

Міністерство освіти і науки України  
Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського  
«Харківський авіаційний інститут»

Факультет систем управління літальними апаратами  
Кафедра систем управління літальних апаратів

## Пояснювальна записка

до дипломної роботи

магістра

(освітньо-кваліфікаційний рівень)

на тему: “Розробка системи ближньої навігації літального апарата”

ХАІ.301.360.200.173.163012.ПЗ

Виконав: студент 6 курсу, групи 360  
спеціальності

173 “Авіоніка”

Освітньо-професійна програма

“Системи автономної навігації та  
адаптивного управління літальних  
апаратів”

Бойчук Є.Е.

(прізвище та ініціали студента)

Керівник Бичкова

І.В.

(прізвище та ініціали)

Рецензент Носач

Д.О.

(прізвище та ініціали)

Консультант Кулешов

О.Ю.

(прізвище та ініціали)

м. Харків – 2020 рік

Міністерство освіти і науки України  
Національний аерокосмічний університет ім. М. С. Жуковського  
«Харківський авіаційний інститут»

Факультет систем управління літальними апаратами  
Кафедра систем управління літальних апаратів  
Рівень вищої освіти магістр  
Спеціальність 173 «Авіоніка»  
Освітньо-професійна програма «Системи автономної навігації та адаптивного управління літальних апаратів»

**ЗАТВЕРДЖУЮ**  
Завідувач кафедри  
систем управління ЛА

к.т.н., доц. \_\_\_\_\_ К.Ю. Дергачов  
“ \_\_\_\_\_ ” \_\_\_\_\_ 2020 року

**З А В Д А Н Н Я**  
**НА ДИПЛОМНУ РОБОТУ СТУДЕНТУ**

Бойчук Єлизаветі Едуардівні  
(прізвище, ім'я, по батькові)

1. Тема роботи: Розробка системи ближньої навігації літального апарата \_\_\_\_\_  
керівник роботи старший викладач кафедри 301 Бичкова Ірина Володимирівна  
затверджені наказом вищого навчального закладу від 26.10.2020 року №1775-уч
2. Строк подання студентом роботи: 11 грудня 2020 року
3. Вихідні дані до роботи: розробити систему ближньої навігації літального апарата, згідно умов заданих в технічному завданні \_\_\_\_\_
4. Зміст розрахунково-пояснювальної записки (перелік питань, які потрібно розробити) 1. Стан проблеми ближньої навігації літальних апаратів. 2. Аналіз і синтез системи ближньої навігації ЛА. 3. Конструкторська частина. 4. Дослідницька частина. 5. Експериментально-практична частина.

6. Економічне обґрунтування розробки.

5. Перелік графічного матеріалу (з точним зазначенням обов'язкових креслень)

1-й плакат (формат А1) – Розробка системи ближньої навігації літального апарата; 2-й плакат (формат А1) – Основні навігаційні системи; 3-й плакат (формат А1) – Структурна схема каналу навігації VOR; 4-й плакат (формат А1) Система PVOR; 5-й плакат (формат А1) – Моделювання сигналів апаратури VOR та ILS; 6-й плакат (формат А1) – Конструкторська частина; 7-й плакат (формат А1) – Конструкторська частина; 8-й плакат (формат А1) – Дослідницька частина; 9-й плакат (формат А1) – Експериментально-практична частина; 10-й плакат (формат А1) – Економічна частина.

6. Консультанти розділів роботи

Розділ	Прізвище, ініціали та посада консультанта	Підпис, дата	
		завдання видав	завдання прийняв
Стан проблеми	Бичкова І.В. старший викладач		
Аналіз і синтез СУ	Бичкова І.В. старший викладач		
Конструкт. частина	Бичкова І.В. старший викладач		
Дослідницька частина	Бичкова І.В. старший викладач		
Експеримент. частина	Бичкова І.В. старший викладач		
Економічне обґрунтування	Бичкова І.В. старший викладач		

7. Дата видачі завдання

**КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН**

№ з/п	Назва етапів дипломної роботи	Строк виконання етапів роботи	Примітка
1.	Початок переддипломної практики	01.09.2020	
2.	Формулювання теми роботи. Розробка технічного завдання	18.09.2020	
3.	Математичний опис системи управління. Аналіз і синтез системи управління. Проведення експериментальних досліджень	16.10.2020	Залік з переддипломної практики
4.	Конструкторська частина роботи. Дослідницька частина роботи. Експериментально-практична частина. Економічне обґрунтування розробки. Розробка питань охорони праці і безпеки в надзвичайних ситуаціях	20.11.2020	
5.	Оформлення розрахунково-пояснювальної записки і графічного матеріалу	04.12.2020	
6.	Попередній захист роботи. Рецензування роботи	11.12.2020	
7.	Захист роботи	16.12.2020	

**Студент** \_\_\_\_\_ **Бойчук**  
Є.Є. \_\_\_\_\_  
 ( підпис ) ( прізвище та ініціали )

**Керівник роботи** \_\_\_\_\_ **Бичкова**  
 \_\_\_\_\_ **І.В.**  
 ( підпис ) ( прізвище та ініціали )

Міністерство освіти і науки України  
Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського  
«Харківський авіаційний інститут»

Кафедра 301

«ЗАТВЕРДЖУЮ»  
Завідуючий кафедрою  
к.т.н., с.н.с., доцент  
\_\_\_\_\_ К.Ю. Дергачов  
«\_\_» \_\_\_\_\_ 2020 р.

ТЕХНІЧНЕ ЗАВДАННЯ  
на дипломне проектування  
Бойчук Єлизавети Едуардівни

- 1 Тема роботи: Розробка систем ближньої навігації літального апарата \_\_\_\_\_  
затверджена наказом по університету від «\_\_» \_\_\_\_\_ 2020 р. № \_\_\_\_\_.
- 2 Строк здачі студентом закінченої роботи «11» \_\_\_\_\_ грудня \_\_\_\_\_ 2020 р.
- 3 Область застосування розробки: на борту літального апарату типу: вертоліт, літак.  
\_\_\_\_\_
- 4 Початкові дані для розроблювальної системи
- 4.1 Призначення і мета створення системи: Підвищення якості та надійності процесів управління вертольотом при використанні систем ближньої навігації.  
\_\_\_\_\_
- 4.2 Загальні відомості Об'єктом керування є вертоліт. Режим керування вертольотом при функціонуванні систем VOR - Very High Frequency

Omnidirectional Range, ILS – Instrumental Landing System.

5 Технічні вимоги до каналів системи управління

5.1 Питання, що підлягають розробці: Провести дослідження процесів системи ближньої навігації

5.1.1 В розрахунковій частині розробити функціональну та структурну схему системи, провести аналіз та синтез системи, провести вибір елементів системи.

5.1.2 В експериментальній частині якісна оцінка системи ближньої навігації і перевірка працездатності за допомогою тестера авіаційних систем навігації та зв'язку IFR4000.

5.1.3 В конструкторській частині проектування елементів, які служать для підключення блоків ближньої навігації між собою і іншими системами.

5.2 Режим роботи системи (безперервний, циклічний, одноразової дії): безперервний

5.3 Показники якості системи управління: діапазон частот радіостанції 118 ... 136,975 МГц; діапазон робочих висот: -457 ... 15250 м; частота GPS 1 575 ± 42 МГц; напруга живлення (постійний струм) 11 ... 30 В; кут огляду, градус: зліва - 45, справа - 35, зверху - 10, знизу – 30, діапазон частот: VOR / LOC 108-118 МГц, GS 329-335 МГц. діапазон робочих висот: -457 ... 15250 м.

5.4 Вимоги до приладового складу системи: сучасні системи ближньої навігації.

5.5 Вимоги до взаємозамінності блоків: блоки взаємозаємні

## 6 Умови експлуатації системи

6.1 Кліматичні вимоги до експлуатації (температура середовища, у якій буде працювати система управління, її вологість, вміст хімічно активних компонентів і т.ін.) діапазон робочих температур: -20 ... + 55 ° С.

6.2 Механічні вимоги (вібрація, тряска, можливі перекоси, удари, нахили і т.ін.): вібрація, тряска, нахили

6.3 Наявність перешкод (електричні наведення радіоперешкоди, магнітні впливи): не враховуються.

6.4 Електричні параметри системи (напруга джерел живлення, потужність, стабільність, частота): напруга живлення (постійний струм) 11 ... 30 В, струм споживання передавача: звичайний - 0,21 А, при передачі - 1,76 А; потужність передавача 10 Вт; струм споживання в режимі NAV - 0,38 ... 0,58 А.

7 Додаткові функції, реалізовані системою (сигналізація про несправності, реєстрація необхідної інформації, самоконтроль самої системи і т.ін.): функція вбудованого контролю

## 8 Обсяг виконуваних розроблювачем робіт

8.1 Етапи проведення роботи: анотація, введення, стан проблеми, загальна характеристика проблеми і існуючі підходи до її вирішення, аналіз технічного завдання, огляд науково-технічної літератури і патентів, аналіз і синтез системи, опис апаратури системи ближньої навігації GTN650, основні модифікації кутомірних систем МВ діапазону: з вимірюванням фази обвідної АМ коливань (VOR); з двоступінчастим виміром фази (PVOR); з використанням ефекту Доплера (DVOR), формування сигналів наземним обладнанням і роботі обладнання на прикладі спрощеної структурної схеми каналу VOR, моделювання сигналів апаратури, конструкторська частина, вибір елементної бази для формування системи ,розрахунок елементів принципової схеми системи, дослідницька частина, експериментально-практична частина, економічне обґрунтування розробки, висновки, перелік використаних джерел, додатки.

8.2 Обсяг розробки по кожному етапу: титульний лист (1 сторінка), бланк завдання на проектування (3 сторінки), заповнення технічного завдання (5 сторінок), анотація (1 сторінка), список умовних позначень та скорочень (1 сторінка), введення (2 сторінки), стан проблеми та постановка завдання проектування (10 сторінок), апаратура системи ближньої навігації (8 сторінок), розробка моделей об'єкту управління та елементів системи (5 сторінок), аналіз сигналів наземного обладнання та робота бортового обладнання (17 сторінок), конструкторська частина (12 сторінок), дослідницька частина (15 сторінок), експериментальна частина (13 сторінок), економічне обґрунтування розробки (8 сторінок), заключення (2 сторінки), список використаних джерел (2 сторінки).

---

9 Параметри устаткування системи:

9.1. Габарити: 285,8 x 158,8 x 67,3

мм

9.2. Маса: 3,18

кг.

9.3. Вимоги до конструктивного виконання і розміщенню: компактне виконання вузлів об'єкта.

10. Вимоги безпеки: мати при собі захисні окуляри або маску, елементи системи повинні бути пожежобезпечні і не повинні бути джерелами вибуху, припинення роботи одних пристроїв не повинно призводити до порушення роботи інших.

---

11 Дослідницька частина: завдання дослідження включає в себе елементи моделювання радіотехнічних систем; розрахунок навігаційних і точностних характеристик, моделювання сигналів систем VOR та ILS; моделювання в середовищі програмування Mathcad; отримання графіків, що характеризують процеси, отримані в моделях.

---

12 Експериментально-практична частина: завдання експериментальної розробки зводиться до якісної оцінки системи ближньої навігації і перевірки працездатності за допомогою тестера авіаційних систем навігації та зв'язку IFR4000.

---

13 Економічна частина



13.1 Розробити (розрахувати, одержати): розрахунок собівартості системи ближньої навігації.

13.2 Умови і вимоги : можливості зниження собівартості розробки і виготовлення об'єкту

13.3 Очікуваний результат: розрахунок собівартості системи

14 Перелік графічних матеріалів із зазначенням форматів:

1-й плакат (формат А1) – Розробка системи ближньої навігації літального апарата;

2-й плакат (формат А1) – Основні навігаційні системи;

3-й плакат (формат А1) – Структурна схема каналу навігації VOR;

4-й плакат (формат А1) – Система PVOR;

5-й плакат (формат А1) – Моделювання сигналів апаратури VOR та ILS;

6-й плакат (формат А1) – Конструкторська частина;

7-й плакат (формат А1) – Конструкторська частина;

8-й плакат (формат А1) – Дослідницька частина;

9-й плакат (формат А1) – Експериментально-практична частина;

10-й плакат (формат А1) – Економічна частина.

Керівник роботи

Бичкова І.В.

(П.І.Б.)

«    » \_\_\_\_\_ 2020 р.

Прийняв до виконання

Бойчук С.Е.

(П.І.Б. студента)

«    » \_\_\_\_\_ 2020 р.

Погоджено з питань:

конструкції

Бичкова І.В.

(П.І.Б.)

«    » \_\_\_\_\_ 2020 р.

дослідницької частини

Бичкова І.В.

(П.І.Б.)

«    » \_\_\_\_\_ 2020 р.

економіки

Бичкова І.В.

(П.І.Б.)

«  »                      2020 р.

## РЕФЕРАТ

Сторінок 122, 72 рисунка, 23 таблиці, 1 додаток, 35 джерел.

Тема роботи: розробка системи ближньої навігації літального апарату.

Мета роботи: заміна старого обладнання на борту літального апарату, встановлення системи ближньої навігації для забезпечення надійності польоту.

Предмет роботи: реалізація можливостей системи ближньої навігації, яка здійснюється за допомогою бортової апаратури навігації VOR, бортової апаратури посадки ILS, всеспрямованого азимутального і далекомірного радіомаяків.

У випускній роботі було розроблено структуру ближньої навігації GTN 650, настройка конфігурації системи по каналу VOR, ILS та проведення тестів роботоздатності.

Результатом роботи є структура ближньої навігації GTN 650, яка може буди встановлена на борт літального апарату.

GTN 650, VOR, ILS, СИСТЕМА НАВІГАЦІЇ, СИСТЕМА ПОСАДКИ, АЗИМУТ, РАДІОМАЯК, АНТЕНА, РСБН, ЛА, АМ, ЧМ, МОДУЛЯЦІЯ, DVCS 6100, GTX33H, AHS-525, ОПІ, РК, НЧ, PVOR, DVOR, DME.

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ, СИМВОЛІВ, ОДИНИЦЬ,  
СКОРОЧЕНЬ І ТЕРМІНІВ

АГ – антена гліссадну  
АМ – антена маркерная  
АРУ – автоматичне регулювання посилення  
АЦП – аналого–цифровий перетворювач  
БВК – блок вбудованого контролю  
БВЧ – блок високої частоти  
БНЧ – блок низької частоти  
БПС – блок посадочних сигналів  
БРП – блок радіоприймальний  
ВПП – злітно–посадкова смуга  
ГНЧ – генератор низької частоти  
ГРМ – гліссадний радіомаяк  
ГРП – гліссадний радіоприймач  
ДНА – діаграма спрямованості антени  
КРМ – курсовий радіомаяк  
КРП – курсовий радіоприймач  
ЛІМ – лабораторний імітатор маяків  
МРМ – маркерний радіомаяк  
МРП – маркерний радіоприймач  
РМ – радіомаяк  
РМСП – радіомаякова система посадки  
РПМ – радіоприймач маркерний  
РСБН – радіотехнічна система ближньої навігації  
РТС – радіотехнічна система  
САУ – система автоматичного управління  
СП – система посадки  
СЦВУ – спеціалізований цифровий обчислювальний пристрій  
DME – Distance Measurement Equipment (обладнання для вимірювання дальності)  
ICAO – International Civil Aviation Organization (міжнародна організація цивільної авіації)  
ILS – Instrument Landing System (інструментальна система посадки)  
VOR – VHF Omnidirectional Radio Range (всенаправлений радіомаяк УКХ діапазону)

## ЗМІСТ

ВСТУП .....	15
1 СТАН ПРОБЛЕМИ БЛИЖНЬОЇ НАВІГАЦІЇ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ...	17
1.1 Загальна характеристика проблеми ближньої навігації і існуючі підходи до її вирішення.....	17
1.2 Аналіз технічного завдання.....	25
1.3 Огляд науково–технічної літератури і патентів.....	26
1.4 Висновки .....	28
2 АНАЛІЗ І СИНТЕЗ СИСТЕМИ БЛИЖНЬОЇ НАВІГАЦІЇ ЛА .....	29
2.1 Апаратура системи ближньої навігації GTN650.....	29
2.2 Розробка моделей об'єкта автоматичного управління і елементів системи .....	36
2.3 Аналіз сигналів наземного обладнання та робота бортового обладнання	40
2.4 Синтез закону керування для пристрою автоматичного управління .....	46
2.5 Моделювання динаміки системи управління при заданих умовах і зовнішніх впливах .....	56
2.6 Висновки .....	59
3 КОНСТРУКТОРСЬКЕ ЧАСТИНА.....	60
3.1 Завдання системи ближньої навігації і визначення складу вхідний і вихідний інформації.....	60
3.2 Розробка алгоритмічного забезпечення і оцінка необхідних обчислювальних ресурсів.....	60
3.3 Розробка структури системи ближньої навігації GTN 650.....	61
3.4 Вибір елементної бази для реалізації системи .....	62
3.5 Формування протоколів обміну даними між елементами системи .....	64
3.6 Розрахунок елементів принципової схеми системи .....	66
3.7 Розробка конструкції елементів підключення системи .....	68
3.8 Висновки .....	71
4 ДОСЛІДНИЦЬКА ЧАСТИНА .....	72
4.1 Завдання і методи проведення дослідження .....	72
4.2 Програма проведення дослідження.....	73
4.3 Результати дослідження .....	78

	14
4.4 Аналіз результатів дослідження та висновки.....	80
4.5 Висновки .....	86
5 ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНО–ПРАКТИЧНА ЧАСТИНА.....	87
5.1 Завдання і засоби виконання експериментальної розробки .....	87
5.2 Опис лабораторної установки.....	90
5.3 Характеристика програми VIAVI IFR4000 .....	94
5.4 Тестування режимів VOR / ILS .....	96
5.4.1 Налаштування та тестування режиму VOR.....	96
5.4.2 Налаштування та тестування режиму ILS .....	98
5.5 Висновок .....	102
6 ЕКОНОМІЧНЕ ОБГРУНТУВАННЯ РОЗРОБКИ .....	103
6.1 Опис об'єкта і практичних результатів дослідження .....	103
6.2 Розробка плану робіт .....	103
6.3 Розрахунок точки беззбитковості.....	109
6.4 Висновок .....	111
ЗАКЛЮЧЕННЯ.....	112
СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ.....	114
ДОДАТОК А.....	117

## ВСТУП

Навігаційне забезпечення відіграє істотну роль в сучасному житті людини. Основне завдання авіаційної навігації полягає в безпечному і економічному, за витратами часу і палива, виведення ЛА в задану точку в певний момент часу з установленою точністю. Виконання цього завдання передбачає знання навігаційних характеристик польоту, тобто поточного становища, напрямку і швидкості руху ЛА.

Одним з основних засобів інформаційних технологій в сучасній авіації є радіомаякову системи ближньої навігації і посадки літаків.

В даний час радіотехнічні і обчислювальні системи розвиваються прискореними темпами, їх розвиток призводить, в тому числі і до розвитку бортового обладнання системи ближньої навігації і посадки. Застосування сучасної елементної бази, в тому числі і мікропроцесорних пристроїв, дозволили підвищити точності характеристики і швидкодія, що встановлюються на борту повітряних суден систем. Сучасні виробництва забезпечують навігацію і посадку повітряного судна в автоматичному і директорній режимах з точністю, що задовольняє вимогам ІКАО.

Системи ILS, VOR є міжнародним стандартом і основними системами ближньої навігації в багатьох країнах світу. В даний час промисловістю випускаються нові бортові приймачі сигналів ILS, VOR і проводиться доробка, модернізація раніше випущених, з урахуванням забезпечення вимог щодо захисту від перешкод.

Функції цих пристроїв обмежуються видачею в обчислювач навігаційного комплексу сигналів, що несуть інформацію про азимут (або відхилення від заданого азимута) і про дальність літака щодо на-земного радіомаяка.

В авіації широке застосування знайшли кутомірно-дальномірні системи трьох типів:

- радіотехнічні системи ближньої навігації;
- радіотехнічні системи ближньої навігації і посадки;
- радіотехнічні системи ближньої навігації, міжсамолетної навігації і посадки.

Кожен тип системи являє собою комплекс наземного і літакового (бортового) обладнання.

Робота кутомірно-віддалемірних систем заснована на вивченні і прийомі радіосигналів, в яких інформація про навігаційних величинах міститься в будь-якому параметрі, що характеризує електромагнітну хвилю.

У кутомірно-віддалемірних системах вимірюваними навігаційними величинами є:

— відстань між літаками, від літака до наземного радіомаяка і до точки приземлення;

— азимут літака щодо заданого напрямку (площині курсу, глісади планування, направлення на інший літак).

Кутомірно-дальномірні системи призначені для вирішення трьох основних завдань:

- 1) літаководіння по маршруту;
- 2) приводу літака на аеродром посадки і посадки в умовах поганої видимості;
- 3) регулювання повітряного руху літаків в районі аеродрому.

Для виконання поставлених завдань до складу блоку входять модулі, які здійснюють:

- прийом високочастотних сигналів (з антен VOR і маркерной антени);
- аналого-цифрове перетворення виділених низькочастотних складових;
- обробку сигналів і формування вихідної інформації заданого формату.

Система ближньої навігації і посадки VOR / ILS, супутникової навігації GTN650 призначена для:

- поліпшення інформаційного забезпечення пілотів за визначенням з високою точністю поточних координат місцезнаходження вертольота при виконанні польотів в системі зональної навігації (BRNAV) відповідно до вимог нормативів RNP-5;

- прийому, обчислення та видачі споживачам поточних координат місцезнаходження вертольота ( $\phi$ ,  $\lambda$ ), GPS висоти (HGPS), а також сигналів відхилення від лінії заданого курсу і лінії глісади ( $\epsilon_g$ ,  $\epsilon_k$ ).



## 1 СТАН ПРОБЛЕМИ БЛИЖНЬОЇ НАВІГАЦІЇ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ

### 1.1 Загальна характеристика проблеми ближньої навігації і існуючі підходи до її вирішення

У сучасному світі швидко росте кількість непрофесійних пілотів: збільшується кількість приватних літаків і вертольотів, впроваджуються літаючі автомобілі. Без активної участі авіоніки в управлінні ЛА в небесах може стати так само небезпечно, як зараз на дорогах [1].

Підвищуються вимоги до безпеки польотів, до економічності і екологічності повітряного транспорту. Це питання стає на чільне всіх сучасних концепцій розвитку повітряного транспорту. Підвищується динаміка зміни повітряної обстановки. Збільшення щільності повітряного руху, прагнення літати в будь-яких умовах, збільшення швидкостей польоту – все, це разом призводить до зменшення часу, доступного пілотам для прийняття і виконання рішень.

Одним з важливих проблемних чинників систем ближньої навігації є інтермодуляційні перешкоди, викликані сигналами радіостанцій УКХ–ЧМ. Стандарти ІКАО останнім часом були введені технічні вимоги до бортових прийомним системам і встановлено заборону, згідно з яким на всіх міжнародних і регіональних рейсах вертольоти повинні бути оснащені апаратурою навігації і посадки, в якій забезпечується належна стійкість, в тому числі по інтермодуляційним перешкодам [2].

З цією метою в авіації постійно розробляються нові системи ближньої навігації, а також проводиться доробка раніше випущених, в яких власна інтермодуляція відсутня, і при роботі цих приймачів від пасивних антен проблем із зазначеної вище завадостійкості не виникає.

В даний час провідними авіаційними компаніями були розроблені системи, які забезпечують вимоги щодо захисту від перешкод, однією з таких систем є GTN650, фірми Garmin International.

Система ближньої навігації і посадки VOR / ILS працюють в діапазоні радіочастот 108,0 – 117,95 МГц, які межують з діапазоном радіомовними УКХ–ФМ, 87,5 – 107,9 МГц.

Згідно з вимогами ІКАО небажані рівні сигналів радіостанцій УКХ–ФМ на вході приймачів апаратури посадки і апаратури навігації нормовані і можуть досягати на деяких аеродромах значень, наведених в табл. 1.1.

Таблиця 1.1 – Рівні сигналів радіостанцій УКХ–ФМ на вході приймачів

Частота, МГц	Максимальний рівень перешкоди на вході приймача	
	мкВ	дБмВт
87,5 – 102,0	$1,26 \cdot 10^6$	+15
104,0	$0,70 \cdot 10^6$	+10
106,0	$0,40 \cdot 10^6$	+5
107,9	$0,07 \cdot 10^6$	-10

Під впливом цих сигналів в приймачах, якщо в них не передбачена спеціальна захист, виникає інтермодуляційну перешкода. Інтермодуляції – це може перешкоджати на виході пристрою при впливі на його вхід двох або більше сигналів, частоти (наприклад,  $F_1$  і  $F_2$ ) яких не збігаються з частотою основного сигналу і призводять до перешкод на частоті основного сигналу.

Сучасні тенденції при використанні надвисокочастотних (НВЧ) сигналів в засобах передачі інформації, радіолокації і вимірювань, поряд з традиційними завданнями досягнення високої енергетичної ефективності, полягають у підвищенні швидкості передачі даних в заданій смузі частот і розширенні динамічного діапазону лінійності пристроїв обробки сигналів при жорстких нормативах на рівень позасмугових випромінювань. Посилення середньої потужності багаточастотних або модульованих радіосигналів супроводжується зростанням рівня інтермодуляційних спотворень (ІМІ).

При оцінці рівня ІМІ необхідно враховувати не тільки значення пік-фактора ПФ сигналу, але також гістограму щільності розподілу ймовірності  $w(Y)$  нормованих амплітуд  $Y$  за час передачі повідомлення [4]. Нормування значень  $Y$  доцільно виконувати по відношенню до амплітуди  $U_0$  одночастотне сигналу, що має таку ж середню потужність. Наприклад, для сигналу (1) отримуємо  $U_0 = U / \sqrt{2}$ . На рис. 1.1 показані варіанти графіків таких розподілів для декількох видів радіосигналів. З розгляду рис. 1 видно, що розподіл щільності ймовірності миттєвих амплітуд  $w(Y)$  для тестового двухчастотного сигналу (лінія 1) істотно відрізняється від розподілів для робочих сигналів ФМ4 з псевдослучайной цифровою модуляцією і варіантами згладжування фронтів маніпуляції фази (лінії 2 і 3), а значень  $Y > \sqrt{2}$  в тестовому сигналі не виникає. Якщо орієнтуватися лише на мінімум потужності  $I_3$ , то вибір режиму УМ може дати помилкові результати, так як мінімізація потужності однієї спектральної складової не супроводжується зниженням рівня складових іншого порядку. Тому для УМ тестування з двочастотних критерієм, особливо за спрощеною методикою знаходження  $S / I_3$ , може використовуватися тільки для якісної оцінки.

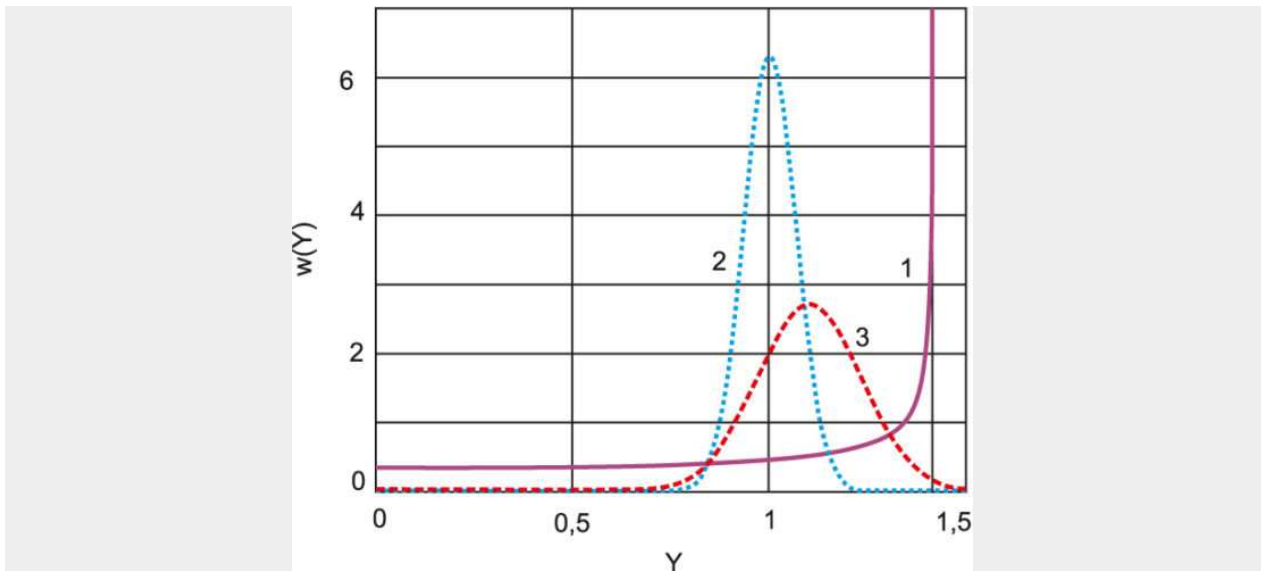


Рисунок 1.1 – Гістограми розподілу щільності ймовірності  $w(Y)$  появи нормованої амплітуди  $Y = U / U_0$  в сигналах з однаковою середньою потужністю: 1 – тестовий двочастотний; 2 – з фазової маніпуляцією ФМ4 по псевдослучайному закону і згладжуванням фронтів маніпуляції в цифровому фільтрі Найквіста ( $\delta = 0,35$ ); 3 – з фазової маніпуляцією ФМ4 і згладжуванням в аналоговому смугасто–пропусканні фільтрі з тривалістю фронту 5% від тривалості імпульсу

Уточнену оцінку рівня ІМІ, що заважають розпізнаванню переданої інформації в місці узгодженого прийому, дає критерій інтермодуляційного шуму в робочій смузі частот (Noise Power Ratio, NPR).

Система ближньої навігації (СБН) – комплексна система ближньої навігації і посадки, що виконує функції систем VOR, DME, ILS. основасистем ближньої навігації (СБН), є мережа незалежних наземних радіомаяків (РМ), за якими визначаються навігаційні параметри [3].

Вона була створена і використовувалася для навігаційного забезпечення польотів по повітряних трасах, для проводу ЛА в зону дії посадочних систем, для заходу на посадку, для забезпечення групових дій ЛА і для впізнання. Розрізняють азимутальні, дальномірні і азимутально–дальномірні радіомаяки, які встановлюють на аеродромах і в точках, відповідних характерних ділянках повітряних трас.

Радіомаяк СБН дозволяє бортовій системи виміряти полярні координати ЛА щодо цього маяка – його азимут і похилу дальність до нього.

