

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

Кафедра авіоніки

**ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ
Завідувач кафедри**

_____ Павлова С.В.
“_____” _____ 2022 р.

**ДИПЛОМНА РОБОТА
(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)**

**ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ
“БАКАЛАВР”**

**Тема: ЛЬОТНИЙ КОНТРОЛЬ ПАРАМЕТРІВ НАЗЕМНИХ ЗАСОБІВ
АЕРОНАВІГАЦІЇ НА ОСНОВІ БПЛА**

Виконавець: _____ Харламова І.А.

Керівник: _____ Сібрук Л.В.

Нормоконтролер: _____ Левківський В.В.

Київ 2022

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
Факультет аеронавігації, електроніки та телекомунікацій
Кафедра авіоніки
Напрямок (спеціальність) 173 «Авіоніка»

ЗАТВЕРДЖУЮ
Завідувач кафедри
_____ Павлова С.В.
«_____» _____ 2020р.

ЗАВДАННЯ

на виконання дипломної роботи

Харламова Іванна Амарівна

(П.І.Б., випускника)

1. Тема дипломної роботи:

«Льотний контроль параметрів наземних засобів аеронавігації на основі БПЛА»

затверджена наказом ректора від «06 »грудня 2021 р. №2658/ст

2. Термін виконання роботи: з 10 січня 2022 по 28 лютого 2022 року

3. Вихідні дані роботи: Структурної схема системи льотного контролю засобів аеронавігації.

4. Зміст пояснювальної записки: вступ, нормативні дані щодо контролю параметрів засобів навігації, аналіз БПЛА придатних для льотного контролю засобів аеронавігації, розробка структурної схеми льотного контролю засобів аеронавігації, висновки, список літератури.

5. Перелік обов'язкового ілюстративного матеріалу: технічне завдання, огляд існуючих рішень, структурні схеми.

6. Календарний план-графік

№ п/п	Завдання	Термін виконання	Підпис керівника
1.	Узгодження ТЗ з керівником.		
2.	Підготовка та написання 1 розділу		
3.	Підготовка та написання 2 розділу		
4.	Підготовка та написання 3 розділу		
5.	Подання на кафедру. Усунення недоліків. Оформлення пояснювальної записки.		
6.	Електронна версія доповіді, ілюстративний матеріал доповіді.		

7. Дата видачі завдання: «__» _____ 2021 р.

Керівник дипломної роботи _____ Сібрук Л.В.
(підпис керівника) (П.І.Б.)

Завдання прийняв до виконання _____ Харламова І.А.
(підпис випусника) (П.І.Б.)

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до дипломної роботи: 47 сторінок, 27 рисунків, 5 таблиць, 13 джерел.

Об'єкт дослідження – Контроль параметрів системи посадки ILS.

Мета дипломної роботи – розробити структурну схему для льотного контролю системи посадки ILS.

Предмет дослідження – зчитування та відправка значень маяків на сервер системи навігаційного контролю посадки.

Матеріали дипломної роботи рекомендується використовувати при розробці системи контролю ILS та наукових досліджень.

Ключові слова: ILS, БПЛА, GBAS, VAR

ЗМІСТ

ВСТУП	6
Розділ 1.	
НОРМАТИВНІ ДАНІ ЩОДО КОНТРОЛЮ ПАРАМЕТРІВ ЗАСОБІВ НАВІГАЦІЇ	8
1.1. Принцип дії системи посадки ILS.	8
1.2. Нормативні вимоги до параметрів системи посадки ILS.	10
1.3. Принципи дії та нормативні вимоги маркерних радіомаяків VOR, RVOR, DVOR.	17
1.4. Перевірка наземних засобів навігації за допомогою льотного контролю.	23
РОЗДІЛ 2.	
АНАЛІЗ БПЛА ПРИДАТНИХ ДЛЯ ЛЬОТНОГО КОНТРОЛЮ ЗАСОБІВ АЕРОНАВІГАЦІЇ.	27
2.1. БПЛА літакової конструкції.	28
2.2 БПЛА роторного типу.	32
РОЗДІЛ 3.	
РОЗРОБКА СТРУКТУРНОЇ СХЕМИ АПАРАТУРИ ЛЬОТНОГО КОНТРОЛЮ ЗАСОБІВ АЕРОНАВІГАЦІЇ.	41
3.1. Аналіз апаратури для контролю параметрів радіомаяків та систем зв'язку.	41
3.2. Апаратура місцезнаходження БПЛА на основі GBAS.	43
3.3. Структурна схема бортової частини системи.	45
3.4. Структурна схема наземної частини контролю.	45
ВИСНОВКИ.	46
СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ.	46

ВСТУП

Цивільна авіація – це авіація, яка використовується з метою забезпечення потреб громадян. До цих цілей належить:

- перевезення пасажирів, багажу, вантажу та пошти;
- виконання авіаційних робіт у сільському господарстві, нафтогазовій галузі, будівництві, для охорони лісів, обслуговування експедицій тощо;
- надання медичної допомоги населенню та проведення санітарних заходів;
- проведення експериментальних та науково-дослідних робіт;
- проведення навчальних, культурно-освітніх та спортивних заходів;
- проведення пошуково-рятувальних, аварійно-рятувальних робіт та надання допомоги у разі стихійного лиха.

Діяльність цивільної авіації не може бути ефективною без ефективною діяльності системи організації повітряного руху, яка покликана забезпечувати безпечний, економічний, регулярний повітряний рух.

Функціональні можливості використання авіації багато в чому визначаються якістю розв'язання задач навігації, зокрема, рівнем розвитку пристроїв та систем радіонавігації.

Під терміном «радіонавігація» розуміється наука про радіотехнічні методи та засоби отримання інформації про становище та траєкторію руху рухомих об'єктів. Найбільш повно можливості радіонавігації використовуються в авіації для навігаційного забезпечення польотів повітряних суден, а також управління повітряним рухом.

У цивільній авіації визначальною є вимога безпеки польотів. У разі інтенсивного повітряного руху, поруч із надійністю самих літаків, основою безпеки є якість одержуваної навігаційної безпеки. Цим пояснюється велика увага, що приділяється міжнародною організацією цивільної авіації ІКАО

(International Civil Aviation Organization) питанням організації повітряного руху, зокрема, стандартизації вимог до авіаційних навігаційних систем.

Забезпечення польоту вимагає наявності інформації про становище ЗС та параметри його руху, як на борту, так і на наземних пунктах контролю та управління.

До теперішнього часу розроблено безліч різних засобів та систем, що дозволяють визначити на борту літака його координати та параметри руху. Спільне застосування різноманітних засобів, що використовують у своїй роботі різні фізичні процеси, сприяє підвищенню надійності та достовірності отримання необхідної інформації.

З усіх режимів польоту літальних апаратів (ЛА) найбільш складним та напруженим є режим заходу на посадку та безпосередньо посадки. Пов'язано це, насамперед, з великим ступенем аварійності ЛА на цьому режимі, внаслідок швидкоплинності процесу посадки та дуже високого нервово-психологічного навантаження екіпажу. Час на захід на посадку і посадку займає трохи більше 1-2% всього часу польоту, проте цей режим припадає понад 50% всіх авіаційних подій (АП). Труднощі управління особливо зростають в умовах поганої видимості (туман, темрява), коли зорове орієнтування утруднене або неможливе.

Тому одне з головних завдань систем наземного та бортового авіаційного обладнання забезпечити безпеку посадки літального апарату. Для цього ІКАО сертифікує аеродроми та системи посадки. Одним із основних сертифікованих інструментальних методів посадки – це система ILS. Яка зараз доповнюється ще системою GBAS, як додатковою диференціальною системою посадки.

Для контролю параметрів системи посадки наразі використовуються спеціальні літаки-лабораторії. Сьогоднішній розвиток БАС дозволяє без втрати якості провести точнісінько таку ж перевірку, але із значною економією як часу так і засобів.

Розділ 1.

НОРМАТИВНІ ДАНІ ЩОДО КОНТРОЛЮ ПАРАМЕТРІВ ЗАСОБІВ НАВІГАЦІЇ

Посадка літака є найбільш важким та відповідальним етапом з точки зору забезпечення безпеки. Забезпечення безпеки при виконанні цієї процедури є одне з важких завдань при проектуванні як аеродромів, так й при розробці бортового обладнання. Одним з методів забезпечення цього – це система посадки ILS.

1.1. Принцип дії системи посадки ILS.

Система інструментальної посадки – це комплекс наземного та бортового обладнання, яке призначене для забезпечення пілота, в загальному випадку - бортової системи, управління неперервною інформацією о знаходженні літака відносно лінії курсу, глісади планування та відстань до початку ЗПС.

В даний час найбільшого застосування отримали радіомаячні та радіолокаційні системи інструментальної посадки.

Радіомаячна система посадки забезпечує завдання лінії планування літака за допомогою наземних радіомаяків при виконанні посадки. Інформація про відхилення від лінії планування надходить на прилади пілотів. Наземні радіомаяки формують у просторі дві площини (рис. 1.1) курсу та планування (глісади), перетин яких визначає лінію планування (глісаду).

Радіолокаційні системи посадки дозволяють на землі визначати положення ЛА щодо необхідної траєкторії зниження і видалення ЛА від точки приземлення. Вони використовуються для наземного контролю процесу заходу на посадку та, у разі потреби, передачі на борт за допомогою систем повітряного радіозв'язку вказівок про корекцію траєкторії. РСП призначені для посадки літаків, що не мають спеціального посадкового обладнання,

забезпечених звичайними зв'язковими радіостанціями та навігаційними приладами, при складних метеоумовах вдень і вночі.

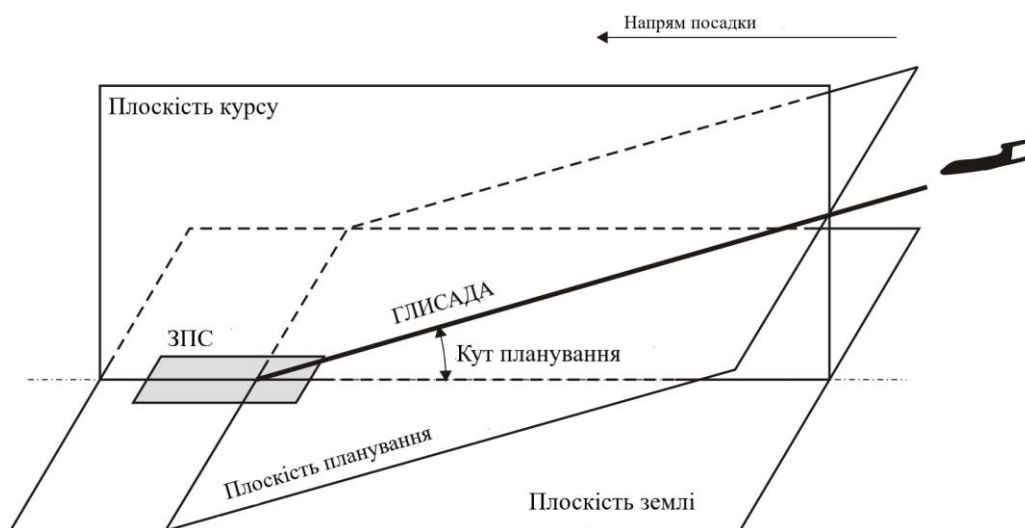


Рис. 1.1. Принцип завдання глісади

До складу радіомаячного обладнання входять:

- курсовий радіомаяк (КРМ);
- глісадний радіомаяк (ГРМ);
- маркерні радіомаяки (МРМ).

