час або взагалі не попереджати про час попередження зіткнення з рельєфом, там де перешкод мало або немає. Якщо політ здійснюється у напрямку до рельєфу що наближається, GPWS не видаватиме жодних попереджень, якщо виконуються всі наступні умови:

- Літак знаходиться в посадковій конфігурації.
- Літак знаходиться у стабілізованому зниженні зі звичайною швидкістю спуску.
- Сигнал ILS глісади не приймається покращеною системою попередження зближення з землею (тобто відсутній ILS, або приймач глісади №1, підключений до комп'ютера покращеної системи попередження зближення з землею, не налаштований на відповідну частоту ILS).

2.3. Система GPWS літака Airbus A318/319/320/321

Система попередження зближення з землею (GPWS) вбудована в систему ТЗСАС (інтегрована система спостереження за трафіком і рельєфом) і генерує звукові та візуальні попередження, коли одна з наступних умов виникає між радіовисотами 10 футів і 2450 футів.

- Режим 1: Надмірна швидкість зниження
- Режим 2: Надмірне зближення з землею
- Режим 3: Втрата висоти після зльоту або повернення на друге коло
- Режим 4: Небезпечне зближення з землею у не посадковій конфігурації
- Режим 5: Надмірне відхилення від глісади

Додатково до основних функцій, GPWS забезпечує передбачувальні функції. Функції прогнозування базуються на базі даних про місцевість (і перешкоди) у всьому світі, а також на моделюванні можливостей набору висоти літаком.

Висота, що використовується GPWS, обчислюється на основі барометричної висоти, радіовисоти та висоти по GPS, щоб зменшити похибки встановлення тиску.

Залежно від положення та експлуатаційних характеристик літака відносно місцевості, в GPWS спрацьовує:

- Попередження «TERRAIN AHEAD, PULL UP (OBSTACLE AHEAD, PULL UP)» («Попереду земля, тягни вгору (Попереду перешкода, тягни вгору)»)
- Попередження «AVOID TERRAIN (AVOID OBSTACLE)» («Уникай землі (Уникай перешкод)»)
- Повідомлення «TERRAIN AHEAD (OBSTACLE AHEAD)» («Попереду земля (Попереду перешкода)»)
- Повідомлення «TOO LOW TERRAIN» («Низько Земля»)

Коли передбачувальні функції GPWS працюють, режим 2 GPWS заборонений. Гучномовці кабіни передають, навіть якщо їх вимкнено, звукові попередження або

застереження, пов'язані з кожним режимом. Гучність звуку цих повідомлень не регулюється регулятором гучності гучномовця (Ці ручки дозволяють регулювати гучність лише для радіозв'язку). Індикатор PULL UP або GPWS на панелях приладів капітана повітряного судна та першого офіцера світиться для візуальної індикації залежно від режиму GPWS.

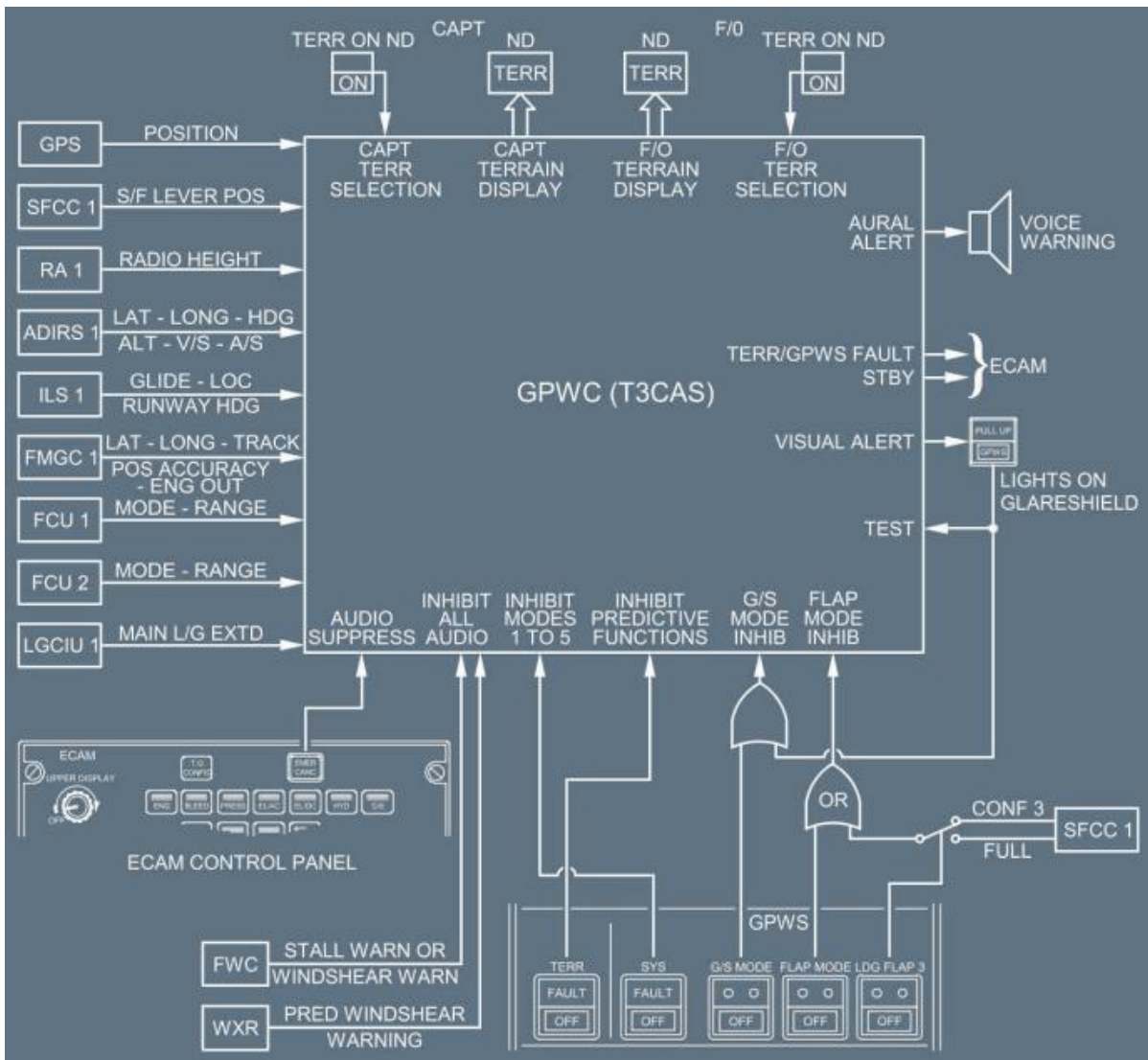


Рис. 2.4 – Схема системи ТЗСАС Airbus А318/319/320/321

Режим 1: Надмірна швидкість зниження

Режим 1 активує слухові та візуальні сповіщення про надмірну швидкість зниження на основі радіовисоти та швидкості зниження літака.

Режим 1 активний для всіх фаз польоту.

Повідомлення: «SINK RATE, SINK RATE» - запалюється жовтий індикатор GPWS.

Попередження: «PULL UP» (повторюється, доки спрацьовує Режим 1) – запалюється червоний індикатор PULL UP.

Режим 2: Надмірне зближення з землею

Режим 2 активує звукові та візуальні сповіщення на основі конфігурації шасі/закрилків літака, радіовисоти та швидкості зміни показань RA.

Існує два типи сповіщення про Режим 2: Режим 2А (активний під час підйому, круїзу та початкового заходу) та Режим 2В (активний під час заходу та 60 с після зльоту).

Конфігурація: Закрилки в не посадковому положенні + шасі підняті (Режим 2А); Закрилки в посадковому положенні + шасі підняті (Режим 2В).

Повідомлення: «TERRAIN, TERRAIN» - запалюється жовтий індикатор GPWS

Попередження: «PULL UP» (повторюється, доки Режим 2 спрацьовує в умовах попередження) – запалюються червоні індикатори PULL UP; «TERRAIN» (повторюється, доки Режим 2 спрацьовує після виходу з умов попередження) - червоні індикатори PULL UP залишаються горіти.

Конфігурація: Закрилки в посадковому положенні + шасі опущено (Режим 2В)

Повідомлення: «TERRAIN» (повторюється, доки спрацьовує Режим 2) - запалюються червоні індикатори PULL UP.

Режим 3: Втрата висоти після зльоту або повернення на друге коло

Режим 3 активує звукові та візуальні сповіщення, коли висота значно зменшується після зльоту, і заходу на друге коло, з шасі або закрилками, в не посадковій конфігурації.

Повідомлення: «DON'T SINK, DON'T SINK» (повторюється до тих пір, поки спрацьовує Режим 3) – запалюється жовтий індикатор GPWS.

Режим 4: Небезпечне зближення з землею у не посадковій конфігурації

Існує два типи попереджень Режиму 4: Режим 4А та Режим 4В (обидва активні під час круїзу та заходу).

Режим 4А та Режим 4В активують звукові та візуальні сповіщення, коли зближення з рельєфом надмірне, на основі фази польоту, конфігурації шасі та закрилок, та швидкості.

Конфігурація: Шасі підняте (режим 4А).

Повідомлення: «TOO LOW TERRAIN», «TOO LOW GEAR» - запалюються жовті індикатори GPWS.

Конфігурація: Закрилки в не посадковому положенні + шасі опущено (Режим 4В).

Повідомлення: «TOO LOW TERRAIN», «TOO LOW FLAPS» - запалюються жовті індикатори GPWS.

Режим 5: Надмірне відхилення від глісади

Режим 5 активує звукові та візуальні сповіщення, коли літак опускається нижче глісади.

Повідомлення: «GLIDESLOPE» (повторюється до тих пір, поки спрацьовує Режим 5) – запалюються жовті індикатори GPWS.

Прогнозові функції GPWS

Система GPWS:

- Порівнює поточне положення повітряного судна з місцевістю (і перешкодами) та базою даних аеропорту.
- Обчислює ситуації для повідомлення та попередження попереду літака. Сюди входить визначення границі прогнозування набору висоти для уникнення рельєфу (та перешкод), використовуючи модельовану можливість набору висоти літака.
- Відображає небезпеку зближення з рельєфом (та перешкодами) вздовж запланованого шляху польоту попереду літака.
- Генерує попередження, описані нижче.