навігаційні параметри системи ближньої навігації – азимут ( $\theta$ ) і дальність ( $R$ ) визначаються на ЛА щодо радіонавігаційної точки, в якій розміщений РМ (рис. 1.2).

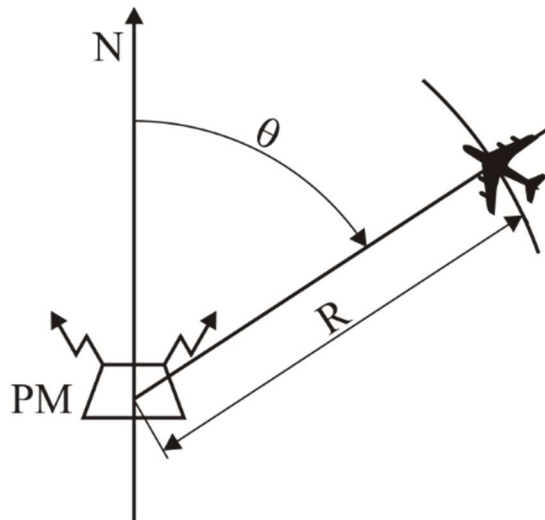


Рисунок 1.2 – Позиціонування ЛА

При відомій висоті польоту цих даних буде достатньо для знаходження положення ЛА в полярній системі координат щодо РМ, тобто системи ближньої навігації відносяться до класу кутомірно-віддалемірних (азимутально-віддалемірних) систем.

Бортове обладнання систем ближньої навігації призначене для вимірювання азимута та дальності до наземного радіомаяка і подальшого визначення місця розташування літака з перетинання ліній положення (ліній рівних азимутів і ліній рівних відстаней) або визначення відхилення від заданого курсу при польоті в радіальному відносно радіомаяка напрямку і відстані до цього радіомаяка.

Принцип дії каналу вимірювання дальності, полягає в тому, що з ЛА надсилається запит, від наземного обладнання надходить відповідь, за величиною затримки відповіді щодо запиту визначається дальність [1].

У каналі виміру азимута радіомаяка випромінюється два сигнали: від обертається спрямованої антени і нерухомою ненаправленої (рис.1.2). Спрямована антена випромінює немодульований коливання і обертається зі швидкістю  $\Omega_{вр} = 100 \text{ об / хв} = 600^\circ / \text{с}$ . Для точного визначення моменту проходження осі антени через направлення на ЛА використовують двухлепесткових діаграму спрямованості фон ( $\phi$ ). При такій діаграмі сигнал на вході бортового приймача з'являється тільки в момент проходження променя антени через направлення на ЛА і він має форму подвійного дзвони з гострим мінімумом, за яким і виробляють відлік часу (азимутальний сигнал «АС» на рис. 1.3).

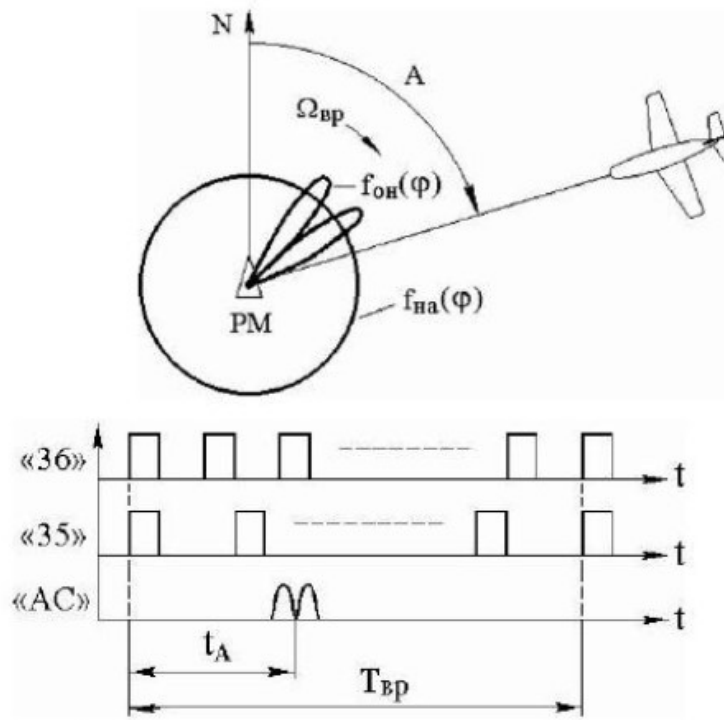


Рисунок 1.3 – Принцип дії азимутального маяка СБН

Таким чином, приймач СБН визначає два моменти: коли спрямована антена проходить через північ (за випадковим збігом імпульсів серій «35» і «36» від ненаправленої антени) і коли вона спрямована на ЛА (по азимутальній сигналу «АС»). Інтервал часу між цими моментами пропорційний азимуту ЛА:

$$A = \Omega_{\text{вр}} t_A$$

На відміну від системи VOR, орієнтованої по магнітному меридіану, радіомаяк СБН прив'язаний до істинного північ і значення азимута ЛА відраховується від цього напрямку.

Система радіонавігації VOR (скорочення від англійського «Very high frequency Omnidirection Range beacon» – всенаправлений СВЧ-маяк) визначає азимут ЛА щодо точки розташування цього радіомаяка. Є наземним обладнанням азимутальної системи навігації повітряних суден метрового діапазону хвиль з форматом сигналів VOR, і рекомендований ICAO в якості основного засобу вимірювання азимута на авіатрасах або як додатковий засіб забезпечення заходу на посадку і посадки літаків цивільної авіації. Призначений для формування в просторі навігаційних сигналів, що містять інформацію про азимут будь-якої точки зони дії щодо точки установки радіомаяка, і сигналів розпізнавання радіомаяка.

Радіомаяки VOR працюють в діапазоні частот 108–117.975 МГц. У цьому діапазоні виділено 200 каналів (через 50 кГц), 160 з яких відведені VOR, а 40 каналів в діапазоні частот 108–112 МГц (з непарними десятковими частками МГц) відведені курсовим радіомаяком посадкової системи ILS. За допомогою

антенною системи радіомаяк формує дві діаграми спрямованості: спрямовану і ненаправлену. Через ненаправлену антену випромінюється опорний сигнал, модульований частотою 30 Гц. Спрямована діаграма обертається з частотою 30 об / с. На ЛА приймають обидва сигнали, причому сигнал від спрямованої антени виявляється амплітудно–модульованим (максимум сигналу – при направленні антени на ЛА). Фаза опорного сигналу поєднується з фазою огинаючої амплітудно–модуляційного сигналу в разі, коли азимут дорівнює 0. Це дозволяє виміряти поточний азимут. Дальність дії радіомаяка в залежності від потужності випромінювання становить 50–370 км [4].

До складу системи входить 1 або 2 приймача і антенно–фідерне пристрій, що включає курсову антени, підсилювач живлення і дільник потужності.

Система VOR вимірює магнітний пеленг радіомаяка – напрямок на радіомаяк, що відраховується від напрямку на магнітний полюс, показаний на рис.1.4. Для системи VOR пеленг прийнято називати азимутом.

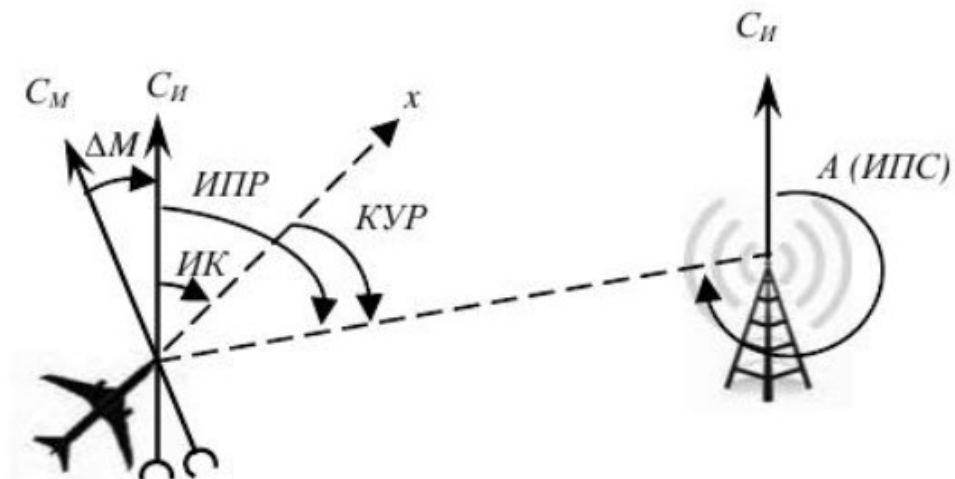


Рисунок 1.4 – Напрямки на орієнтир і на ЛА

VOR також приймає сигнали маркерних радіомаяків. Маркерний радіомаяк (MRM) відзначає певний пункт на земній поверхні. Такі маяки можуть встановлюватися на маршруті, але їх основне призначення – сигналізація моментів прольоту характерних точок глісади при посадці: входу в глісаду, прольоту висоти прийняття рішення, прольоту торця злітно–посадкової смуги (ЗПС).

Маркерні радіомаяки, з якими працює бортова система VOR, випромінюють сигнал направлено вверх, як показано на рис.1.5, так що він приймає на ЛА тільки в момент прольоту над маяком. Діаграма спрямованості маяка має в перетині форму еліпса, ширина діаграми уздовж ЗПС  $\pm 40^\circ$ , поперек ВПП  $\pm 85^\circ$ .

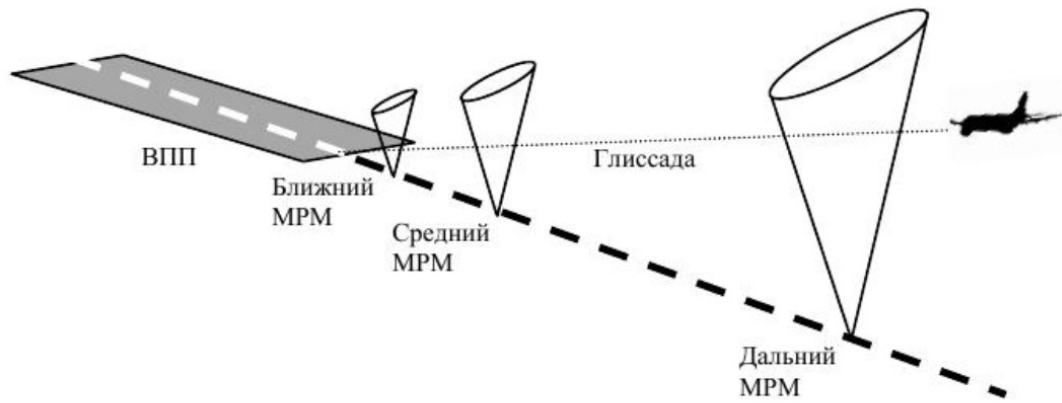


Рисунок 1.5 – Розташування маркерних радіомаяків

Високочастотні сигнали МРМ модулюються по частоті низькочастотними коливаннями, причому частота модуляцій у кожного МРМ своя: 400 Гц у далекого 1300 Гц у середнього і 3000 Гц у ближнього МРМ, як показано на рис.1.6.

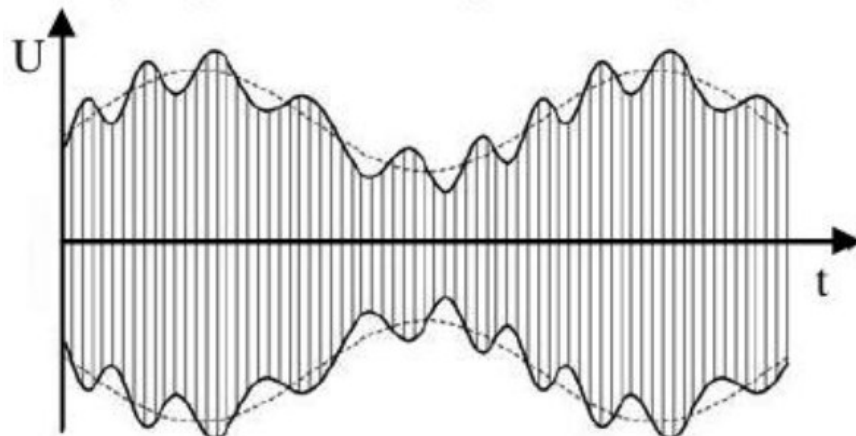


Рисунок 1.6 – Сигнали радіомаяка VOR

Далекомір DME (від англійського «Distance Measure Equipment» – апаратура вимірювання дальності) служить для вимірювання похилої дальності до радіомаяка ДН, як показано на рис.1.7. Це обладнання встановлюють зазвичай на додаток до радіомаяка VOR там, де напружений повітряний рух вимагає більш високої точності навігації, ніж та, яка забезпечується за допомогою маяків VOR.

З ЛА надсилається імпульсна послідовність–запит. У наземному обладнанні ця послідовність приймається і надсилається відповідна кодова послідовність, але відповідь затримується на постійну величину. Вимірюючи інтервал між послідовностями бортовий далекомір визначає дальність. Дальність дії залежить від потужності відповідача. Типова дальність на трасах – 365 км, в районах аеропортів – 95 км.

За дальності, яка вимірюється DME, система літаководіння коригує числення координат ЛА, а екіпаж контролює дальність до поворотного пункту маршруту або якогось заданого кордону. Якщо політ здійснюється на маяк, вимірювання DME можуть використовуватися для визначення путньої швидкості і часу польоту до радіомаяка.

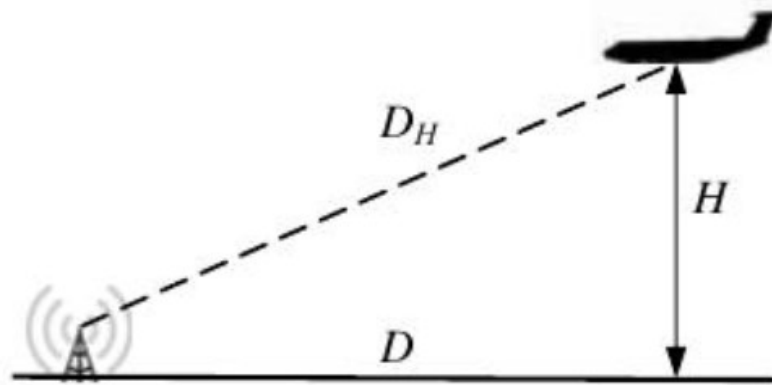


Рисунок 1.7 – Дальності до радіомаяка

Маяки VOR і DME часто встановлюють в одному географічному пункті. Поєднання VOR–DME дозволяє по полярній координатами – азимуту VOR і дальності DME – визначити місце розташування ЛА кутомірно–далекомірним методом. Також маяк DME може використовуватися під час посадки замість маркерних радіомаяків.

Діапазон частот роботи DME для запитів – 1025–1150 МГц (розбитий на 126 каналів), для відповідних посилок 962–1213 МГц (252 каналу). Між частотою запиту і відповіді завжди витримується частотний інтервал  $\Delta f = 63$  МГц [3].

Якщо ж DME суміщений з радіомаяків системи посадки, то частота його роботи спарена з частотою курсового маяка ILS. Налаштування на обидва радіомаяка проводиться в бортових приймачах одночасно за вказаною в радіонавігаційної карті частоті ILS.

Система посадки ILS (від англійського Instrument Landing System – «система посадки за приладами») працює з радіомаяками метрового діапазону типу ILS або СП і визначає по ним відхилення ЛА від необхідної траєкторії заходу на посадку – глісади. Вдосконалені курсові радіоприймачі ILS крім глісади задають зворотний промінь, спрямований назад. Цей зворотний промінь може використовуватися для побудови більш зручних схем заходу на посадку.

Частота роботи курсового радіомаяка вибирається з діапазону 108,10–111,95 МГц (виділено 40 каналів). Частота роботи гліссадну радіомаяка



вибирається з діапазону 329,15–335,0 МГц. ILS забезпечує досить точне положення ЛА.

Недоліком роботи в метровому діапазоні хвиль є сильний вплив відбитих сигналів і як наслідок – спотворення при наведенні ЛА. Тому з'явилися мікрохвильові системи посадки, що працюють в сантиметровому діапазоні хвиль. У порівнянні з системами посадки ILS вони мають такі переваги:

- 1) менше залежать від рельєфу і пепядствій;
- 2) кутові розміри зони дії у них ширше;
- 3) точність визначення положення вище.

## 1.2 Аналіз технічного завдання

Згідно з вимогами технічного завдання система повинна реалізувати визначення та видачу азимута літака щодо магнітного меридіана, що проходить через точку розташування радіомаяка VOR і подальше визначення місця розташування ЛА в полярній системі координат щодо РМ.

Бортова апаратура дозволяє приймати і обробляти сигнали радіомаяка і видавати інформацію пілоту або в систему автоматичного керування літаком.

Система також забезпечує отримання на борту повітряного судна:

- інформації про азимут повітряного судна, тобто вугіллі між напрямом на Північ і напрямком «радіомаяк – літак» щодо місця установки радіомаяка;
- про відхилення повітряного судна від заданої лінії курсу (лінії положення);
- про напрямлення польоту щодо радіомаяка, «на» або «від» нього;
- про відмітному ознаці радіомаяка;
- мовних повідомлень.

Формування та виділення навігаційної і посадкової інформації здійснюється в функціональних каналах системи ближньої навігації і посадки. До таких каналів відносяться канал навігації VOR, канали посадки ILS, а також маркерний канал. Перелік радіосистем цифрового комплексу досить великий: апаратура DME, VOR, ILS, RB, APK та інші.

Радіомаякову систему ближньої навігації, тобто сигнали всеспрямованого (азимутального) радіомаяка (VOR), систем інструментальної посадки - гліссадну радіомаяка (ILS-GS), систем інструментальної посадки - курсового радіомаяка (ILS-LOC) і маркерного радіомаяка (MB) діє в діапазонах ВЧ і НВЧ.

### 1.3 Огляд науково–технічної літератури і патентів

Аналіз науково–технічної літератури вказує на ті, що не існує єдиного підходу относительно создания моделі компетенцій в сучасних дослідженнях. Зокрема, можна віділіти два основних підходи до використання методик проектування моделі компетенцій: використання одіничних методів, наприклад, аналіз літератури чи функціональний аналіз, або ж використання комбінованих методик проектування моделі компетенцій. Власне реалізація представленої системи ближньої навігації потребує розгляданих вже існуючих рішень. Ними віступають патенти и технічна література. Патентний поиск приведено у Додатках А. Грунтовний порівняльний аналіз наукових джерел уявлень нижче.

У навчальному посібнику [Баженов, А.В. Радіонавігаційної системи / Навчальний посібник. [Текст] / А.В. Баженов, Г.І. Захаренко, А.Н. Бережнов, К.Ю. Савченко. / Под ред. А.В. Баженова – Ставрополь: СВВАІУ (ВІ), 2007. – 202с.] описують теоретичні основи побудова та функціонування авіаційних радіонавігаційних пристроїв и систем. Також в публікації наведено приклади реалізації теоретичного положення у бортовому навігаційному обладнанні сучасних повітряних суден. Для експлуатації радіонавігаційного обладнання сучасних літаків и літаків найближче майбутнього потрібні висококваліфіковані інженери, які знають теорію и досконало володіють практикою радіонавігації [5].

У науковій доповіді Феоктистов Денис Сергійович "Розробка и дослідження способів підвищення перешкодозахищеності високоточних радіонавігаційних систем" представляє дослідження і розробки нових науково–технічних рішень для реалізації високоточної и перешкодозахисної шірококутної РНС УВЧ діапазону з шумоподібними сигналами. У науково–кваліфікаційній роботі використані методи математичного та спектрального аналізу, теорії сигналів статичної радіотехніки, методи цифрової обробки сигналів [6].

У статті [д.т.н. В.І. Кондрашов, В.Н.Федоренко "Бортові радіотехнічні засоби ближньої навігації та інструментальної посадки літальних апаратів"] авторизованого говорять про основні засоби ближньої навігації и посадки для літаків, регламентованості міжнародними організацією цивільної авіації (ICAO), є відповідні кутомірні системи, що працюють в метровому діапазоні частот: VOR – Very High Frequency Omnidirectional Range, ILS – Instrumental Landing System. Шіроке поширення систем навігації и посадки з найвищою характеристиками за критерієм "вартість–ефективність", які дають підстави про шірокої експлуатації систем [7].

У науковій літературі [ «Радіотехнічні засоби ближньої навігації і посадки літальних апаратів» [Електронний ресурс] Сосновський А.А., Хаймович І.А. видавництво: М.: Машинобудування, рік: 1975 – с.155.Режим доступу:<https://litmy.ru/knigi/apparatura/263960–radiotekhnicheskie–sredstva–blizhney–navigacii–i–posadki–letatelnyh–apparatov>] розглянуті радіотехнічні засоби, що використовують в якості датчиків інформації в системах управління польоти літаків. Описано радіотехнічні системи ближньої навігації, посадки и запобігання зіткнення літаків у повітрі. Основну увагу приділено структурній побудові радіотехнічних систем та аналізу тактичних и технічних параметрів, що визначаються характеристики контурів управління польоти літаків [8].

У статті [ «Радіотехнічні системи ближньої навігації» [Електронний ресурс] авторизованого сайту avia.pro.Режим доступу:<https://avia.pro/blog/radiotekhnicheskie–sistemy–blizhney–navigacii>]. В якості основних засобів ближньої навігації в організації ІКАО (ICAO) прийняті системи ВОР (VOR), ВОР / ДМЕ (VOR / ДМП, ВОРТАК (VORTAK) и ТАКАН (TAKAN). Ці системи працюють в діапазоні УКХ и забезпечують визначення азимуту, дальності або обох цих величин одночасно для літака относительно наземного всеспрямованого маяка [9].

У науковій літературі [ «Радіотехнічні системи ближньої навігації и посадки літаків» [Електронний ресурс]В.К. Орлов А.Г. Чернявський 2004 г. – с.100. Режим доступу:<https://knigogid.ru/books/319054–radiotekhnicheskie–sistemy–blizhney–navigacii–i–posadki–samoletov>]. Розглянуто принципи побудова, Особливості функціонування та основні технічні характеристики радіотехнічних систем ближньої навігації и посадки літаків, а також систем вторинної радіолокації и попередження зіткнень. Проаналізовано тенденції та перспективи вдосконалення цих систем [10].

У статті [ «Проблеми ближньої навігації» [Електронний ресурс] Володимир Бабуров, Анатолій Колесников, Геннадій Столяров 2008 р. Режим доступу: <http://www.vko.ru/koncepcii/problemu–blizhney–navigacii–2>] модернізація вітчизняної радіотехнічної системи ближньої навігації и посадки РСБН / ПРМГ з метою забезпечення ее роботи в міжнародному діапазоні частот 960–1215 МГц, інтеграції з точки зору часових та фінансових витрат реалізувати плани конверсії радіочастотного спектру и звільніти займаною діапазон частот 726–960 МГц для розвитку телебачення и систем стільникового рухомого зв'язку [11].

У виданні [ «Бортові інформаційні системи: Курс лекцій» / А.А. Кучерявий; під. ред. В.А. Мішина и Г.І. Ключева – 2–е вид. Ульяновський – 2004 р] представлені основи проектування бортових інформаційних систем,

використовуваних для представлення інформації екіпажу літаків и вертольотів – систем відображення інформації, мовного оповіщення, звуковий и тактильної сигналізації. Розглянуто різні типи бортових інформаційних систем, їх внутрішній устрій и характеристики. Наводитися огляд основних тенденцій розвитку подібних систем, розглянуто Вплив на них Нових інформаційних технологій и еволюції сучасних комплексів авіоніки [12].

У навчальному посібнику [Авіоніка: Навчальний посібник. – 3-е изд. Кучерявий А.А., 2019.] міститься систематизованій огляд сучасного стану та перспектив розвитку як окремих систем авіоніки, так и ее архітектури в цілому. Розглянуті основні класи систем: навігаційні, оглядові, зв'язкові, автоматичного управління, відображення інформації, технічного обслуговування и ін. Описуються виконувані ними функції, принцип дії, внутрішній устрій, технічні характеристики і особливості [13].

У науковому посібнику [Літаководінні М.І. Лебедев 2003 р. – стор.104 [Електронний ресурс]. Режим доступу: <http://akvictoria.by/wp-content/uploads/2016/02/Самолетовождение-2-2003.pdf>]. Літакове обладнання працює з наземним обладнанням VOR, DME и VORDME, дозволяє визначати радіал R, дальність D, розраховує швидкість (KTS) при польоту на і від DME, а такоже Забезпечує політ в режимах подібних режимів азимут НА и азимут ВІД РСБН. Для цього на навігаційно-пілотажній приладі віставляється ЗМПУ, что проходить через VOR маяк, и планка положення на НПП відображає положення заданого азимута относительно літака, а трикутна індекс показує напрямом знаходження маяка [14].

#### 1.4 Висновки

Так як в даний час в світі налічується велика кількість ЛА, які є споживачами радіотехнічних систем ближньої навігації і посадки. Таким чином експлуатація систем навігації і посадки VOR / DME та ILS показують, що за більшістю техніко-експлуатаційними характеристиками, економічним і організаційним факторам вони найбільше відповідають вимоги авіації. Широке поширення систем навігації і найвищі їх характеристики за критерієм «вартість – ефективність» дають підстави вважати, що ці системи будуть широко експлуатуватися і надалі.

## 2 АНАЛІЗ І СИНТЕЗ СИСТЕМИ БЛИЖНЬОЇ НАВІГАЦІЇ ЛІТАКА

### 2.1 Апаратура системи ближньої навігації GTN650

Система ближньої навігації GTN650 включає в себе бортовий приймач сигналів глобальної супутникової навігаційної системи GPS, бортовий приймач сигналів систем навігації і посадки VOR / ILS / GS, а також радіостанцію MB (VNF) діапазону.

Приймач VOR / ILS / GS призначений для забезпечення польоту літального апарата в навігаційному режимі за сигналами радіомаяків VOR і для виконання заходу на посадку за сигналами посадочних маяків ILS.

Система GTN650 використовує різні бази даних. За винятком баз даних навігаційної, основної картки, Safe Taxi, і карти перешкод, які зберігаються у внутрішній пам'яті GTN650, всі інші бази даних зберігаються на окремій карті пам'яті, яка вставляється в вертикальний слот з лівого боку GTN650.

GTN використовує базу даних, що зберігається на карті пам'яті для більш легкого оновлення та заміни. Базу даних навігації можна оновити, вставивши карту з оновленнями бази даних навігації в вертикальний слот з лівого боку GTN. Актуальна база даних завантажується в блок, таким чином, що карта може бути залучена після оновлення. Кожна карта може оновити лише одну систему. Також базу даних навігації можна оновити, копіюючи бази даних на надану Garmin карту додаткових даних. Це може бути завантажено в GTN при першому використанні, і файл може залишитися на карті додаткових даних до наступного оновлення.

GTN включає в себе внутрішнє ПО для виявлення несправностей і винятків, яке активно в усіх фазах польоту, включаючи морські і віддалені операції, на маршруті, в аеропорту, і заході на посадку. Виявлення та виключення несправностей не вимагає взаємодії з пілотом. Вона складається з двох частин:

1. Функція виявлення несправностей визначає несправність супутника, яка може вплинути на навігацію.
2. Функція виключення – це можливість виключення одного або більше несправних супутників і запобігання їх впливу на навігацію.

Програма прогнозування виявлення та виключення несправностей призначена, щоб спрогнозувати функціональність. Ця програма повинна застосовуватися до початку будь-яких польотів в океанічних або важкодоступних районах із застосуванням GTN в якості основного засобу навігації.

Система ближньої навігації і посадки VOR / ILS, супутникової навігації GTN650 призначена для:

– поліпшення інформаційного забезпечення пілотів за визначенням з високою точністю поточних координат місцезнаходження вертольота при виконанні польотів в системі зональної навігації (BRNAV) відповідно до вимог нормативів RNP-5;

– прийому, обчислення та видачі споживачам поточних координат місцезнаходження вертольота ( $\phi$ ,  $\lambda$ ), GPS висоти (HGPS), а також сигналів відхилення від лінії заданого курсу і лінії глісади ( $\epsilon_g$ ,  $\epsilon_k$ ).

Для забезпечення надійності польотів на літальному апараті застосовано систему ближньої навігації і посадки VOR / ILS супутникової навігації GTN650, яка взаємодіє з курсовертикаллю AHS-525, основним пілотажним індикатором ОПІ, відповідачем вторинної радіолокації системи управління повітряним рухом GTX 33DH, цифровою системою мовного зв'язку DVCS6100.

Структурна схема з'єднань системи ближньої навігації і посадки VOR / ILS, супутникової навігації GTN650 з бортовою радіоелектронною апаратурою представлена на рис.2.1.

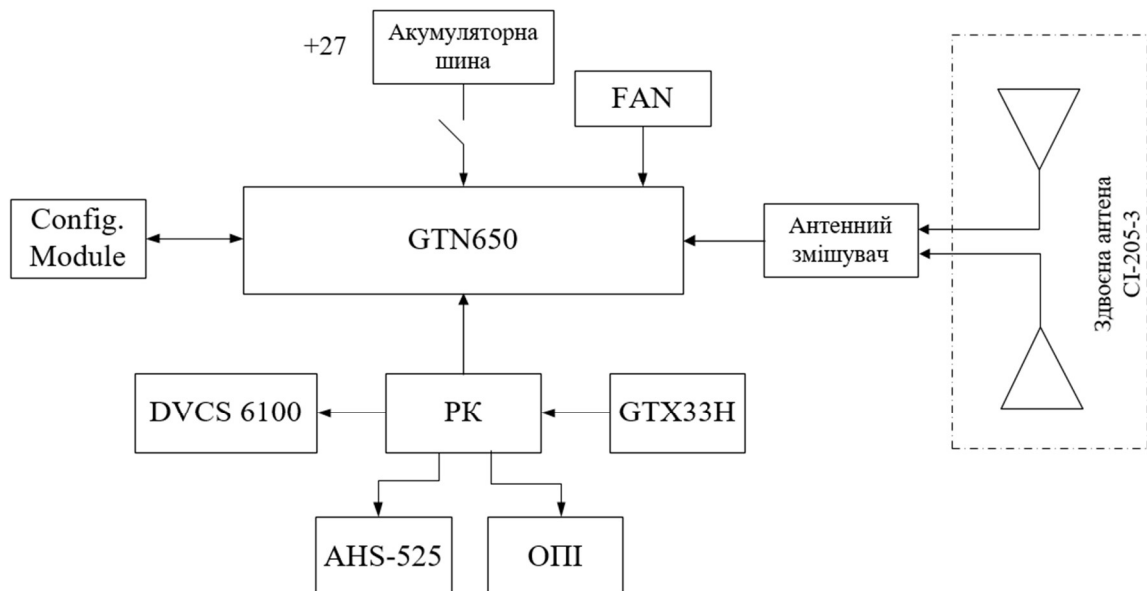


Рисунок 2.1 – Структурна схема системи ближньої навігації GTN650

Розподільна коробка узгодження (ПК) – була розроблена для підключення приладів, а також відповідає за зв'язок GTN650 з іншими системами.