Стандарти ІСАО передбачають необхідність використання двох приводних радіомаркерних пунктів, які мають назву зовнішнього (далекого) ВПРМ та середнього СПРМ, та, у разі потреби, можливість встановлення третього, внутрішнього (ближнього), маркерного радіомаяка (ВнМРМ). Схему розміщення РТС посадки за стандартами ІСАО наведено на рис. 1.2.

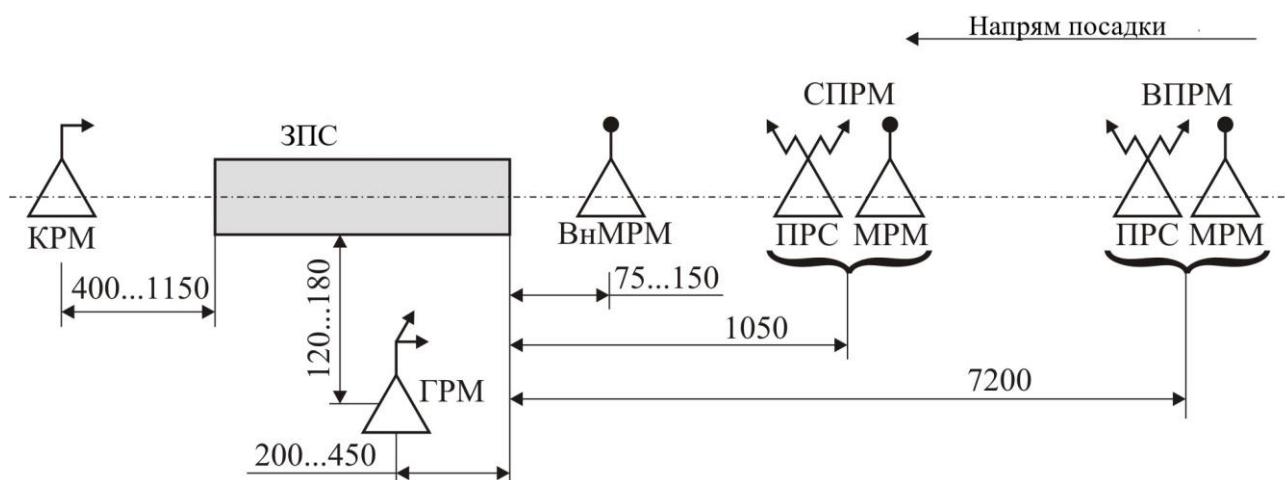


Рис.1.2. Схема розміщення радіомаячного обладнання згідно стандартам ІСАО

Зовнішній радіомаркерний пункт розташовується на віддаленні 7200 м від порогу ВПП, середній – на віддаленні 1050 ± 150 м, а внутрішній – на віддаленні 75...150 м. Середній радіомаркерний пункт призначений для інформування екіпажу про наближення до точки початку візуального наведення, внутрішній - радіомаяк – для позначення моменту прольоту висоти прийняття рішення.

Антенна системи КРМ встановлюється на осьовій лінії ЗПП у протилежного торця на віддаленні, що не перевищує 1150 м і забезпечує безпечну висоту прольоту над перешкодою. Відстань від антенної системи ГРМ до порогу ЗПП вибирається таким, щоб висота опорної точки траєкторії посадки (точки глісади або продовженої глісади, розташованої на осі ЗПП над її порогом), була рівною 15_{-0}^{+3} м. Воно залежить від номінального кута нахилу глісади, ухилів місцевості і інших факторів. Бічне зміщення антени ГРМ вибирають за умови забезпечення мінімальної висоти прольоту над поміхами, і воно не перевищує 180 м.

1.2. Нормативні вимоги до параметрів системи посадки ILS.

Системи інструментальної посадки поділяють на категоровані та некатегоровані. ІКАО стандартизувала та класифікувала категорії системи посадки за експлуатаційними характеристиками. В основу цієї класифікації покладено можливість забезпечення заходу на посадку літаків за певних метеорологічних умов. Одним з показників, за яким сертифікується система посадки, є висота прийняття рішення (ВПР) - це висота польоту ЛА, на якій командир екіпажу повинен прийняти рішення про посадку або необхідність догляду на друге коло.

Розрізняють системи I, II та III (A, B, C) категорій експлуатаційних характеристик:

- система I категорії забезпечує управління літаком при заході на посадку до ВПР 60 м при візуальній видимості на ЗПП не менше 800 м;

- система II категорії забезпечує керування літаком при заході на посадку до ВПР 30 м при візуальній видимості на ЗПП не менше 400 м;
- системи III категорії призначені для посадки із приземленням при значному обмеженню чи відсутності видимості землі, тобто, коли ВПР дорівнює нулю.

Регламентовані три групи РМСП III категорії, що забезпечують посадку при візуальній видимості на ЗПП:

- система категорії III А – 200 м;
- система категорії III – 50 м;
- система категорії III З – за повної відсутності видимості.

Таким чином, РМСП I, II, III категорій забезпечують дані для управління літаком від меж зони дії до точки, розташованої на глісаді на висоті відповідно 60, 30, 0 м над горизонтальною площиною, що включає ЗПС.

Норми ІСАО на основні тактико-технічні дані (ТТД) наземного обладнання РМС посадки.

1. Курсовий радіомаяк ILS 1, 2 и 3 категорій.

а) діапазон частот 108–111,975 МГц;

б) лінія курсу. Лінія курсу – це геометричне місце точок у горизонтальній площині, в яких РГМ=0. Якщо літак знаходиться на лінії курсу, стрілка курсу індикатора знаходиться в центрі шкали. Але в загальному випадку лінія курсу не співпадає з напрямленням прокової вісі ЗПС, вона має викривлення. Одна з причин цього, це інтерференція двох або декількох коливань, які попадають у точку прийому різними шляхами. Тому при польоті літака точно по подовжній вісі ЗПС з-за викривлень стрілка курсу буде коливатися біля центрального (нульового) положення.

При опосередкуванні амплітуди викривлень лінії курсу отримуємо середню лінію курсу (рис.1.3).

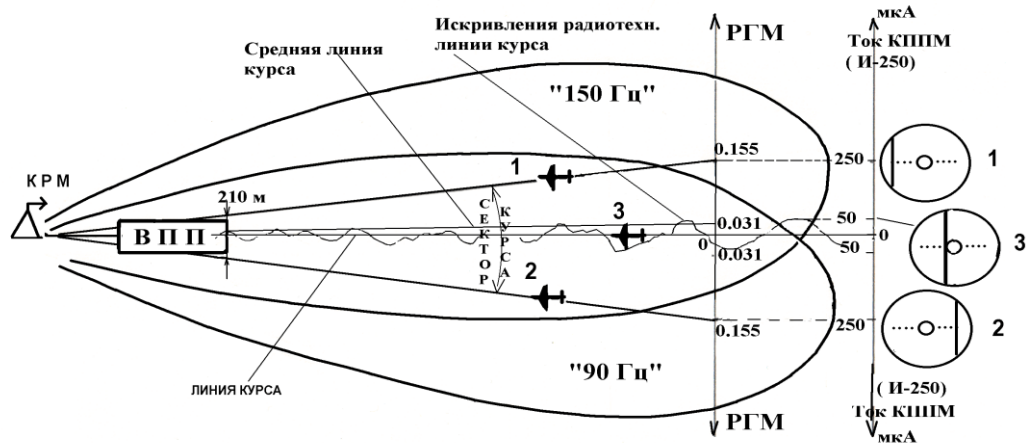


Рис.1.3. До визначення лінії курсу, середньої лінії курсу та сектора курсу
 в) допустиме відхилення середньої лінії курсу щодо поздовжньої осі ЗПС:

- $\pm 10,5$ м (ILS 1);
- $\pm 7,5$ м (ILS 2);
- $\pm 3,0$ м (ILS 3).

г) максимальне значення викривлень лінії курсу в РГМ/ струм індикатора зазначено в таблиці 1.1 та на рис.1.4 для каналу курсу та каналу глісади.

Таблиця 1.1

Параметр	Категорія РМС		
	ILS 1	ILS 2	ILS 3
Від межі дальності до точки А	0,031/50	0,031/50	0,031/50
від точки А до точки В	0,015/24	0,005/8	0,005/8
від точки В до точки С	0,015/24	---	---
від точки В до опорної точки ILS	----	0,005/8	0,005/8
від опорної точки до точки D	----	----	0,005/8
від точки D до точки E	----	-----	0,005-0,01/8-16

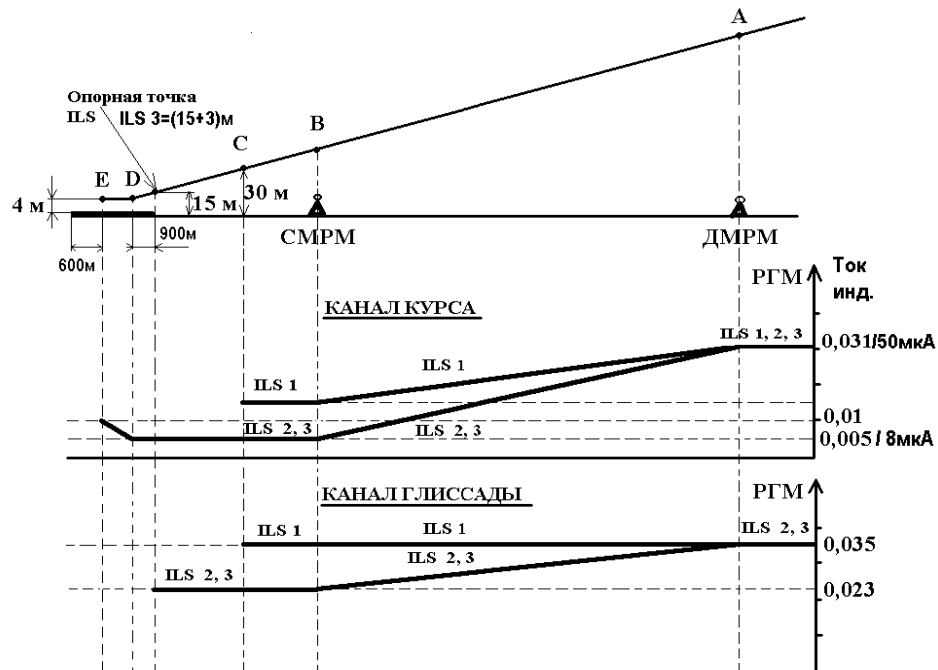


Рис.1.4 Норми ІСАО на максимальне значення викривлень лінії курсу та лінії глісади, в РГМ

- опорною точкою РМС або ILS має назву точка, що знаходиться на певній висоті над перетином осі ЗПС та лінії порога ЗПС, через яку проходить спрямлена ділянка глісади РМС посадки;

- точка «А» - точка на глісаді на відстані 7500м від порога ЗПС;

- точка «В» – на відстані 1050м;

- точка "С" - точка на номінальній глісаді на висоті 30м;

- точка «D» - точка на висоті 4м над осьюовою лінією ЗПС на відстані 900м від порога ЗПС;

- точка «Е» - точка на висоті 4м над осьюовою лінією ЗПС на відстані 600м від кінця ЗПС;

- точка приземлення - точка на ЗПС, що відповідає моменту дотику землі повітряним судном.