Поки передбачувальні функції GPWS працюють, основний режим GPWS 2 заборонений. Якщо функції передбачення GPWS виходять з ладу або якщо існує суттєва різниця між радіовисотою та висотою, обчисленою ТЗСАС, базовий режим GPWS 2 знову активується.

Наступний перелік показує відповідні попередження та повідомлення:

Попередження:

«TERRAIN AHEAD, PULL UP»:

- З'являється автоматичне відображення рельєфу
- Суцільні червоні ділянки
- TERR AHEAD (червоний індикатор)

«OBSTACLE AHEAD, PULL UP»:

- З'являється автоматичне відображення перешкод
- Суцільні червоні ділянки
- OBST AHEAD (червоний індикатор)

«AVOID TERRAIN»:

- З'являється автоматичне відображення місцевості
- Червоні / чорні викреслені ділянки
- TERR AHEAD (червоний індикатор)

«AVOID OBSTACLE»

- З'являється автоматичне відображення перешкод
- Червоні / чорні викреслені ділянки
- OBST AHEAD (червоний індикатор)

На панелі приладів кожного пілота світиться індикатор GPWS / PULL UP.

Повідомлення:

«TERRAIN AHEAD»:

- З'являється автоматичне відображення місцевості
- Суцільні жовті ділянки
- TERR AHEAD (жовтий індикатор)

«OBSTACLE AHEAD»:

- З'являється автоматичне відображення перешкод
- Суцільні жовті ділянки
- OBST AHEAD (жовтий індикатор)

«TOO LOW TERRAIN».

Індикатор GPWS на панелі GPWS/PULL UP загоряється на панелі приладів кожного пілота.

У разі низької точності положення ПС, обчисленого ТЗСАС, передбачувальні функції GPWS автоматично деактивуються. 5 основних режимів GPWS залишаються активними.

Ділянки сигналізації

Вертикальна ділянка

Ділянка повідомлення:

Ділянка повідомлення простягається вздовж траєкторії польоту з відстані 20 с перед повітряним судном до побудованої траєкторії набору висоти на відстані 132 с попереду літака.

Якщо існує конфлікт між ділянкою повідомлення про рельєф та даними рельєфу, що зберігаються в базі даних, спрацьовує одне з наступних повідомлень:

- Повідомлення «TERRAIN AHEAD», якщо конфлікт попереду літака;
- Повідомлення «TOO LOW TERRAIN», якщо конфлікт нижче, а не попереду літака.

Ділянка попередження:

Ділянка попередження поширюється вздовж траєкторії польоту з відстані 8 с перед повітряним судном до побудованої траєкторії набору висоти на відстані 120 с перед повітряним судном.

У гірській зоні заходу (MAA: наявність місцевості понад 2000 футів над злітно-посадковою смугою та в межах 6 Nm від цієї злітно-посадкової смуги) ця відстань лінійно зменшується до 30 с, щоб запобігти неприємних попереджень під час маневрів на малій висоті. Якщо виникає конфлікт між ділянкою попередження про рельєф попереду літака та даними про місцевість, що зберігаються в базі даних, спрацьовує одне з таких попереджень:

- Попередження «TERRAIN AHEAD - PULL UP», якщо літак може набрати висоту над рельєфом;
- Попередження «AVOID TERRAIN», якщо літак не може набрати висоту над рельєфом з достатнім запасом.

Горизонтальна ділянка:

Під час поворотів датчик відкривається в зону повороту, щоб визначити, чи можливі конфлікти з рельєфом (до 90 °).

Критерії збіжності злітно-посадкової смуги

Коли повітряне судно потрапляє в сектор заходу на посадку (приблизно 2,7 Nm або 5 км від порогу злітно-посадкової смуги), система обчислює критерії збіжності злітно-посадкової смуги для того, щоб уникати зіткнення з рельєфом.

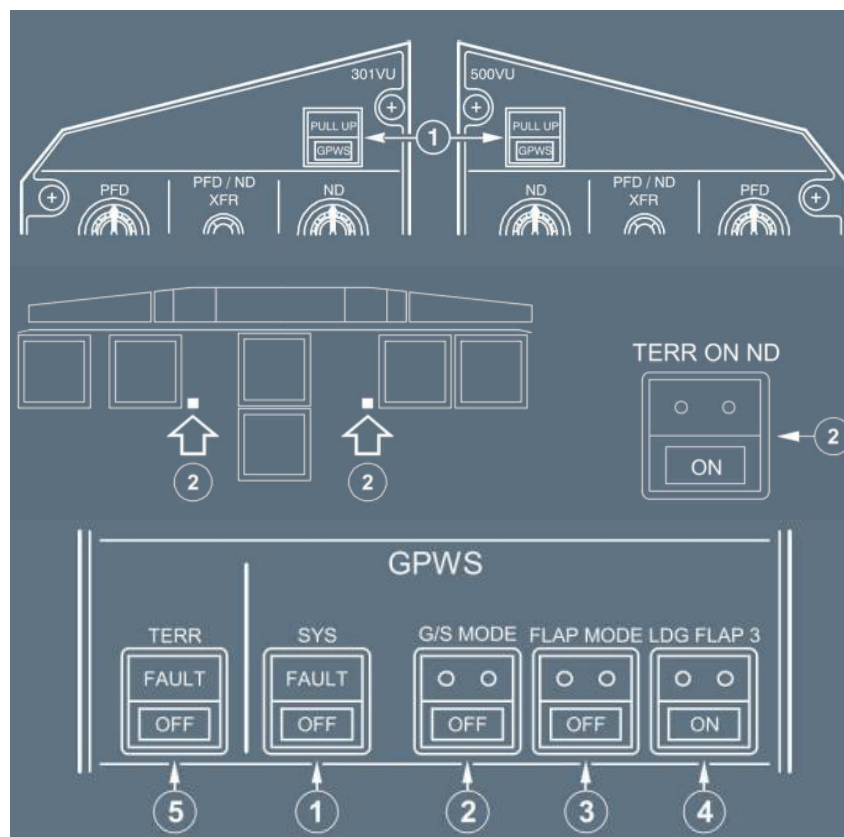


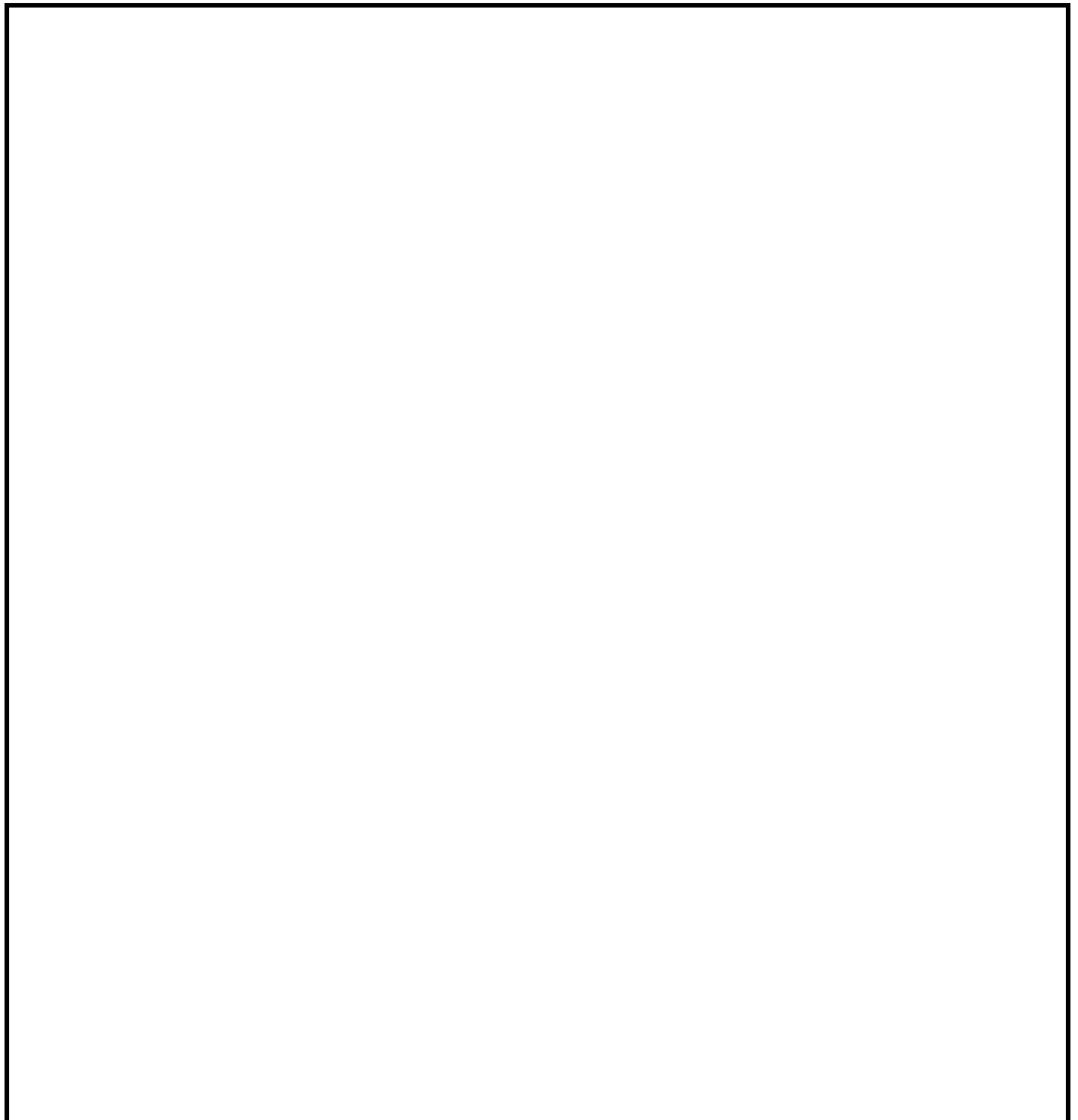
Рис. 2.5 – Органи керування та індикації системи GPWS Airbus A318/319/320/321

Висновок до 2 розділу

Для порівняння взяті три системи раннього попередження зближення з землею літаків Ан-148, Boeing-737NG та Airbus A318/319/320/321. Ці системи зв'язані з іншими системами літака, і отримують та використовують інформацію, що надходить з їх датчиків. Основний датчик, що може виміряти висоту літака над рельєфом – радіовисотомір, але він має обмеження по виміру істинних висот – від 0 до 2500 футів.