DVCS 6100 – переговорний пристрій, яке виступає в якості апаратури внутрішнього зв'язку вертольота Мі-8МСБ використовується цифрова

система мовного зв'язку DVCS6100, яка призначена для забезпечення зв'язку між членами екіпажу, виходу на зовнішню радіозв'язок і комутації мовного і звукової сигналізації від систем вертольота, а також для прослуховування сигналів автоматичного радіокомпаса і пошукового радіокомпаса.

Курсовертикаль AHS-525 призначена для визначення та видачі інформації про просторове положення і курсі вертольота. На вертольоті Мі-8МСБ замість штатної курсової системи ГМК-1А встановлюється два комплекти курсовертикаль AHS-525. ГМК-1А – курсова система, яка призначена для вимірювання кутового руху вертольота по осях тангажу, крену і рискання, а також кілька акселерометрів для вимірювання лінійного руху вертольота по поздовжній, бічній і вертикальній осях і електроніку для розрахунку положення, прискорень, кутових швидкостей і, при наданні даних магнітного поля з зовнішнього магнітного датчика MSU, напрямки.

Основний пілотажний індикатор (ОПІ) – призначений для виведення інформації і взаємодіють з курсовертикаль ГМК-1А і навігаційно-зв'язковою системою GTN650. ОПІ представлений на рис.2.2, в табл. 2.1 наведені основні технічні характеристики та експлуатаційні обмеження.



Рисунок 2.2 – Основний пілотажний індикатор (ОПІ)

Таблиця 2.1 – Основні технічні характеристики та експлуатаційні обмеження:

Технічні властивості пристрою	Числові показники
Напруга живлення (постійний струм), В – номінальне	18,0 ... 32,2 28
Споживана потужність, Вт, не більше	50
Діагональ LCD-екрану, дюйм	10,4

Технічні властивості пристрою	Числові показники
Дозвіл ЖК–екрану, dpi	1024 x768
Співвідношення сторін ЖК–екрану	4: 3
Кути огляду, град:	
– по вертикалі	± 85
– по горизонталі	± 85
Сумісний з окулярами нічного бачення	MIL–STD–3009
Діапазон робочих температур, ° C	–30 ... + 55
Діапазон температур зберігання, ° C	–55 ... + 85
Експлуатаційна висота, м	12100
Габарити (L x W x H), мм	134,5 x 208,6 x 267
вага, кг	6,5

Системи ближньої навігації і посадки VOR / ILS, супутникової навігації GTN650 також використовуються в якості основної командної і резервної радіостанцій МВ діапазону, а також вони є пультом управління для відповідача вторинної радіолокації системи управління повітряним рухом GTX 33DH.

Відповідач вторинної радіолокації системи управління повітряним рухом GTX 33DH призначений для автоматичної видачі інформаційних посилок наземним радіолокаційним станціям системи управління повітряним рухом і учасникам повітряного руху, обладнаних системою TCAS по запитним сигналам. Він працює в режимах Mode A, Mode C і Mode S, ADS–B з використанням двох рознесених антен. Відповідач вторинної радіолокації системи управління повітряним рухом GTX 33DH взаємодіє з курсовертикаль AHS525, навігаційною системою GTN650. На рис.2.3 представлений GTX 33DH, в табл. 2.2 наведені основні технічні характеристики та експлуатаційні обмеження.



Рисунок 2.3 – Відповідач вторинної радіолокації системи управління повітряним рухом GTX 33DH



Таблиця 2.2 – Основні технічні характеристики та експлуатаційні обмеження

Технічні властивості пристрою	Числові показники
Робоча частота, МГц	
– передавача	1090 ± 1
– приймача	1030
Напруга живлення (постійний струм), В	11..33
Потужність передавача, Вт	
– мінімальна	125
– номінальна	250
Діапазон робочих температур, ° С	–45 +70
Робоча висота, м	16775
Габарити (L x W x H), мм	280,7 x 159,8 x 45,2
вага, кг	1,49

Приймач системи ближньої навігації і посадки VOR / ILS, супутникової навігації GTN 650 розташований на панелях приладів пілотів. Антена CI–205–3 – на хвостовій балці з боків. Антенний змішувач CI120–4 розташований всередині хвостової балки.

Система ближньої навігації і посадки VOR / ILS, супутникової навігації GTN650 має вбудовану систему контролю, яка активна в усіх фазах польоту.

Блок приймач GTN 650, зображений на рис.2.4, в табл.2.3 наведені основні технічні характеристики та експлуатаційні обмеження.



Рисунок 2.4 – Приймач GTN 650

Таблиця 2.3 – Основні технічні характеристики та експлуатаційні обмеження

Технічні властивості пристрою	Числові показники
Діапазон частот радіостанції, МГц	118 ... 136,975
Потужність передавача, Вт	10
Струм споживання передавача, А – звичайний – при передачі	0,21 1,76
Діапазон частот, МГц – VOR / LOC – GS	108–118 329–335
Частота GPS, МГц	1575 ± 42
Струм споживання в режимі NAV, А	0,38 ... 0,58
Напруга живлення (постійний струм), В	11 ... 30
Діапазон робочих температур, ° С	–20 ... + 55
Діапазон робочих висот, м	–457 ... 15250
Габарити (L x W x H), мм	285,8 x 158,8 x 67,3
Розмір дисплея (W x H), мм	113,3 x 50,3
Роздільна здатність дисплея, dpi	600 x 266
Кут огляду, градус: – ліворуч – праворуч – зверху – знизу	45 35 10 30
вага, кг	3,18

Навігаційна антена – це стандартна 50Ом горизонтально поляризована антена навігаційного / азимутального / курсового / гліссадну радіомаяка. Навігаційна антена приймає частоти VOR між 108.00 та 117.95 МГц і частоти радіомаяка між 108 і 112 МГц, а також гліссадну інформацію між 328,6 і 335,4 МГц.

Антена CI 205–3 – всенаправленняя виробництва фірми Cobham SATCOM Airborne Systems 577 Burning Tree Road Fullerton, California 92833 USA використовується по каналу VOR / LOC / GS і призначена для прийому сигналів радіомаяків VOR і посадочних радіомаяків ILS, зображена на рис.2.5, в табл.2.4 наведені основні технічні характеристики та експлуатаційні обмеження. У комплект входить два сенсорних елемента.



Рисунок 2.5 – Антена CI 205–3

Таблиця 2.4 – Основні технічні характеристики та експлуатаційні обмеження

Технічні властивості пристрою	Числові показники
Діапазон робочих частот, МГц	
– VOR / LOC	108 – 118
– GS	329 – 335
Коефіцієнт стоячої хвилі на частотах, не більше	
– VOR / LOC	5,0
– GS	5,0
Хвильовий опір, Ом	50
Поляризація	горизонтальна
Діапазон робочих температур, ° C	–55 +85
Розміри (висота), мм	133,4
вага, кг	0,79

Антенний змішувач CI120–4 (рис.2.6) виробництва фірми Cobham SATCOM Airborne Systems 577 Burning Tree Road Fullerton, California 92833 USA призначений для поєднання сигналів VOR / LOC і GS від окремих антен. Має два входи і два виходи. У табл.2.5 наведені основні технічні характеристики та експлуатаційні обмеження.



Рисунок 2.6 – Антенний змішувач CI120–4

Таблиця 2.5 – Основні технічні характеристики та експлуатаційні обмеження

Технічні властивості пристрою	Числові показники
Діапазон робочих частот, МГц	
– VOR / LOC	108 – 118
– GS	329 – 335
Хвильовий опір, Ом	50
Коефіцієнт стоячої хвилі, не більше	1,5
Розміри (висота), макс мм	23,9
вага, кг	0,045

Навігатори GTN 650 являють собою сімейство продуктів, що вмонтовуються на приладовій панелі на заміну GPS / NAV / COM навігаторів серії 400W. Вони мають 6,25 дюймів в товщину і 2,65 дюйма у висоту. У GTN 650 передбачений кольоровий сенсорний РК–дисплей 600 на 266 пікселів. GTN 650 може бути схвалений для польотів за ППП, за маршрутом, над водою, з точним і неточним заходом на посадку, а також бортовий ДВЧ приймач зв'язку, бортові приймачі АРМ / КРМ і глісадні радіомаяки (G / S).

## 2.2 Розробка моделей об'єкта автоматичного управління і елементів системи

Кутомірний канал навігації VOR призначений для визначення азимута ЛА щодо радіонавігаційної точки, в якій встановлюється наземне обладнання системи. До складу кутомірного каналу входить наземне і бортове обладнання. Наземне обладнання являє собою радіомаяк, що випромінює сигнали, прийом і обробка яких на борту ЛА дозволяє визначити його азимут. Бортове обладнання являє собою Приємоіндикатор, принцип дії якого визначається використанням в каналі методом вимірювання азимута. При такій побудові азимутального каналу його пропускна спроможність не обмежена. [15]

В даний час розрізняють три основні модифікації кутомірних систем МВ діапазону:

- з вимірюванням фази обвідної АМ коливань (VOR);
- з двоступінчастим виміром фази (PVOR);
- з використанням ефекту Доплера (DVOR).

Радіомаяки VOR мають дві передавальні антени:

1) ненаправлену антену А1 з діаграмою спрямованості (ДНА) в горизонтальній площині  $F_1(\alpha) = 1$ ;

2) спрямовану антену А2 з діаграмою спрямованості в горизонтальній площині  $F_2(\alpha) = \cos \alpha$ .

У будь-якому азимутному напрямку  $\theta$  значення діаграми спрямованості А2 характеризується величиною  $F_2(\alpha - \theta) = \cos(\alpha - \theta)$ .

Антенa А1 створює поле з напруженістю

$$e_1(t) = E_{1M} \cos \omega_0 t \quad (2.1)$$

з амплітудою  $E_{1M}$ .

Антенa А2 в будь-якому азимутному напрямку  $\theta$  створює поле

$$e_2(t) = E_{2M} \cos(\alpha - \theta) \cos \omega_0 t \quad (2.2)$$

з амплітудою  $E_{2M} \cos(\alpha - \theta)$ . (2.3)

Зазвичай для радіомаяків VOR виконується умова  $E_{1M} > E_{2M}$ .

Діаграми випромінювання антен радіомаяка VOR показані на рис. 2.7

(а).

Високочастотні сигнали формуються одним передавачем і випромінюються антенами, що мають загальний фазовий центр. При додаванні полів в просторі утворюється сумарне поле всеспрямованого РМ (рис. 2.7 (б))

$$e_{\Sigma}(t) = e_1(t) + e_2(t).$$

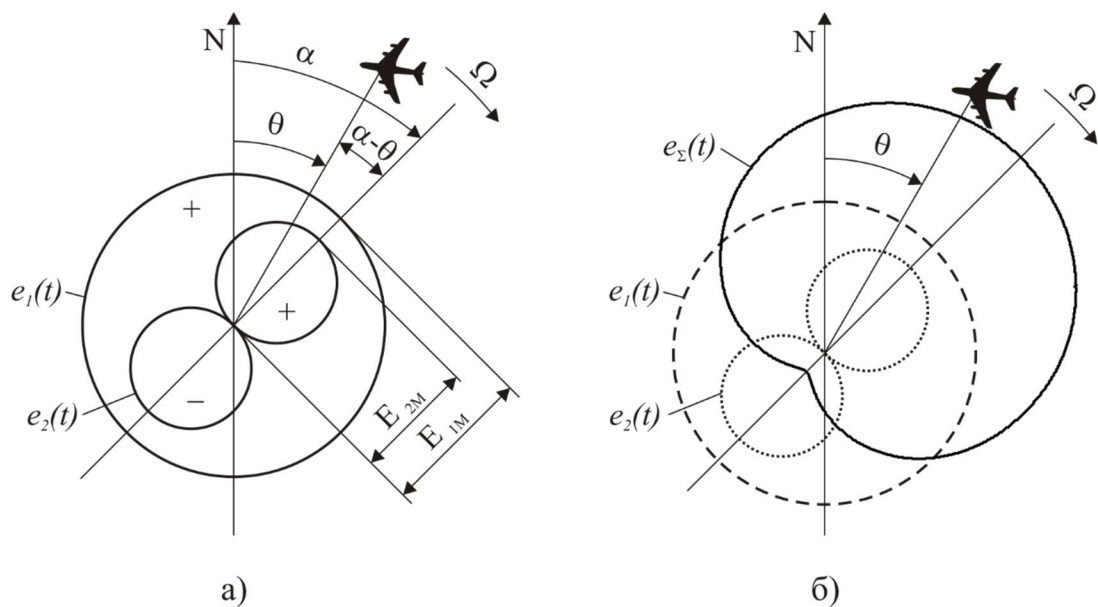


Рисунок 2.7 – Діаграми випромінювання антен радіомаяка VOR

З урахуванням виразів (2.2) і (2.3) величину сумарного поля можна виразити

$$e_{\Sigma}(t) = E_{1M} \left[ \frac{1 + E_{2M} \cos(\alpha - \theta)}{E_{1M}} \right] \cos \omega_0 t. \quad (2.4)$$

Діаграма спрямованості А2 обертається в горизонтальній площині з кутовий швидкістю

$$\Omega = \frac{2\pi n}{60},$$

де  $n$  – частота обертання ДНА в хвилину.

Тривалість одного обороту  $T$  дорівнює періоду обертання,  $T = \frac{60}{n}$ , А частота  $F = \frac{1}{T} = \frac{n}{60}$ . Частота обертання в VOR становить  $n = 1800$  об / хв ( $F = 30$  Гц).

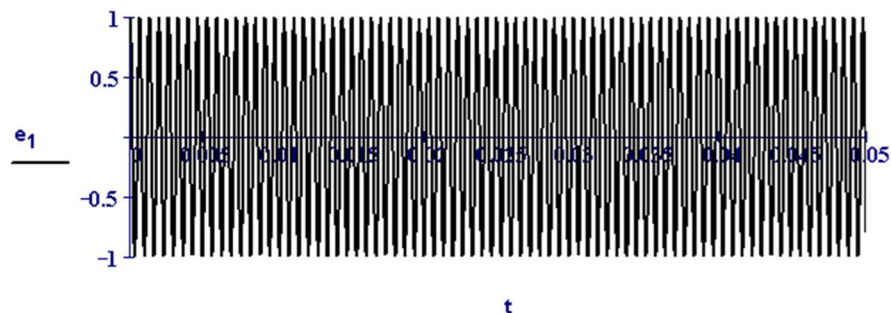
Положення діаграми спрямованості А2 (положення її максимумів) – функція часу  $\theta = \Omega t$ . Обертання антени викличе періодична зміна сумарного поля. Позначимо відношення амплітуд  $\frac{E_{2M}}{E_{1M}} = m_c$  і, підставивши в (2.4) значення  $m_c$  і  $\theta$ , отримаємо

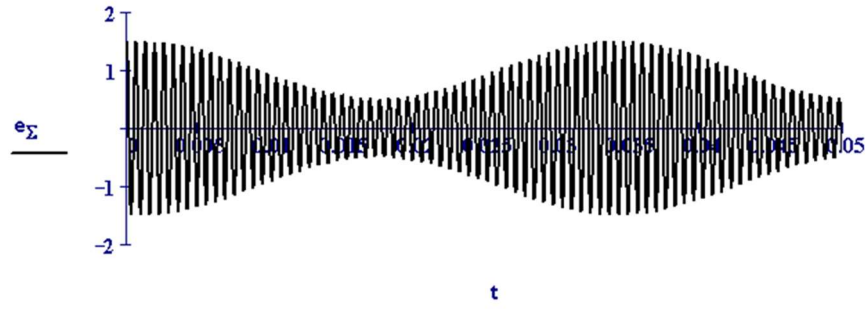
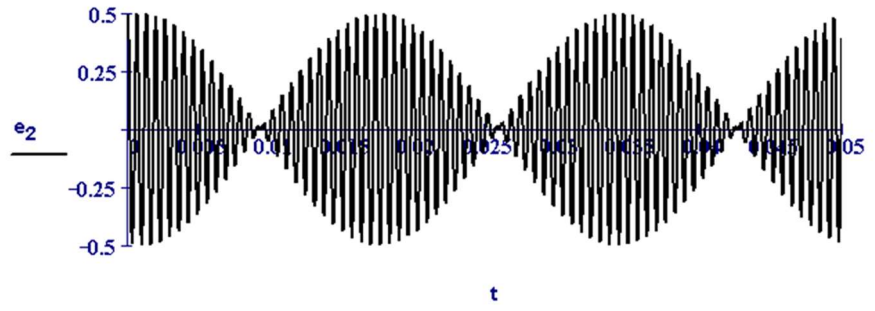
$$e_{\Sigma}(t) = E_{1M} [1 + m_c \cos(\Omega t - \theta)] \cos \omega_0 t. \quad (2.5)$$

В результаті утворюється поле з глибиною амплітудної модуляції  $m_c$ , Частотою модуляції  $\Omega = 2\pi F$  і фазою обвідної, що залежить від азимута  $\theta$ .

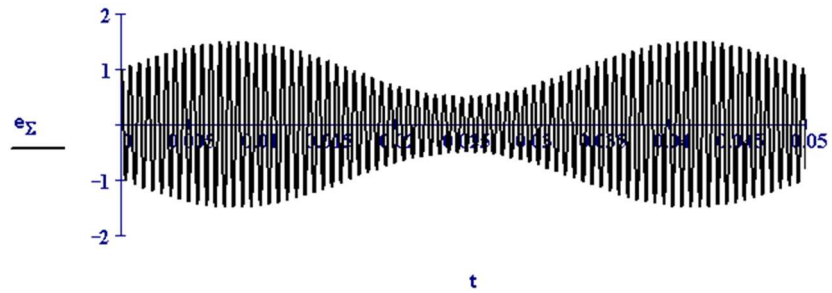
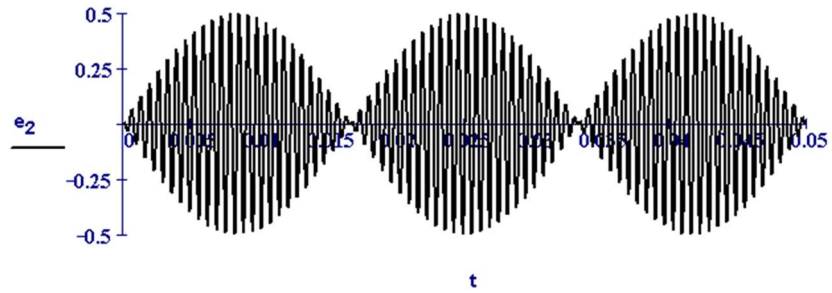
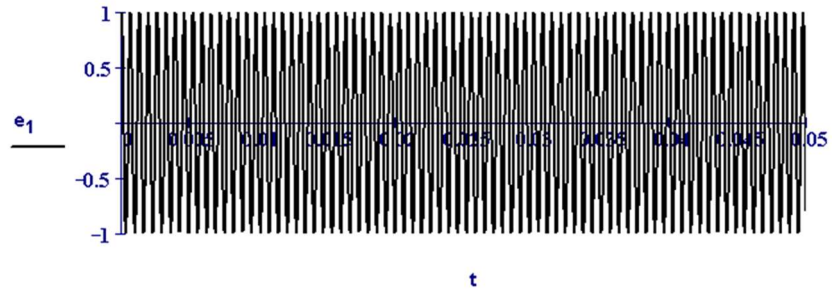
Графіки сигналів, побудовані в Mathcad для азимутів  $\theta_1=10$  і  $\theta_2=90$ , наведені на рис.2.8 а, б.

а)





б)

Рисунок 2.8 – Графіки сигналів: а)  $\theta_1=10^\circ$ ; б)  $\theta_2=90^\circ$

Коливання, що приймаються бортовим приймачем, можна представити виразом:

$$u_{IP}(t) = KU_M [1 + m_C \cos(\Omega t - \theta)] \cos \omega_0 t, \quad (2.6)$$

де  $K$  – коефіцієнт, що враховує ослаблення.

Після посилення і детектування можна виділити напруга низької частоти

$$u_C(t) = U_{CM} \cos(\Omega t - \theta), \quad (2.7)$$

фаза якого містить інформацію про азимут літака  $\theta$  :

$$u_C(t) = U_{CM} \cos \varphi_C; \quad \varphi_C = \Omega t - \theta. \quad (2.8)$$

Для виділення цієї інформації на борту ЛА необхідно мати опорний коливання, що несе інформацію про миттєве положенні ДНА. Ця інформація повинна бути закладена в фазі опорного коливання

$$u_{OP}(t) = U_{OPM} \cos \Omega t$$

з поточним значенням фази

$$\varphi_{OP}(t) = \Omega t \quad (2.9)$$

відповідним кутовому положенню ДНА в даний момент часу  $t$ .

При наявності на борту ЛА такого опорного напруги можна визначити азимут ЛА як різниця фаз опорного і азимутального сигналів (2.8) і (2.9):

$$\theta = \Delta\varphi = \varphi_{OP}(t) - \varphi_C(t).$$

### 2.3 Аналіз сигналів наземного обладнання та робота бортового обладнання

Для роботи бортового вимірювача необхідний опорний сигнал, причому однаковий для всіх ЛА. Цей сигнал необхідно передавати по окремому каналу зв'язку. З метою скорочення частотних каналів зв'язку опорний сигнал в цих системах передають на тій же частоті, що несе  $\omega_0$ , Що і азимутальний. Поділ азимутального і опорного сигналів по каналах відбувається на приймальній стороні методом частотної селекції продетектированного по амплітуді комбінованого сигналу. Така можливість з'являється при використанні для передачі опорного сигналу подвійний амплітудно–частотної модуляції. [16]

Формування сигналів наземним обладнанням і роботі обладнання показано на прикладі спрощеної структурної схеми каналу VOR (рис. 2.9).

У передавачі (ПРД) формуються високочастотні коливання частоти  $\omega_0$  У дільнику потужності (ДП) ВЧ сигнал розділяється на два канали. Частина потужності надходить у обертову антену А2. Частота обертання антени визначається блоком управління (Буа) і дорівнює  $F = 30$  Гц. У радіомаяки



застосовувалися різні способи обертання антени. У перших радіомаяки обертання антени здійснювалося механічним способом за допомогою електродвигуна. Інший спосіб передбачає застосування гоніометричних антенних систем. Пізніше були розроблені методи електронного обертання ДНА (метод електронного гоніометра), при якому ефект обертання ДНА досягається живленням двох взаємно перпендикулярних спрямованих антен з діаграмами в вигляді вісімки. Живлення антен здійснюється балансно-модульованими коливаннями із зсувом по фазі обвідної модуляції на  $90^\circ$ . Антенною А2 створюється електромагнітне поле (2.2).

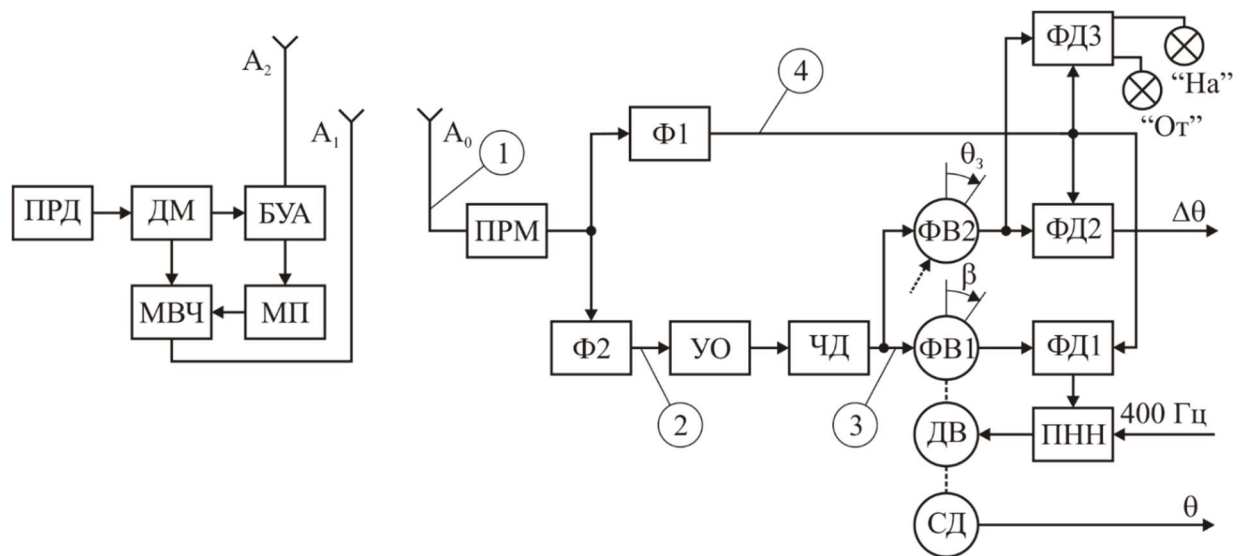


Рисунок 2.9 – Структурна схема каналу VOR

Антенна А1 є ненаправленою і призначена для формування сумарної діаграми спрямованості типу «кардіоїда» і передачі опорного сигналу. Для формування сигналу з подвійною амплітудно-частотною модуляцією вибирають коливання, частота яких набагато більше частоти обертання ДНА, але істотно менше частоти несучих коливань, і використовують ці коливання в якості допоміжних. Допоміжні коливання називаються піднесеною, для якої має виконуватися умова  $\Omega \ll \Omega_{\Pi} \ll \omega_0$ , де  $\Omega_{\Pi}$  – частота піднесутих коливань. Для системи VOR частота піднесеної дорівнює  $f_{\Pi} = 9960$  Гц. [17]

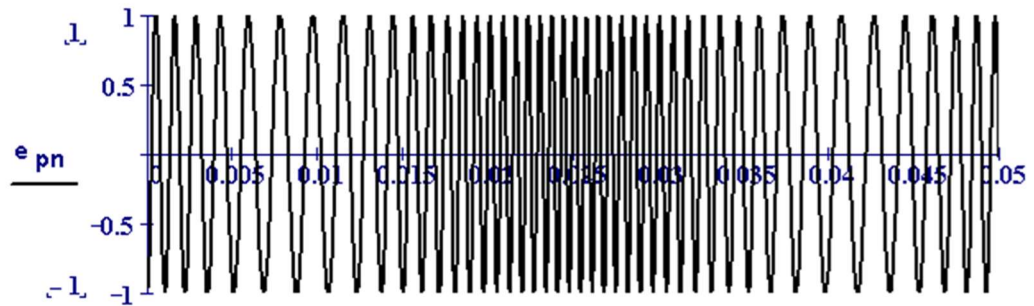
У модуляторі піднесся (МП) здійснюється частотна модуляція піднесеної опорними коливаннями частотою  $F_{оп} = 30$  Гц з девіацією частоти  $\Delta F_{\Pi} = 480$  Гц при індексі модуляції  $\frac{\Delta F_{\Pi}}{F_{оп}} = 16$ . У модуляторі МВЧ високочастотні коливання модулюються по амплітуді напругою піднесеної з глибиною модуляції  $m_{\Pi} = 30\%$ .

Антенa A1 створює поле з напруженістю

$$e_1(t) = E_{1M} \left[ 1 + m_{\Pi} \cos \left( \Omega_{\Pi} t + \frac{\Delta \Omega_{\Pi}}{\Omega} \cos \Omega t \right) \right] \cos \omega_0 t, \quad (2.10)$$

де  $m_{\Pi}$  – коефіцієнт амплітудної модуляції;  $\frac{\Delta \Omega_{\Pi}}{\Omega}$  – коефіцієнт частотної модуляції;  $\Delta \Omega_{\Pi}$  – девіація частоти, що піднесеної.

а)



б)



Рисунок 2.10 – Графіки сигналів: а) поднесушaя; б) сигнал з амплітудно-частотної модуляцією

сумарне поле

$$e_{\Sigma}(t) = e_1(t) + e_2(t)$$

впливає на антену бортового обладнання A0. На виході антени виходить сумарне коливання виду

$$u_{\Sigma}(t) = KU_M \left[ 1 + m_C \cos(\Omega t - \theta) + m_{\Pi} \cos \left( \Omega_{\Pi} t + \frac{\Delta \Omega_{\Pi}}{\Omega} \cos \Omega t \right) \right] \cos \omega_0 t \quad (2.11)$$

Амплітудно–частотний спектр сумарного коливання показаний на рис.2.11 (а).

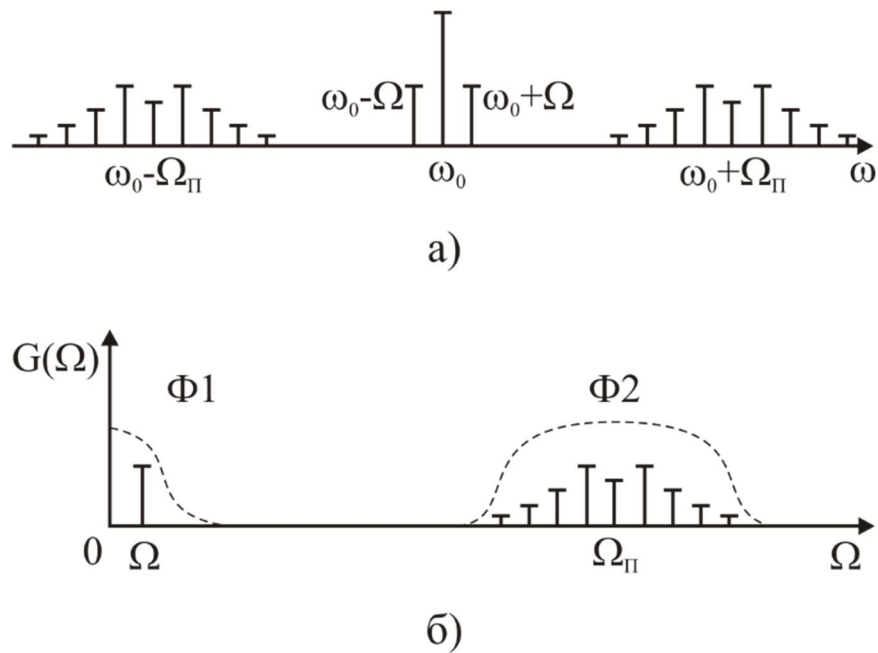


Рисунок 2.11 – Амплітудно–частотний спектр: а) прийнятого сигналу; б) обвідної прийнятого сигналу

Бортовим обладнанням необхідно виділити з сумарного азимутальний і опорний сигнали і зробити їх порівняння по фазі.