д) зона дії. Під зоною дії розуміється область простору, у межах якої забезпечується стає спрацьовування бленкера індикатора курсу. На рис.1.5 показана зона дії КРМ у горизонтальній та вертикальній площині (ILS 3).

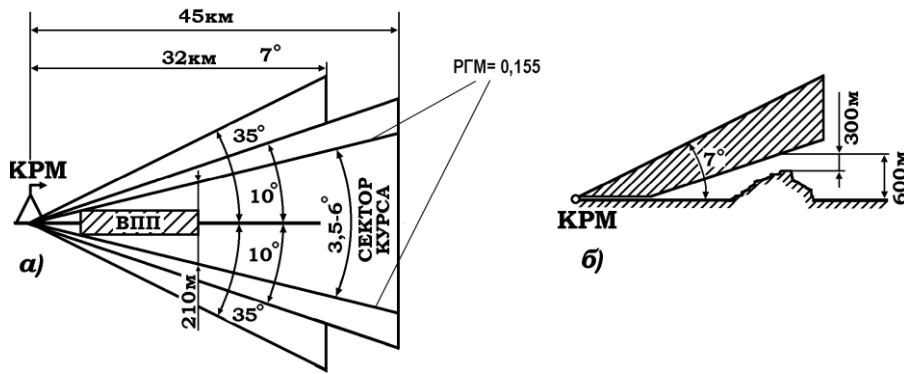


Рис.1.5. а) зона дії КРМ у горизонтальній площині;

б) зона дії КРМ у вертикальній площині.

е) сектор курсу. У зоні дії виділяється спеціальна зона – зона точного наведення чи т.зв. сектор курсу, у межах якого забезпечується лінійна залежність між кутовим відхиленням літака від лінії курсу та відхиленням стрілки курсу індикатора. Ширина сектора курсу залежить від довжини ЗПС та місця встановлення КРМ від кінця ЗПС.

Лінійна ширина сектора курсу ℓ у початку ЗПС має становити 210 метрів.

Кутова ширина сектора курсу має бути в межах $3,5^\circ - 6^\circ$.

ж) крутість характеристики бортового приймача каналом курсу S_k .

Характеризується величиною зміни струму індикатора курсу при відповідному кутовому відхиленні (РГМ) літака від лінії курсу. Крутизна характеристики бортового приймача каналом курсу S_k характеризує чутливість бортового приймача до кутового відхилення.

2. Глісадний радіомаяк ILS 1, 2 и 3 категорій.

а) діапазон частот – 328,6 - 335,4 МГц;

б) лінія глісади. Лінією глісади називається геометричне місце точок у вертикальній площині, найближчих до земної поверхні, у яких $РГМ=0$. Допустимі межі установки кута глісади від 2° до 4° .

На положення стрілки глісади мають вплив ті ж самі дестабілізуючі фактори, як і на стрілку курсу. Тому вона буде коливатиметься біля центрального (нульового) положення.

в) допустиме відхилення кута нахилу глісади:

$$\pm 0,075 \cdot \beta \text{ (ILS 1); } \quad \pm 0,075 \cdot \beta \text{ (ILS 2); } \quad \pm 0,004 \cdot \beta \text{ (ILS 3),}$$

де β – кут нахилу лінії глісади;

г) максимальне значення викривлень лінії глісади, РГМ/струм індикатора (таблиця 1.2 та рис.1.4):

Таблиця 1.2

Параметр	Категорія РМС		
	ILS 1	ILS 2	ILS 3
Від межі дальності до точки А	0,035/50	0,035/50	0,035/50
від точки А до точки В	0,035/50	0,023/33	0,023/33
від точки В до точки С	0,035/50	0,023/33	0,023/33
від точки В до опорної точки ILS	----	0,023/33	0,023/33

д) зона дії. Під зоною дії розуміється область простору, в межах якої забезпечується стійке спрацьовування бленкера індикатора глісади. На рис.1.6 показана зона дії ГРМ у горизонтальній та вертикальній площині.

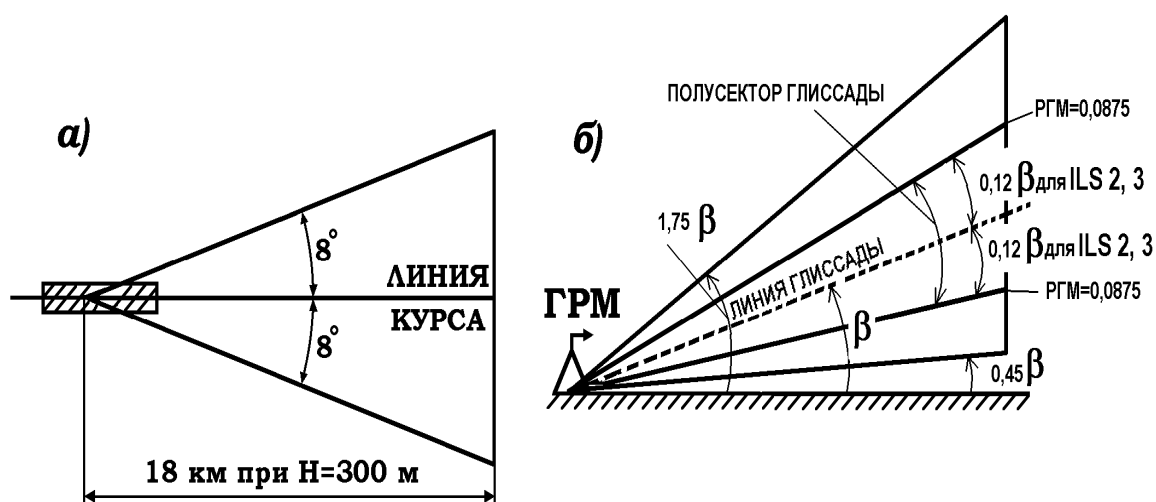


Рис.1.6 а) Зона дії ГРМ у горизонтальній площині;

б) Зона дії ГРМ у вертикальній площині.

е) напівсектор глісади (рис.1.7). У межах напівсектора забезпечується лінійна залежність між кутовим відхиленням літака від лінії глісади та

відхиленням стрілки глісади індикатора. Розрізняють відповідно верхню та нижню частини напівсектора.

Їх ширина:

$(0,07-0,14) \cdot \beta$ (ILS 1); $0,12 \cdot \beta$ (ILS 2); $0,12 \cdot \beta$ (ILS 3).

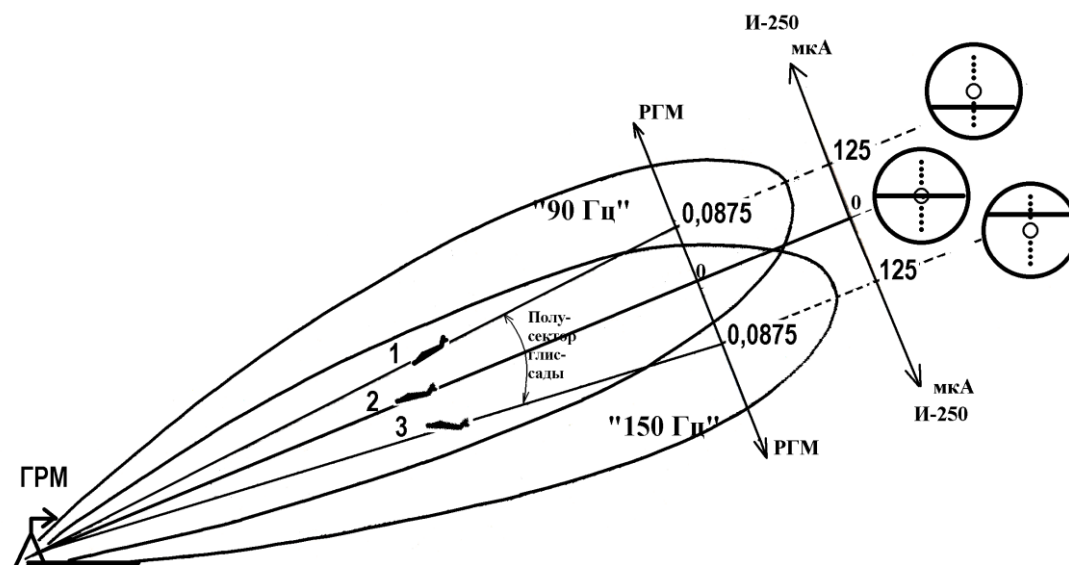


Рис.1.7. Визначення напівсектора глісади.

ж) крутість характеристики бортового приймача каналом глісади S_{γ} . Характеризується величиною зміни струму індикатора глісади при відповідному кутовому відхиленні літака від лінії глісади S_{γ}

3. Маркерний радіомаяк.

а) робоча частота –75 МГц.

б) зона дії (Під час польоту літака по стандартній глісаді $\beta = 2^{\circ}40'$):

ДМРМ – 600 ± 200 м; БМРМ – 300 ± 100 м; БМРМ - 150 ± 50 м.

в) частота модуляції:

ДМРМ – 400 Гц; БМРМ - 1300 Гц; БМРМ - 3000 Гц.

г) код маніпуляції:

ДМРМ - 2 тире/с; СМРМ - чергування 2 тире/с та 6 точок/с; БМРМ - 6 крапок/с.

1.3. Принципи дії та нормативні вимоги маркерних радіомаяків VOR, PVOR, DVOR.