Щоб спрогнозувати можливу ситуацію зіткнення літака з землею, потрібно виконати оцінку рельєфу по напрямку польоту. Так як безпосередньо виміряти інтенсивність зміни рельєфу попереду повітряного судна немає можливості, прогнозування виконується по методам математичного моделювання.

Для підвищення точності прогнозу попереджень про можливе небезпечне зближення з землею, потрібно виміряти інтенсивність зміни рельєфу місцевості на безпечній відстані по траєкторії польоту літака. Для таких вимірювань пропонується застосовувати бортові радіодалекомірні та радіолокаційні системи.



Кафедра авіоніки				НАУ 21 05 39 000 ПЗ			
Виконав	Кривенченко М.В.			Реалізація радіотехнічних систем автономного визначення положення повітряного судна в системі попередження наближення землі	Літера	Аркуш	Аркушів
Керівник	Чужа О.О.						
Консультант	Чужа О.О.						
Н-контроль	Левківський В.В.						
Зав. каф.	Павлова С. В.						

Розділ 3: «Реалізація радіотехнічних систем автономного визначення положення повітряного судна в системі попередження наближення землі»

3.1. Політ з огинанням рельєфу місцевості

Політ на малих висотах з огинанням рельєфу місцевості називається профільним польотом. Радіолокатор профільного польоту використовується як датчик для прямого вимірювання змін рельєфу поверхні землі в упередженій точці для виконання безпечного профільного польоту.

Для виконання профільного польоту необхідно знати упереджену висоту літака на безпечній дальності D_0 , яка підбирається таким чином, щоб був час виконати маневр з допустимими перевантаженнями. Після порівняння вимірної упередженої висоти H_y із заданою (безпечною) H_0 , автоматична система керує повітряним судном так, щоб упереджена висота завжди перевищувала задану

$$H_y \geq H_0$$

Існує два види траєкторного профільного польоту:

- з виконанням маневрів у вертикальній площині;
 - з виконанням маневрів у горизонтальній площині,
- вони в свою чергу мають підвиди.

Політ з виконанням маневрів у вертикальній площині по огинаючій піків перешкод повинен виконуватись таким чином, щоб висота траєкторії польоту не була менша за задану (рис. 3.1). На ділянках між піками перешкод політ виконується по найкоротшій траєкторії.

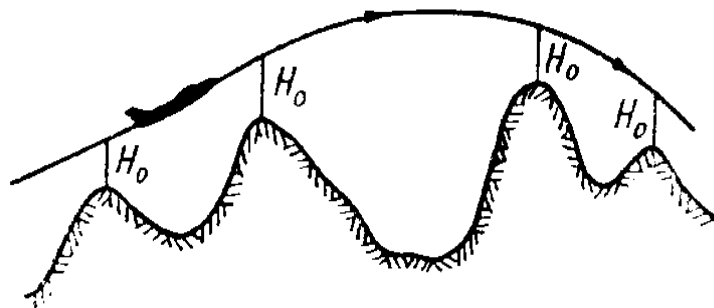


Рис. 3.1. Політ по огинаючій вершин перешкод

Політ з огинанням рельєфу місцевості - це політ з виконанням маневрів у вертикальній площині, який повинен забезпечувати максимально близьку траєкторію до вертикального профілю рельєфу місцевості (рис. 3.2).



Рис. 3.2. Політ з огинанням рельєфу місцевості

Політ з обходом перешкод - це політ з виконанням маневрів в горизонтальній площині, при якому повітряне судно обходить найвищі перешкоди без зміни висоти польоту (рис. 3.3).



Рис. 3.3. Політ з обходом перешкод

При використанні ручного пілотування в польоті на малих висотах, різко збільшується небезпека можливого зіткнення повітряного судна з раптово виникаючими перешкодами. Пілот не встигає зреагувати на появу таких перешкод, тому необхідно автоматизувати керування повітряним судном або забезпечити сигналізацію про зміну рельєфу земної поверхні для підвищення безпеки польоту на малих висотах.

Під час польоту з огинанням перешкод літак повинен виконувати маневр у вертикальній площині із дотриманням постійної безпечної висоти над землею H_0 (рис.3.4).

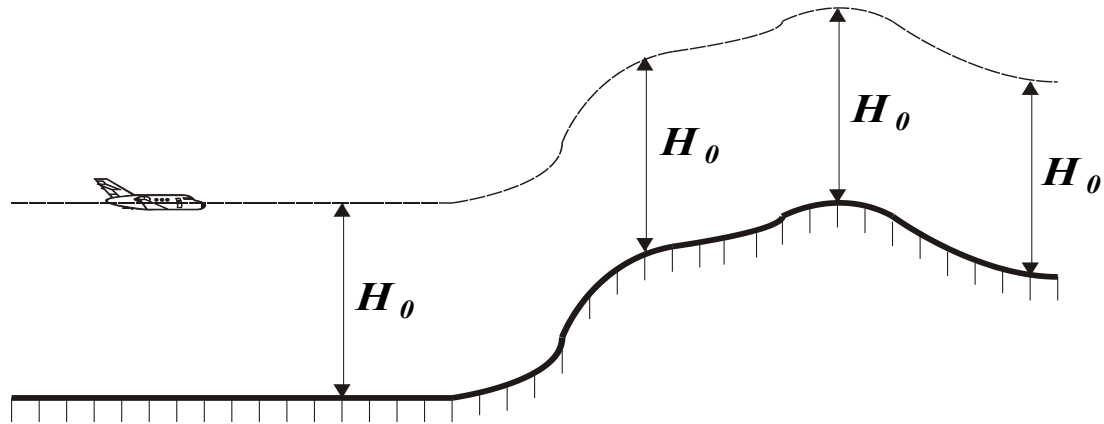


Рис. 3.4. Схема польоту з огинанням перешкод на малій висоті.

Виконання таких профільних польотів неможливе без радіолокатора профільного польоту (РПП), тобто датчику прив'язки до земної поверхні, який завчасно попереджує екіпаж про наявність можливих перешкод на траєкторії польоту повітряного судна, оскільки вони отримують інформацію про упереджену висоту та відстань при будь-якому освітленні та в будь-яких метеоумовах.

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

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

де: D – дальність, що виміряна до упередженої точки;

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

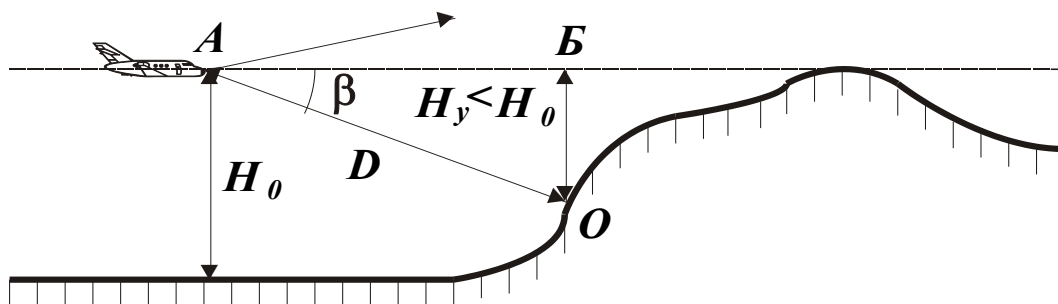


Рис. 3.5. Схема обчислення упередженої висоти

РПП бувають далекомірні та кутомірні. В далекомірних РПП антена закріплена нерухомо і промінь ДНА зафіксований відносно осі літака під кутом β . Дальність до упередженої точки вимірюється для подолання перешкоди. При польоті виконується маневр у вертикальній площині таким чином, щоб безпечна опорна дальність D_0 дорівнювала виміряній дальності D . При цьому опорна висота H_0 буде дорівнювати упередженій висоті H_y , (рис. 3.6).

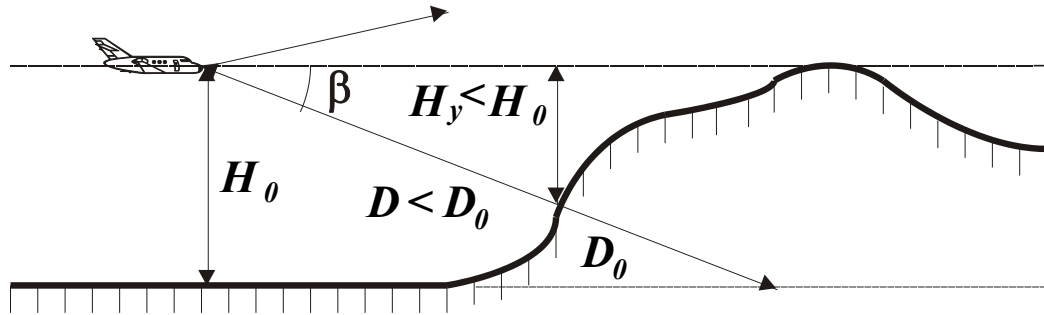


Рис. 3.6. Схема роботи далекомірного РПП

Кутомірні РПП фіксують значення виміряної дальності ($D = D_0$) за допомогою переміщення антени у вертикальній площині. Для подолання перешкод вимірюється кут нахилу променя ДНА β , і пілот маневрує у вертикальній площині, щоб $\beta = \beta_0$, при цьому $H_y = H_0$ (рис. 3.7).