Після перетворення сумарного сигналу в приймальному пристрої (ПРМ), посилення його і детектування амплітудним детектором виділяється огинає, що містить азимутальний і опорний сигнали виду

$$u_{ог}(t) = U_{2M} \cos(\Omega t - \theta) + U_{1M} \cos\left(\Omega_{\pi} t + \frac{\Delta\Omega_{\pi}}{\Omega} \cos \Omega t\right), \quad (2.12)$$

де  $U_{2M}$  і  $U_{1M}$  – амплітуди складових повного сигналу.

З спектра сигналу (2.12), представленого на рис. 2.11 (б), робимо висновок про те, що азимутальний і опорний сигнали можна виділити шляхом частотної селекції. Для цієї мети з виходу ПРМ сигнал подається на два фільтри  $\Phi 1$  і  $\Phi 2$ .

У фільтрі  $\Phi 1$ , налаштованому на частоту  $\Omega$  ( $F = 30$  Гц), виділяється азимутальний сигнал або сигнал змінної фази, а в фільтрі  $\Phi 2$ , налаштованому на поднесущую частоту  $\Omega_{\pi}$  ( $F = 9960$  Гц), виділяється частотно–модульоване поднесущі коливання. Після симетричного обмеження в підсилювачі–обмежувачі (УО) в частотному детекторі (ЧД) виділяється опорний коливання.

В результаті перетворень отримані:

- азимутальний сигнал  $u_c(t) = U_{2M} \cos(\Omega t - \theta)$ ;
- опорний сигнал  $u_{оп}(t) = U_{опM} \cos \Omega t$ .

Опорна напруга подається на фазообертачі ФВ1 і ФВ2. У вихідному положенні вісь ФВ1 повернута на довільний кут  $\beta$ , що викликає додатковий зсув фази опорного напруги на величину  $\beta$

$$u_{оп}(t) = U_{опM} \cos(\Omega t - \beta) \text{ і } \varphi_{оп}(t) = \Omega t - \beta. \quad (2.13)$$

Азимутальне і опорна напруга подається на фазовий детектор ФД1. Різниця фаз між напругою на вході

$$\Delta\varphi(t) = \varphi_{оп}(t) - \varphi_c(t) = \theta - \beta \quad (2.14)$$

Напруга на виході фазового детектора ФД1:

$$U_{фд} = U_{MAX} \sin \Delta\varphi \quad (2.15)$$

Це постійна напруга перетворюється (в ПНН) в сигнал неузгодженості з частотою 400 Гц і подається на керуючу обмотку електродвигуна (ДВ), який повертає вісь ротора фазоврацателя ФВ1 до тих пір, поки різниця фаз  $\Delta\varphi$  не стане рівною нулю. При цьому  $U_{фд} = 0$  і  $\beta = \theta$ . Таким чином, кут повороту ротора фазоврацателя ФВ1 стає рівним азимуту літака. Ось ФВ1 пов'язана з віссю сельсин-датчика (СД), який передає результати вимірювань на покажчики азимута.

В системі VOR передбачена можливість польоту літака по заданому азимуту  $\theta_3$ . Для цього в схему введені ФД2 і ФВ2. Ось ФВ2 повертається вручну і встановлюється на заданий кут  $\theta_3$ . При цьому фаза опорного напруги  $u_{оп}$  додатково зсувається на величину  $\theta_3$  і стає

$$\varphi_{оп}(t) = \Omega t - \theta_3. \quad (2.16)$$

Ця напруга подається на вхід ФД2. На другий вхід подається азимутальне напруга  $u_c$  з фазою

$$\varphi_c(t) = \Omega t - \theta.$$

Різниця фаз азимутального і опорного напруг на вході ФД2

$$\Delta\varphi(t) = \varphi_{оп}(t) - \varphi_c(t) = \theta - \theta_3 = \Delta\theta. \quad (2.17)$$

Після фазового детектування згідно (2.15) на виході детектора

$$U_{фд} = U_{MAX} \sin \Delta\theta.$$

Коли  $U_{фд} = 0$ ,  $\Delta\theta = 0$  і  $\theta = \theta_3$  азимут літака збігається з заданим напрямом. Це завдання вирішується при польоті ЛА на радіомаяк VOR або від нього. Для індикації польоту на радіомаяк або від нього в схему вводиться ФД3, на який подаються:

азимутальне напруга  $u_c(t) = U_{2M} \cos(\Omega t - \theta)$  з фазою

$$\varphi_C(t) = \Omega t - \theta;$$

опорна напруга  $u_{оп}(t) = U_{опM} \cos(\Omega t - \theta_3 + 90)$  з фазою

$$\varphi_{оп}(t) = \Omega t - \theta_3 + 90. \quad (2.18)$$

Різниця фаз цих напруг

$$\Delta\varphi(t) = \varphi_{оп}(t) - \varphi_C(t) = \theta - \theta_3 + 90. \quad (2.19)$$

При польоті на радіомаяк відповідно до (1.15), коли  $\theta = \theta_3$ , На виході ФДЗ

$$U_{ФД} = +U_{MAX}. \quad (2.20)$$

При прольоті радіомаяка поточний азимут літака змінюється на  $180^\circ$ , тоді  $\theta = \theta_3 \pm 180$ . Зміна азимута викликає зміну полярності напруги на виході ФДЗ

$$U_{ФД} = -U_{MAX}, \quad (2.21)$$

при цьому вимикається табло «На», включається табло «Від».

На рис. 2.12 наведені напруги в характерних точках схеми бортового обладнання.

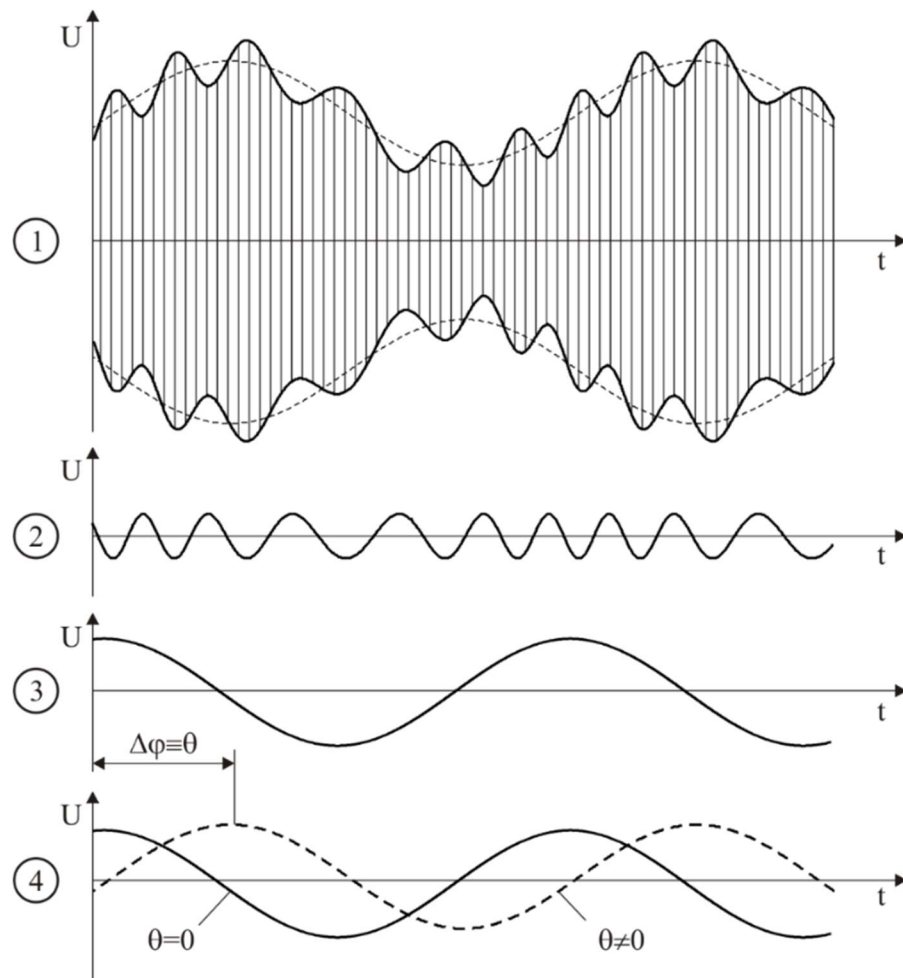


Рисунок 2.12 – Вид фазових співвідношень в системі VOR

Напруга (1) на вході приймача являє собою сукупність високочастотного сигналу  $\omega_0$ , амплітудно–модульованого сигналом піднесеної  $\Omega_{\Pi}$  в свою чергу частотно–модульованої опорним сигналом  $\Omega_{оп}$ . У сигналі також присутній амплітудна модуляція сигналом змінної фази  $\Omega$  (Азимутним сигналом).

Напруга (2) на виході фільтра Ф2 – сигнал частоти, що піднесеної  $\Omega_{\Pi}$  частотно–модульованої опорним сигналом  $\Omega_{оп}$ .

Напруга (3) на виході частотного детектора – опорний сигнал  $\Omega_{оп}$

Напруга (4) на виході фільтра Ф1 – сигнал змінної фази  $\Omega$ .

Всеспрямовані радіомаяки VOR працюють в діапазоні 108 ... 118 МГц. В даний час цей діапазон ділиться на 200 фіксованих частот з дискретністю 50 кГц. З 200 для роботи з радіомаяками VOR виділяється 160 частот, решта 40 частот призначаються для роботи курсових радіомаяків посадочних систем МВ діапазону. В системі передбачена передача сигналів розпізнавання маяка кодом Морзе за допомогою тональної модуляції несучих коливань з частотою FM = 1020 гц або мовним повідомленням.

Маяки випускаються для установки на повітряних трасах і для роботи на аеродромах. При потужності передавачів РМ до 50 Вт їх дальність дії при висоті польоту ЛА 10 ... 12 км досягає 250 ... 370 км.

#### 2.4 Синтез закону керування для пристрою автоматичного управління

З метою підвищення точності азимутальних вимірювань системи VOR, була створена система PVOR. Точність фазових вимірювань можна підвищити за рахунок збільшення частоти порівнюваних коливань. Однак збільшення частоти азимутального і опорного сигналів призводить до необхідності підвищення частоти обертання спрямованої антени, в іншому випадку виникає неоднозначність вимірювань азимута. Збільшення ж частоти обертання антен пов'язано з конструктивними проблемами. [18]

Для підвищення точності вимірювання в системі PVOR використовується двоканальний метод вимірювання азимута. Два каналу, грубий і точний, призначені для вирішення завдань однозначності і точного вимірювання фази відповідно.

Антенна система радіомаяка PVOR (рис. 2.13 (а)) складається з центральної антени А1, що представляє собою вертикальний вібратор, і двох обертаються навколо своєї осі коаксіальних циліндрів А2 і А3.

Циліндри виконані з радіопрозорого матеріалу і обертаються синхронно з частотою 15 Гц. Уздовж однієї зі утворюють внутрішнього циліндра А2

розташований один пасивний відображає елемент (рефлектор). Центральна антена живиться імпульсно-модульованих коливаннями несучої частоти з постійним коефіцієнтом заповнення. Система, що складається з центрального вібратора  $A_1$  і циліндра  $A_2$ , має ДН типу «кардіоїда», в якій максимум випромінювання спрямований на північ в той момент часу, коли рефлектор розташовується в південному напрямку. Підвищення точності вимірювання азимута досягається застосуванням багатопелюсткових ДНА. Для отримання такої ДН на зовнішньому обертається циліндрі  $A_3$  встановлюється 9 рефлекторів, які розташовуються уздовж утворюють на рівних відстанях один від одного (через  $40^\circ$ ).

Застосування багатопелюсткових ДН теоретично повинно приводити до зменшення похибок, обумовлених перевідбиттями сигналами, в кілька раз, де  $K$  – число пелюсток. Однак при великій кількості пелюсток виникає проблема з дозволом неоднозначності визначення азимуту. З урахуванням всіх факторів, що впливають на точність вимірювання азимуту, похибка в грубому каналі в умовах сильно пересіченій місцевості може досягти значення  $20^\circ$ . У зв'язку з зазначеними причинами кількість пелюсток вибирається рівним 9.

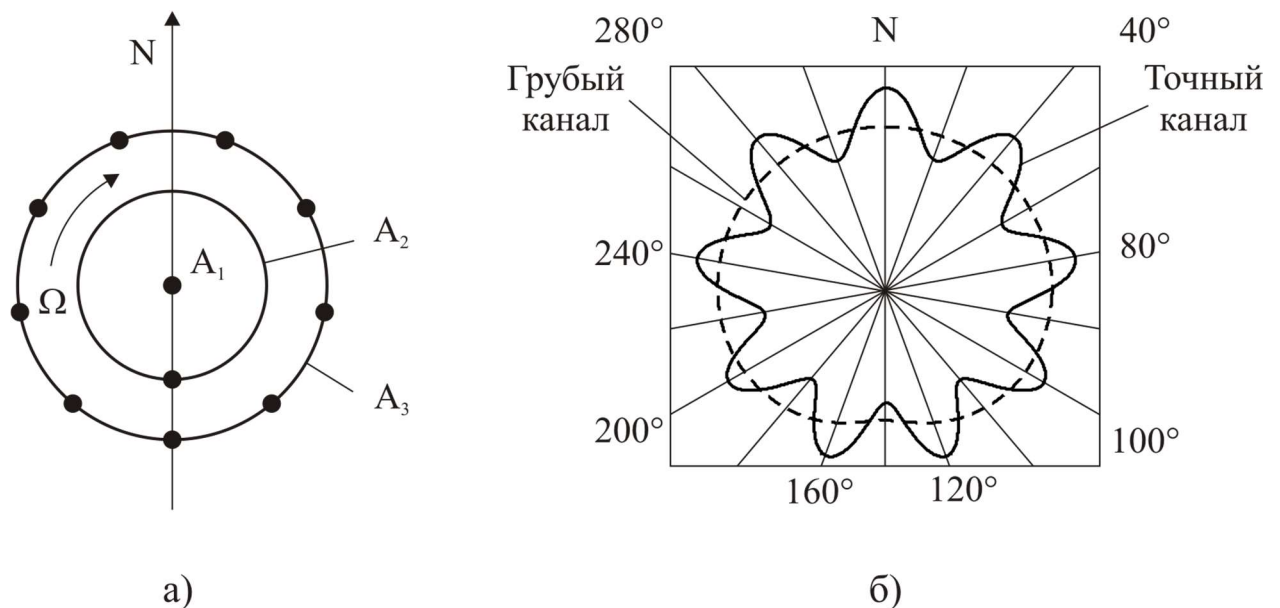


Рисунок 2.13 – Антенна система PVOR:

а) конструкція антеною системи; б) ДНА в горизонтальній площині

При обертанні зовнішнього циліндра  $A_3$  синхронно з внутрішнім  $A_2$  на основну модуляцію (15 Гц) накладається дев'ята гармоніка коливань, що має частоту 135 Гц. На частоті 135 Гц проводиться уточнення азимута (точний канал).

Діаграма спрямованості системи (рис. 2.13 (б)) являє собою кардиоиду (ДНА грубого каналу), на яку накладено періодична функція азимутального кута, що має 9 періодів, кожен з яких дорівнює  $40^\circ$  (ДНА точного каналу). Діаграма обертається в горизонтальній площині з частотою 15 Гц.

Розподіл інтенсивності випромінювання в азимутальній площині в радіомаяки PVOR:

$$F(\alpha) = 1 + m_r \cos \alpha + m_T \cos K\alpha, \quad (2.22)$$

де  $m_r, m_T$  – чисельні коефіцієнти, що характеризують глибину АМ на відповідних частотах модуляції;  $K$  – кількість максимумів використовуваної функції спрямованості.

При такій діаграмі спрямованості рівень випромінювання в будь-якому азимутному напрямку  $\theta$  (Рис. 2.14) характеризується величиною

$$F(\alpha - \theta) = 1 + m_r \cos(\alpha - \theta) + m_T \cos K(\alpha - \theta). \quad (2.23)$$

Діаграма випромінювання обертається в горизонтальній площині з кутовою швидкістю  $\Omega$  і займає кутове положення

$$\alpha = \Omega t. \quad (2.24)$$

Наявність обертання антени дозволяє сформувати азимутальний сигнал

$$e_c(t) = E_M F(\alpha - \theta) \cos \omega_0 t. \quad (2.25)$$

Підставивши у вираз (2.25) вираження (2.23) і (2.24) отримаємо

$$e_c(t) = E_M [1 + m_r \cos(\Omega t - \theta) + m_T \cos K(\Omega t - \theta)] \cos \omega_0 t. \quad (2.26)$$

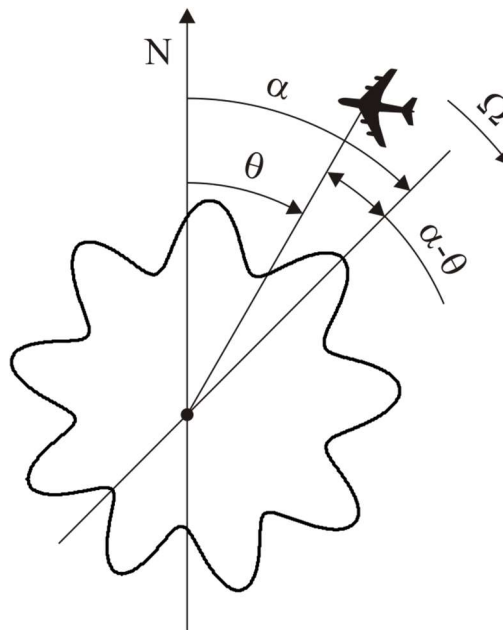


Рисунок 2.14 – Вимірювання азимута в системі PVOR



Після прийому, посилення і детектування азимутального сигналу в бортовому обладнанні, можна виділити низькочастотна напруга

$$u_C(t) = U_{ГСМ} \cos(\Omega t - \theta) + U_{ТСМ} \cos K(\Omega t - \theta). \quad (2.27)$$

Вираз можна спростити, уявивши

$$u_C(t) = U_{ГСМ} \cos \varphi_{ГС} + U_{ТСМ} \cos K \varphi_{ТС}$$

де  $\varphi_{ГС}(t) = \Omega t - \theta$  – фаза азимутального сигналу грубого каналу;

$\varphi_{ТС}(t) = K(\Omega t - \theta)$  – фаза азимутального сигналу точного каналу.

Ця напруга містить інформацію про частоту обертання ДНА (частоті грубого каналу)

$$\Omega = \frac{2\pi n}{60} = 2\pi F_G,$$

звідки  $F_G = \frac{n}{60}$ . При  $n = 900$  об / хв  $f_G = 15$  Гц.

Напруга містить також інформацію про частоту точного каналу

$$K\Omega = K \frac{2\pi n}{60} = 2\pi F_T, \text{ де } F_T = 135 \text{ Гц.}$$

Через центральну антену А1 випромінюється сигнал, що містить опорні коливання. Опорні сигнали для грубого і точного каналів передаються за допомогою імпульсно-кодової модуляції.

Передавач радіомаяка RVOR працює в імпульсному режимі. Кожен сигнал передавача представляє групу з двох імпульсів тривалістю по 3,2 мкс з постійним інтервалом між ними, рівним 12 мкс. Сигнали радіомаяка, за винятком сигналів опорного напруги, мають випадковий розподіл в часі. Кількість хаотично наступних у часі сигналів рівна 2700 імпульсів в секунду або 180 за один оборот антени.

Опорні сигнали грубого вимірювання передаються один раз за один оборот антени, коли максимум випромінювання проходить через північний напрямок. Північний опорний сигнал являє послідовність дванадцяти пар імпульсів, які йдуть одна за одною з постійним інтервалом 30 мкс. Отже, для грубого вимірювання передається в секунду  $12 \times 15 = 180$  пар імпульсів.

Опорні сигнали точного вимірювання передаються кожен раз, коли через напрямок півночі проходить черговий максимум девятилепесткової характеристики. Опорний сигнал точного вимірювання являє послідовність шести пар імпульсів, які йдуть одна за одною з постійним інтервалом 24 мкс. Всього за секунду передається в секунду  $6 \times 8 \times 15 = 720$  пар імпульсів.

Загальна кількість пар імпульсів, випромінюваних в секунду радіомаяків, досягає 3600.

На борту ЛА виділяється низькочастотна напруга опорного сигналу

$$u_{оп}(t) = U_{ГопМ} \cos \Omega t + U_{ТопМ} \cos K\Omega t. \quad (2.28)$$

У спрощеному вигляді (2.28) можна представити як

$$u_{оп}(t) = U_{ГопМ} \cos \varphi_{Гоп} + U_{ТопМ} \cos K\varphi_{Топ},$$

де  $\varphi_{Гоп}(t) = \Omega t$  – фаза опорного сигналу грубого каналу;

$\varphi_{Топ}(t) = K\Omega t$  – фаза опорного сигналу точного каналу.

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

При грубих вимірах  $\Delta\varphi_{Г}(t) = \varphi_{Гоп}(t) - \varphi_{Гс}(t) = \theta_{Г}$ . Азимут визначається однозначно, але з малою точністю.

При точних вимірах  $\Delta\varphi_{Т}(t) = \varphi_{Топ}(t) - \varphi_{Тс}(t) = K\theta_{Т}$ . Азимут визначається точно, але не однозначно.

Двоступеневі вимірювання дозволяють визначити азимут однозначно і з високою точністю. Методика двоступеневих вимірювань наведена на рис. 2.15. [19]

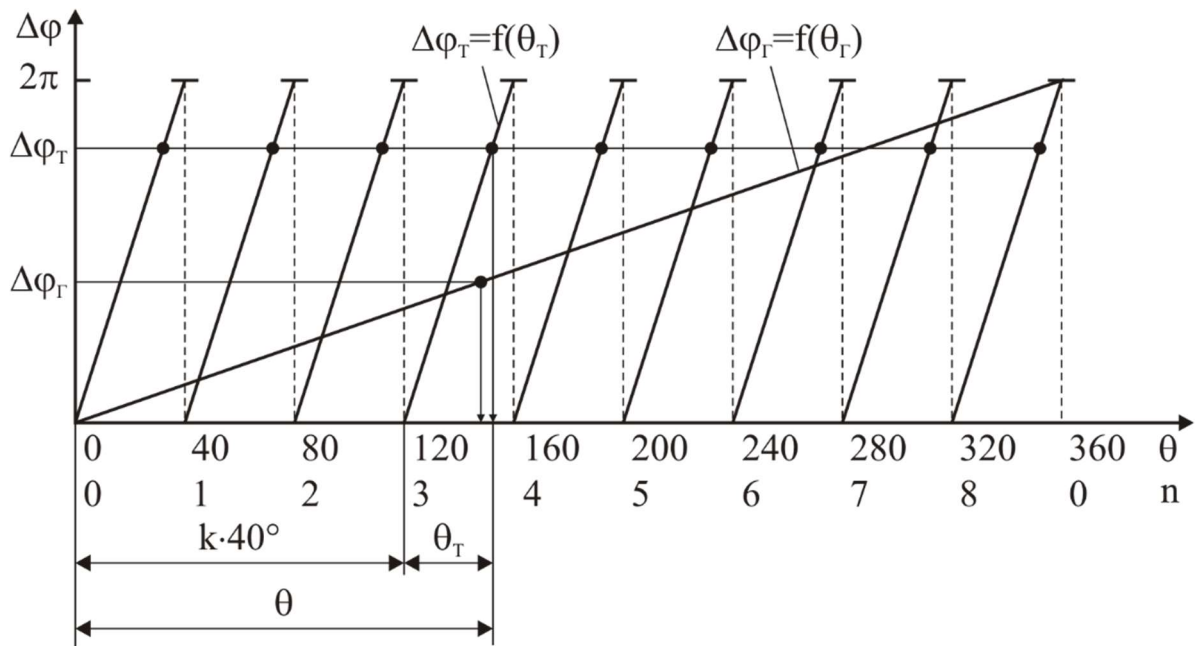


Рисунок 2.15 – Двоступеневе визначення азимуту

Грубе вимір різниці фаз  $\Delta\varphi_{Г}$  дозволяє визначити зону однозначного відліку шириною  $\frac{360^{\circ}}{K}$ , в межах якої знаходиться азимут ЛА і отримати число

таких зон  $k$ , що входять в азимут. Точне вимірювання різниці фаз  $\Delta\varphi_T$  дозволяє визначити точне положення ЛА всередині цієї зони  $\theta_T$ .

Азимут ЛА є сумою результатів вимірювань

$$\theta = k \cdot 40^\circ + \theta_T, \quad k = 0, 1, 2 \dots 8, \quad 0 \leq \theta_T \leq 40^\circ. \quad (2.29)$$

Якщо обидві ступені вимірювань проводяться однаковими пристроями (Фазометр) і в однакових умовах, то похибки вимірювання різниці фаз можна вважати однаковими. У зв'язку зі збільшенням частоти коливань в До раз точність повинна також збільшитися в До раз. Реальна точність вимірювання азимута в системі PVOR приблизно в 4 ... 5 разів вище, ніж в системі VOR в тих же умовах.

На рис.2.16 представлена структурна схема вимірювача азимута системи PVOR. На вхід азимутального каналу надходять поодинокі імпульси з виходу приймача після дешифратора. Дешифратор бортового обладнання пропускає імпульсні сигнали з кодовою розстановкою імпульсів 12 мкс. Напряга змінної фази і опорна напруга виділяються в самостійні каналах.

Для отримання опорних напруг імпульси з виходу дешифратора посилюються і обмежуються в підсилювачі–обмежувачі. Імпульси постійної амплітуди надходять в декодуєчі каскади. Декодуєчий каскад грубого каналу (ДКГ) виділяє з хаотичної послідовності імпульсів сигнали, що відповідають групам з 12 імпульсів, наступних з інтервалом 30 мкс. Ці сигнали перетворюються в опорну напругу 15 Гц. Декодуєчий каскад точного каналу (ДКТ) виділяє імпульсні послідовності, що складаються з шести елементів з інтервалом 24 мкс, і формує опорна напруга частоти 135 Гц. Опорні напруги частот 15 і 135 Гц надходять на фазові детектори грубого (ФДГ) і точного (ФДТ) каналів відповідно.

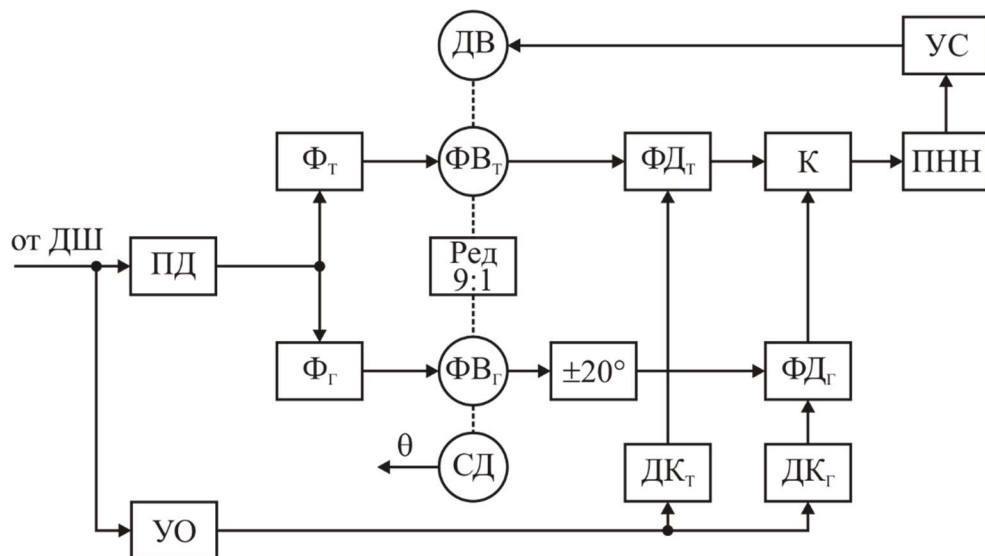


Рисунок 2.16 – Структурна схема вимірювача азимута PVOR

У каналі змінної фази виробляється напруга, що відтворює закон амплітудної модуляції сигналів радіомаяка. Виділення обвідної проводиться піковим детектором. Вихідна напруга детектора подається на фільтри грубого (ФГ) і точного (ФТ) каналів, які виділяють коливання частот 15 і 135 Гц відповідно.

Бортове обладнання містить два автоматичних стежать фазометра, один з яких працює на частоті 15 Гц і служить для усунення багатозначності, інший – на частоті 135 Гц і служить для точного вимірювання азимута. Принцип дії фазометрів аналогічний роботі фазометра, розглянутого на прикладі вимірника системи VOR (рис.2.7). Відповідні ротори фазоврацателів точного (ФВТ) і грубого (ФВГ) каналів пов'язані між собою механічно через редуктор з передавальним числом 9: 1 (Ред 9: 1).

У режимі «Пошук» двигун (ДВ) обертає ротори фазоврацателів до моменту вимірювання азимута в грубому каналі. Для вимірювання в каналі формується строб  $\pm 20^\circ$  частотою 15 Гц з фазою, що залежить від азимута літака. Строб надходить на вхід фазового детектора ФД Г. Після грубого вимірювання азимута система переходить в режим «Стеження». В цьому режимі вихідна напруга фазового детектора ФД Т через замкнутий комутатор К надходить на перетворювач ПНН. Двигун обертається до моменту зникнення напруги з виходу ФДТ тобто до моменту вимірювання азимута в точній каналі.

Таким чином, кутове положення роторів фазоврацателів відповідає значенню азимута. Значення азимута передається на покажчик за допомогою сельсин–датчика (СД).

У систему може входити, крім азимутального, дальномерний канал. при совместной роботі з літаковим радіодалекоміри передавач радіомаяка використовується одночасно як відповідач радіодальномера. При цьому частина або все хаотично наступні сигнали передавача заміщуються відповідними сигналами на сигнали запиту радіодальномерів.

У радіомаяках PVOR передбачений спеціальний режим для подачі позовних сигналів. При подачі позовних сигналів передавач виробляє сигнали з постійною частотою повторення 2700 Гц. На виході приймального пристрою при цьому утворюється змінна напруга тони 2700 Гц. Маніпулюючи часом передачі цих сигналів, можна передавати сигнали азбукою Морзе.

Метод двоступеневого визначення азимуту реалізований в кутомірно–далекомірної системі TACAN. Система була розроблена в основному для потреб ВПС і ВМФ США і країн НАТО. Частотний діапазон, який використовується в PVOR, займає 962 ... 1213 МГц. У порівнянні з VOR

система з двоступінчастим виміром азимута має більш високу точність ( $0,75 \dots 1^\circ$ ), Порівняно невеликі габаритні розміри і масу.