Канал навігації з виміром кута VOR призначений для визначення азимуту ЛА щодо радіонавігаційної точки, де встановлене наземне обладнання системи. До складу каналу входить наземне та бортове обладнання. Наземне обладнання це радіомаяк, що випромінює сигнали, прийом та обробка яких на борту ЛА дозволяє визначити його азимут. Бортове обладнання є прийооміндикатор, принцип дії якого визначається використанням в каналі методом вимірювання азимуту. При такій побудові азимутального каналу, його пропускна здатність не обмежена. Розрізняють три основні модифікації кутомірних систем:

- з вимірюванням фази огинаючої АМ-коливань (VOR);
- з двоступінчастим виміром фази (PVOR);
- за допомогою ефекту Доплера (DVOR).

Радіомаяки VOR (рис.1.3.) мають дві передавальні антени:

- ненаправлену антену А1 з діаграмою спрямованості (ДНА) в горизонтальній площині, яка створює поле із напруженістю, амплітуда якого E_{1M} ;
- спрямовану антену А2 з діаграмою спрямованості у горизонтальній площині, амплітуда поля напруженості якого E_{2M} і залежить також від кута відхилення від курсу ЛА.

Для радіомаяків VOR зазвичай виконується умова $E_{1M} > E_{2M}$.

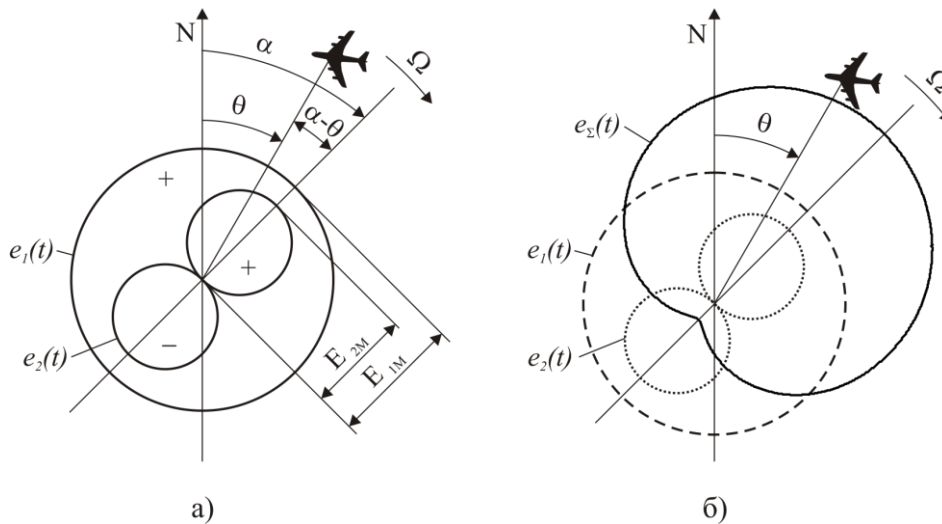


Рис. 1.8. Діаграми спрямованості антен радіомаяка VOR

Високочастотні сигнали формуються одним передавачем та випромінюються антенами, які мають загальний фазовий центр. При додаванні полів у просторі отримуємо сумарне поле всеспрямованого РМ (рис. 1.3(б)). Це поле з АМ, фаза якого залежить від азимуту.

Після детектування отримується НЧ сигнал фаза якого має інформацію по азимуту літака. Азимут знаходиться за допомогою опорного сигналу, який передається тим же каналом, що й азимутальний.

Також у системі VOR є можливість польоту літака за заданим азимутом. Це потребується, якщо ЛА летить до радіомаяка VOR або від нього.

Всеспрямовані радіомаяки VOR працюють у діапазоні 108...118 МГц. Зараз цей діапазон ділять на 200 фіксованих частот з дискретністю 50 кГц. Для роботи з радіомаяками VOR виділяється 160 частот, решта для роботи курсових радіомаяків посадочних систем. У системі передбачена передача сигналів розпізнавання маяка кодом Морзе за допомогою тональної модуляції несучих коливань з частотою $F_M = 1020$ Гц або мовним повідомленням.

При потужності передавачів РМ до 50 Вт їхня дальність дії при висоті польоту ЛА 10...12 км досягає 250...370 км. Похибка вимірювання азимуту в каналі VOR знаходиться в межах $1...3,5^\circ$ і в значній мірі залежить від характеру місцевості, що є основним недоліком цієї системи. Для полегшення боротьби з

відображеннями від місцевих предметів застосовується горизонтальна поляризація випромінюваних сигналів.

Система PVOR стала подальшим розвитком системи VOR з метою підвищення точності азимутальних вимірів. Точність фазових вимірювань можливо підвищити за рахунок збільшення частоти коливань, що порівнюються. Але збільшення частоти сигналів призводить до необхідності підвищення частоти обертання спрямованої антени, інакше виникає неоднозначність вимірювань азимуту. Це пов'язане з конструктивними проблемами.

Для підвищення точності вимірювання у системі PVOR використовується двоканальний метод вимірювання азимуту. Два канали, грубий та точний, призначені для вирішення задач однозначності і точного вимірювання фази відповідно.

Антенна система радіомаяка PVOR (рис. 1.4(a)) складається з центральної антени A1, вертикальний вібратор, і двох коаксіальних циліндрів A2 і A3, що обертаються навколо своєї осі.

Циліндри обертаються синхронно з частотою 15 Гц. Вздовж однієї з образуючих внутрішнього циліндра, знаходиться один пасивний елемент (рефлектор), який відбиває. Центральна антена живиться імпульсно-модульованими коливаннями несучої частоти з постійним коефіцієнтом заповнення. Система, що складається з центрального вібратора і циліндра, має ДН типу «кардіоида», в якій максимум випромінювання спрямований на північ в той момент часу, коли рефлектор розташований у південному напрямку. Підвищення точності вимірювання азимуту досягається застосуванням багатопелюсткових ДНА.

При великій кількості пелюсток виникає проблема з вирішенням неоднозначності визначення азимуту. З урахуванням факторів, які впливають на точність вимірювання азимуту, похибка в грубому каналі в умовах сильно

пересіченої місцевості може досягти значення 20° . Тому кількість пелюсток вибирається рівним 9.

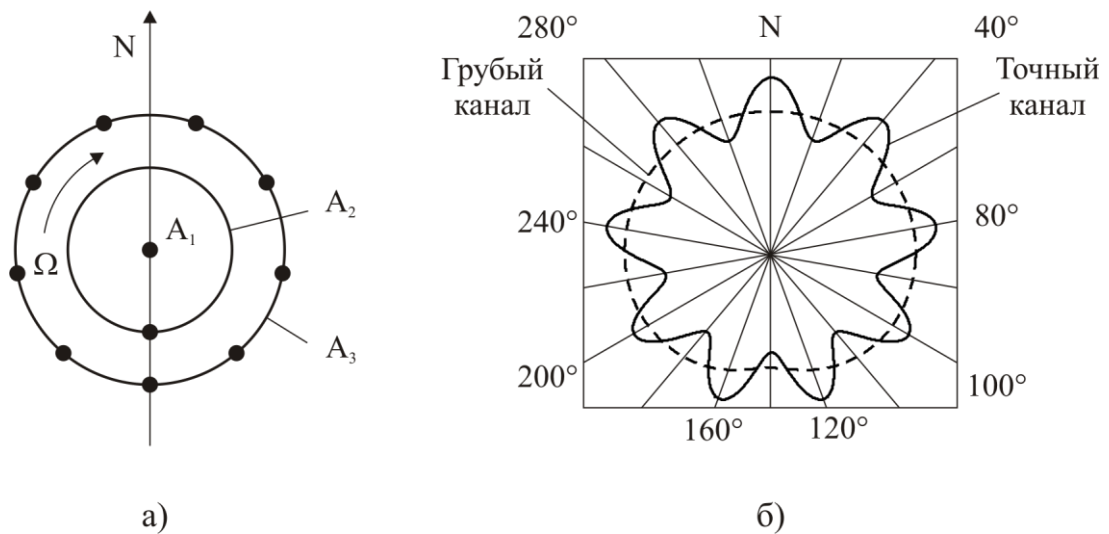


Рис. 1.9. Антена система PVOR:

а) конструкція антенної системи; б) ДНА у горизонтальній площині

При обертанні зовнішнього циліндра синхронно з внутрішнім на основну модуляцію (15 Гц) накладається дев'ята гармоніка коливань, що має частоту 135 Гц. На частоті 135 Гц провадиться уточнення азимуту (точний канал).

Діаграма спрямованості системи (рис. 1.4(б)) є кардіоїдою (ДНА грубого каналу), на яку накладена періодична функція азимутального кута, що має 9 періодів, кожен з яких дорівнює 40° (ДНА точного каналу). Діаграма обертається у горизонтальній площині з частотою 15 Гц.

Через центральну антену A_1 випромінюється сигнал, що містить опорні коливання. Опорні сигнали для грубого і точного каналів передаються за допомогою імпульсно-кової модуляції.

Наявність двох азимутальних і двох опорних сигналів дозволяє провести два ступені вимірювання різниці фаз: грубу на частоті 15 Гц, точну на частоті 135 Гц.

Двоступінчасті вимірювання дозволяють визначити азимут однозначно та з високою точністю.

Грубий вимір різниці фаз дозволяє визначити зону однозначного відліку, в межах якої знаходиться азимут ЛА і отримати кількість таких зон, що входять

в азимут. Точне вимірювання різниці фаз дозволяє визначити точне положення ЛА всередині цієї зони.

Якщо обидві ступені вимірювання проводяться одноковими пристроями (фазометрами) та в однакових умовах, то похибки вимірювання різниці фаз, також можна вважати однаковими. Реальна точність вимірювання азимуту в системі PVOR в 4...5 разів вище, ніж в системі VOR, при таких же умовах.

Але використання двохступенчатого методу потребує використання спеціальної апаратури.

Для підвищення точності вимірювання азимуту бортовим обладнанням системи VOR були розроблені радіомаяки, принцип яких заснований на використанні ефекту Доплера. Система одержала назву DVOR (Doppler VOR).

Вона складається з центральної та бічної антен (рис. 1.5). Центральна антена $A_{Ц}$ розташована на початку координат, бічна $A_{Б}$ - на відстані R від центральної під кутом до початкової лінії відліку (напрямку на північ). Сигнали від антен $A_{Ц}$ і $A_{Б}$ приймаються бортовим обладнанням у віддаленій точці з азимутом.

Доплерівський зсув частоти, отриманий в результаті обертання бічної антени, пов'язаний з азимутом літального апарату.

Приймаючи такий сигнал на ЛА, можна виділити робочу напругу, фаза якого залежить від азимуту.