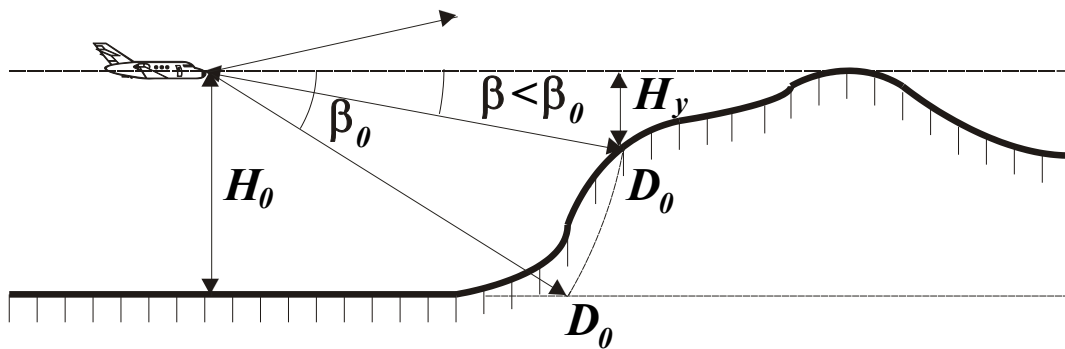


Рис. 3.7. Схема роботи кутомірного РПП

Так, радіолокатори профільного польоту можуть забезпечувати переліт можливих перешкод на відстанях, які є достатніми для завчасного маневрування у вертикальній площині.

3.2. Імпульсний радіолокатор профільного польоту.

Радіолокатор профільного польоту мусить забезпечувати вимір висоти можливих перешкод на достатніх віддаленнях, для маневрування під час їх подолання. Таким чином, дальність дії РПП залежить від швидкості польоту ПС, його маневреності, та рельєфу місцевості. Для сучасних літаків при $V \leq 1000$ км/год вона має бути не менше 5...20 км, а для гелікоптерів – 0,5...5 км.

Похибка σ_{H_y} обчислення висоти польоту H_y над упередженою точкою не має перевищувати середньоквадратичне значення σ_m зміни висоти польоту за рахунок турбулентності атмосфери. Це дає можливість визначити потрібну точність вимірювання дальності та кута візування упередженої точки:

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

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

Оскільки при виконанні польоту на малих висотах кут β становить одиниці градусів, то на точність визначення висоти H_y в основному будуть впливати 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'. Для отримання такої ширини 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 повітряного судна неможливо. Тому в РПП роблять відлік β 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.

Як правило, в РПП використовується моноімпульсна система вимірювання кута β з рівносигнальним напрямком (РСН) у вертикальній площині. За допомогою неї можна одночасно (не застосовуючи хитання променя по нахилу) визначити висоту польоту по курсу на ділянці $D_{\min} \dots D_{\max}$ через вимірювання кута γ між РСН та напрямком до спостережуваної точки земної поверхні на цій ділянці.

Як приклад розглянемо структурну схему РПП далекомірного типу (рис. 3.8), в якій антена встановлена нерухомо під кутом β_0 до осі літака. РПП забезпечує вимірювання відстані до упередженої точки на земній поверхні і видає сигнал похибки $\Delta D = D_{\text{вим}} - D_0$ в систему керування для маневрування у вертикальній площині.

Передавач генерує радіоімпульси з заданим періодом повторення та несучою частотою. Ці імпульси випромінюються у простір після проходження через антенний перемикач (АП). Імпульси, що відбиваються від землі надходять у сумарно-різницевий пристрій (СРП), де формуються сумарний та різницевий сигнали. Обидва приймачі відкриваються в діапазоні $D_{\min} \dots D_{\max}$ щоб зменшити діапазон сигналів за дальністю, що приймаються.

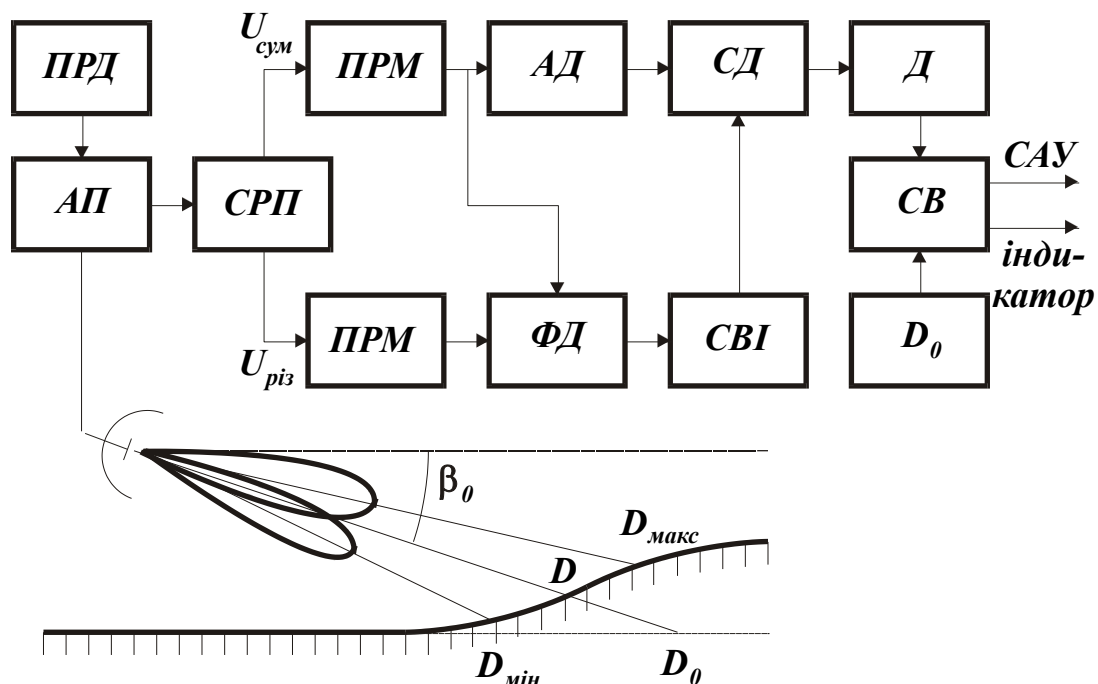


Рис. 3.8. Структурна схема РПП далекомірного типу

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

У цей момент через відкритий СД на далекомір (Д) з виходу амплітудного детектора (АД) надходить імпульс. Далекомір вимірює дальність до точки земної поверхні на РСН і видає напругу, яка пропорційна цій дальності. В схемі віднімання (СВ) ця напруга порівнюється з напругою, пропорційною опорній дальності, і генерується сигнал похибки, який може надходити на індикатор (І) та у САУ для автоматичного управління низьковисотним польотом.

При виконанні польоту на малих висотах і застосуванні РПП далекомірною типу є така особливість: під час того, як повітряне судно буде знаходитись біля вершини перешкоди, порушується радіолокаційний контакт ДНА з земною поверхнею, тому РПП співпрацює разом з радіовисотоміром малих висот в реальних умовах польоту. При польоті над піком перешкоди (до встановлення радіолокаційного контакту із землею) сигнал керування формується способом порівняння висоти польоту, виміряної за допомогою РВ, з опорним значенням H_0 .

Для безпечного польоту на малих висотах до складу СРППЗ потрібно в якості датчика фізичного контакту із земною поверхнею включити далекомірний РПП. Крім того необхідно до складу системи автоматичного управління повітряним судном ввести режим низьковисотного польоту, тобто автоматизувати політ на малих висотах через передачу управління автопілоту по сигналам РПП.

Виявлення змін рельєфу місцевості далекомірним радіолокатором профільного польоту здійснюється шляхом постійного вимірювання похилої відстані до упередженої точки на земній поверхні нерухомою антеною. Із зменшенням цієї

відстані – зростає абсолютна висота рельєфу, інтенсивність зменшення відстані при постійній висоті польоту та шляховій швидкості відображає крутизну схилу, тобто інтенсивність зміни рельєфу.

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

Існують декілька видів реалізації вимірювання похилої відстані до упередженої точки:

- застосування радіолокатора профільного польоту (РПП) (рис. 3.9);
- застосування далекомірної функції метеонавігаційної радіолокаційної станції (МНРЛС) в режимі «Земля»;
- застосування радіодалекомірів або оптоелектронних далекомірів.

Використання додаткового радіолокатора профільного польоту або окремого далекоміра лише для вимірювання похилої дальності на борту літака цивільної авіації недоцільно у зв'язку із кількістю споживачів електроенергії та збільшенням ваги повітряного судна. Крім того необхідно знайти місце для встановлення антени радіолокатора, розмірами як 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 повітряних суден цивільної авіації функція РПП не реалізується.

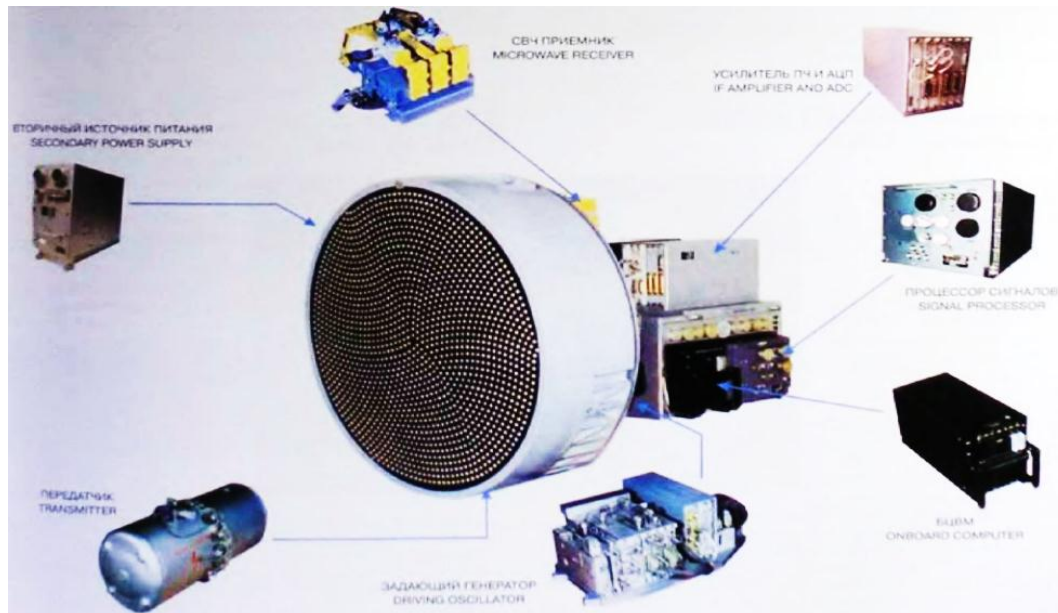


Рис. 3.10. РЛС з функцією РПП «Жук-МСФ»

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

Наприклад, викладачами кафедри авіоники НАУ отриманий патент 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 кафери авіоніки було розглянуто застосування в якості РПП імпульсного радіовисотоміра, що дозволяє постійно вимірювати дальність D до упередженої точки та визначати упереджену висоту H_y , 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 далекомірного 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) являються автономним джерелом метеорологічної інформації, а у режимі огляду земної поверхні - автономним засобом навігації. Призначення МНРЛС - виявлення гідрометеорологічних утворень, що можуть бути небезпечними для польоту, навігаційний огляд земної поверхні, визначення кутового положення і віддаленості об'єктів, що спостерігаються.