Застосування двоступеневого методу передбачає використання спеціальної бортової апаратури. Для підвищення точності вимірювання азимута бортовим обладнанням системи VOR були розроблені радіомаяки, принцип роботи яких заснований на використанні ефекту Доплера. Система отримала назву DVOR (Doppler VOR).

Принципу дії антеною системи, що складається з центральної і бічної антен, представлено на рис. 2.16. Центральна антена АЦ розташована на початку координат, бічна АБ – на відстані  $R$  від центральної під кутом  $\alpha$  до початкової лінії відліку (напрямку на північ).

Сигнали від антен АЦ і АБ приймаються бортовим обладнанням в віддаленій точці з азимутом  $\theta$ . Бічна антена обертається по колу радіуса  $R$  з кутовою швидкістю

$$\Omega = \frac{2\pi n}{60},$$

де  $n$  – частота обертання антени в хвилинах.

Лінійна швидкість обертання антени  $V = \Omega R$ . тоді радіальна складова швидкості у напрямку  $\theta$

$$V_R = V \sin(\alpha - \theta). \quad (2.30)$$

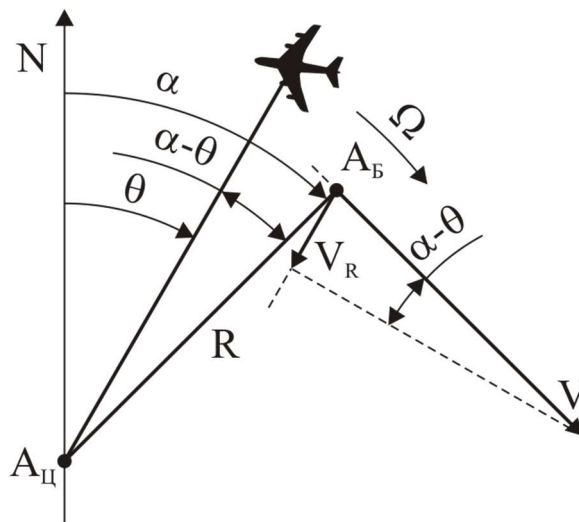


Рисунок 2.17 – Використання ефекту Доплера в DVOR

Поточне кутове положення бокової антени  $\alpha = \Omega t$ . коли  $t = 0$ ,  $\alpha = 0$ , Антена знаходиться на початковій лінії відліку. З урахуванням (2.30) радіальна швидкість

$$V_R(t) = \Omega R \sin(\Omega t - \theta). \quad (2.31)$$

При прийомі коливань від обертової бічної антени АБ в точці прийому виникає доплеровській зрушення частоти

$$F_D = \frac{V_R}{\lambda}.$$

З урахуванням виразу (2.31)

$$F_D(t) = \frac{\Omega R \sin(\Omega t - \theta)}{\lambda}. \quad (2.32)$$

позначимо  $\frac{\Omega R}{\lambda} = F_{DM}$ , тоді

$$F_D(t) = F_{DM} \sin(\Omega t - \theta). \quad (2.33)$$

З виразу (2.33) видно, що доплеровській зрушення частоти  $F_D$ , Отриманий в результаті обертання бічної антени, пов'язаний з азимутом літального апарату  $\theta$ .

Приймаючи такий сигнал на ЛА, можна виділити робочу напругу виду

$$u_c(t) = U_{CM} \cos(\Omega t - \theta),$$

фаза якого залежить від азимута.

Через центральну антену АЦ, на борт ЛА передається опорна напруга виду

$$u_{оп}(t) = U_{опМ} \cos \Omega t,$$

фаза якого не залежить від азимута. При порівнянні фази опорного і змінного сигналу в бортовому обладнанні визначається азимут літака.

Основна перевага доплеровских радіомаяків в 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 в сучасних системах DVOR замість обертових антен встановлюють нерухомі антенні решітки, що складаються з великого числа антен, розташованих по колу, і застосовують механічну або електронну комутацію антен. При цьому формат сигналів доплеровских радіомаяків DVOR прагнуть вибрати однаковим з радіомаяками VOR, щоб мати можливість прийому їх на літаку за допомогою однотипної бортової апаратури без будь-якого доопрацювання або заміни.

Антенна система радіомаяка DVOR (рис. 2.18) складається з великого числа, наприклад п'ятдесяти, вібраторів В1 ... В50, розміщених рівномірно по колу радіусом  $R$ . Протилежні вібратори, наприклад В1 і В26, живлять

струмами з частотами  $f_{1,26} = f_0 \pm f_{\Pi}$ , де  $f_0$  – несуча частота,  $f_{\Pi}$  – частота, що дорівнює частоті, системи VOR 9960 Гц. Почергове підключення пар вібраторів до джерел високої частоти імітує їх обертання по колу з частотою обертання  $\Omega = 30$  Гц.

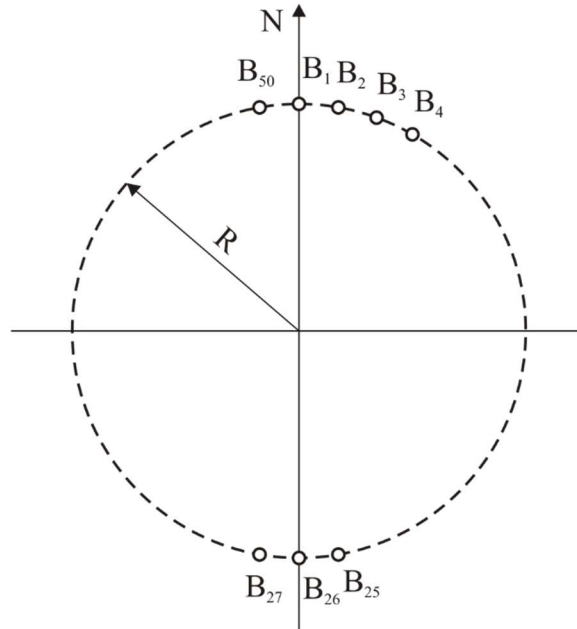


Рисунок 2.18 – Антенна система радіомаяка DVOR

Прийняті на борту ЛА коливання в зв'язку з наявністю доплерівського зсуву мають частоти  $f_{1,26} = f_0 \pm f_{\Pi} \pm F_{\text{Д}}$ , Тобто коливання промодульованної по частоті з девіацією частоти  $\Delta f_{\text{Д}} = \frac{\Omega R}{\lambda}$ .

Через центральну антену випромінюється опорний сигнал, який представляє собою амплітудно–модульовані коливання

$$e_{\text{ц}}(t) = E_{\text{цМ}} (1 + m_{\text{оп}} \cos \Omega t) \cos \omega_0 t.$$

В результаті складання полів центральної антени і бічних вібраторів в точці прийому утворюється сигнал

$$e_{\Sigma}(t) = E_{\text{цМ}} [1 + m_{\text{оп}} \cos \Omega t + m_{\Pi} \cos(\Omega_{\Pi} t + m_{\text{чМ}} \cos(\Omega t - \theta))] \cos \omega_0 t, (2.34)$$

де  $m_{\text{чМ}} = \frac{2\pi R}{\lambda}$  – індекс приватної модуляції.

З виразу (2.34) зроблено висновок, що даний сигнал по структурі ідентичний сигналу стандартного VOR. Відмінність обробки сигналу радіомаяка DVOR полягає в тому, що азимутальний сигнал (сигнал змінної фази) передається по ЧС каналу і виділяється фільтром Ф2, а опорний сигнал передається по АМ каналу і виділяється в ботів обладнанні фільтром Ф1.

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

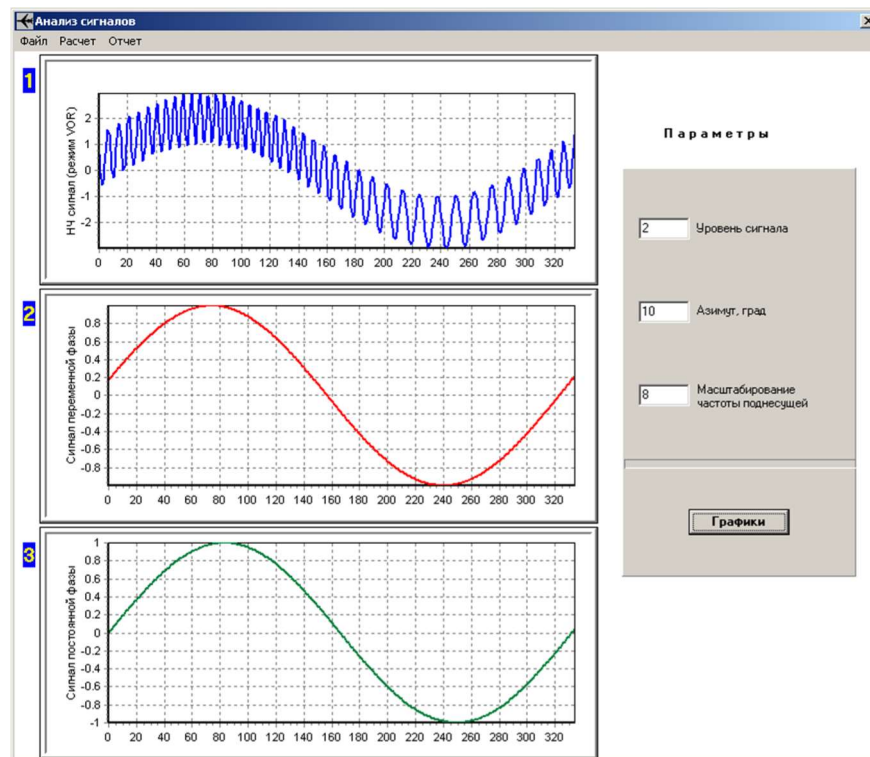
Практично повністю вдалося виключити вплив рельєфу місцевості на точність каналу азимута при розробці прецизійної системи PDVOR (Precision Doppler VOR). У наземних радіомаяки цієї системи сигнал опорної фази передається за допомогою частотної модуляції допоміжної частоти, що піднесеної  $f_{\text{п оп}} = 6500 \text{ Гц}$ .

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, відповідні опорного сигналу DVOR.

## 2.5 Моделювання динаміки системи управління при заданих умовах і зовнішніх впливах

Поділ в бортовому вимірнику азимутального і опорного сигналів відбувається методом частотної селекції протектированного комбінованого сигналу. Результати моделювання сигналів апаратури VOR, побудовані в Mathcad для азимутів  $\theta_1=10^\circ$  і  $\theta_2=90^\circ$  представлені на рис.2.19.

a)





б)

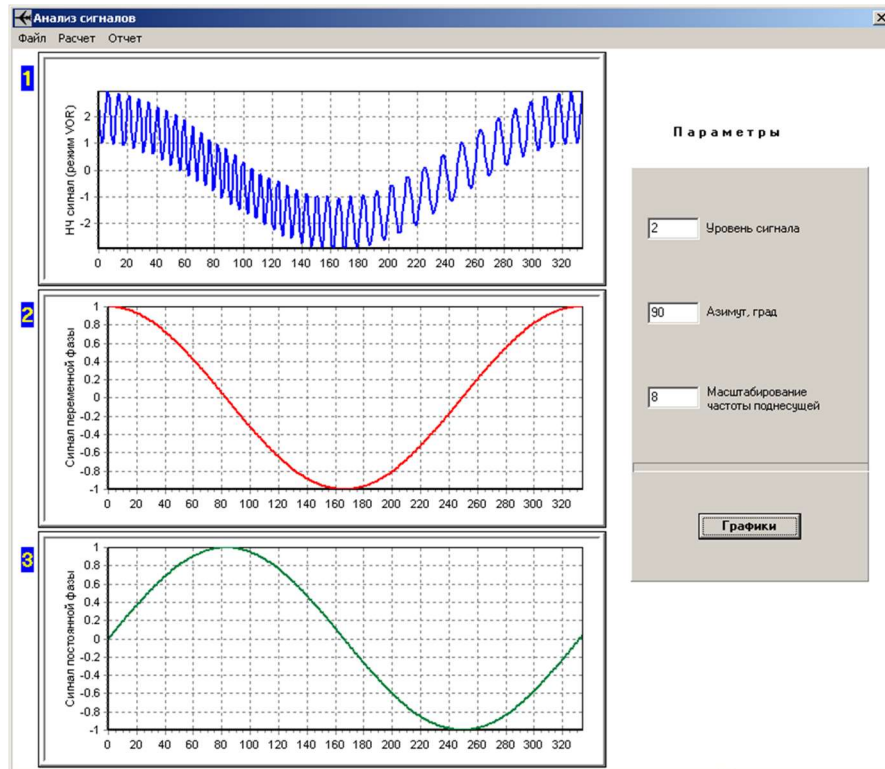


Рисунок 2.19 – Графіки сигналів: а)  $\theta_1=10^\circ$  б)  $\theta_2=90^\circ$

- 1 – продетектированный комбинированный сигнал;
- 2 – частотная селекция азимутального сигнала;
- 3 – частотная селекция опорного сигнала.

Пошибка вимірювання азимута в каналі VOR знаходиться в межах 1 ... 3,5° і в значній мірі залежить від характеру місцевості, що є основним недоліком цієї системи.

Результати моделювання каналів систем типу ILS наведені на рис.2.20:

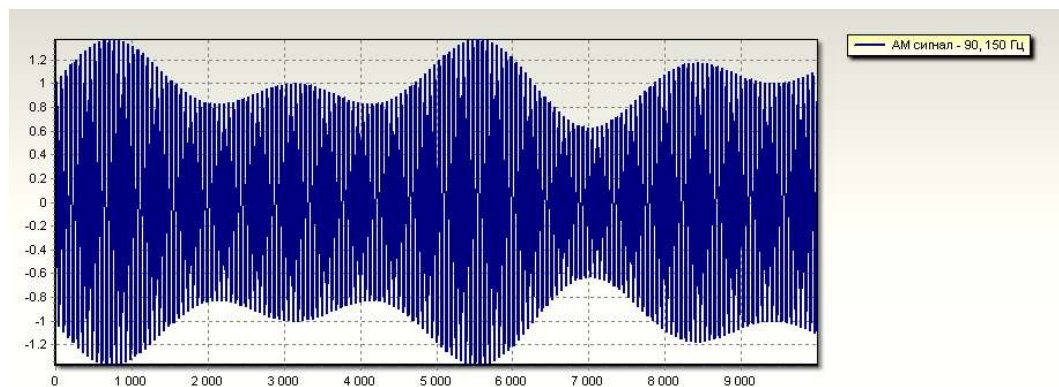
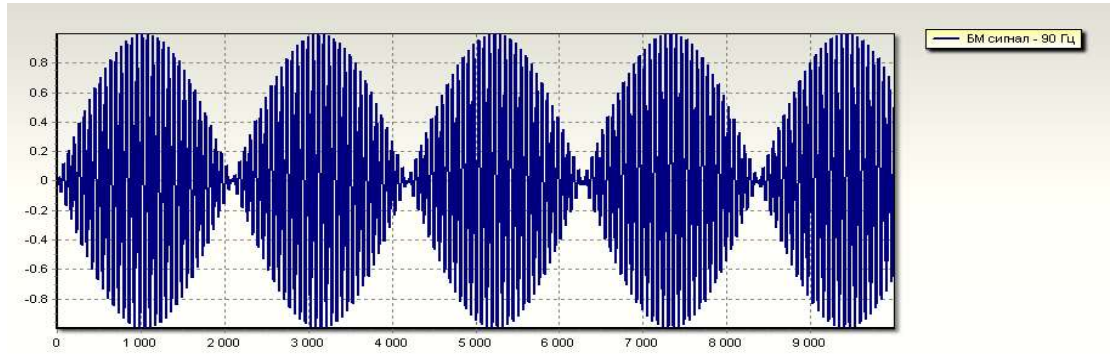


Рисунок 2.20 – Сигнал з повним спектром (АМ сигнал)

Сигнали зі спектром тільки бічних частот (ЧМ сигнали) наведені на

рис.2.21.

а) частота модуляції  $F1 = 90$  Гц



б) частота модуляції  $F2 = 150$  Гц

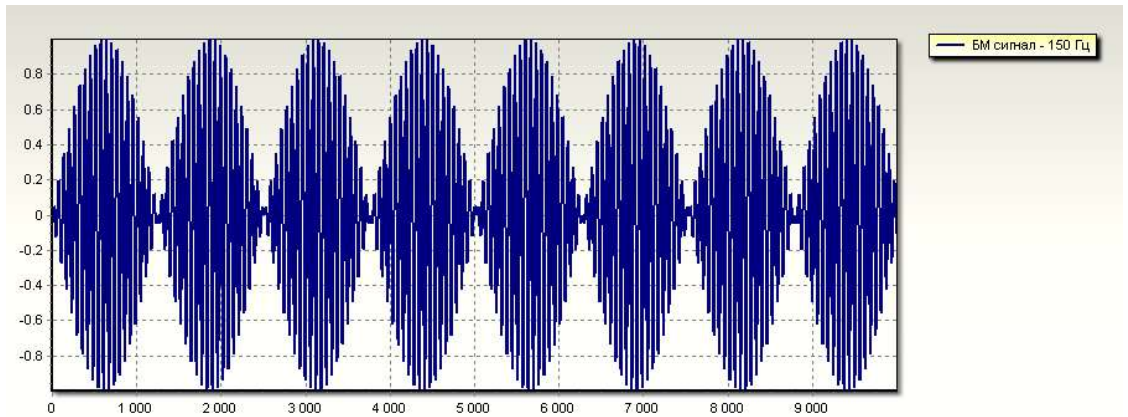
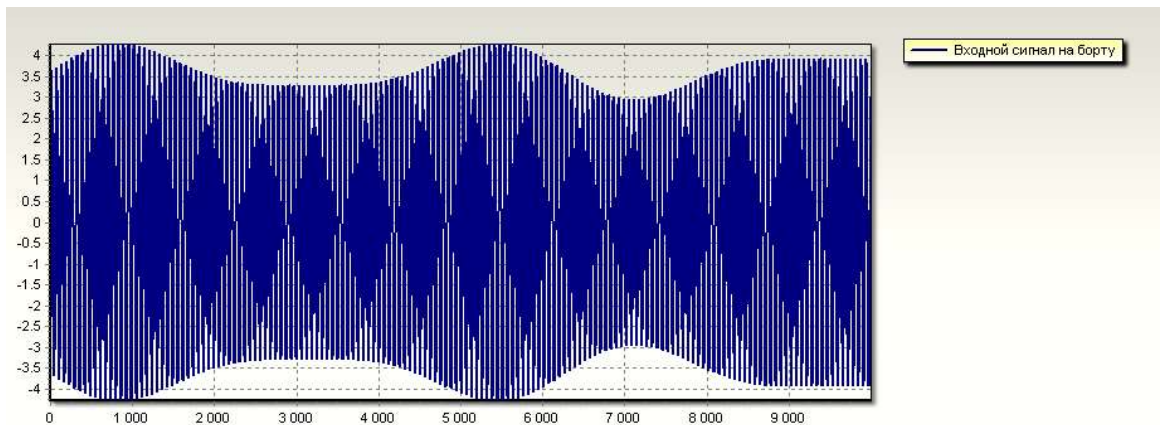


Рисунок 2.21 – Сигнали зі спектром тільки бічних частот (ЧМ сигнали)

Графіки сигналів на вході бортового приймача для різних значень РГМ показані на рис. 2.22.

а)



б)

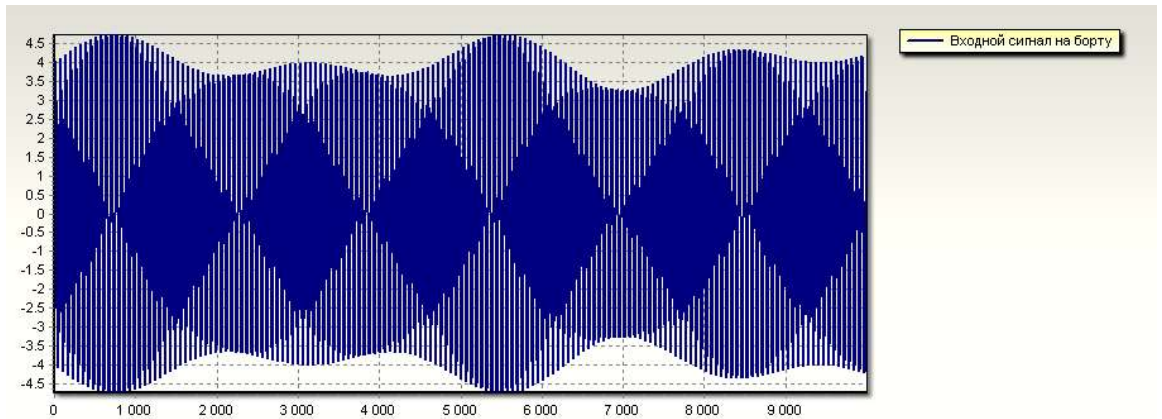


Рисунок 2.22 – Графіки сигналів на вході бортового приймача  
(А – РГМ = 0,155, б – РГМ = 0).

## 2.6 Висновки

В даному розділі була розглянута апаратура системи ближньої навігації GTN650, внаслідок чого була розроблена структурна схема системи. Далі був проведений аналіз кутомірного каналу навігації VOR, призначеного для визначення азимута ЛА щодо радіонавігаційної точки. Було розглянуто формування сигналів наземним обладнанням і роботі обладнання на прикладі спрощеної структурної схеми каналу VOR. В даний час використовується три основні модифікації кутомірних систем МВ діапазону: з вимірюванням фази обвідної АМ коливаний (VOR), з дворівневим виміром фази (PVOR), з використанням ефекту Доплера (DVOR). В ході моделювання системи були отримані графіки для азимутів  $\theta_1=10^0$  і  $\theta_2=90^0$ , які демонструють такі сигнали: Продетектований комбінований сигнал, частотну селекцію азимутального сигналу і частотну селекцію опорного сигналу. В результаті моделювання каналів систем типу ILS, були отримані графіки сигналу з повним спектром (АМ сигнал) і зі спектром тільки бічних частот (ЧМ сигнали).

## 3 КОНСТРУКТОРСЬКЕ ЧАСТИНА

### 3.1 Завдання системи ближньої навігації і визначення складу вхідний і вихідний інформації

В даному розділі представлено проектування елементів, які служать для підключення блоків ближньої навігації між собою і іншими системами. GTN650 дозволяє приймати і обробляти сигнали радіомаяка і видавати інформацію. Так само антени CI 205–3, отримують інформацію з наземних радіомаяків і передають її на систему ближньої навігації GTN650.

Система також забезпечує отримання на борту повітряного судна:

- інформації про азимут повітряного судна, тобто вугіллі між напрямом на Північ і напрямком «радіомаяк – літальний апарат» щодо місця установки радіомаяка;
- про відхилення повітряного судна від заданої лінії курсу (лінії положення);
- про направлення польоту щодо радіомаяка, «на» або «від» нього;
- про відмітному ознаці радіомаяка;
- мовних повідомлень.

Формування та виділення навігаційної і посадкової інформації здійснюється в функціональних каналах системи ближньої навігації і посадки. До таких каналів відносяться канал навігації VOR, канали посадки СП–50 і ILS, а також маркерний канал.

GTN 650 виконує обробку, видачу споживачам інформації:

- супутникових даних;
- даних FMS при польоті по маршруту;
- відхилення від РСЗ курсу і глісади;
- відхилення від всеспрямованих азимутальних маяків системи VOR.

### 3.2 Розробка алгоритмічного забезпечення і оцінка необхідних обчислювальних ресурсів

Алгоритм роботи системи ближньої навігації Наступний: з акумуляторної шини подається живлення +27 В на GTN650. Далі на GTN650 приходить інформація від системи внутрішньої святи REU6100, курсовертикали AHS525, антени CI–205–3. Після чого відбувається перевірка надходження всіх сигналів, якщо всі сигнали отримані, відбувається висновок

інформації на PFD, інакше виконується функція вбудованого контролю, як показано на рис.3.1.

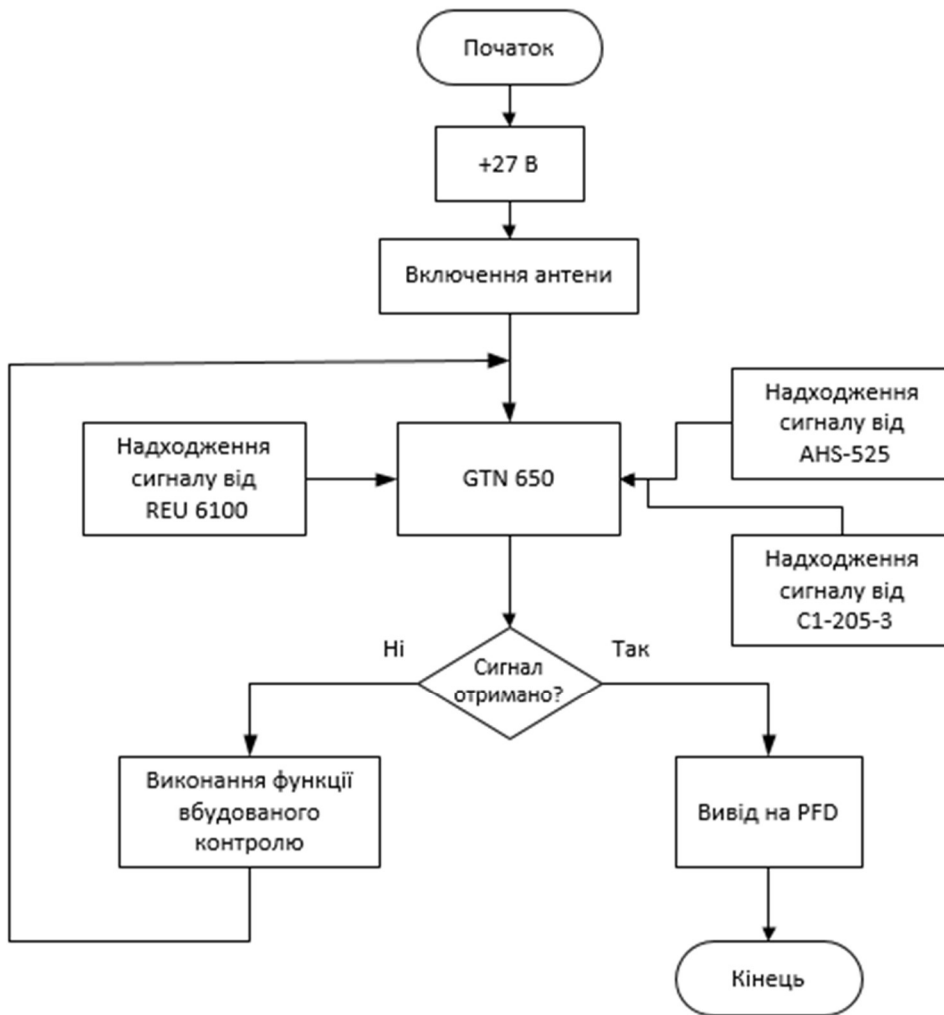


Рисунок 3.1 – Алгоритм роботи GTN 650

### 3.3 Розробка структури системи ближньої навігації GTN 650

До складу GTN 650 входять наступні компоненти:

- основний блок обчислень, управління і індикації GTN650;
- VOR / LOC поєднана антена;
- конфігураційний модуль;
- вентилятор.

До GTN 650 за допомогою розподільної коробки підключаються наступні системи: DVCS 6100, GTX33H, AHS-525. Через конфігураційний модуль проводиться налаштування програмного забезпечення GTN 650. Акумуляторна шина служить джерелом Живлення. FAN відповідає за

охолодження системи, попереджуючи її від перегріву. Антенний змішувач відповідає за підключення з'єданою антени CI 205–3.

Структурна схема з'єднань системи ближньої навігації і посадки VOR / ILS GTN650 з бортовою радіоелектронною апаратурою представлена на рис.3.2.

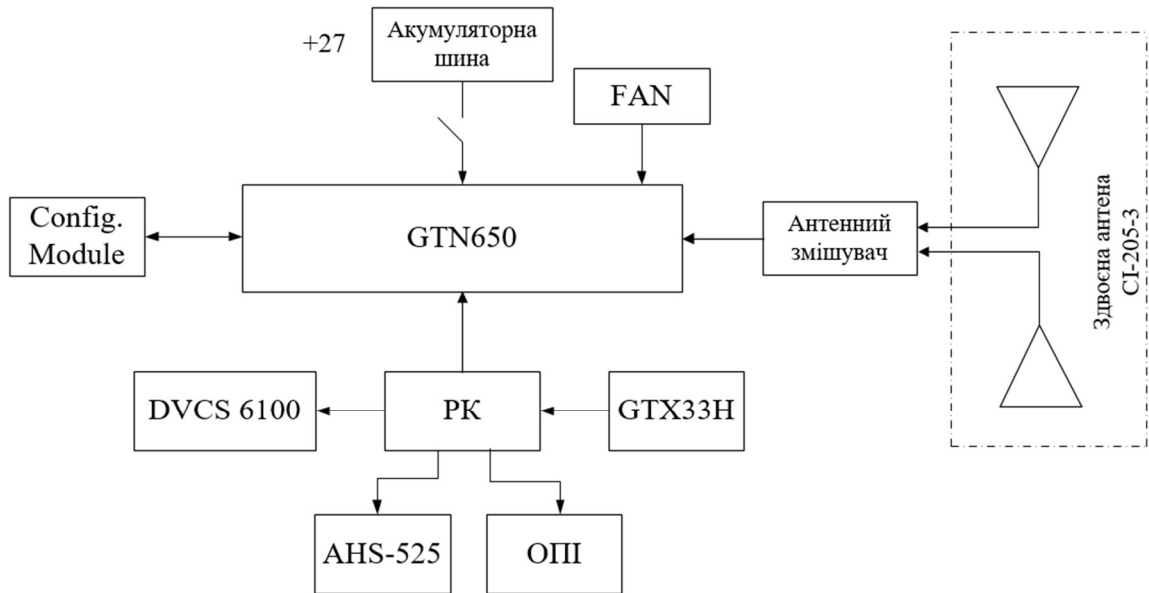


Рисунок 3.2 – Структурна схема системи ближньої навігації GTN650

### 3.4 Вибір елементної бази для реалізації системи

Модулі зворотного зв'язку СТJ1 з різними схемами підключення, зображений на рис.3.3. Комутаційні модулі СТJ служать для міцної, екологічно чистої розведення проводів. Структура модуля зображена на рис.3.4. У табл.3.1 наведені основні характеристики модуля.