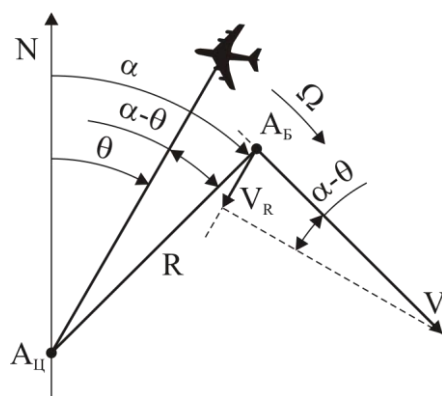


Рис. 1.10. Використання ефекту Доплера в DVOR

Через центральну антену $A_{Ц}$, на борт ЛА передається опорне напруження,

фаза якого не залежить від азимута. При порівнянні фази опорного та змінного сигналу визначається азимут літака.

Основна перевага доплерівських радіомаяків у порівнянні зі стандартними радіомаяками VOR - висока ефективність придушення впливу місцевих предметів на точність роботи. Для ефективного придушення радіус обертання антен R повинен бути відносно великим і складати $\frac{2R}{\lambda} = 4 \dots 6$, а швидкість пеленгування повинна зберігатися високою, що вимагає великої частоти обертання. З цих причин у сучасних системах DVOR замість обертових антен встановлюють нерухомі антенні решітки, що складаються з великої кількості антен, розташованих по колу, і застосовують механічну або електронну комутацію антен.

Формат сигналів доплерівських радіомаяків DVOR прагнуть вибрати однаковим із радіомаяками VOR, для можливості прийому їх на літаку за допомогою однотипної бортової апаратури без будь-якої доробки чи заміни.

Антенна система радіомаяка DVOR складається з великого числа вібраторів, розміщених рівномірно по колу. Протилежні вібратори живлять струмами з частотами які відрізняються піднесучоми частотами, які дорівнюють частоті системи VOR 9960 Гц. Почергове підключення пар вібраторів до джерел високої частоти імітує їх обертання.

Через центральну антену випромінюється опорний сигнал, який є амплітудно-модульованим. В результаті складання полів центральної антени та бічних вібраторів у точці прийому утворюється сигнал, який за структурою ідентичний сигналу стандартного VOR.

Відмінність обробки сигналу радіомаяка DVOR полягає в тому, що азимутальний сигнал (сигнал змінної фази) передається по ЧМ каналу, а опорний сигнал передається АМ каналу і вони виділяються різними фільтрами.

Похибка визначення азимуту у системі DVOR становить приблизно $0,5^\circ$.

Майже повністю вдалося виключити вплив рельєфу місцевості на точність каналу азимуту розробкою прецизійної системи PDVOR (Precision

Doppler VOR). У наземних радіомаяках цієї системи сигнал опорної фази передається за допомогою частотної модуляції допоміжної частоти.

Переваги системи PDVOR можуть бути реалізовані тільки за допомогою спеціального бортового обладнання. Стандартний приймач VOR працює з радіомаяками PDVOR так само, як і з радіомаяками DVOR. Для цього в спектрі сигналу PDVOR збережені складові, що відповідають опорному сигналу DVOR.

1.4. Перевірка наземних засобів навігації за допомогою льотного контролю.

Перевірка наземних засобів систем радіонавігації за методологією проведення поділяються на наземні та льотні перевірки.

Льотні перевірки проводяться з метою підтвердження відповідності їх тактико-технічних характеристик та оцінки придатності до забезпечення польотів.

Льотні перевірки наземних засобів поділяються на такі види:

- при введенні в експлуатацію;
- періодичні;
- спеціальні.

Льотні перевірки при введенні в експлуатацію виконуються для підтвердження відповідності робочих характеристик вимогам експлуатаційно-технічній документації. Результати цих перевірок є основою визначення придатності до забезпечення польотів.

Також ця перевірка виконується після:

- заміни, ремонту або зміни висоти та місця установлення антенної системи;

- зміни місця установлення наземного засобу радіотехнічного забезпечення польотів;

- зміни робочих частот радіомаячних систем посадки;

- зміщення порогів ЗПС.

Періодичні льотні перевірки виконуються з метою підтвердження під час експлуатації відповідності параметрів наземних засобів радіотехнічного забезпечення польотів вимогам експлуатаційно-технічній документації.

Спеціальні льотні перевірки наземних засобів виконуються при:

- після проведення планового ремонту, доробок за бюлетенями та модернізації, які впливають на тактико-технічні характеристики наземного засобу;

- зміни кутів закриття;

- наявності зауважень органів обслуговування повітряного руху або екіпажів повітряних судень;

- за рішенням комісії, що займається розслідуванням авіаційних подій та інцидентів;

- у разі зміни складу радіолокаційних та радіонавігаційних засобів, які є джерелами інформації автоматизованої системи керування повітряним рухом;

- у разі продовження терміну служби (ресурсу) наземних засобів .

Обсяг спеціальних льотних перевірок та перелік параметрів, що перевіряються за відповідними програмами, визначається за окремим рішенням власника наземних засобів.

Льотні перевірки наземних засобів виконуються літаком-лабораторією (ЛЛ), обладнаним автоматизованою системою льотного контролю (АСЛК).

При дослідженні азимутальних характеристик польоти виконуються над ДПРМ або на відстані 11 км від центра антенно-фідерних пристроїв (АФП) КРМ із постійною швидкістю на висоті 300 м, але не нижче безпечної висоти польоту, курсами, що відрізняються на ± 90 град. від посадкового, до відстані

+10 км від продовження осьової лінії ЗПС. Якщо рельєф місцевості не дозволяє проводити польоти за зазначеною схемою, то оцінювання АХ КРМ проводиться з обмеженнями по ЗД КРМ, про що робиться запис в акті льотної перевірки РМС.

У процесі заходження повинні бути виміряні поточні значення РГМ і кути відхилення літака-лабораторії від осьової лінії ЗПС, за якими проводиться оцінювання АХ КРМ відповідно до ЕТД АСЛК.

При визначенні зони дії КРМ у горизонтальній площині та напруженості поля польоти виконуються по орбіті на висоті 300-600 м, але не нижче безпечної висоти польоту:

- на відстані 46,3 км від АФП КРМ до кутів ± 10 град. від посадкового курсу КРМ;
- на відстані 31,5 км від АФП КРМ до кутів ± 35 град. від посадкового курсу для двочастотних КРМ і до кутів ± 10 град. від посадкового курсу для одночастотних КРМ;
- на відстані 18,5 км від АФП КРМ до кутів ± 35 град. від посадкового курсу для двочастотних КРМ і до кутів ± 10 град. від посадкового курсу для одночастотних КРМ.

Якщо повітряний простір у районі аеродрому обмежено для польотів, то вимірювання напруженості поля КРМ (дальності дії) проводиться з обмеженнями по зоні дії, про що робиться запис в акті льотної перевірки РМС.

У процесі заходження повинні бути виміряні поточні значення напруженості та дальності від АФП КРМ, за якими проводиться оцінювання ЗД КРМ у горизонтальній площині відповідно до ЕТД АСЛК.

При визначенні зони дії КРМ у вертикальній площині польоти виконуються на висоті кола по орбіті та на відстані, що відповідає прольоту

точок кутів 7 град. у вертикальній площині з вершиною в АФП КРМ, до кутів ± 35 град. від посадкового курсу КРМ у горизонтальній площині.

Якщо повітряний простір у районі аеродрому обмежено для польотів, то вимірювання напруженості поля КРМ проводиться з обмеженнями по зоні дії, про що робиться запис в акті льотної перевірки РМС.

У процесі заходження визначаються значення напруженості поля КРМ, після чого проводиться оцінювання у вертикальній площині.

При вимірюванні положення середньої лінії курсу, амплітуди скривлення, модуляції несучої частоти і сигналу розпізнання КРМ.

Польоти виконуються з відстані 10-12 км від торця ЗПС за схемою заходження на посадку, установленною для даного напрямку посадки, зі зниженням по глісаді:

- до висоти 30 м для РМС I категорії з наступним відходом на друге коло;
- до висоти 15 м для РМС II категорії з наступним відходом на друге коло;
- з посадкою на ЗПС і пробігом для РМС III категорії або прольотом над ЗПС на висоті 4 м.

У процесі заходження повинні бути виміряні глибина модуляції несучої частоти, поточні значення РГМ, кути відхилення ЛЛ від осьової лінії ЗПС і дальності, за якими обчислюється зсув середньої ЛК і амплітуда скривлень ЛК відповідно до ЕТД АСЛК.

Таблиця проведення льотних перевірок представлення в табл. 1.3.

Таблиця 1.3.

Найменування засобів	Період експлуатації наземних засобів, місяць												
	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
РМС/ILS - I	В						П						Р
РМС/ILS - II	В						П						Р

PMС/ILS - III	B			П			П			П			Р
PMA/VOR	B						П						Р
PMД/DVOR	B						П						Р

- В – льотна перевірка під час введення в експлуатацію;
- Р – річна льотна перевірка;
- П – піврічна льотна перевірка.

РОЗДІЛ 2.

АНАЛІЗ БПЛА ПРИДАТНИХ ДЛЯ ЛЬОТНОГО КОНТРОЛЮ ЗАСОБІВ АЕРОНАВІГАЦІЇ.

БПЛА показують високий потенціал у різних галузях промисловості. За останні роки постійно зростає використання БПЛА у різних галузях промисловості. Якщо спочатку основним містом використання було військове застосування, тепер БПЛА все частіше з'являється в різних комерційних областях. Комерційний ринок дронів оцінений у 13,44 мільярда доларів США в 2020, і він продовжує рости. Виробники дронів та розробники програмного забезпечення постійно зайняті проектуванням, покращенням та тестуванням нових рішень для зростаючих попитів у різних галузях ринку.

БПЛА бувають різних типів і розмірів. Їх можна класифікувати за конструкцією, як літакового типу, роторні та гібридні. Також класифікують за розміром та дальності польоту (табл. 2.1).

Таблиця 2.1.

Клас БПЛА	Злітна маса, кг	Дальність дії, км
-----------	--------------------	----------------------

Мікро- та міні БПЛА ближнього радіуса дії	5	25-40
Легкі БПЛА малого радіуса дії	5-50	10-120
Легкі БПЛА середнього радіуса дії	50-100	70-150 (250)
Середні БПЛА	100-300	150-1000
Середньотяжкі БПЛА	300-500	70-300
Тяжкі БПЛА середнього радіусу дії	>500	70-300
Тяжкі БПЛА великої тривалості польоту	>1500	1500
Безпілотні бойові літаки (ББЛ)	500	~1500

2.1. БПЛА літакової конструкції.

Цей тип апаратів також відомий як БПЛА з жорстким крилом (англ.: fixed-wing UAV). Під'ємна сила у цих апаратів створюється аеродинамічним способом за рахунок напору повітря, яке набігає на нерухоме крило. Апарати такого типу, як правило, відрізняються великою тривалістю польоту, великою максимальною висотою польоту і високою швидкістю.