3.3.1. Склад та принцип дії МНРЛС

Як правило, МНРЛС - це імпульсний радіолокатор, принцип дії якого заснований на використанні вторинного (відбитого) випромінювання радіохвиль різними об'єктами (неоднорідностями), які зустрічаються на шляху розповсюдження зондувального сигналу.

На рис. 3.11 наведена спрощена схема бортового радіолокатора. Це один із варіантів класичної схеми імпульсного радіолокатора, яка враховує особливості, пов'язані з установкою радіолокаційної станції на борту літака. Ця схема не відповідає справжній блоковій структурі МНРЛС, а лише пояснює принцип роботи бортової РЛС.

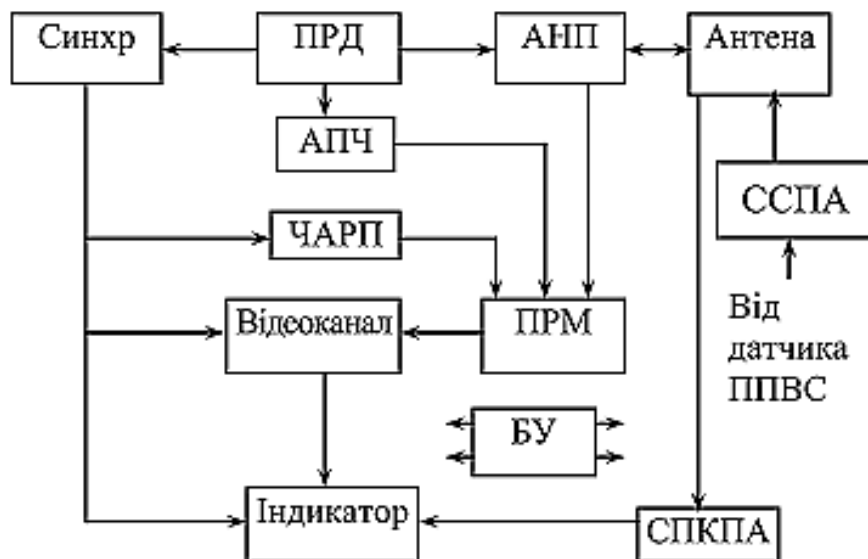


Рис. 3.11. Спрощена схема МНРЛС

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

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

Приймач (ПРМ) призначений для виявлення сигналів, що відбиті від об'єктів, на фоні шумів, і одержання корисної інформації із них.

Антенний перемикач (АНП) використовується для автоматичного перемикання антени на вихід передавача (під час випромінювання зондувального імпульсу) чи до входу приймача (в інший час). Частота перемикання дорівнює частоті повторення зондувальних імпульсів. Окрім посилення сигналів, що надходять на відеоканал, відбувається їх змішування з масштабними мітками, а також оброблюються сигнали для виділення спеціальної радіолокаційної інформації (наприклад, про небезпечні метеорологічні утворення). Індикатор відображає радіолокаційну інформацію, зазвичай, у полярних координатах азимут-дальність, а також допоміжну інформацію. Схема розгортання, вбудована в блок індикатора, забезпечує відхилення електронного променя в індикаторній трубці і разом з системою синхронної передачі кутового положення антени (СПКПА) формує радіально-секторну (радіально-кругову) розгортку. Система автоматичного регулювання частоти (АПЧ) забезпечує автоматичне підстроювання приймача на частоту сигналу передавача. Пристрій часового автоматичного регулювання підсилення (ЧАРП) автоматично змінює коефіцієнт підсилення приймача так, щоб забезпечити рівномірне підсилення сигналів, що відбиваються від об'єктів, які розташовані на різних відстанях від радіолокаційної станції. Для цього спочатку, під час отримання сигналів, що відбиті 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 максимуму.

Особливістю МНРЛС, що пов'язана з установкою її на борту ПС, є наявність системи стабілізації променя антени (ССПА), яка служить для компенсації впливу еволюцій літака (по крену, по тангажу) на радіолокаційне зображення. В якості джерела інформації для цього використовують сигнали датчика просторового положення повітряного судна (ПППС). Блок керування (БК) використовується для дистанційного оперативного контролю і управління роботою МНРЛС у процесі її льотної експлуатації і технічного обслуговування.

Останнім часом, провідні фірми світу почали випускати когерентно-імпульсні бортові РЛС, схема яких відрізняється від представленої на рис. 3.11 додатковими зв'язками, що забезпечують приймач опорним сигналом, що забезпечує інформацією про фазу випромінюваних коливань.

Схема представлена на рис. 3.11, показує принцип дії аналогового радіолокатора для кращого розуміння. У сучасних цифрових радіолокаторах після детектора сигнал перетворюється в цифрову форму, а вузол, позначений як «Відеоканал», реалізує цифрову обробку сигналу, і всі зв'язки між блоками здійснюються в цифровій формі за виключенням надвисокочастотного зв'язку між антеною та приймачем-передавачем (рис. 3.12).

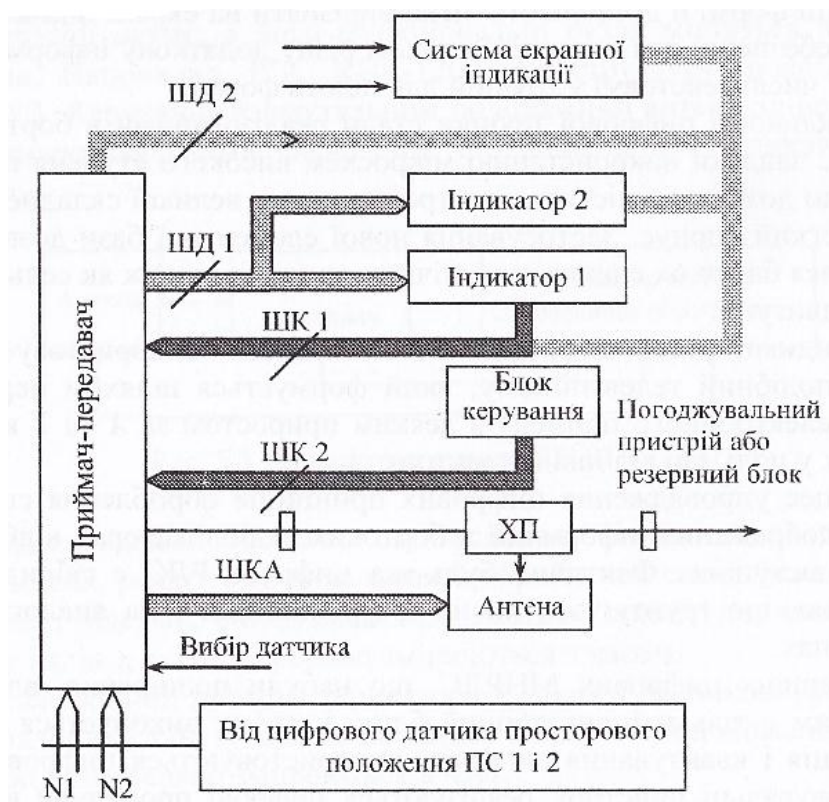


Рис. 3.12. Структура цифрової МНРЛС

Сучасна цифрова МНРЛС (рис. 3.12) включає у собі усі елементи узагальненої схеми (рис. 3.11). Зокрема, вузли, що виконують функції передавача, приймача, антенного перемикача, ЧАРП, АПЧ, розташовані в одному блоці – приймання-передавання. Варто відзначити особливості ряду вузлів, пов'язаних з цифровим керуванням системою. Наприклад, підсилення приймача, що реалізує необхідний закон ЧАРП, змінюється залежно від коду, що надходить з пульта управління чи основного індикатора (дисплея) у передбачених для цього розрядах керувального слова. Відеоканал включає вузли, розташовані в приймачі-передавачі та індикаторах, і всі вони призначені для оброблення сигналів лише у цифровій формі.

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

Сигнали, відбиті від цілі, надходять на вхід приймача з виходу антени по хвилеводу. Зв'язок між приймачем і передавачем забезпечується антенним

перемикачем, розміщеним у блоці приймання-передавання. АЦП і розподільник ввімкнені на виході приймача. Тобто з виходу приймача сигнали надходять уже в цифровій формі, згідно з Агінс 708 основною є система з 512 комірками дальності.

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

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

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

На блоці приймача-передавача є два входи цифрових даних про просторове положення антени (джерела N1 і N2), через те, що на літаку можуть бути два гіродатчика для підвищення надійності шляхом резервування.

Як і будь-який РЕО МНРЛС повинна бути сертифікована для певного типу повітряного судна, тобто на неї необхідно одержати спеціальне посвідчення - сертифікат, який підтверджує льотну придатність обладнання та відповідність 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	ХЩАР	ХЩАР	ХЩАР
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; ХЩАР – хвилевідно-щілинна антенна решітка.