Рисунок 3.3 – Модулі зворотного зв'язку СТJ1

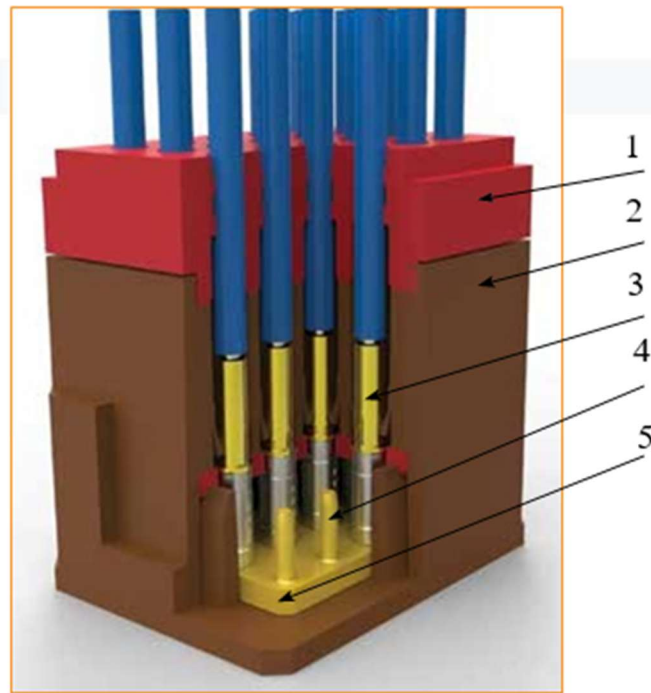


Рисунок 3.4 – Структура комутаційного модуля

На рис. 3.4 прийняті наступні позначення:

- 1 – герметична втулка;
- 2 – корпус;
- 3 – провідний контакт розетки AS39029;
- 4 – вбудований контактний штифт;
- 5 – шини з одним штифтом.

Таблиця 3.1 – Характеристики модулів зворотного зв'язку СТJ1

Характеристика	Значення
Витримувана напруга діелектрика	– на рівні моря: 1500 В змінного .; – за 110 000 футів: 200 В змінного струму
Опір ізоляції	5000 М хв. при 25 ° С
Робоча температура	від –65 ° С до + 200 ° С
Корозія	48 годин сольового туману
Корпус	КОМПОЗИТНИЙ

Переваги модулів зворотного зв'язку СТJ1:

- 1) легкість у використанні:

- комутаційні модулі від 6 до 20 контактів;
- внутрішні шини налаштовані для підключення різної комбінації проводів

2) міцність:

- використовується міцний контакт гнізда А39029, пов'язаний з нероз'ємними внутрішніми штирьовими шинами;
- відмінна стійкість до вібрації;
- екологічно закритий.

3) зручність – модулі розподілу СТД вміщують контакти в одній шині [20].

### 3.5 Формування протоколів обміну даними між елементами системи

Для зв'язку системи GTN650 з системами-споживачами використовуються наступні типи інтерфейсів:

- 1) ARINC 429 – забезпечує зв'язок PFD, AHS525;
- 2) RS-232 – забезпечує зв'язок з GTX33H;
- 3) Audio – забезпечує зв'язок з REU6100.

Призначення роз'ємів приведено в табл.3.2.

Таблиця 3.2 – Призначення роз'ємів

Роз'єм	PN (Відповідний роз'єм)	Примітка
P1001 (34-32-XS1, 34-32-XS4)	Souriau P / N DA-78 S	Зв'язок з сполученими системами: PFD, AHS525, GTX33DH.
P1003 (34-32-XS5)	Souriau P / N DA-44 S	Зв'язок з REU6100
P1008 (34-37 / 1-XP1, 34-37 / 2-XP1)	Souriau P / N DA-62 S	Роз'єм для підключення антен

Схема з'єднань «GTN 650 – AHS525» зображено на рис.3.5. Зв'язок з AHS525 для GTN 650 представлено в табл.3.3.



Рисунок 3.5 – Схема з'єднань «GTN 650 – AHS525»



Таблиця 3.3 – Зв'язок з AHS525 для GTN 650.

A429 IN 1 High Speed					
Label	Parameter (Unit)	Range	Sig bits	Resolution	Format
203	Pressure Altitude, ft	131072	17	1	BNR
320	Magnetic Heading	± 180	15	0.0055	BNR

Зв'язок здійснюється по каналу передачі аудіо інформації на і від системи внутрішнього зв'язку REU6100. Канали зв'язку – мікрофон (REU6100 → GTN650), телефон (GTN650 → REU6100). Параметри аудіо: 100МВт на навантаженні 500Ом. Схема з'єднань «GTN 650 – REU 6100» представлено на рис.3.6.

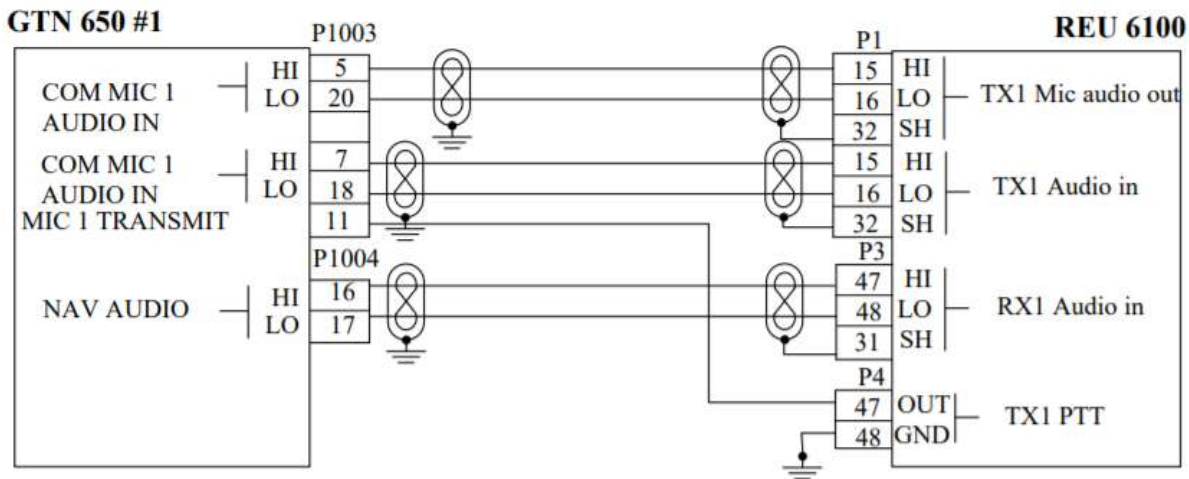


Рисунок 3.6 – Схема з'єднань «GTN 650 – REU 6100»

Схема з'єднань «GTN 650 – PFD» зображена на рис.3.7. Зв'язок з PFD приведена в табл.3.4.

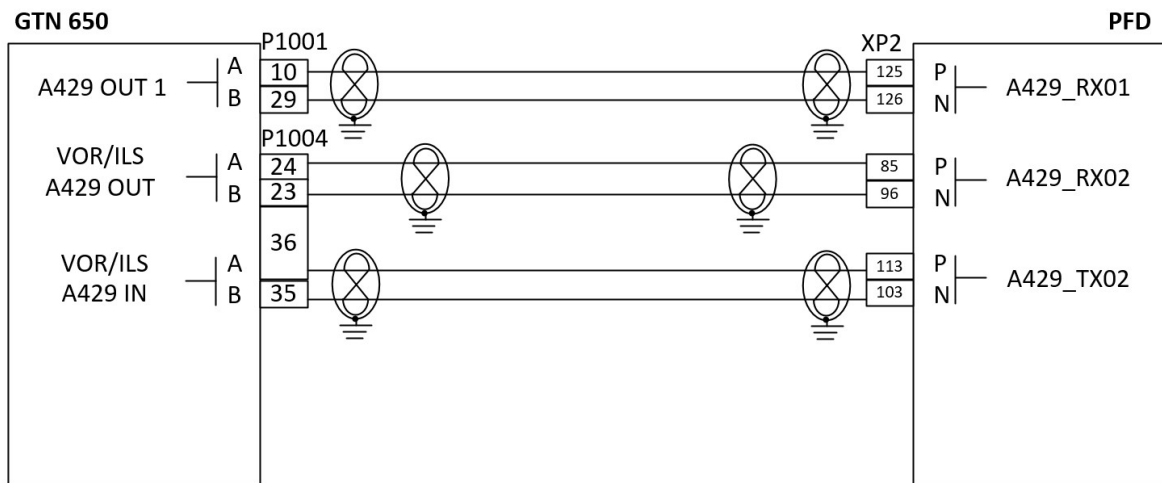


Рисунок 3.7 – Схема з'єднань «GTN 650 – PFD»

Таблиця 3.4 – Зв'язок з PFD для GTN 650.

A429 IN 1 High Speed					
Label	Parameter (Unit)	Range	Sig bits	Resolution	Format
100	Selected course	± 180	12	0.05	BNR
A429 OUT 1 High Speed					
Label	Parameter (Unit)	Range	Sig bits	Resolution	Format
034	VOR / ILS Freq (MHz)	108.00– 117.95	15	0.01	BCD
222	VOR Bearing to Station (Deg)	± 180	12	0.044	BNR

Зв'язок здійснюється по каналу RS-232 – управління роботою відповідача, передача ICAO 24-х бітного адреси ВС, сквока. Схема з'єднань «GTN 650 – GTX33DH» представлена на рис.3.8.



Рисунок 3.8 – Схема з'єднань «GTN 650 – GTX33DH»

### 3.6 Розрахунок елементів принципової схеми системи

У систему ближньої навігації і посадки VOR / ILS, супутникової навігації GTN650 входять:

- блок приймач GTN 650;
- антена CI 205–3;
- антенний змішувач CI120–4;
- монтажна рама;
- комплект монтажних частин.

На рис. 3.9 приведена функціональна схема системи. На електричній принциповій схемі системи ближньої навігації GTN 650, зображеної на рис.3.10, показано підключення антен через суматор потужності, підключення вентилятора, конфігураційного модуля, акумуляторної шини та розподільчий коробки до системи GTN 650.

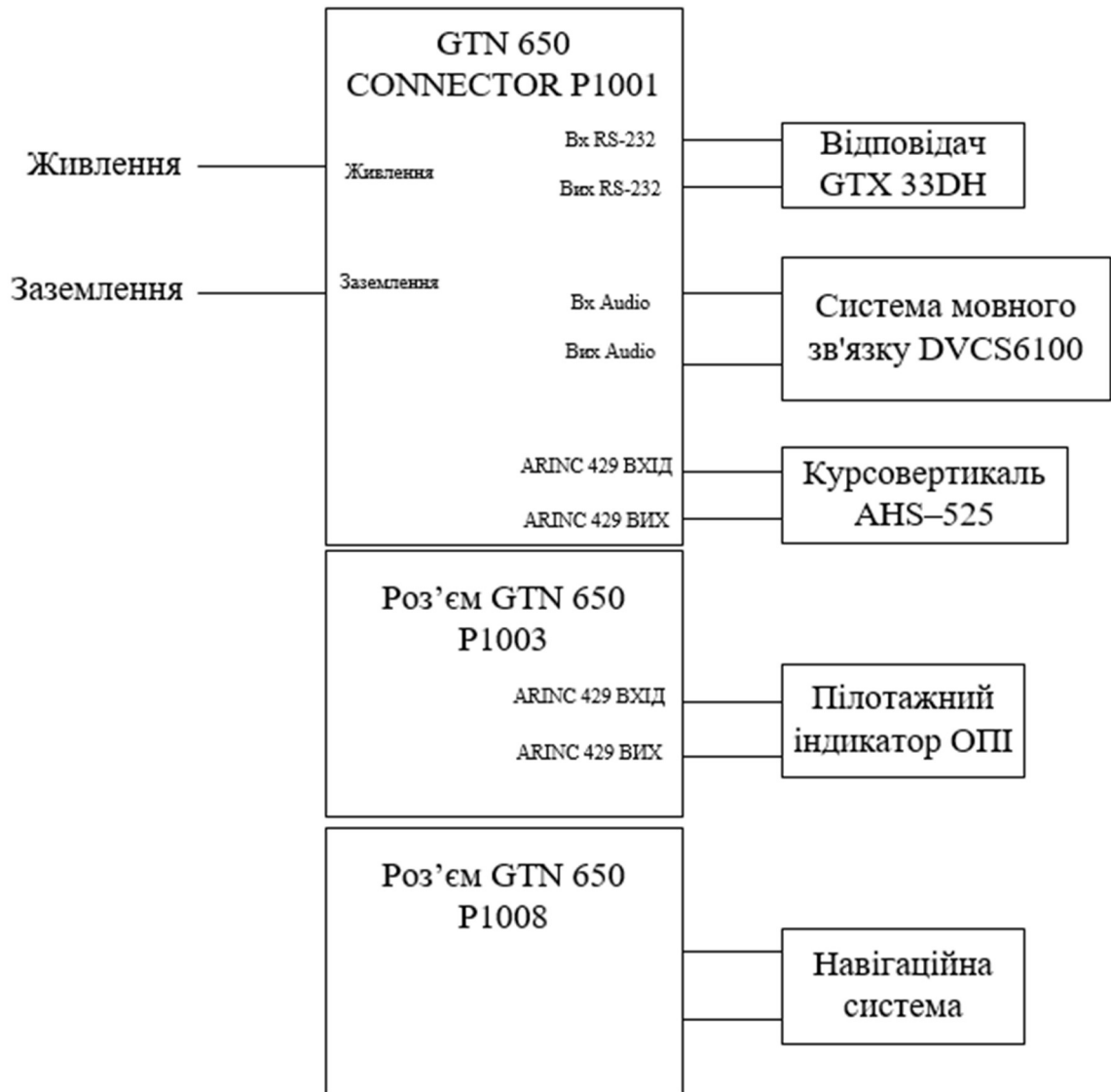


Рисунок 3.9 – Функціональна схема системи ближньої навігації GTN 650

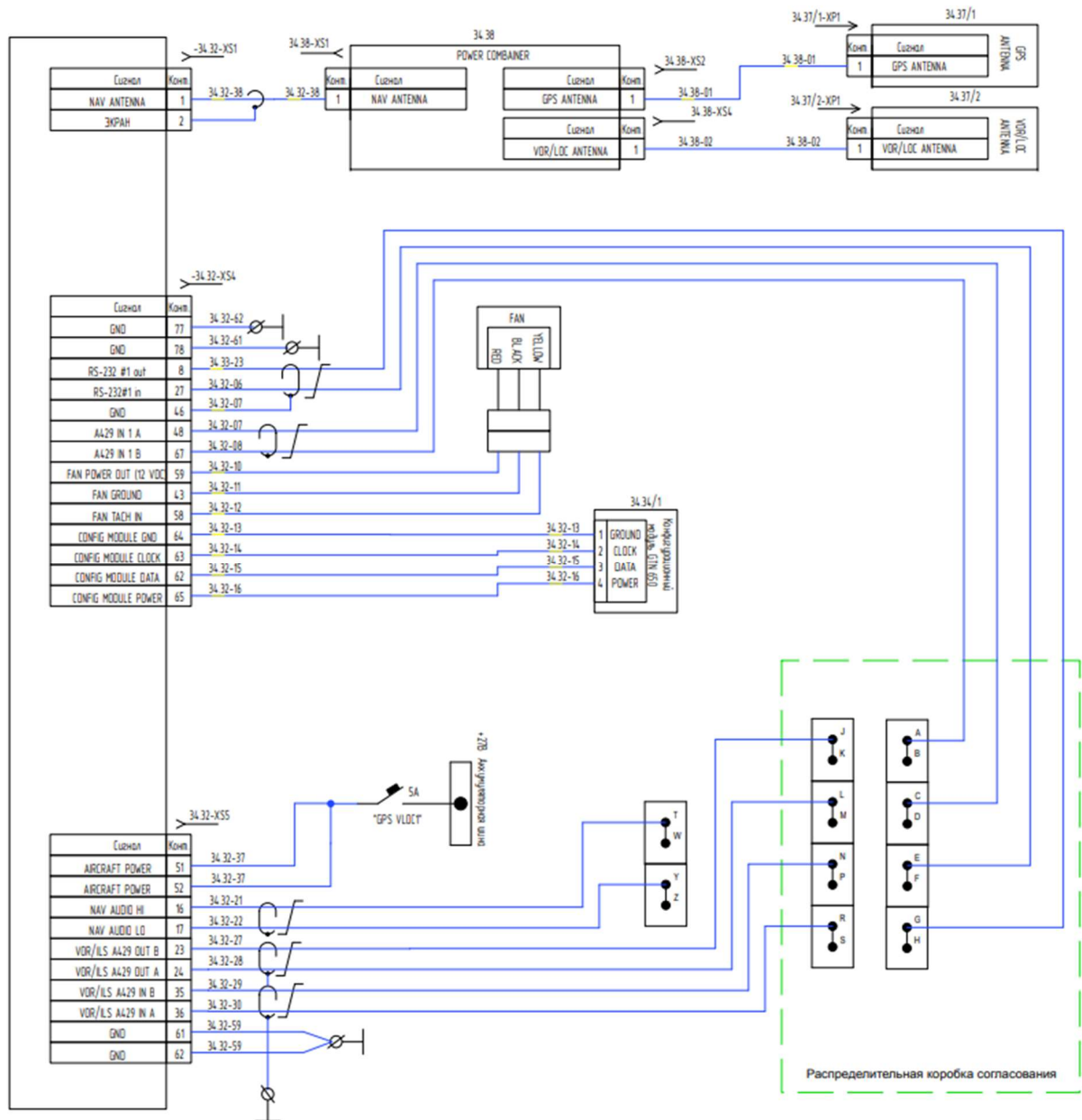


Рисунок 3.10 – Електрична принципова схема системи ближньої навігації GTN 650

### 3.7 Розробка конструкції елементів підключення системи

Вибір проводів і кабелів для виготовлення електро-джгутів, здійснюється в залежності від умов навколишнього середовища і вимог, що пред'являються до авіаційних систем. Виходячи з технічних вимог на систему, застосовуються проводи та кабелі типу 55PC-X2X1-XX-9. RG363 – призначений для підключення антен до GTN 650, представлений на рис. 3.11.



Рисунок 3.11 – ВЧ кабель

Таблиця 3.5 – Схема кольорів проводки кабелів

Колір	Функція	P1001 Контакт
червоний	потужність	59
чорний	заземлення	43
жовтий	вентилятор з вбудованим тахометром	58

Задня плата GTN має встановлений на ній охолоджуючий вентилятор. Вентилятор необхідний для правильного охолодження і циркуляції повітря усередині пристрою. Вентилятор живиться від GTN і підключений до гнізда GTN, P1001. Роз'єми GTN P1001 в зборі служать корпусом для модуля конфігурації.

Таблиця 3.6 – Довідкова схема кольорового маркування проводів конфігураційного модуля

Колір	Функція	P1001 Контакт
червоний	Vcc	65
чорний	заземлення	64
жовтий	дані	62
білий	годинники	63

На рис. 3.12 приведена схема підключення кабелю антенного змішувача, на рис.3.13 зображено кабель антени С1–205–3. На рис.3.14 наведена схема джгута GTN 650. На рис. 3.12 і 3.13 прийняті наступні позначення:

- 1 – бирка;
- 4 – маркування.

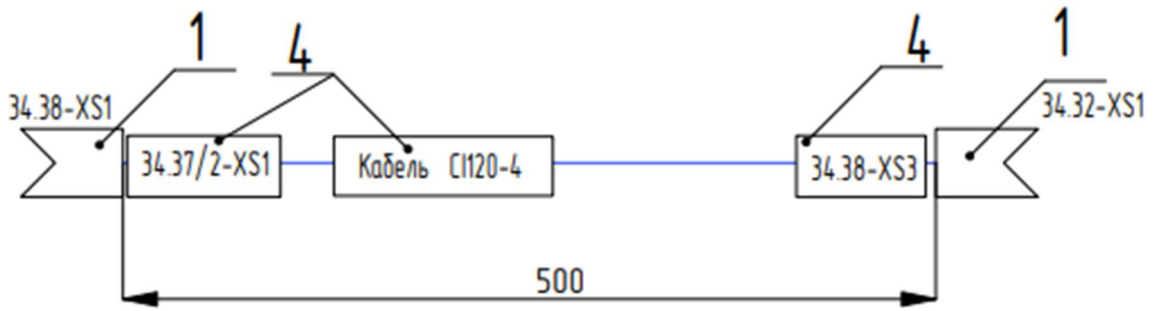


Рисунок 3.12 – Кабель антенного змішувача

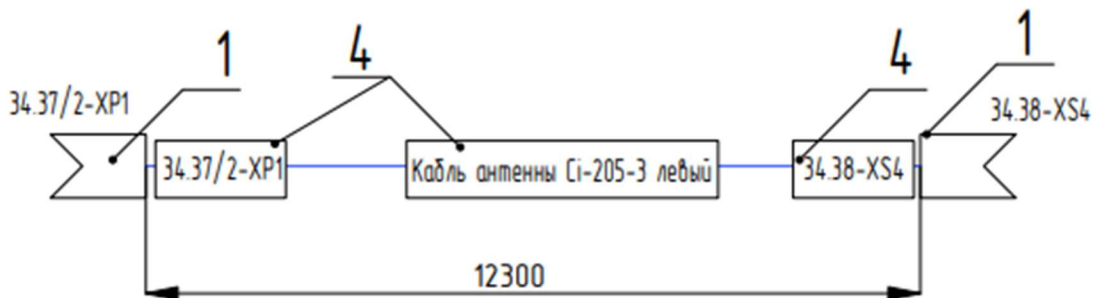


Рисунок 3.13 – Кабель антени СІ–205–3

На рис.3.14 прийняті наступні позначення:

5,7 – роз'єми;

11, 14 – бірки.

Маркувальні бірки встановлюються на кінцях проводів, кабелів, електроджгутів. Маркувальна буквено-цифрова інформація на бирках проводів, кабелів і електроджгутів відповідає схемам електричних з'єднань. Маркування проводиться з нанесенням інформації – розмір дроти, номер контакту [21].

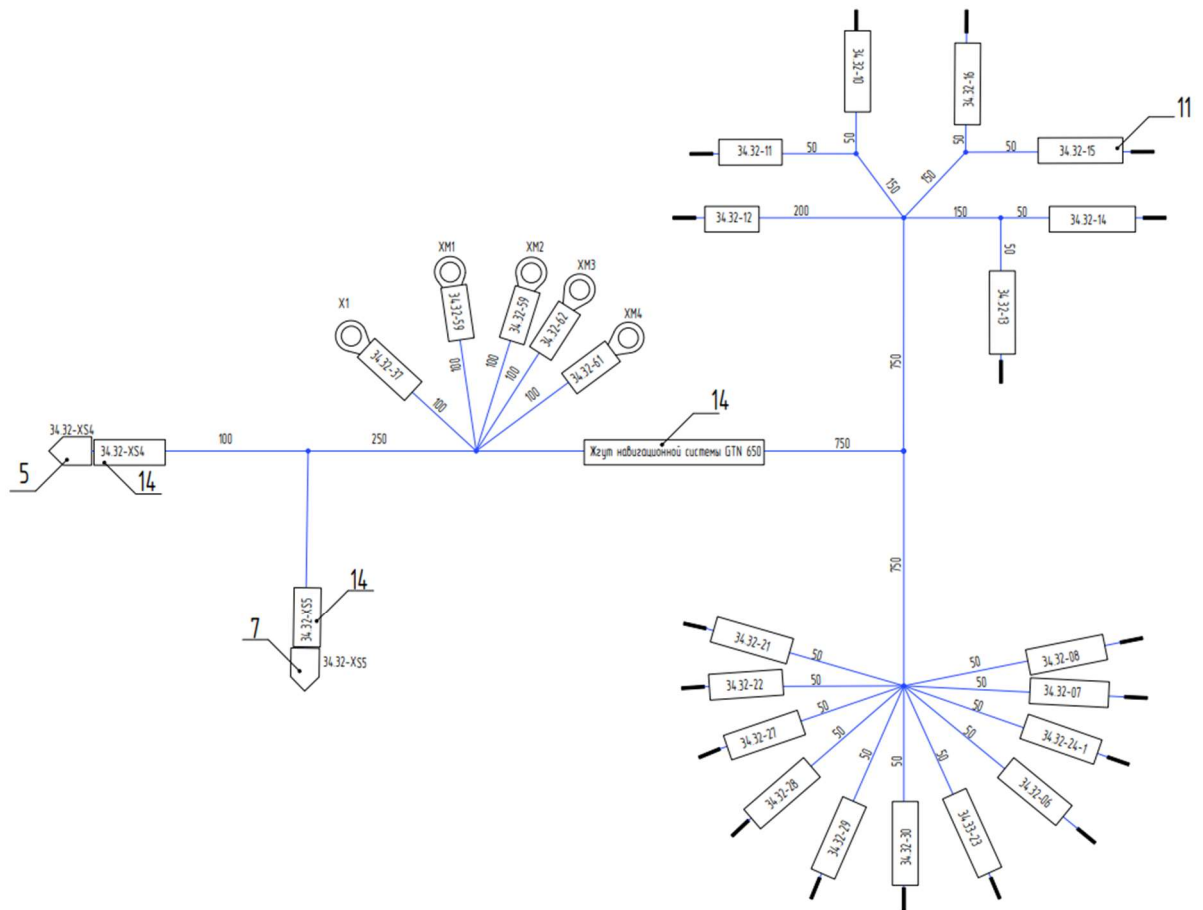


Рисунок 3.14 – Жгут GTN 650

### 3.8 Висновки

У даній частині було проведено конструювання елементів, які служать для підключення блоків ближньої навігації між собою і іншими системами. У систему ближньої навігації і посадки VOR / ILS, супутникової навігації GTN650 входять: блок приймач GTN 650, антена CI 205–3, антенний змішувач CI 120–4, монтажна рама, комплект монтажних частин.

Для цього на був створений алгоритм, за яким система GTN650 дозволяє приймати і обробляти сигнали радіомаяка і видавати інформацію. Так само антени CI 205–3, отримують інформацію з наземних радіомаяків і передають її на систему ближньої навігації GTN650. Далі були приведені схеми з'єднань «GTN 650 – AHS525», «GTN 650 REU 6100», «GTN 650 – PFD», «GTN 650 – GTX33DH ». В результаті була отримана електрична принципова схема системи ближньої навігації GTN 650. Так само наведені структури підключення кабелів і джгута системи.

## 4 ДОСЛІДНИЦЬКА ЧАСТИНА

### 4.1 Завдання і методи проведення дослідження

Завдання дослідження включає в себе елементи моделювання радіотехнічних систем. Розрахунок навігаційних і точностних характеристик, моделювання сигналів системи VOR. Моделювання було виконано в середовищі програмування Mathcad. Наведено графіки, що характеризують процеси, отримані в моделях.

Система VOR / DME заснована на фазовому методі визначення азимуту і тимчасовому методі визначення дальності. Система утворюється при територіальному поєднанні азимутального РМ типу VOR і далекомірною типу DME, які можуть також використовуватися самостійно, утворюючи відповідно кутомірну або далекомірну систему ближньої навігації. На борту ЛА для визначення азимута і дальності служать окремі пристрої. Азимутальний РМ працює в діапазоні метрових, а дальномерний – дециметрових хвиль.

Всеспрямований ДВЧ–радіомаяк (VOR) діє в частотному діапазоні ДВЧ 108 ... 118 МГц і забезпечує повітряне судно (ПС) інформацією про направлення на наземну станцію. За допомогою демодуляції сигналу від передавальної VOR станції приймач VOR–сигналів повітряного судна дозволяє витягти інформацію про направлення на передавальну станцію [22]. Місцезнаходження ВС можна обчислити шляхом тріангуляції сигналів від двох і більше станцій. VOR станції видають відносні напрямки на наземні станції.

30–Гц опорний сигнал (REF) – це частотно–модульований сигнал з піковою девіацій 480 Гц на частоті 9,96 кГц. Дана частотно–модульована поднесущая потім піддається амплітудній модуляції на частоті VOR–сигналу. Сигнал змінної фази (VAR) являє собою амплітудномодульований сигнал на частоті VOR–сигналу, що отримується за допомогою антеною решітки, яка формує діаграму спрямованості в формі кардіоїди, що обертається з частотою 30 Гц (1800 оборотів в хвилину). Опорний сигнал REF передається з фіксованою всенаправленою антеною і тому не містить змінюються в часі сигналів просторової модуляції. Відносна різниця фаз між обома 30–Гц сигналами пропорційна напрямку на передавач (через його обертання) [23].

Генератори ВЧ–сигналів використовуються для формування високочастотних синусоїдальних коливань. Також вони часто містять функцію хитання частоти, що дозволяє проводити періодичну розгортку в заданому діапазоні частот. Діапазон частот може досягати від декількох кГц



до десятків ГГц. ВЧ-генератори розділяються на дві категорії: аналогові або векторні генератори сигналів. Аналогові генератори сигналів дозволяють формувати сигнали з частотної і амплітудної модуляцією. Вони також можуть формувати імпульсні сигнали. Як і аналогові генератори сигналів, векторні генератори сигналів також можуть модулювати високочастотні несучі сигнали. Основним завданням аналогових генераторів сигналів є формування високоякісних ВЧ-сигналів. Вони забезпечують функціонування режимів АМ / ЧМ і ФМ модуляцій. Багато приладів також здатні формувати високоточні імпульсні сигнали з заданими характеристиками. [24]

#### 4.2 Програма проведення дослідження

За допомогою програмних засобів Mathcad була досліджена радіонавігаційна система VOR.

Застосування двоступеневого методу передбачає використання спеціальної бортової апаратури. Для підвищення точності вимірювання азимута бортовим обладнанням системи VOR були розроблені радіомаяки, принцип роботи яких заснований на використанні ефекту Доплера. Система отримала назву DVOR (Doppler VOR).

DVOR (Doppler VOR – доплеровские VOR) є більш точними, але і більш складними. У таких радіомаяки опорний сигнал має амплітудну модуляцію, а змінний сигнал – частотну, тобто якраз навпаки в порівнянні зі звичайними радіомаяками. Це сприяє зменшенню перешкод, наприклад, від місцевих предметів поблизу радіомаяка.

Ефект обертання діаграми спрямованості створюється електронним шляхом численними нерухомими антенами, розташованими по колу діаметром 13,4 МПРІ такому діаметрі і обертанні зі швидкістю 30 обертів на секунду лінійна швидкість обертання діаграми (1264 м / с) перевищує швидкість звуку. Через цю лінійної швидкості для спостерігача, що знаходиться в стороні від радіомаяка, виходить доплеровській зрушення частоти. Нагадаємо, що ефект Доплера полягає в тому, що при наближенні джерела випромінювання до спостерігача сприймається частота більше фактично випромінюваної. При видаленні – навпаки.