Існує велике різноманіття підтипів БПЛА літаковою конструкцією, що розрізняються по формі крила і фюзеляжу. Практичні всі схеми компоновки літака і типи фюзеляжів, які зустрічаються в пілотованій авіації, застосовуються й у безпілотній.

Як двигуни зазвичай використовуються гвинти, що тягнуть або штовхають, а також імпеллери (лопаткові машини, укладені в циліндричний кожух – англ.: impeller, ducted fan, shrouded propeller) або реактивні двигуни.

Для апаратів літакового типу зазвичай необхідна злітно-посадкова смуга (ЗПС). Для деяких типів під час зльоту використовують стартові катапульти. Є також літакові БПЛА легкого класу, що запускаються "з руки". При посадці може застосовуватися ЗПС, парашут або спеціальні уловлювачі (троси, сітки, розтяжки).

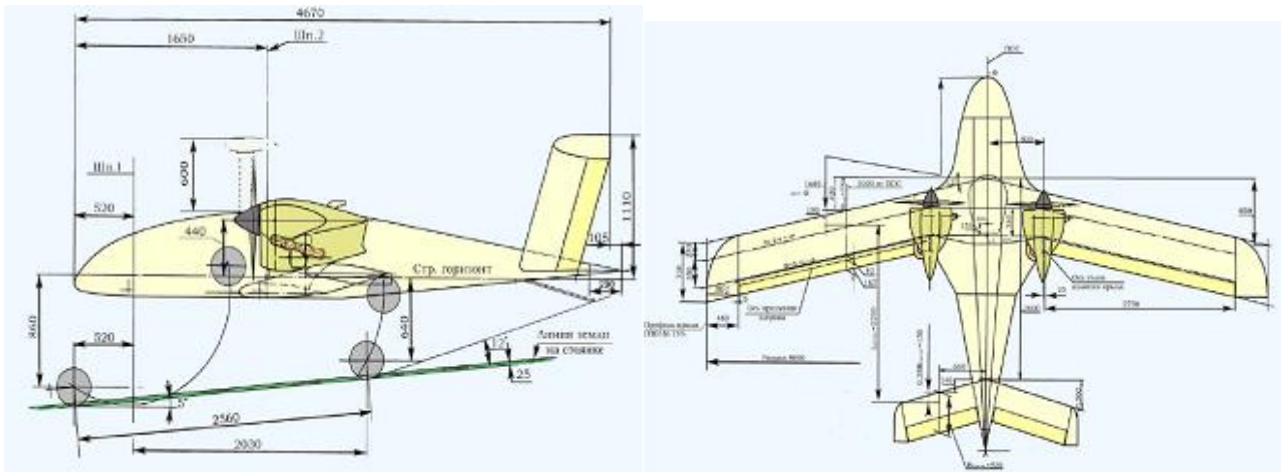


Рис. 2.1. Геометрична структура БПЛА класичного літакового типу

Злети та посадки традиційних БПЛА літакового типу – процес досить трудомісткий і витратний, що вимагає спеціальних допоміжних засобів (ЗПС, пристроїв запуску та посадки), тому все частіше звертаються до нетрадиційних схем літакових БПЛА, пощо дозволяє створити безаеродромні БАС.

У зв'язку з конструкцією, класичні літакові схеми підходять для використання, тільки при безпосередньому конструюванні БПЛА для поставлених задач.

Найбільш вподобана конструкція, це літаки зроблені за двоблочною конструкцією (рис. 2.2)

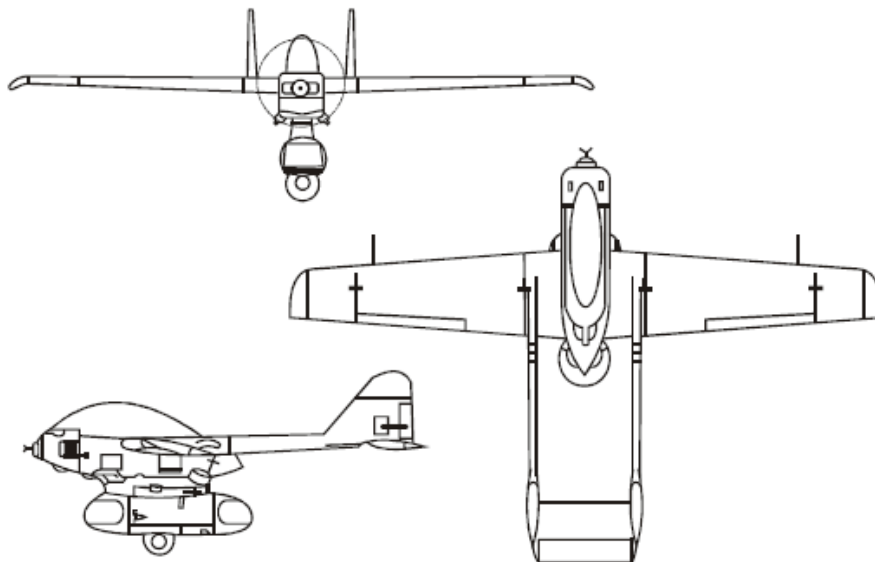


Рис.2.2. БПЛА літакового типу з двоблочною конструкцією.

Вантаж при цьому або підвішується у додатковій гондолі, або в основний фюзеляж.

По цьому принципу зроблені:

БПЛА Phoenix



ГЕОМЕТРИЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Розмах крила (м) 5,50

Довжина (м) 3,80

Висота (м) 0,86

Діаметр гвинта (м) 0,78

МАСОВІ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Максимальна злітна вага (кг) 180

Максимальна маса корисного навантаження (кг) 50

Максимальна маса палива (кг) 20

ЛІТНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Максимальна швидкість (км/год) 157

Крейсерська швидкість (км/год) 125

Стеля (м) 2440

Максимальний радіус дії (км) 70

Максимальна тривалість польоту (год) 4,5

ХАРАКТЕРИСТИКИ СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ

Тип двигунів Поршневий

Марка двигуна Meggit WAE 342

Кількість двигунів 1

Потужність двигуна (к.с.) 25

БПЛА Aerostar



ГЕОМЕТРИЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Розмах крила (м) 6,5

Довжина (м) 4,5

МАСОВІ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Максимальна злітна вага (кг) 210

Максимальна маса корисного навантаження (кг) 50

ЛІТНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Максимальна швидкість (км/год) 205

Стеля (м) 5400

Максимальна тривалість польоту (год) 12

ХАРАКТЕРИСТИКИ СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ

Тип двигунів ПД

Кількість двигунів 1

БПЛА ZALA 421-20



Радіус дії відео/радіоканалу – 50 км/120 км.

Тривалість польоту – 6-8 год.

Габарити БЛА - 6000*5500*1000 мм.

Максимальна висота польоту – 5000 метрів.

Зліт – «по-літаковому».

Посадка - "по-літаковому".

Тип двигуна - ДВЗ яка штовхає.

Швидкість – 90-220 км/год.

Максимальна злітна вага – 200 кг.

Маса цільового навантаження – до 50 кг.

Навігація – ІНС із корекцією GPS, радіодалекомір.

Цільові навантаження – тип 20, тип 16Е+.

Діапазон робочих температур – -30 °С...+40 °С

2.2 БПЛА роторного типу.

Цей тип також має назву БПЛА гвинтокрилового типу (англ.: rotary-wing UAV, rotorcraft UAV, helicopter UAV). Іноді їх називають також VTOL UAV (Vertical Take-off and Landing UAV) – БПЛА з вертикальним зльотом та посадкою. Останнє не зовсім коректно, тому що в загальному випадку вертєкальний зліт і посадку можуть мати і БПЛА з нерухомим крилом.

Підйомна сила в апаратів цього типу створюється аеродинамічно, але не за рахунок крил, а за рахунок обертових лопатей несучого гвинта (гвинтів). Крила або відсутні, або грають допоміжну роль. Очевидними перевагами БПЛА

роторного типу є здатність зависання в точці і висока маневреність, тому їх часто використовують як повітряні роботи.

Існує безліч схем побудови БПЛА такого типу. Усі схеми побудови гелікоптерів показано нижче.

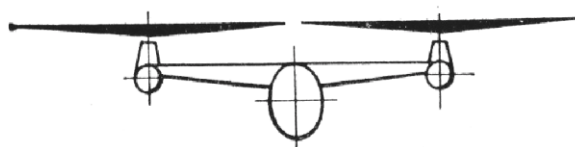
Классическая одновинтовая схема с хвостовым рулевым винтом



Двухвинтовая соосная схема



Двухвинтовая поперечная схема



Двухвинтовая продольная схема

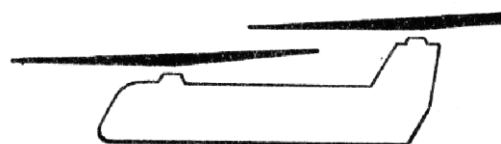
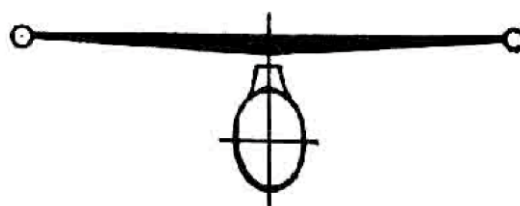


Схема с перекрещивающимися несущими винтами



Реактивные вертолеты



обертання, за рахунок чого компенсуються реактивні моменти (рис.1.28). Площини обертання гвинтів віддалені один від одного для запобігання схлестування лопатей нижнього і верхнього гвинтів на всіх режимах польоту. Перевагою схеми є малі габарити. Недоліки схеми: складна система трансмісії та управління, недостатня шляхова стійкість на авторотації.

Двогвинтова поперечна схема (англ.: side-by-side rotor helicopter): апарати мають два несучі гвинти, встановлені з боків фюзеляжу на консолях крила чи фермах. Реактивні моменти врівноважуються протилежним напрямком обертання гвинтів, які можуть мати перекриття при кількості лопатей менше 4-х. Переваги схеми: аеродинамічна симетрія схеми; невеликі індуктивні втрати на режимі горизонтального польоту, що підвищує економічність та дальність польоту; відносно висока вантажопідйомність. Недоліки схеми: складність конструкції системи управління та трансмісії, необхідність синхронізації обертання гвинтів, додаткова маса та лобовий опір ферми, що підтримує крило.

Двогвинтова поздовжня схема (англ.: tandem rotor helicopter). У таких апаратів реактивний момент компенсується за рахунок протилежного напрямку обертання гвинтів, які розташовані один за одним уздовж фюзеляжу. Несучі гвинти розташовуються з перекриттям, причому задній гвинт має перевищення, щоб зменшити шкідливий вплив на нього потоку від переднього гвинта. Переваги схеми - великий об'єм вантажної кабіни. Недоліками є складна система трансмісії, необхідність синхронізації обертання несучих гвинтів, великі індуктивні втрати при горизонтальному польоті і змінні навантаження на несучих гвинтах, а також складна посадка при авторотації.