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

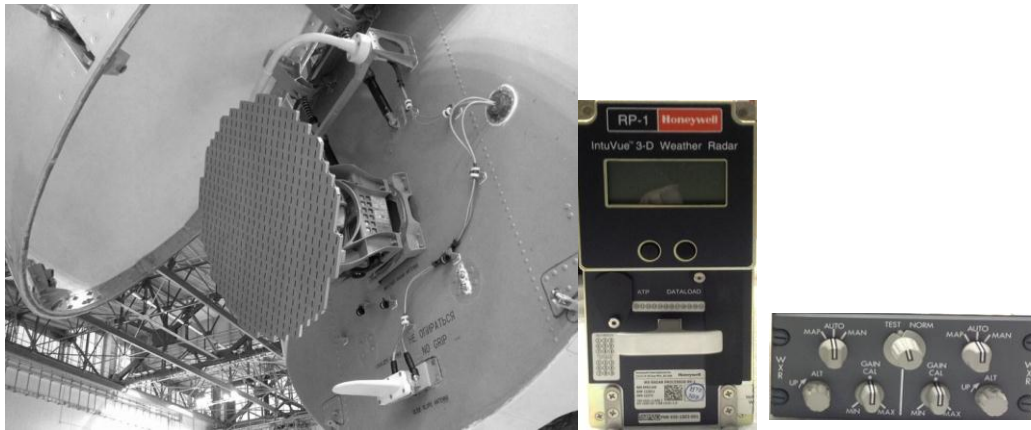


Рис. 3.13. Антенний блок літака SSJ-100
Рис. 3.14. Приймач-передавач і панель керування літака SSJ-100

На борту сучасних повітряних суден часто використовують багатofункціональні інтегровані системи відображення і індикації. Так, основними блоками МНРЛС є антенний блок, приймач-передавач і блок (панель) управління. Як правило, антенний блок розташовують в носовій частині літака під радіопрозорим обтічником (рис. 3.13).

Приймач-передавач (див. рис. 3.14) розташовують 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 являють собою єдиний блок конструктивно. Це дозволяє усунути хвилевидний тракт з обертовим зчленуванням, який є джерелом енергетичних втрат і завад. Така моноблокова конструкція застосована в МНРЛС «Буран-А».

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

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 небезпеки.

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

3.3.3. Підсистема вимірювання дальності МНРЛС

Вимірювання дальності за допомогою радіолокаційних методів базується на припущенні прямолінійного поширення радіохвиль з постійною швидкістю. Отже, для вимірювання дальності до цілі досить виміряти час затримки відбитого від цілі сигналу відносно випроміненого радіолокаційного сигналу.

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

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

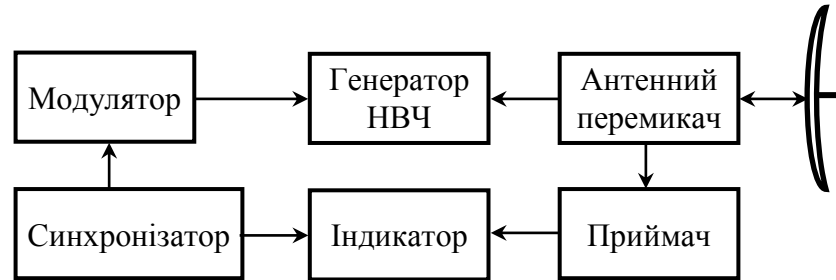


Рис. 3.15. Функціональна схема імпульсного радіолокаційного далекоміра

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

Зондувальний сигнал може бути записаний таким виразом:

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

де t_0 - початок відліку на часовій осі, що збігається з початком імпульсу; τ_u - 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).

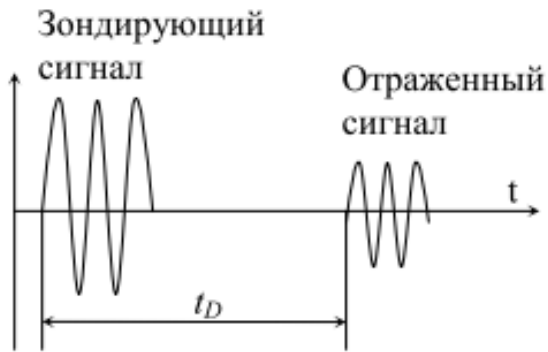


Рис. 3.16. Епюри напруг імпульсного методу вимірювання дальності

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

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

Одним з найважливіших параметрів будь-якої радіолокаційної станції є її робоча довжина хвилі. Насправді, не існує ніяких обмежень на діапазони частот, що використовуються в радіолокації, але для МНРЛС вибрано X - діапазон (8-12 ГГц), з якого, для виконання поставлених завдань МНРЛС вибрано діапазон $f = 9345 - 9375$ МГц.

Вибираючи довжину хвилі зазвичай слід враховувати характер віддзеркалення від опромінюваних поверхонь, а також те, що ширина діаграми спрямованості і довжина хвилі визначають геометричні розміри антени, а так як антена буде встановлена на літаку, вона повинна мати обмежені габарити.

Враховуючи діапазони сучасних вітчизняних МНРЛС можемо розрахувати довжину хвилі:

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

де c – швидкість поширення радіохвиль в атмосфері.

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

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

Ширина діаграми направленості антени (ДНА) і довжина хвилі 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,
 d_a – розмір антени.

МНРЛС «Буран» літака Ан-148 має хвилевидно-щілинну антенну решітку діаметром $d_a = 61$ см. (див. табл. 3.1), враховуючи це, отримаємо:

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

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

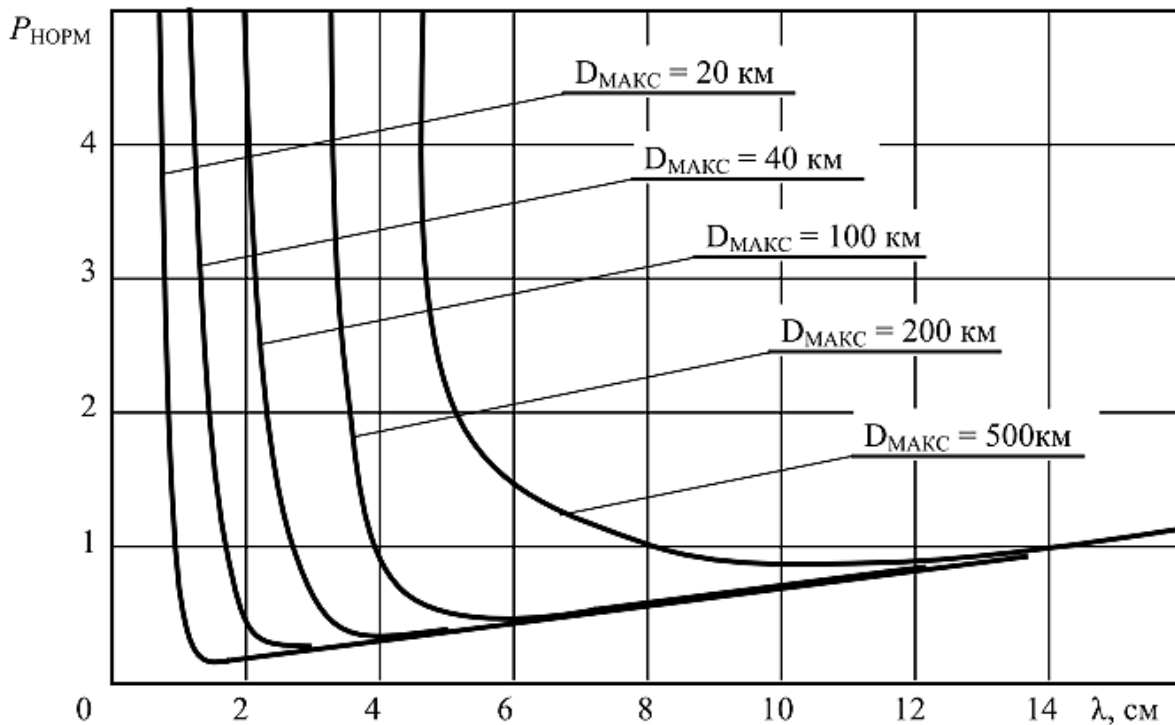


Рис. 3.17. Залежності нормованої потужності сигналу передавача $P_{НОРМ}$, необхідної для забезпечення дальності дії $D_{МАКС}$, від довжини хвилі λ

Основне рівняння дальності радіолокації є найбільш повним і простим описом

впливу різних факторів на роботу РЛС. Одна із форм його запису визначає потужність прийнятого сигналу, і записується таким 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); $P_{\text{пр}}$ – потужність прийнятого сигналу; A_r – ефективна площа апертури приймальної антени.

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

Оскільки максимальна відстань радіолокаційного виявлення сигналу залежить від мінімальної потужності виявленого сигналу, то основне рівняння радіолокації можна записати таким чином:

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

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

Якщо передавальна та приймальна антени однакові, або є тільки 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:

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

Для того, щоб використовувати МНРЛС як РПП, потрібно визначити мінімальну

потужність передавача для виявлення небезпечної зміни рельєфу на відстані в $\tau = 132$ секунди польоту. Максимальна відстань прогнозованої траєкторії набору висоти (для середньої швидкості літака $V = 700$ км/год) буде складати:

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

Тоді формула 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 цієї формули 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.

В разі, якщо приймальна та передавальна антени однотипні, то вони мають однаковий коефіцієнт підсилення антени, що 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 знаходимо 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 хвилевидно-щілинних антен коефіцієнт корисної дії складає $\eta_a = 0,75 - 0,85$, тоді

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

Параметр, що визначає ефективність розсіювання електромагнітного випромінювання об'єктом називається ефективною площею розсіювання (ЕПР). Це кількісна міра відношення щільності (густини) потужності сигналу, розсіяного у напрямку приймача, до щільності потужності радіохвилі, що потрапляє на об'єкт.

Для радіолокаційної станції в режимі «Земля» об'єктом являється – ділянка

земної поверхні. Очевидно, що розрахунок необхідно проводити для поверхні, що володіє мінімальною ЕПР. При виборі довжини хвилі ми визначаємо - такою є гориста поверхня (каміння) з лісовим покривом. Земна поверхня належить до класу поверхнево-розподілених об'єктів, так як її розміри перевершують розміри ДНА. ЕПР таких об'єктів визначаються по формулі:

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

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

Питому ЕПР поверхні землі σ_0 беремо з таблиці 3.3 для $\lambda_{\text{МНРЛС}} = 3 \text{ см}$, кута падіння 10° горизонтальної (ГГ) та вертикальної поляризації (ВВ) і переводимо 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

Отримаємо питому ЕПР ділянки поверхні,

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

Площа опроміненої поверхні S_{Σ} знаходиться за наступною формулою:

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

тоді для $D \geq 25000$ м отримаємо:

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

Таким чином, ЕПР опроміненої ділянки буде складати:

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

Визначимо мінімальну потужність передавача МНРЛС при отриманні інформації від земної поверхні з відстані 25000 м:

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

Виходить, що мінімальна середня потужність передавача для роботи МНРЛС в режимі далекомірного радіолокатора профільного польоту складає 4,7 Вт.