Амплітудна модуляція (АМ) - модуляція, при якій незгасаючі коливання змінюються по амплітуді відповідно до модулюють його коливаннями більш низької частоти. Частотна модуляція (ЧМ) - модуляція, при якій несуча частота сигналу змінюється відповідно до модулюючим коливанням.

Далі наведено дослідження зигнала опорної фази (АМ сигнал центральної антени радіомаяка).

### Исходные данные

$K := 7$  - масштаб

$$\omega_0 := 2 \cdot \pi \cdot 118 \cdot K \quad \Omega := 2 \cdot \pi \cdot 30 \quad T_\omega := \frac{2 \cdot \pi}{\omega_0} \quad F := \frac{\Omega}{2 \cdot \pi} \quad T := \frac{1}{F}$$

$$U_{\max 0} := 1 \quad U_{\max} := 0.6 \quad m := \frac{U_{\max}}{U_{\max 0}} \quad m = 0.6$$

$$U_{\text{mod}}(t) := U_{\max} \cdot \sin(\Omega \cdot t) \quad \text{- огибающая (модулирующий сигнал)}$$

$$u_\omega(t) := U_{\max 0} \cdot \sin(\omega_0 \cdot t) \quad \text{- сигнал ВЧ генератора}$$

$$D := 300 \quad c := 3 \cdot 10^2 \quad M := 0.015 \quad \text{- масштаб} \quad \tau := \frac{2 \cdot D}{c} \cdot M$$

### Моделирование сигналов

$$\Delta t := \frac{1}{5 \cdot \omega_0} \quad t := 0, \Delta t .. 2 \cdot T \quad j := \sqrt{-1}$$

$$u_{\text{prd}}(t) := U_{\max 0} \cdot (1 + m \cdot \sin(\Omega \cdot t)) \cdot e^{j \cdot \omega_0 \cdot t} \quad \text{- АМ сигнал центральной антенны радиомаяка DVOR}$$

$$u_{\text{prm}}(t) := U_{\max 0} \cdot [1 + m \cdot \sin[\Omega \cdot (t - \tau)]] \cdot e^{j \cdot \omega_0 \cdot (t - \tau)} \quad \text{- принимаемый сигнал центральной антенны}$$

На рис. 4.1 наведено графік випромінюваного і прийнятого сигнала.

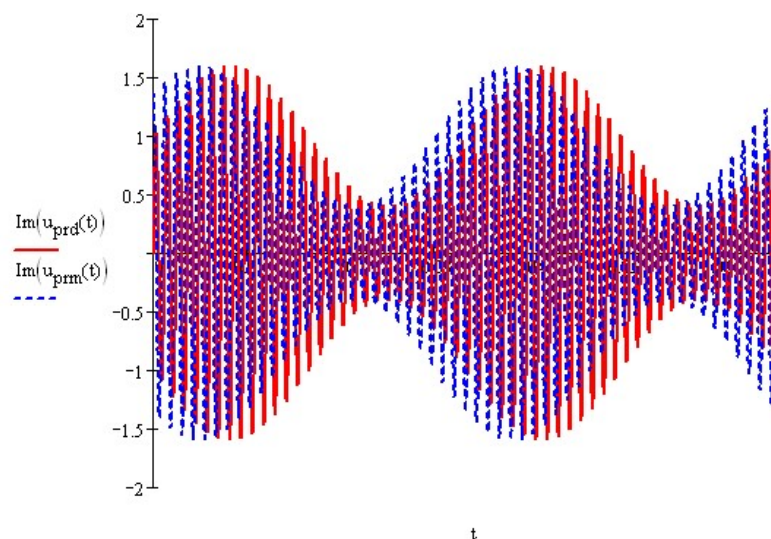


Рисунок 4.1 – Випромінюваний і прийнятий сигнали

Часова характеристика несучого сигналу, який промодульований корисним синусоїдальним сигналом з коефіцієнтом модуляції. Як правило, коефіцієнт модуляції лежить в межах від 0 до 1. При  $m = 0$  несе коливання немодульованих і передається тільки несуча. При  $m = 1$  спостерігається 100-процентна амплітудна модуляція. Обмежують огинають корисних сигналів лежать на їх мінімумах. Перемодуляція спостерігається при  $m > 1$ . Вона виникає, якщо на модуляторі присутній сигнал з більш високою амплітудою, ніж потрібно для режиму з  $m = 1$ . В цьому випадку виникають фазові зрушення, які призводять до спотворення корисного сигналу. Для запобігання цього ефекту до виконання модуляції виробляють обмеження амплітуди модулюючого сигналу. Виходячи з отриманого графіка, отриманий графік огинають АМ сигналів передавача і приймача (рис.4.2).

$$U_{\text{prd}}(t) := U_{\text{max}0} \cdot (1 + m \cdot \sin(\Omega \cdot t)) \quad U_{\text{prm}}(t) := U_{\text{max}0} \cdot [1 + m \cdot \sin[\Omega \cdot (t - \tau)]]$$

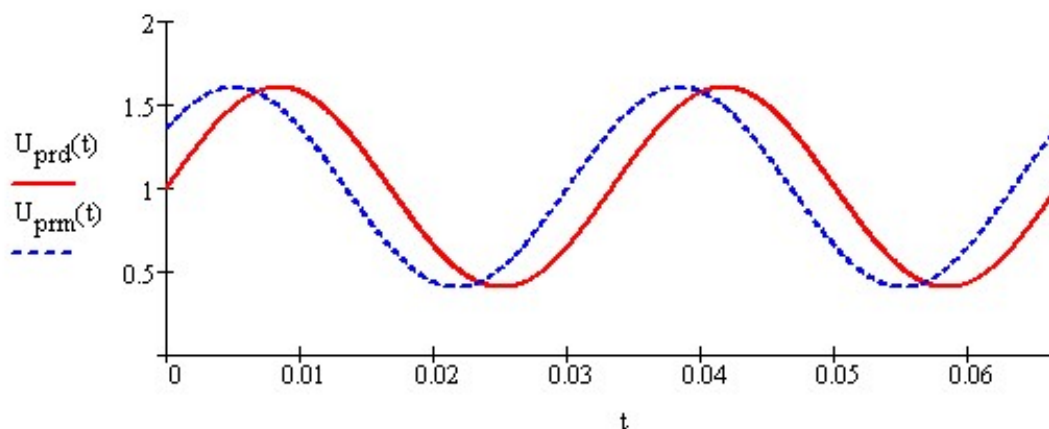


Рисунок 4.2 – АМ сигнали передавача і приймача

Амплітуда двох бічних модуляційних складових залежить від коефіцієнта модуляції  $m$ ; при 100% -ної АМ-модуляції ( $m = 1$ ) вона дорівнює половині амплітуди несучої  $U_c$ . В результаті, амплітудно-модульоване коливання може бути представлено, як показано на рис. 4.3-4.5, в частотній області спектр випромінюваного ВЧ сигналу опорної фази – АМ сигнал центральній антени радіомаяка був отриманий наступними обчисленнями.



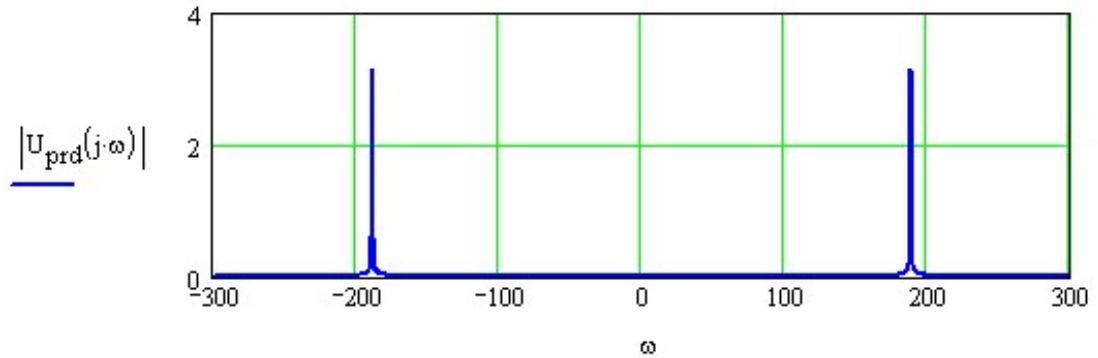


Рисунок 4.4 – Спектра НЧ сигналу опорної фази

Дослідження спектра обвідної АМ сигналу представлені на рис.4.5.

$$U_{\text{prd}}(t) := U_{\text{max}0} \cdot (1 + m \cdot \sin(\Omega \cdot t))$$

$$U_{\text{prd}}(t) \text{ laplace, } t \rightarrow \frac{1}{s} + \frac{113.09733552923255659}{(s^2 + 35530.575843921691029)}$$

$$U_{\text{prd}}(s) := \frac{1}{s} + \frac{113.09733552923255659}{(s^2 + 35530.575843921691029)}$$

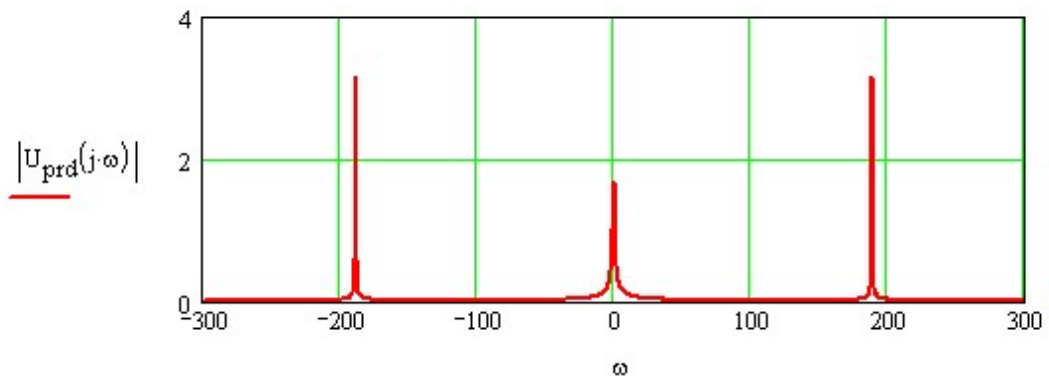


Рисунок 4.5 – Спектр обвідної АМ сигналу

Коливання нижньої і верхньої бічних смуг розташовані симетрично щодо несучої частоти. Оскільки на практиці корисний сигнал містить смугу частот (від  $f_s \text{ min}$  до  $f_s \text{ max}$ ), а не одну частоту, у несучого сигналу є верхня бічна смуга (ВБП або USB) і нижня бічна смуга (НБП або LSB), розташовані симетрично по обидва боки від нього.

### 4.3 Результати дослідження

Моделювання сигналу піднесеної радіомаяка DVOR. У таких радіомаяках опорний сигнал має амплітудну модуляцію, а змінний сигнал – частотну, тобто якраз навпаки в порівнянні зі звичайними радіомаяками.

#### Исходные данные

$$K1 := 0.08 \quad - \text{ масштаб} \quad A_1 := 0 \quad - \text{ азимут 1}$$

$$K2 := 3 \quad - \text{ масштаб} \quad A_2 := 90 \quad - \text{ азимут 2}$$

$$\omega_p := 2 \cdot \pi \cdot 9960 \cdot K1 \quad \Delta\omega := 480 \cdot K2$$

$$\omega_1(t) := \omega_p + \Delta\omega \cdot \sin(\Omega \cdot t + A_1) \quad - \text{ закон изменения частоты 1}$$

$$\omega_2(t) := \omega_p + \Delta\omega \cdot \sin(\Omega \cdot t + A_2) \quad - \text{ закон изменения частоты 2}$$

$$U_p := 1 \quad - \text{ амплитуда}$$

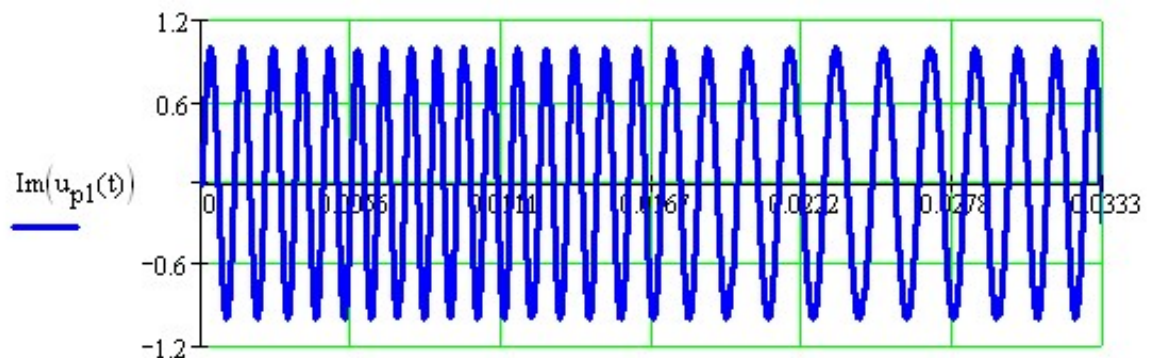
#### Моделирование

$$\Delta t := \frac{1}{5 \cdot \omega_p} \quad t := 0, \Delta t \dots T \quad \phi_1(t) := \int_0^t \omega_1(t) dt \quad \phi_2(t) := \int_0^t \omega_2(t) dt$$

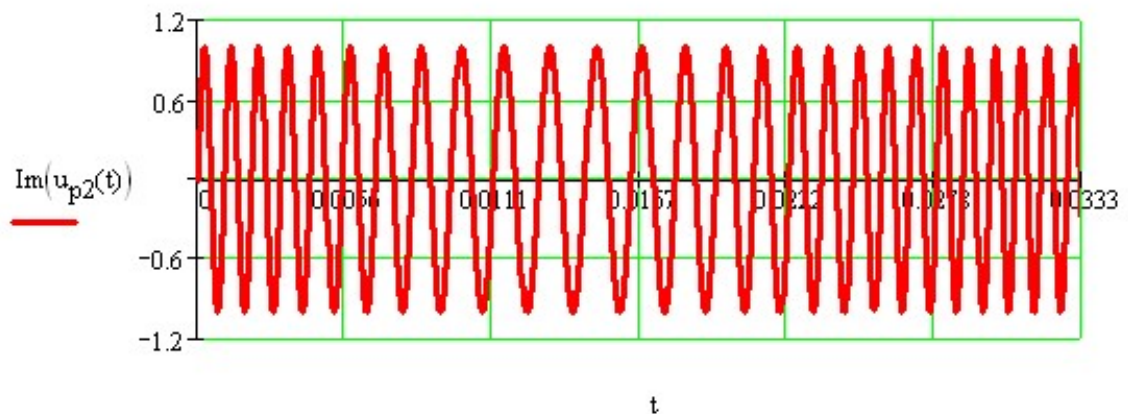
$$u_{p1}(t) := U_p \cdot e^{j\phi_1(t)} \quad u_{p2}(t) := U_p \cdot e^{j\phi_2(t)}$$

На рис. 4.6 (а, б) представлені сигнали ЧМ піднесеної для значень азимута  $\theta_1=0^\circ$  и  $\theta_2=90^\circ$ .

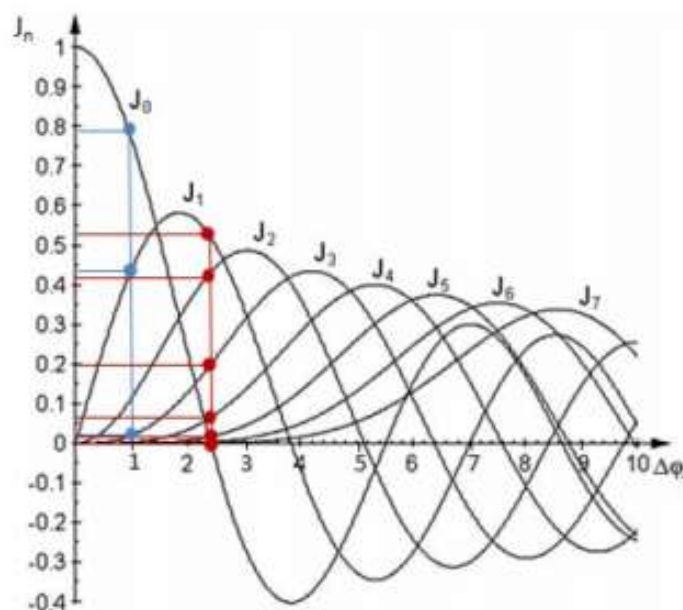
а)



б)

Рисунок 4.6 – Сигнали ЧМ для значень азимута  $\theta_1=0^\circ$  та  $\theta_2=90^\circ$ 

Характерна особливість частотної модуляції полягає в наступному: навіть при модуляції гармонійним коливаний спектр ЧМ-колювання складається з нескінченного числа гармонік. Спектр являє суму гармонік з частотами  $fr + nF$ ,  $fr - nF$ , де  $n = 0, 1, 2, 3, \dots$  і з амплітудами, пропорційними функціями Бесселя першого роду  $J_n(\Delta\phi_c)$  та  $n$ -го роду. Навіть там, де функції Бесселя мають негативні значення, значення амплітуд двох бічних ліній відображаються як позитивні числа в спектрі. На фазовій діаграмі це позначено зрушенням фази  $180^\circ$ , рис.4.7. Як видно з функцій Бесселя, несе колювання або окремі колювання бічних частот можуть досягати в залежності від  $\Delta\phi_c$  нуля при певних значеннях. Також можна бачити, що амплітуда несучої залежить від девіації фази і тому приймає найбільші значення у відсутності модуляції ( $\Delta\phi_c = 0$ ).

Рисунок 4.7 – Функція Бесселя  $J_n(\Delta\phi_c)$  для  $n=0..7$  от  $\Delta\phi_c=0$  до  $\Delta\phi_c=10$

Для частотної модуляції справедливо наступне: після зміни частоти корисного сигналу з постійною амплітудою девіація частоти залишається незмінною, а девіація фази змінюється пропорційно частоті корисного сигналу. Спектр сигналу, за гармонійним законом ЧМ:

Число гармоник:  $M := 6$        $k := 1..M$        $m := 1..M$

Індекс частотної модуляції:  $\delta_f := \frac{\Delta\omega}{\Omega}$

Амплитуди гармоник:  $U_0 := J_0(\delta_f)$        $U_k := J_n(k, \delta_f)$   
 $V_m := (-1)^m \cdot J_n(m, \delta_f)$

Частоти гармоник

$$f_p := \frac{\omega_p}{2 \cdot \pi}$$

$$F_{1k} := f_p + k \cdot F \quad F_{2m} := f_p - m \cdot F$$

На рис. 4.8 представлений спектр ЧМ піднесної.

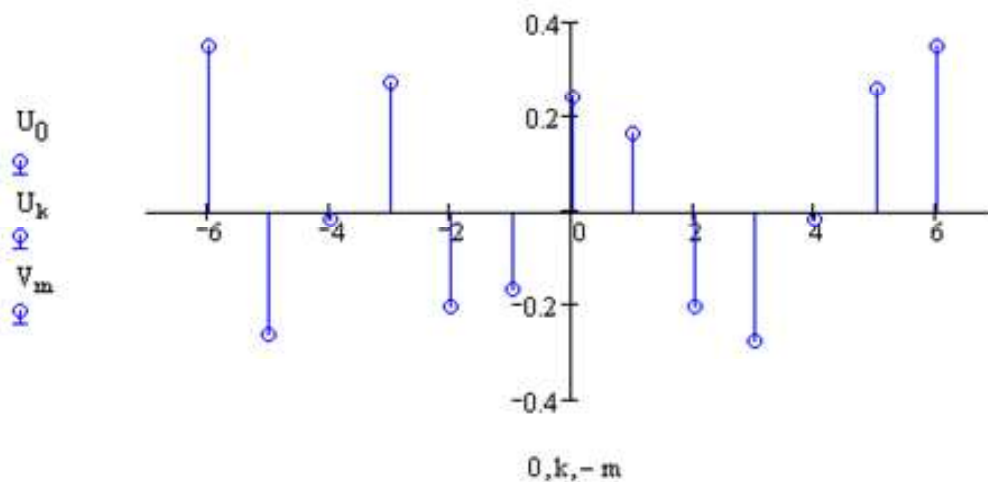


Рисунок 4.8 – Спектр ЧМ піднесної

#### 4.4 Аналіз результатів дослідження та висновки

В результаті проведеного дослідження і отриманих графіків, слід програмування азимута реального польоту.

Політ із заданим курсом, представлений на рис.4.9, де прийняті наступні позначення:





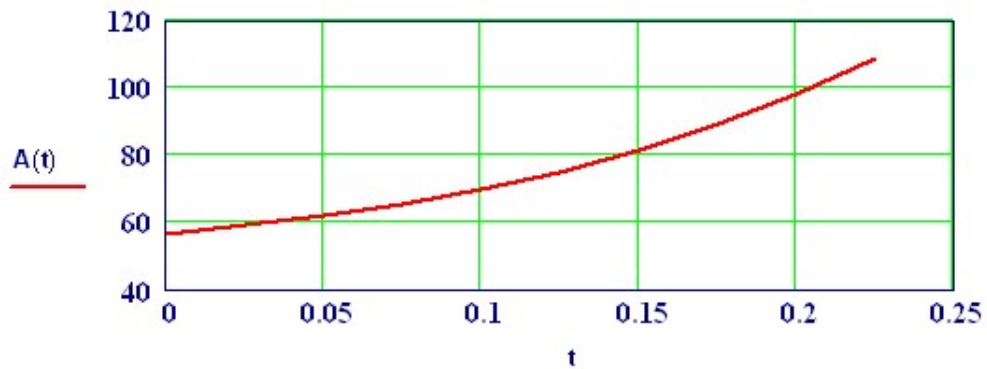


Рисунок 4.10 – Графік зміни азимута

Далі представлена модель сигналу на виході приймача з такими позначеннями, вихідними даними і програмою:

**Обозначения:**

**Dt** - шаг дискретизации по времени;

**A** - заданное значение азимута;

**$U_{i,j}$**  - дискрета НЧ сигнала VOR для  $j$ -го значение азимута;

**SKO** - среднее квадратическое отклонение шума;

**$\mathbf{V}^{(j)}$**  - вектор дискрет выходного напряжения ПРМ (сигнал + шум).

**Исходные данные:**

масштаб - **M** := **10** (частота поднесущей масштабируется);

азимут - **A** = 10, 90, 180 градусов;

шум - **SKO** := **0.3**.

шаг дискретизации по времени - 
$$Dt := \frac{1}{30 \cdot \left(\frac{9600}{M}\right)} \quad Dt = 3.472 \times 10^{-5}$$

число дискрет - 
$$i_{\max} := \text{floor}\left(2 \cdot \frac{1}{30 \cdot Dt}\right)$$

$$i_{\max} = 1.92 \times 10^3$$

Программа:

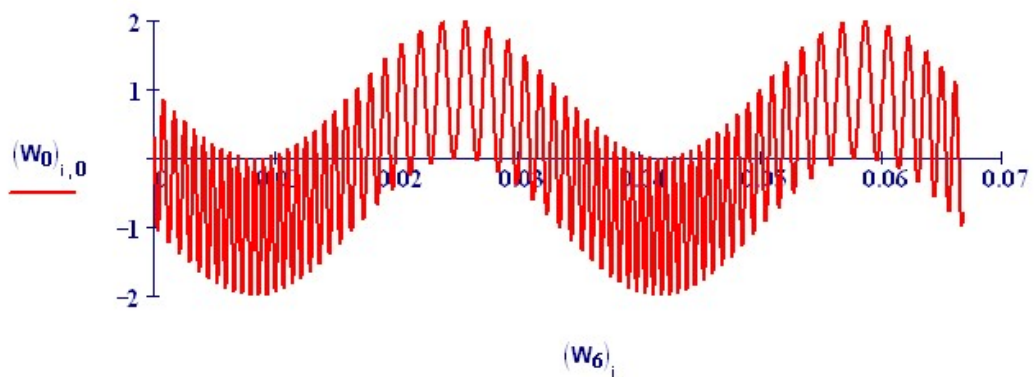
```

W := | j ← 0
      | for A ∈ 10 · deg, 90 · deg, 180 · deg
      |   for i ∈ 0 .. imax
      |     | ti ← i · Dt
      |     | Ui,j ← sin(2 · π · 30 · ti + A) + sin[2 · π · (9960/M) · ti - 480/30 · cos(2 · π · 30 · ti)]
      |     | U1i,j ← sin(2 · π · 30 · ti + A)
      |     | U2i,j ← sin[2 · π · (9960/M) · ti - 480/30 · cos(2 · π · 30 · ti)]
      |     | U3i,j ← sin(2 · π · 30 · ti)
      |     | n⟨j⟩ ← rnorm[(imax + 1), 0, SKO]
      |     | v⟨j⟩ ← U⟨j⟩ + n⟨j⟩
      |     | j ← j + 1
      |   ( U
      |     v
      |     n
      |     U1
      |     U2
      |     U3
      |     t
  
```

Нижче, на рис.4.11 і 4.12 представлені графіки напруги приймача для значень азимута  $\theta_1=10^0$  и  $\theta_2=90^0$ .

$i := 0 \dots i_{\max}$

$(W_0)_{i,0}$  - сигнал U (без шуму)



$(W_1)_{i,0}$  - сигнал + шум ( $V = U + n$ )

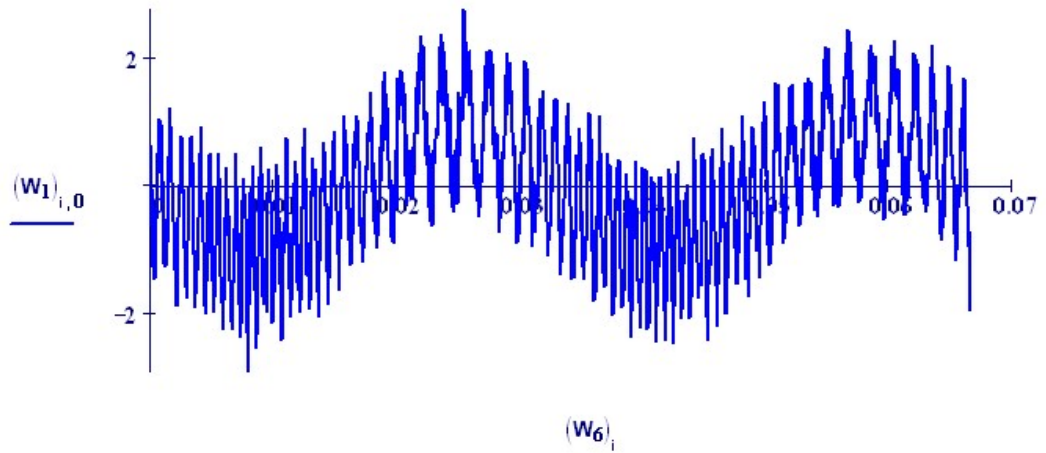
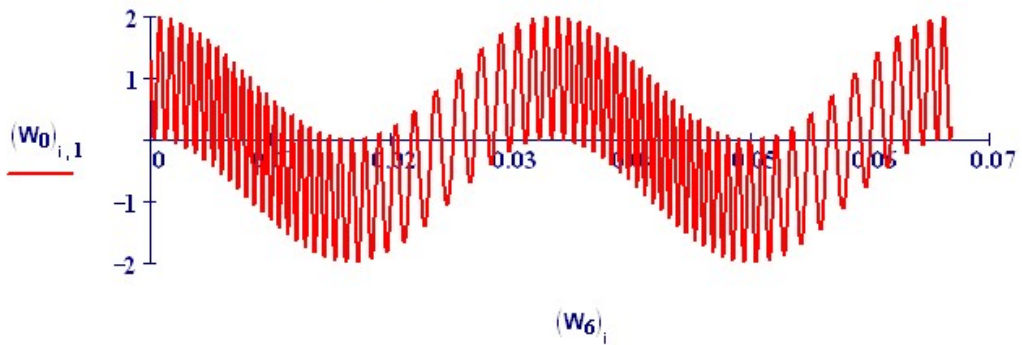


Рисунок 4.11 – Графіки напруги приймача для значень азимута  $\theta_1=10^\circ$

$(W_0)_{i,1}$  - сигнал



$(W_1)_{i,1}$  - сигнал + шум

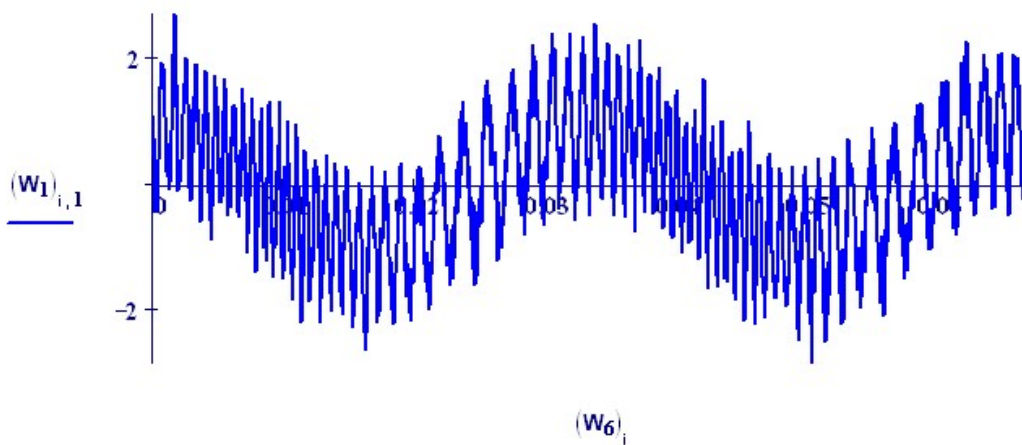


Рисунок 4.12 – Графіки напруги приймача для значень азимута  $\theta_1=90^\circ$

В результаті проведеного дослідження також отримані графік шуму (рис.4.13), графік змінної фази (рис.4.14), графік піднесеної (4.15), графік сигналу опорної фази (рис.4.16).