Конвертоплан (англ. convertiplane, heliplane) – літальний апарат з поворотними гвинтами, які на зльоті та при посадці працюють як підйомні, а в горизонтальному польоті - як які тягнуть (при цьому в польоті підйомна сила забезпечується крилом літакового типу). Таким чином, цей апарат веде себе як вертоліт при зльоті та посадці, але як літак у горизонтальному польоті. Великі гвинти конвертоплана допомагають йому при вертикальному зльоті, однак у

горизонтальному польоті вони менш ефективні порівняно з гвинтами меншого діаметра традиційного літака.

У деяких конструкціях використовують не відкриті гвинти, а імPELLЕРИ. ІмPELLЕР має дуже високу швидкість повітряного потоку, що відкидається, що дозволяє обійтися дуже маленькими крилами, забезпечуючи високу компактність конвертоплана.

Серед конвертопланів можна виділити три принципово розрізняються підкласи: апарати з поворотними гвинтами (Tiltrotor), з поворотним крилом (Tiltwing) і з вільним крилом (Freewing).



БПЛА конвертоплан Smart з поворотними гвинтами



Конвертоплан Bell X22A з поворотними імPELLЕРАМИ



Конвертоплан із вільним крилом - Freewing (БПЛА Spirit)

Багатогвинтові вертольоти (мультикоптери). До цієї групи відносяться гелікоптери, що мають більше двох несучих гвинтів. Реактивні моменти врівноважуються за рахунок обертання несучих гвинтів попарно в різні боки або нахилу вектора тяги кожного гвинта у потрібному напрямку (рис.2.3).

Безпілотні мультикоптери, як правило, відносяться до класів міні- та мікро-БПЛА, але вже є і коптери легкого класу.

Існує деяка невизначеність щодо того, чи є мультикоптерами апарати з двома симетричними гвинтами – бікоптери. У деяких джерелах їх вважають підкласом мультикоптерів, інші відносять такі апарати до гвинтокрилів з поперечною схемою розташування гвинтів. Безумовно до мультикоптерів відносяться апарати, що мають три несучих гвинта і більше. Відповідно трироторні мультикоптери називають трикоптерами, чотирироторні - квадрокоптерами, шестироторні – гексакоптерами, восьмироторні – октокоптерами.

QuadCopters:

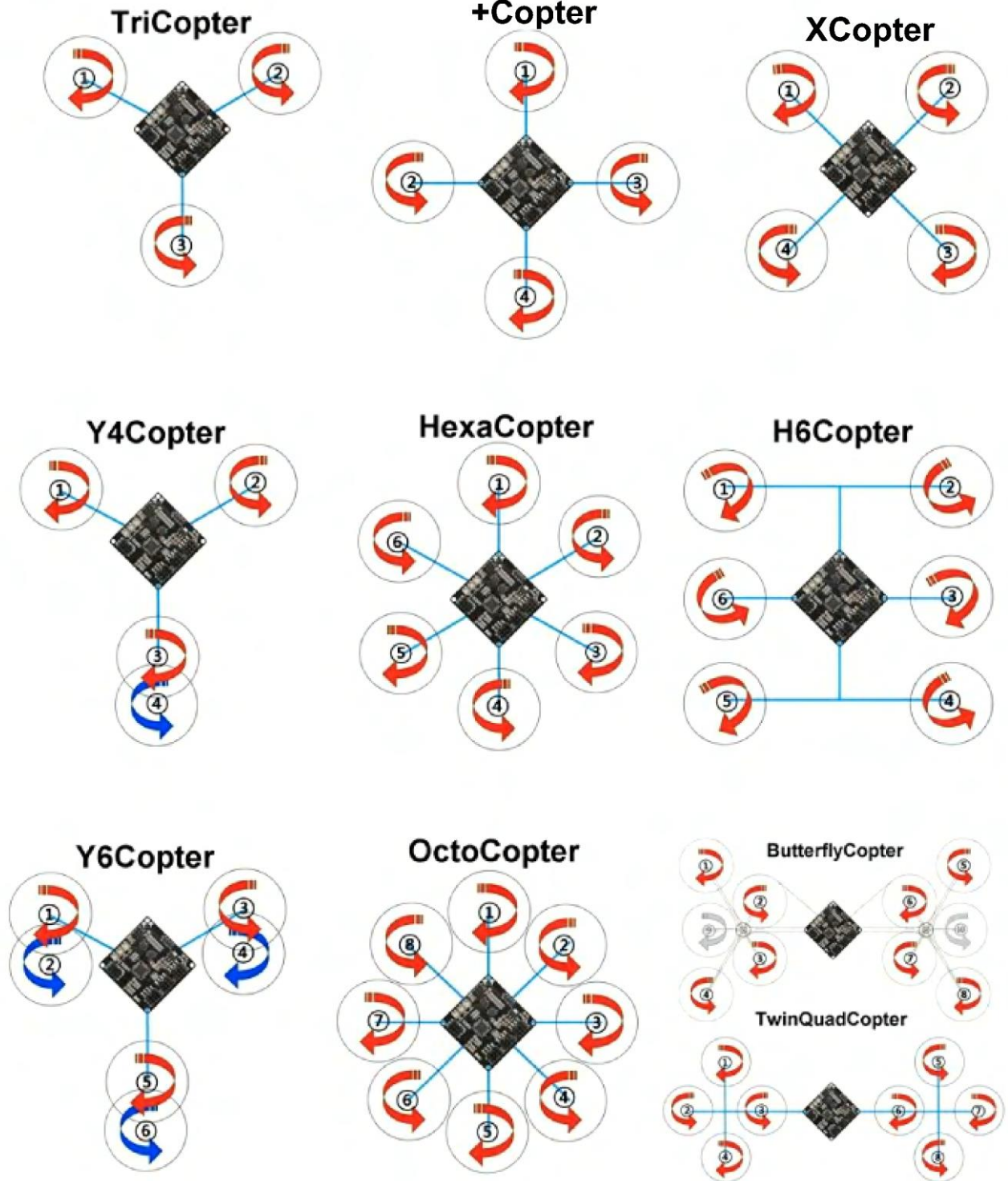


Рис. 2.3 Різні схеми конструкції коптерів

Як вже говорилось, для виконання моніторингу аеродрома, потрібен літальний апарат з дальністю польоту від 15 км, але можливо не більш 50 км.

Величина апаратури, яка буде використовуватися при цьому не більш 25 кг, з можливістю зміни блоків.

На цей момент основні типи БПЛА які підходять для даного завдання, це БПЛА літакового типу, або з БПЛА однороторного типу. Ринок БПЛА постійно розвивається і вже є коптери з вантажопідйомністю біля 10 кг. Це вже можливо використовувати для деяких досліджень ILS.

Наприклад це:

MATRICE 600 PRO Specs



Diagonal Wheelbase	1133 mm
Dimensions	1668 mm × 1518 mm × 727 mm with propellers, frame arms and GPS mount unfolded (including landing gear) 437 mm × 402 mm × 553 mm with propellers, frame arms and GPS mount folded (excluding landing gear)
Package Dimensions	525 mm × 480 mm × 640 mm
Weight (with six TB47S batteries)	9.5 kg
Weight (with six TB48S batteries)	10 kg
Max Takeoff Weight Recommended	15.5 kg
Hovering Accuracy (P-GPS)	Vertical: ±0.5 m, Horizontal: ±1.5 m
Max Angular Velocity	Pitch: 300°/s, Yaw: 150°/s

Max Pitch Angle	25°
Max Wind Resistance	8 m/s
Max Ascent Speed	5 m/s
Max Descent Speed	3 m/s
Max Service Ceiling Above Sea Level	<ul style="list-style-type: none"> • 2170R propellers: 2500 m ; • 2195 propellers: 4500 m
Max Speed	40 mph / 65 kph (no wind)
Hovering Time* (with six TB47S batteries)	No payload: 32 min, 6 kg payload: 16 min
Hovering Time* (with six TB48S batteries)	No payload: 38 min, 5.5 kg payload: 18 min
Supported DJI Gimbals	Ronin-MX; Zenmuse Z30, Zenmuse X5/X5R, Zenmuse X3, Zenmuse XT; Zenmuse Z15 Series HD Gimbal: Z15-A7, Z15-BMPCC, Z15-5D III, Z15-GH4
Flight Control System	A3 Pro
Propulsion System	<ul style="list-style-type: none"> • Motor model: DJI 6010 • Propeller model: DJI 2170R
Retractable Landing Gear	Standard
Operating Temperature	14° F to 104° F (-10° C to 40° C)

РОЗДІЛ 3.

РОЗРОБКА СТРУКТУРНОЇ СХЕМИ АПАРАТУРИ ЛЬОТНОГО КОНТРОЛЮ ЗАСОБІВ АЕРОНАВІГАЦІЇ.

3.1. Аналіз апаратури для контролю параметрів радіомаяків.

Для контролю параметрів радіомаяків зараз використовується апаратура різних фірм, але основною апаратурою є апаратура фірми Rohde & Schwarz.

Це такі системи як

R&S®EVSG1000



R&S®EVSG1000 — портативний аналізатор рівня сигналів і модуляції, спеціально призначений для введення в експлуатацію та обслуговування наземних станцій ILS, GBAS, VOR та маркерних радіомаяків, а також для аналізу сигналів систем зв'язку УВР. Висока точність і швидкість вимірювання приладу, міцна механічна конструкція і вбудована акумуляторна батарея роблять його ідеальним пристроєм для проведення високоточних вимірів у польових умовах.

В одному приладі R&S®EVSG1000 здійснюється аналіз наземних навігаційних сигналів та сигналів зв'язку УВР. Він виконує ефективний аналіз у діапазоні частот від 70 МГц до 410 МГц. Ці функціональні можливості дозволяють аналізатору R&S®EVSG1000 проводити швидкі, точні, що відповідають вимогам ІКАО вимірювання сигналів наземних станцій ILS, GBAS, VOR та маркерних радіомаяків, а також визначати характеристики сигналів

систем зв'язку УВР. З високою точністю визначаються такі системні параметри, як коефіцієнт модуляції, РГМ (DDM) та СГМ (SDM).

R&S®EVSF1000



R&S®EVSF1000 — аналізатор модуляції та рівня сигналів, призначений для встановлення на повітряному судні льотних перевірок. Виконує вимірювання наземних станцій та маркерних радіомаяків, ILS, GBAS, VOR на етапах їх запуску, обслуговування та ремонту, а також аналіз сигналів систем зв'язку для служб УВР. Чудові якості як механічної, так і електричної частини конструкції приладу, а також його висока чутливість роблять його ідеальним пристроєм для проведення льотних перевірок на сучасному рівні. Аналізатор R&S®EVSF1000 може виконувати спеціалізовані виміри (на базі дронів) наземних навігаційних систем.