Розраховуємо тривалість імпульсів МНРЛС, враховуючи роздільну здатність за дальністю близько $\Delta D = 500$ м (де $\gamma_D \geq 1$ - коефіцієнт зниження роздільної здатності).

Формула для визначення тривалості імпульсів зондування має вигляд:

$$\tau_{\text{імп}} = \frac{2\Delta D}{\gamma_D c} = \frac{2 \cdot 500}{1 \cdot 3 \cdot 10^8} = 3.33 \text{ мкс.}$$

Отже, тривалість імпульсів зондування повинна складатити $\tau_{\text{імп}} = 3,33$ мкс.

В імпульсних далекомірних радіолокаційних станціях період зондувальних імпульсів T_i береться з умови однозначного виміру дальності D і має бути більше максимально можливої затримки відбитого сигналу (з урахуванням максимальної дальності дії РЛС – 300 км):

$$T_i = \frac{2,5 D_{\text{max}}}{c} = \frac{2.5 \cdot 3 \cdot 10^5}{3 \cdot 10^8} = 2500 \text{ мкс}$$

Потужність передавача впливає на дальність дії РЛС. Буває імпульсна та середня потужність передавача які пов'язані між собою таким співвідношенням:

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

З цього, знаючи імпульсну потужність передавача із характеристик (див табл. 3.1) знаходимо середню потужність передавача:

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

і застосовуємо її для визначення дальності дії МНРЛС як радіолокатор профільного польоту

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

Отже, судячи з розрахунків основних характеристик МНРЛС в ідеальних умовах (без врахування впливу поглинання сигналу атмосферою та перевідбиття сигналу від земної поверхні) показуємо, що вона може бути застосована як імпульсний далекомір 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 попереду повітряного судна найбільш доцільно використовувати метеонавігаційну РЛС у режимі вимірювання відстані до землі за допомогою вузьконаправленого променя.

Перевагою застосування МНРЛС в якості РПП є:

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

В даний час бортова МНРЛС уже застосовується лише за участю екіпажу, як засіб запобігання зіткненням з рельєфом місцевості і перешкодами.

Наземні перешкоди (такі як пагорби, гірські вершини, висотні споруди) виявляють за допомогою огляду простору симетричною вузькою ДН антеною. Це зменшує ймовірність спостереження завадового відбиття від земної поверхні на всіх висотах польоту, які перевищують деяку дану висоту (1000 м). Під час обходу перешкод (а також грозових зон) важливо, щоб сектор огляду не міняв своє положення в просторі при крену і тангажу повітряного судна. Тому вісь ДН антени має бути стабілізованою в просторі.

На рис. 3.18. ілюструється ситуація, яка виникає у разі наближення до гірської вершини. Коли повітряне судно летить на постійній висоті H і перебуває досить далеко від рельєфу чи перешкоди, горизонтально напрямлений розбіжний промінь радіолокатора опромінює значну частину гори. По мірі наближення літака до гори зона опромінення перешкоди зменшується. Засвічення на екрані стає меншим. (рис. 3.19).

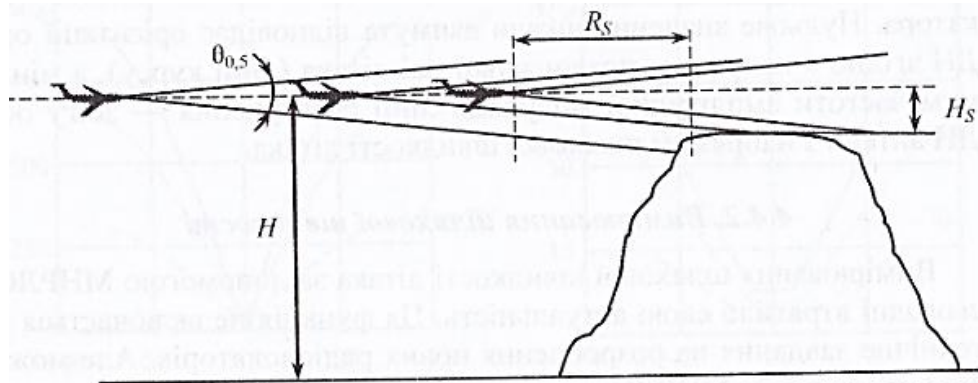


Рис. 3.18. Метод кола безпеки



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

Якщо повітряне судно 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, в межах якого немає відбиття від земної поверхні, дорівнює

10...15 км (при ширині ДН антени 30...40). Сектор (коло) з радіусом R_s називається умовним колом безпеки. Під час польоту на безпечному перевищенні і наближенні повітряного судна до гірського піку на відстань радіуса кола безпеки, сигнал від гірської вершини на екрані індикатора зникає не досягнувши умовної мітки кола безпеки. Якщо засвічення від перешкоди перетинає коло безпеки, то потрібно набирати висоту для того, щоб забезпечити необхідне перевищення. Коло безпеки може бути позначене на світлофільтрі індикатора МНРЛС, мітка кола безпеки може бути створена електронним способом, і, нарешті, її взагалі може не бути як зображення на екрані, але льотчику завжди відома відстань, що відповідає умовному колу безпеки, і пілот повинен допускати, щоб засвічення від перешкоди, яка наближається, входило в це коло.

Тому в роботі пропонується автоматичне застосування МНРЛС разом із системою ТАWS як радіолокатор профільного польоту.

Аналіз принципів роботи МНРЛС та його режимів показує, що окрім існуючих режимів та підрежимів роботи через програмний спосіб можна ввести в режимі «Земля» додатковий підрежим роботи МНРЛС наприклад «Рельєф». У цьому підрежимі, залежно від висоти польоту літака антена МНРЛС переходить, відповідно таблиці 3.3, із режиму сканування до режиму фіксації променя під заданим кутом в бік землі. Це дає можливість оглядати рельєф земної поверхні на відстані перед повітряним судном близько 25 км, і цього достатньо для маневрування при виникненні можливої перешкоди по маршруту польоту.

Оскільки МНРЛС може точно вимірювати дальності та кути нахилу антени, то можна реалізувати далекомірну або кутомірну функцію радіолокатора профільного польоту.

При впровадженні далекомірного методу профільного польоту МНРЛС регулярно буде вимірювати дальність до земної поверхні і порівнювати зміну рельєфу попереду повітряного судна із цифровою моделлю, яка знаходиться у пам'яті обчислювача системи літаководіння або ТАWS. Так, окрім виконання

функції безпечного польоту існує реальна можливість виконувати оглядово-порівняльний метод навігації без участі екіпажу.

Під час розворотів або при еволюціях літака антена МНРЛС по командам системи курсовертикалі буде виконувати завдання аналізу рельєфу місцевості підтримуючи стабілізоване положення у просторі.

Режим системи ТАWS - «Оцінка рельєфу місцевості за напрямком польоту», який є одним із основних, використовується для перевірки відсутності штучних перешкод і елементів рельєфу місцевості у межах встановленого робочого простору за допомогою моделювання та прогнозування небезпечних ситуацій. Разом з застосуванням режиму МНРЛС «Рельєф» прогнозування буде виконуватися набагато точніше, адже є апріорні дані для розрахунку характеристик рельєфу земної поверхні.

Окрім того, під час розворотів повітряного судна антена МНРЛС також може відхилитися в бік розвороту для аналізу місцевості, над якою буде пролітати літак.

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

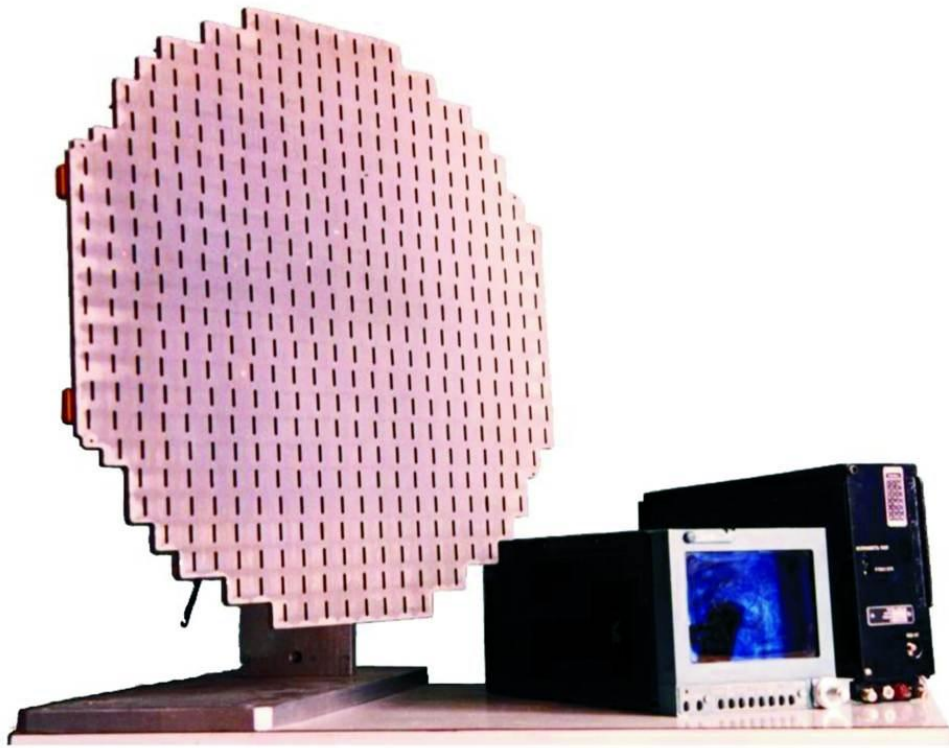


Рис. 3.20.

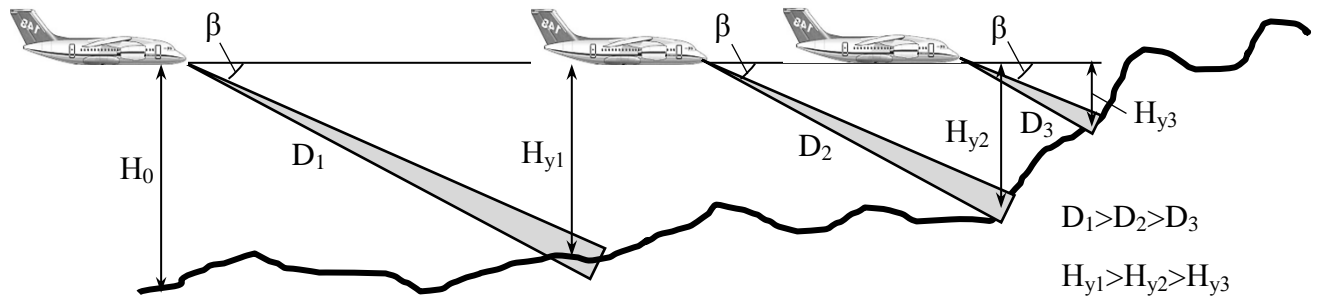


Рис. 3.21. Реалізація МНРЛС Ан-148 для оцінки рельєфу місцевості

Автоматизоване застосування МНРЛС в якості радіолокатора профільного польоту у комплекті з системою СРППЗ-2000 передбачає створення нового підрежиму роботи МНРЛС «Рельєф» і реалізацію деяких алгоритмів взаємообміну інформацією між системами. На рис. 3.22 представлена структурна схема системи СРППЗ-2000 із МНРЛС в якості датчика аналізу рельєфу земної поверхні.

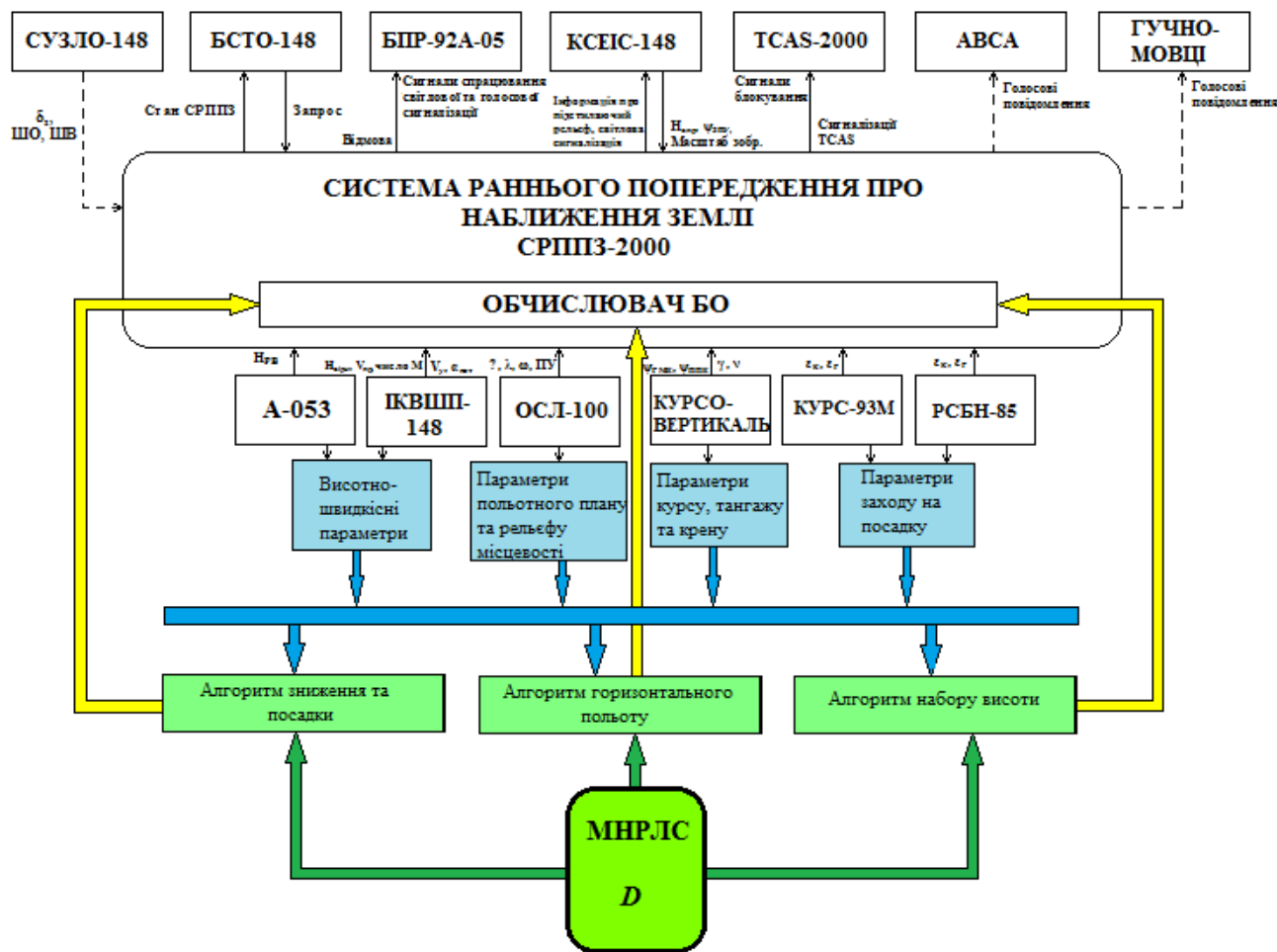


Рис.3.22. Структурна схема системи СРППЗ-2000 із МНРЛС в якості датчика аналізу рельєфу

Для визначення параметрів D та $H_{\text{гн}}$ з урахуванням еволюції літака (кутів тангажу та крену) необхідний зв'язок МНРЛС із курсовертикаллю. Надання цієї інформації до ОСЛ дозволить зрівнювати рельєф місцевості в упередженій точці з інформацією польотного плану. Контролювати зміну рельєфу місцевості на малих висотах при заході на посадку дозволить наявність сигналів D та $H_{\text{гн}}$ в навігаційних системах КУРС та РСБН.

Алгоритми набору висоти, горизонтального польоту, зниження і посадки передбачають переналаштування як системи СРППЗ так і МНРЛС. На злеті і при посадці повітряне судно перебуває на малих висотах, тому точність роботи системи СРППЗ обов'язково повинна бути збільшена, а також необхідно контролювати кути

відхилення антени, так як ці елементи траєкторії передбачають зміну кутового положення літака.

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

Висновок до 3 розділу

Робота систем раннього попередження зближення з землею по прогнозу уникнення можливого зіткнення з рельєфом місцевості зводиться до визначення істинної висоти по траєкторії польоту повітряного судна в упередженій точці. Система прогнозування має ряд недоліків, таких як неточності цифрових моделей рельєфу місцевості, що обумовлені природними та штучними змінами, а також похибки вимірювання координат і курсу літака. Для того, щоб зменшити негативний вплив цих похибок на результати прогнозування, потрібно застосовувати датчики, які будуть безпосередньо вимірювати зміни рельєфу місцевості. В якості такого датчика застосовується радіолокатор профільного польоту.

Виходячи з цього, у дипломній роботі пропонується застосовувати в якості далекомірного радіолокатора профільного польоту, на регіональних та магістральних повітряних суднах, метеонавігаційну радіолокаційну станцію з функцією вимірювання відстані за допомогою вузького променя в режимі «Земля» та фіксованим положенням антени.

Розрахунок основних характеристик метеонавігаційної радіолокаційної станції (в ідеальних умовах) показав можливість застосування її при реалізації профільного польоту в якості імпульсного далекоміра.

Автоматизоване застосування метеонавігаційної радіолокаційної станції з системою СРППЗ-2000 літака Ан-148 в якості радіолокатора профільного польоту потребує створення підрежиму роботи МНРЛС «Рельєф» і реалізацію алгоритмів інформаційного взаємообміну.

Список використаної літератури

1. Авиационная радионавигация: справочник /А.А. Сосновский, И.А. Хаймович, Э.А. Лутин, И.Б. Максимов; Под ред. А.А. Сосновского. – М.: Транспорт, 1990. – 264 с.
2. Аэронавигационные радиотехнические системы: учебное пособие / А.П. Бамбуркин, В.Н. Неделько, С.Н. Неделько, М.И. Рубец; под ред. М.И. Рубца. – Кіровоград: Изд-во ГЛАУ, 2002. – 520 с.
3. Васин В.В. и др. Радиолокационные устройства (теория и принципы построения).-М.: Сов. Радио, 1970 г., 680 с.

4. Зубарев В.В., Ковтуненко О.П., Раскін Л.Г. Математичні методи оцінки та прогнозування технічних показників експлуатаційних властивостей радіоелектронних систем: монографія. – К.: Книжкове вид-во НАУ, 2005. – 184 с.
5. Мелкумян В.Г., Семенов О.О., Соломенцев О.В. Радіолокаційне та радіонавігаційне обладнання аеропортів. –К.: НАУ, 2006. – 218 с.
6. Рогожин В.О., Синєглазов В.М., Філяшкін М.К. Пілотажно-навігаційні комплекси повітряних суден: підручник. – К.: Книжкове вид-во НАУ, 2005. – 316 с.
7. Чужа О.О., Ситник О.Г., Хімін В.М., Кожохіна О.В. Авіаційні радіотехнічні системи: навч. посіб. / – К.: НАУ. 2017. – 262 с.
8. Яновський Ф.Й. Метеонавігаційні радіолокаційні системи повітряних суден. – К.: Видавництво НАУ, 2003. – 304 с.
9. Aircraft Maintenance Manual 737–300/400/500. – Seattle, Washington, USA: Boeing commercial Airplanes group, 1999 – 5417 p.
10. Руководство по технической эксплуатации самолёта Ан-148-100
11. Boeing 737-800 Flight Crew Operating Manual
12. Airbus A318/319/320/321 Flight Crew Operating Manual