R&S®EVS300



R&S®EVS300 являє собою переносний аналізатор рівня та модуляції сигналів, який спеціально створений для введення в експлуатацію, перевірки та

обслуговування інструментальних систем посадки (ILS), всепрямованих (VOR) та маркерних маяків.

Вбудований акумулятор та надійна в експлуатації конструкція робить цей прилад ідеальним вибором для проведення мобільних та незалежних від наявності мережі живлення вимірювань у польових умовах. Завдяки високій швидкості вимірювань та наявності функцій запуску/синхронізації, аналізатор R&S®EVS300 також призначений для роботи у складі систем льотної перевірки на борту літака-лабораторії.

Як видно, всі три апарата використовуються для аналізу роботи радіомаяків та систем зв'язку, але для наших задач ми можемо використати тільки R&S®EVSF1000, який має ті ж характеристики, що і інші, але знаходиться у спеціальному корпусі, і не потребує прямого людського втручання.

3.2. Апаратура місцезнаходження БПЛА на основі GBAS.

У наземних системах функціональних доповнень GBAS (Groundbased Augmentation System) поправки та інша інформація передаються від наземних станцій безпосередньо на борт ПС. Для цього міжнародними організаціями виділено діапазон частот 109-117,975 МГц. (Рис.3.1)



Рис. 3.1. Принцип функціонування GBAS.

GBAS виконує такі функції:

- Забезпечення локальних поправок до псевдодальності;
- Забезпечення даних про саму систему GBAS;
- Забезпечення даних для кінцевої ділянки заходу на посадку (кут нахилу глісади і т.п.);
- Забезпечення прогнозування даних про експлуатаційну готовність далекомірного джерела;
- Забезпечення контролю цілісності джерел далекомірних вимірювань.

У тому випадку, коли GBAS включає тільки одну наземну станцію і диференціальні поправки використовуються тільки до віддалення 50200 км, то таку систему називають локальною LAAS (Local Area Augmentation System). Найчастіше такі системи встановлюють на аеродромах. Вони можуть забезпечувати точний захід на посадку (у перспективі до III категорії).

Для системи використовуються стандартні антени GPS приймачів, дані яких передаються до серверу який зрівнює їх показники з іншими даними (диференційований аналіз). На основі цього аналізу отримуються уточнені координати ПС.

3.3. Структурна схема бортової частини системи.

Для достатнього контролю параметрів наземних засобів аеронавігації, ми на БПЛА повинні установити (рис. 3.2):

- систему контролю EVSF1000;
- акумуляторна батарея 18-24В для EVSF1000;
- радіостанція для передачі даних;
- акумуляторна батарея 4В для радіостанції.

Це мінімальний набір інструментів для проведення контролю, який важить біля 10 кг.

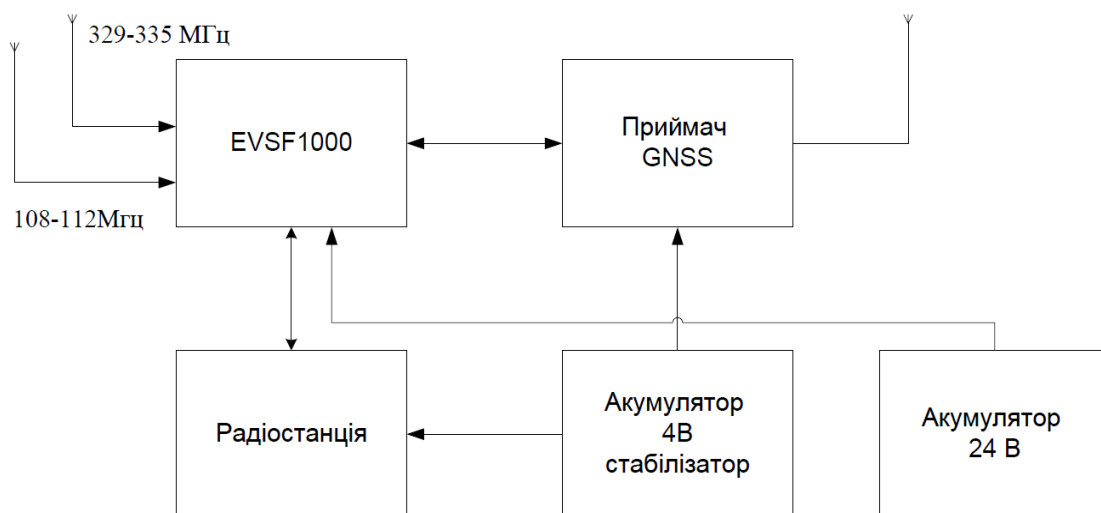


Рис. 3.2 Структурна схема бортової апаратури контролю.

3.4. Структурна схема наземної частини контролю.

Апаратура для наземної частини (рис. 3.3) комплексу льотного контролю повинна складатися з двох частин: системи GBAS (рис. 3.3.а) на яких зі супутників GNSS йде уточнююча інформація, та самої системи (рис.3.3 б), яка

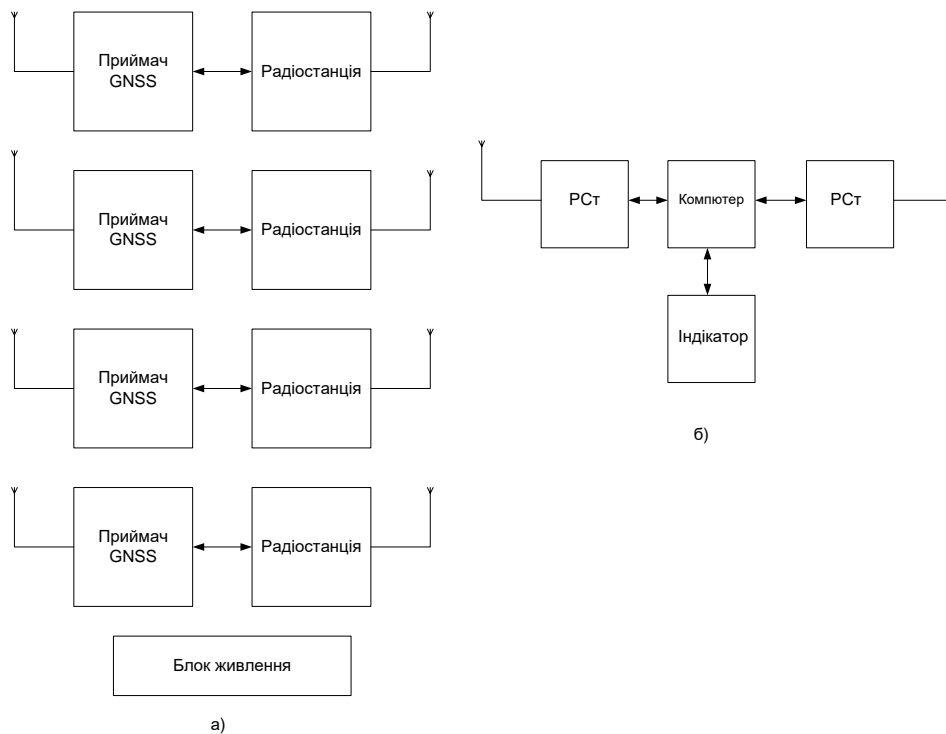


Рис. 3.3 Структурна схема наземної апаратури комплексу льотного контролю отримує інформацію від системи GBAS та від БПЛА, за допомогою комп'ютера обробляє цю інформацію та видає на індикатор отриманий результат.

ВИСНОВКИ

В роботі було проаналізовано функціонування інструментальної системи посадки ILS та нормативні документи щодо льотного контролю параметрів системи посадки. Розглянуто радіонавігаційне обладнання яке використовується для цієї системи посадки та їх параметри.

Проведено аналіз радіомаячної системи VOR, розглянуті принципи по яким працюють глісадний, курсовий та маркерні маяки та їх параметри.

Розглянуто правила сертифікації аеродромів із системою посадки ILS та технології проведення льотних перевірок радіонавігаційної апаратури для відповідності вимогам ІКАО.

Проаналізовані основні конструкції БПЛА та запропоновані найкращі, на даний час, для проведення льотної перевірки.

Розглянуті літаки-лабораторії, які застосовуються для льотної перевірки радіонавігаційного обладнання, та запропоновано апаратуру, що відповідає вимогам до льотного контролю параметрів засобів аеронавігації за допомогою БПЛА.

Запропоновані структурні схеми бортової та наземної частин комплексу для льотної перевірки радіонавігаційного обладнання.

СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ

1. Соловьев, Ю.А. Системы спутниковой навигации. М.: Эко-Трендз, 2000. – 270 с.

2. Радиомаячные системы посадки и системы VOR: Учебное пособие./ Сост.: А.В. Хафизов – Кировоград: ГЛАУ, 2009. – 83 с.

3. НАКАЗ №210 від 23.03.2005 Про затвердження Правил організації і проведення наземних та льотних перевірок наземних засобів радіотехнічного забезпечення польотів, авіаційного електрозв'язку та світлосигнального обладнання аеродромів цивільної авіації України { *Із змінами, внесеними згідно з Наказами Міністерства транспорту та зв'язку №667 від 03.08.2007, №832 від 05.08.2009* }

4. Энциклопедия безопасности авиации/Н.С. Кулик, В.П. Харченко, М.Г. Луцкий и др.; под. ред. Н.С. Кулика. – К.: Техніка, 2008. – 1000с.
5. Информационные технологии в радиотехнических системах / В.А. Васин, И.Б. Власов, Ю.М. Егоров и др.; под ред. И.Б. Федорова. – М.: Изд. МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2003.
6. Циркуляр ICAO 267-AN/159 Рекомендации по внедрению и эксплуатационному использованию глобальной навигационной спутниковой системы (GNSS)
7. Циркуляр ICAO 328-AN/190 Беспилотные авиационные системы (БАС)
8. <https://manual-hub.com/manuals/rohde-schwarz-evsf1000-01-pdf-manual/>
9. <https://manual-hub.com/manuals/rohde-schwarz-evsg1000-01-pdf-manual/>
10. <https://manual-hub.com/manuals/rohde-schwarz-evs300pro-01-pdf-manual/>
11. Беспилотная авиация: терминология, классификация, современной состояние/ В.С. Фетисов, Л.М. Неугодникова, В.В. Адамовский и др.; под. ред. В.С. Фетисова, - Уфа: Фотон, 2014
12. Беспилотные летательные аппараты. Справочное пособие - Воронеж: Научная книга, 2015
13. Общие виды и характеристики беспилотных летательных аппаратов: справ. Пособие/ А.Г. Гребеников, А.К. Мялица, В.В. Парфенюк и др. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2008. 377 с