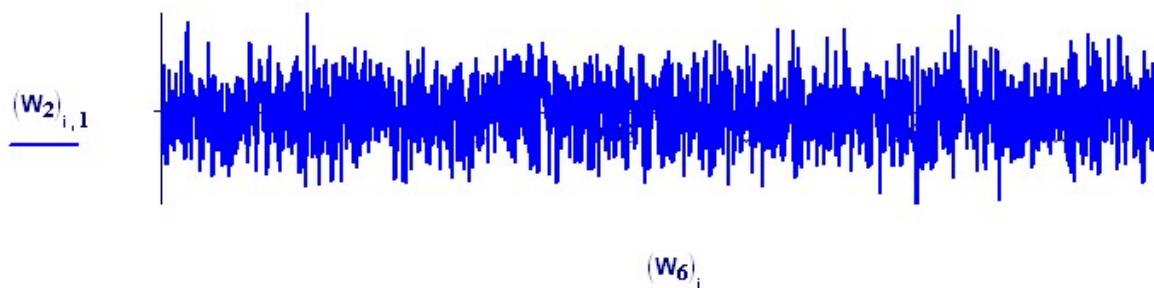


Рисунок 4.13 – Графік шуму

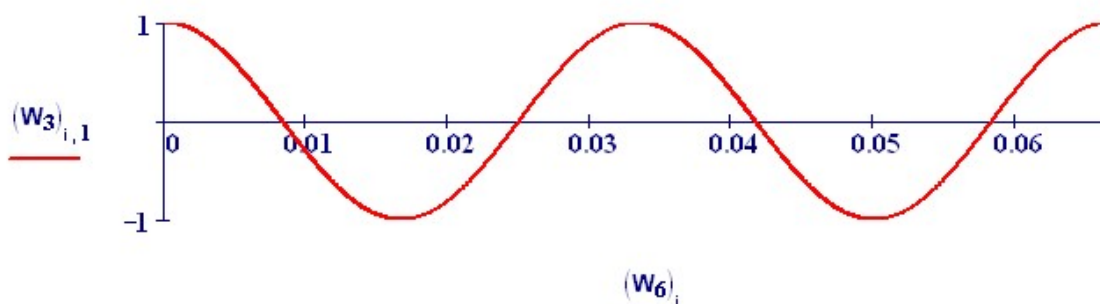


Рисунок 4.14 – Графік сигналу змінної фази

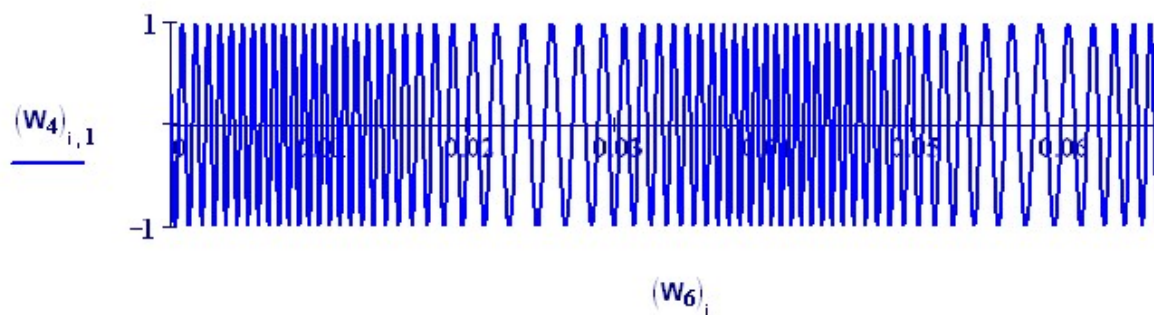


Рисунок 4.15 – Графік піднесеної

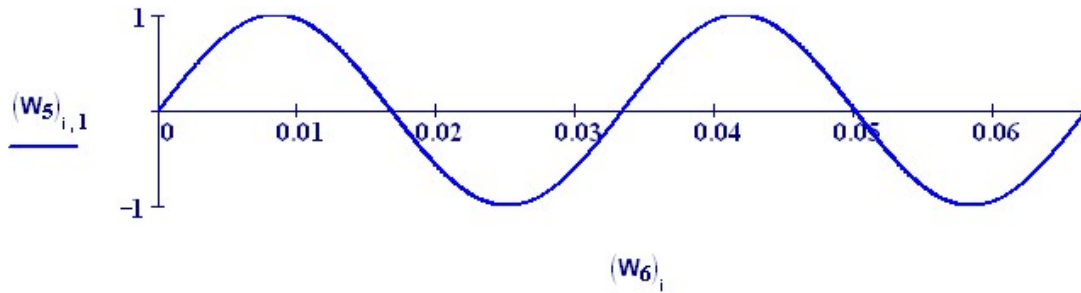


Рисунок 4.16 – Графік сигналу опорної фази

#### 4.5 Висновки

В ході дослідження було проведено розрахунок навігаційних і точностних характеристик, а також моделювання сигналів системи VOR в середовищі програмування Mathcad. Результати були представлені у вигляді графіків.

Оскільки при радіопередачі майже всі паразитні сигнали впливають на амплітуду сигналу, але не змінюють його частоту, суттєва перевага ЧМ складається в підвищеній стійкості до перешкод. При ЧМ-демодуляції корисний сигнал відновлюється з послідовності переходів сигналу через нуль, що означає, що зміни амплітуди ЧМ-сигналу не надають будь-якого впливу на прийом до тих пір, поки приймач не перевантажений або не працює на межі чутливості. Крім того, динамічний діапазон при ЧМ більше, ніж при АМ, і обмежується тільки відстанню до сусіднього передавача. Порівняно великі інтервали між несучими частотами передавачів для УКХ-ФМ зв'язку забезпечують хорошу якість передачі низьких частот, оскільки може використовуватися майже вся смуга частот. Смуга частот для ЧМ становить 15 кГц, в той час як для АМ це 4,5 кГц. Максимальна частота корисного сигналу для АМ залежить від зсуву щодо сусідньої несучої частоти. При зміщенні 4,5 кГц верхня гранична частота аналогічна частоті для телефонії. Недолік ЧМ полягає в тому, що технічно реалізувати необхідні деформації сигналу складніше, ніж для АМ.

## 5 ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНО–ПРАКТИЧНА ЧАСТИНА

### 5.1 Завдання і засоби виконання експериментальної розробки

Завдання експериментальної розробки зводиться до налаштування і конфігурації каналу VOR, якісній оцінці системи ближньої навігації і перевірки працездатності за допомогою тестера авіаційних систем навігації та зв'язку IFR4000.

На рис.5.1 представлена система ближньої навігації GTN 650, встановлена на борту Мі–8МСБ.



Рисунок 5.1 – Система ближньої навігації GTN 650, встановлена на борту Мі–8МСБ

Налаштування і конфігурація GTN виконується при кожній установці на борт ЛА. Для перевірки забезпечення належної установки і правильного

функціонування системи на рис.5.2 приведена головна сторінка налаштування GTN.



Рисунок 5.2 – Сторінка установки

Для конфігурації VOR / LOC / GS необхідно вибрати відповідну клавішу дотиком на дисплеї на сторінці налаштування GTN. Що з'явилося функція зображена на рис.5.3 Дана сторінка уможлиблює перевірку CDI вихідних сигналів від VOR / LOC / GS приймача, а також вхідного сигналу OBS датчика положення до VOR приймача. Дана сторінка робить, також, можливим вибрати формат даних резервування DME.

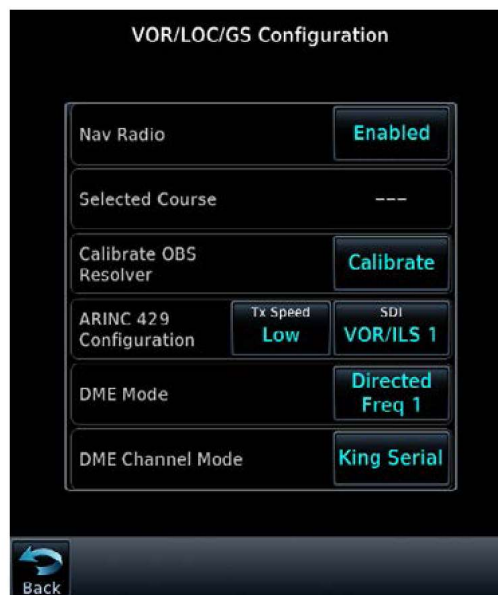


Рисунок 5.3 – Сторінка конфігурації VOR / LOC / GS

Далі на сторінці конфігурації можна активувати або заблокувати навігаційну радіозв'язок, за допомогою Косанов даної клавіші для перемикання між «Активувати» (Enabled) і «деактивовано» (Disabled). Навігаційна радіозв'язок встановлюється за умовчанням в активований стан.



Для калібрування OBS датчика положення, необхідно вибрати клавішу «Калібрування» (Calibrate) на сторінці конфігурації VOR / LOC / GS. Потім, вибрати 150° на зовнішньому CDI / HSI. Вибрати ОК після закінчення калібрування. При перевірці роботи OBS, необхідно відзначити, що обраний курс, який відображається у верхній частині сторінки, знаходиться в межах 2° від обраного курсу.

У табл 5.1–5.4 наведено опис конфігурацій швидкості (TX) ARINC 429, SDI, DME режиму і DME номера каналу.

Таблиця 5.1 – Конфігурація швидкості (TX) ARINC 429

Вибір	Опис
Низька	Стандартна низькоскоростна ARINC 429 (номінально 12,5 кбіт / сек)
Високий:	Високошвидкісна ARINC 429 (номінально 100 кбіт / сек)

Таблиця 5.2 – SDI

Вибір	Опис
Загальний	Видає все 429 вихідні сигнали з SDI = 0.
VOR / ILS 1	Номер 1 (пілот) VOR / ILS приймач TX: Видає 429 вихідних сигналів з SDI = 1.
VOR / ILS 2	Номер 2 (Другий пілот) VOR / ILS приймач TX: Видає 429 вихідних сигналів з SDI = 2.

Таблиця 5.3 – DME режим

Вибір	Опис
Керована радіостанція 1	Якщо GTN з'єднана з багатоканальним ARINC 429 DME, то канал 1 цього DME регулюється. Слід вибрати «Спрямована частота 1» (Directed freq 1), якщо повинен регулюватися одноканальний ARINC 429 DME.
Керована радіостанція 2	Якщо GTN з'єднана з багатоканальним ARINC 429 DME, то канал 2 цього DME регулюється.

Дана настройка конфігурації робить можливим встановлювати формат вихідних даних резервування DME.

Таблиця 5.4 – DME номер каналу

Вибір	Опис
King serial	King Serial DME дані настройки
Паралельна 2x5	2 з 5 паралельна настройка DME.
Паралельна двійковій–десятковий	Зміщена двійковій–десяткова паралельна настройка DME
Зміщена паралельна	Зміщення–кодова паралельна настройка DME
Narco 890/891	2 з 5 паралельна настройка DME, сумісна з наступними DME блоками: <ul style="list-style-type: none"> <li>• <i>Narco DME 890</i></li> <li>• <i>Narco DME 891</i></li> </ul>

Після настройки конфігурації VOR / LOC / GS системи ближньої навігації GTN 650 необхідно виконати перевірку працездатності за допомогою тестера авіаційних систем навігації та зв'язку IFR4000.

## 5.2 Опис лабораторної установки

VIAMI IFR4000 – компактне, легке і стійке до впливів навколишнього середовища пристрій, призначений для тестування інструментальних систем посадки (ILS), всеспрямованих радіомаяків УКХ–діапазону (VOR), маркерних радіоприймачів і авіаційних електронних систем зв'язку СВЧ і УВЧ діапазонів. [22].

IFR4000 характеризується малою вагою (менше 4 кг), ергономічним дизайном і здатністю працювати від батареї до 8 годин, що робить його максимально портативним набором для наземних випробувань пристроїв навігації і зв'язку. Він також дозволяє з легкістю перемикатися між бортовими випробуваннями і стендовими. Управління функціями за допомогою меню і покрокове тестування роблять пристрій дуже простим у використанні. Поєднання цих переваг і відмінною ціни надає користувачам неймовірно цінний інструмент. На рис.5.4 зображена структура приладу. Технічні характеристики представлені в табл.5.5.



- 7 – Дисплей (LCD) – 38 символів на 16 рядках для основного вікно, яке відображається за допомогою ящиків Soft Key в нижній частині екрана.
- 8 – Багатофункціональні програмні клавіші – надаються п'ять програмних ключів.
- 9 – Кнопка вибору режиму – цей ключ входить в поле РЕЖИМ і вибирає робочий режим (тобто, VOR, місцевий рівень і т. Д.).
- 10 – Клавіша вибору поля RF LVL – ця клавіша переміщує курсор редагування в поле RF LVL (RF Level).
- 11 – Кнопка вибору поля FREQ – ця клавіша переміщує курсор редагування в поле FREQ (частота).
- 12 – Кнопка вибору поля TONE – ця кнопка переміщує курсор редагування в поле MOD TONE
- 13 – Кнопка вибору поля M MOD – ця клавіша переміщує курсор редагування в поле M MOD (Головний модуль в і on) і включає модуль в положенні і в положення OFF (0%) або ON (CAL).
- 14 – Кнопка НАСТРОЙКА – відображає меню НАЛАШТУВАННЯ.
- 15 – Кнопка G / S DDM UP – цей ключ переміщує відображається екран DDM Up.
- 16 – LOC DDM ЛЕВАЯ клавіша – цей ключ переміщує відображається локальний DDM на лівий.
- 17 – Кнопка G / S DDM DOWN – цей ключ переміщує відображається екран DDM Down.
- 18 – LOC DDM RIGHT Кнопка – цей ключ переміщує відображається локальний сервер DDM на правий екран.
- 19 – ОСВІТЛЕННЯ Кнопка – це ключове дисплей / екран регулювання заднього підсвічування.
- 20 – Кнопка живлення – цей ключ пускає в хід IFR 4000 вгору і вниз.
- 21 – Індикатор Живлення – цей індикатор загоряється при включенні IFR 4000.
- 22 – Індикатор CHARGE – цей індикатор загоряється при подачі зовнішнього джерела постійного струму для настільної роботи або зарядки акумулятора. Цей індикатор горить жовтим світлом, коли батарея заряджається, миготливим світлом, коли батарея потребує заміни, і зеленим світлом, коли батарея повністю заряджена.
- 23 – КОНТРАСТ Ключ – на цьому ключовому екрані відображається / за винятком елемента регулювання контрасту.
- 24 – DECREMENT / SELECT Data Key ці ключові параметри містять дані, що містяться в файлах, наприклад, FREQ.

25 – SELECT DATA UNIT MSB клавіша переміщує поворотний курсор в сторону MSB (Most Significant Bit) поля даних. Приклад: Коли вибирається змінна частота, що ковзає курсор може переміщатися від одиниці 1 кГц до одиниці 10 кГц.

26 – Кнопка SELECT DATA UNIT LSB ця клавіша переміщує курсор до молодшого розряду (Least Significant Bit) поля даних. Приклад: Коли вибирається змінна частота, що ковзає курсор можна переміщати від блоку 10 кГц до блоку 1 кГц.

27 – Ключ даних INCREMENT / SELECT Цей ключ містить дані, що містяться в робочих файлах, наприклад, FREQ.

Таблиця 5.5 – Технічні характеристики VIAVI IFR4000

Генератор сигналів	
VOR	Від 108.0 до 117.95 МГц з кроком 50 кГц
Вихідна потужність	
порт антени	Від –67 до 13 дБм
точність	± 3 Дб
порт RF	Від –130 до –12 дБм
режим VOR	
похибка частоти	Для 1020 гц ± 0,02%
Вимірювання потужності через RF порт	
Діапазон вимірювань	Від 10 до 400 МГц
вага	3,6 кг
Габарити	28,5x23,1x6,9 см
Робоча температура	Від –20 до 55 ° C
Температура зберігання	–30 ° C to 70 ° C

Функціональні можливості VIAVI IFR4000:

- підтримка стендових і бортових середовищ з бездротовим і безпосереднім підключенням;
- вимір НВЧ і УВЧ–передавачів, частоти, вихідної потужності і модуляції (АМ, ЧМ та чутливості приймача);
- вимір ВЧ–передавачів, частоти, вихідної потужності і модуляції (АМ і чутливості ОЧП нижньої і верхньої бічної смуг);
- точне вимірювання ВЧ / НВЧ / УВЧ–антен і Коефіцієнтів стоячій хвилі (КСВ) фідерів;
- імітація сигналів курсових і глісадних (кат. наземних станцій I, II і III) радіомаяків з різними параметрами різниці глибин модуляції;

- зміщення різниці глибин модуляції курсового маяка для комплексного тестування автопілота (одночасний сигнал курсового, гліссадну і маркерного радіомаяків);
- імітація VOR–радіомаяків із змінним пеленгом;
- імітація маркерного радіомаяка, обраній авіатраси, верхній і середній частоти маркера;
- генерація сигналу VOR, курсового, гліссадну і маркерного радіомаяків;
- генерація і моніторинг сигналу АМ / ЧМ / ОЧП;
- одночасні сигнали курсового, гліссадну і маркерного радіомаяків;
- тестування декодера SELCAL;
- контроль аварійного передавача локатора (ELT), аварійних маяків для визначення місця розташування (EPIRB) і індивідуальних радіомаяків (PLB).

### 5.3 Характеристика програми VIAVI IFR4000

Меню настройки дозволяє оператору встановлювати різні параметри, які використовуються при тестуванні, лихословити і зберіганні пам'яті. В меню настройки, представленого на рис.5.5 і 5.6 можна увійти з будь-якого режиму, натиснувши кнопку SETUP.

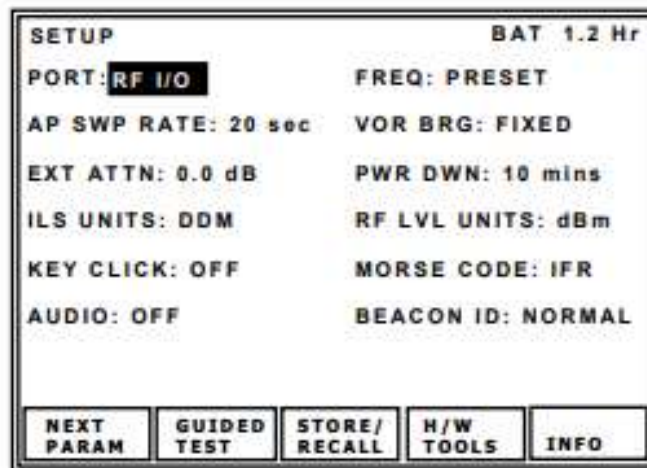


Рисунок 5.5 – Екран меню настройки IFR4000

Коли меню настройки відкрито, натисніть програмну кнопку «ІНФОРМАЦІЯ» для доступу до версій програмного і мікропрограмного забезпечення, а також до доступним опцій.

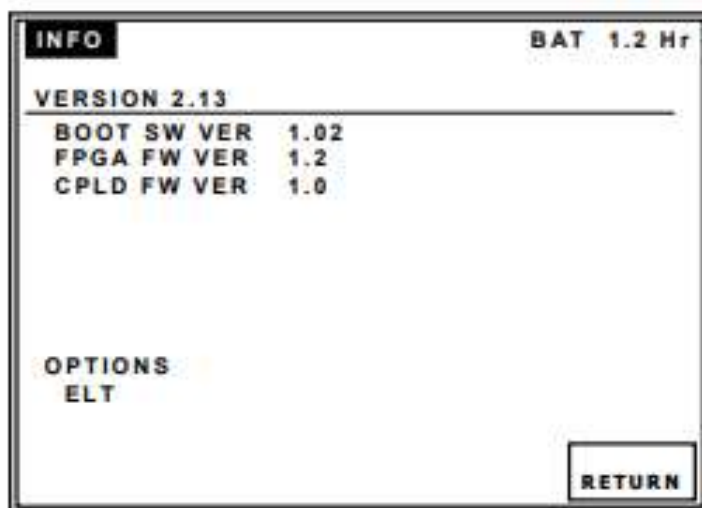


Рисунок 5.6 – Екран меню настройки

Режим роботи з екранною ієрархією виглядає наступним чином. Екран режиму VOR – це відкривається екран. Вікно режиму можна змінити, натиснувши кнопку MODE.

Режим роботи з екранною ієрархією представлений на рис.5.7.

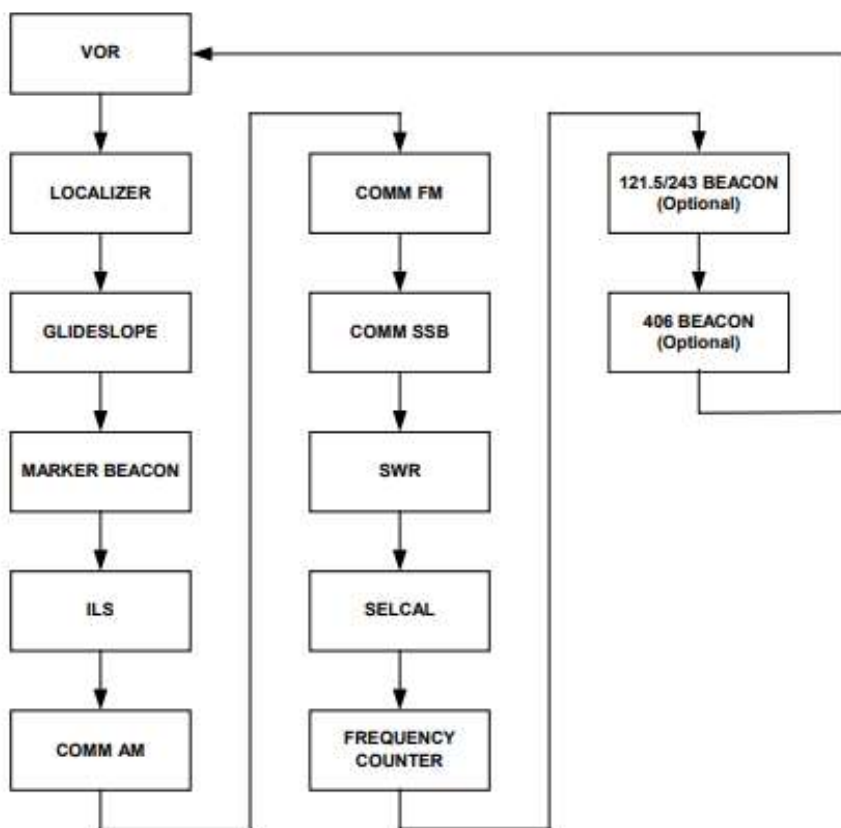


Рисунок 5.7 – Режим роботи з екранною ієрархією

## 5.4 Тестування режимів VOR / ILS

### 5.4.1 Налаштування та тестування режиму VOR

Режим VOR використовується для лінійних і стендових випробувань приймачів VOR (VHF Omni Range), які підключаються безпосередньо до роз'єму RF I / O або через роз'єм ANT.

На рис.5.8 представлений екран режиму VOR.

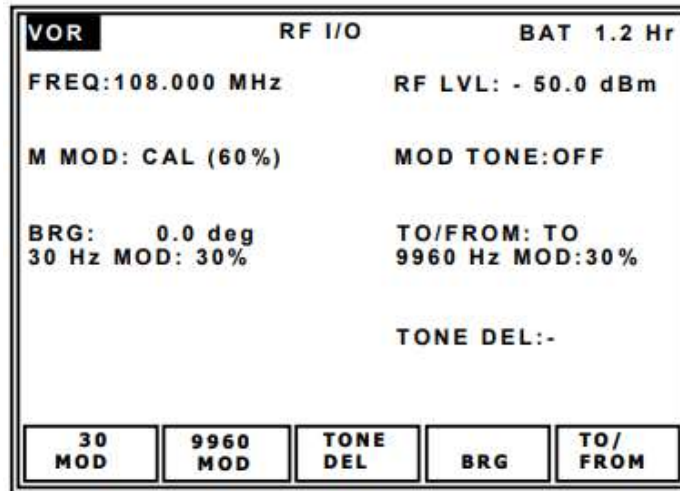


Рисунок 5.8 – Екран режиму VOR

В поле у верхній частині екрану відображається порт (RF I / O або ANT), обраний в налаштуванні Меню.

FREQ – контролює частоту генерації сигналу. Робота цього поля залежить від налаштувань поля FREQ в меню Налаштування:

1. PRESET надає три фіксованих обраних канали для кожного режиму: 108,00 МГц, 108,05 МГц і 117,95 МГц. Попередня установка використовується для швидкої перевірки достовірності.

2. CHANNEL дозволяє вибрати будь-яку частоту каналу з діапазоном Mode. Канал використовується для тестування будь-яких 50 кГц рознесений канал від 108.00 до 117,95 МГц.

3. VAR дозволяє вибрати частоту від 107,00 до 118,00 МГц при 1 кГц збільшення для визначення смуги пропускання приймача та випробування сусіднього каналу.

RF LVL – це поле регулює вихідний рівень ВЧ-сигналу головного генератора. Робота цього поля залежить від налаштувань поля RF LVL UNITS в меню настройки. Одиниці виміру рівня RF відображаються в дБм або мкВ / мВ. Рівень RF LVL збільшується з кроком 0,1, 1,0 або 10 дБ.



M MOD – поле управляє основним модулем головного генератора. M-модуль управління функціонує як мультиплікатор окремі модулюючі компоненти. Глибина основний модуляції – це сума глибин модуляції (SDM) окремих компонентів тону. Модуляція встановлюється від 0% до 165% з кроком збільшення, що дорівнює сумі окремі компоненти тони (тобто, якщо включені два тони з однаковою глибиною модуляції, поле M MOD збільшується з кроком 2%). Алгебраїчна сума окремих компонентів може бути > 100%. Для налаштувань > 100% це дає змінену форму сигналу. Точність вимірювання не вказана.

MOD TONE – поле управляє вибором частоти 1020 Гц ідентифікаційний код або коду Морзе.

BRG – це поле управляє пеленгом VOR. Робота цього поля залежить від налаштувань поля VOR BRG в меню Налаштування:

1. FIXED дозволяє вибрати підшипник в 30 ° кроки (від 0 °).
2. VAR дозволяє вибрати підшипник в 0,1 ° кроки.
3. LSB може бути використана для вибору одиниць FREQ, які необхідно встановити (тобто 0,1 °, 1 °, так далі.)

TO / FROM – це поле регулює вибір функції TO / FROM:

- TO встановлює пеленг на маяк VOR;
- FROM відводить пеленг від радіомаяка VOR.

30 Hz MOD – поле управляє обраної глибиною модуляції змінної фази 30 Гц. Модуляція встановлюється від 0% до 30% з кроком 1%.

9960 Гц MOD – це поле управляє обраної глибиною модуляції частоти, що піднесеної 9960 Гц. Модуляція встановлюється від 0% до 30% з кроком 1% з MMOD в режимі CAL або від 0% до 55% з кроком 1%, коли MMOD виходить за рамки CAL.

TONE DEL – поле дозволяє видалити змінну 30 Гц, опорну 30 Гц або обидва тони.

Алгоритм роботи:

1. Натиснути кнопку MODE, поки не відобразиться екран режиму VOR.
2. Використовувати кнопку FREQ (частота), кнопку RF LVL (рівень RF), кнопку TONE, кнопку M MOD (головний модуль) і відображаються програмні кнопки, щоб встановити поля на необхідний рівень.

Канальні тести. В поле FREQ можна встановити будь-який з наступних значень:

- 1) Попередня установка забезпечує три фіксованих обраних каналу для кожного режиму: 108,00 МГц, 108,05 МГц і 117,95 МГц. Попередня установка використовується для швидкої перевірки надійності.

2) Канал дозволяє вибрати будь-яку частоту на каналі в діапазоні Mode. Канал використовується для тестування будь-якого каналу з інтервалом 50 кГц від 108.00 до 117,95 МГц.

Тести пропускної здатності приймача. Поле FREQ може бути встановлено на VAR дозволяє вибрати частоту від 107,00 до 118,00 МГц з кроком 1 кГц для виконання перевірки смуги пропускання приймача та випробування сусіднього каналу.

Тести на чутливість. Відношення сигнал + шум / шум – це міра чутливості приймача. При прямому підключенні до VOR-приймача рівень радіочастоти встановлюється на номінальне значення 2 мкВ (-101 дБм). Поле MOD TONE має бути встановлено на 1020 Гц, а аудіовихід приймача налаштований на FSD на вимірнику потужності звуку. Поле M MOD потім перемикається між 90% і 0%. Потім рівень РЧ налаштовується на різницю в 6 дБ на вимірнику потужності звуку. Рівень РЧ в мкВ повинен бути  $\leq$  номінального значення 2 мкВ (-101 дБм).

Точність пеленга VOR повинна бути перевірена на рівні 30 ° кроків зазвичай на рівні RF 100  $\mu$  V (-67 дБм) з точністю до  $\pm 4$  °. Автоматичний VOR використовує RMI (радіомагнітні індикатор) для відображення відносного азимута до наземної станції. RMI об'єднує інформацію про пеленг VOR з курсом магнітного компаса, щоб забезпечити відносний пеленг щодо наземної станції. Ручний VOR використовує OBS (перемикач всіспрямованого пеленга) для установки бажаного Радиала і CDI (індикатор відхилення від курсу) для відображення відхилення від обраного Радиала. Це дає пілотові інформацію про поворот вліво або вправо.

#### 5.4.2 Налаштування та тестування режиму ILS

На рис.5.9 представлений екран режиму ILS.

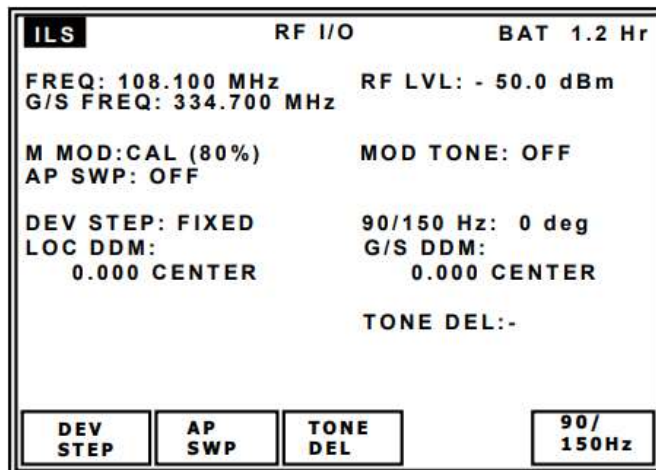


Рисунок 5.9 – Екран режиму ILS

G / S FREQ – це поле управляє частотою генератора сигналів. Робота цього поля залежить від налаштувань поля FREQ в меню настройки:

1. PRESET забезпечує три фіксованих обраних каналу для кожного режиму: 334,25 МГц, 334,55 МГц і 334,70 МГц. Попередня установка використовується для швидкої перевірки надійності.

2. CHANNEL дозволяє вибрати будь-яку частоту на каналі в діапазоні Mode. Канал використовується для тестування будь-якого каналу з інтервалом 50 кГц від 329,15 до 335,00 МГц.

3. VAR працює так само, як CHANNEL, за рахунок використання функцій Localizer і Glideslope.

G / S FREQ – поле управляє частотою генератора сигналів глісади. Вибір частоти локалізатора і глісади суміщений; зміна вибору G / S FREQ вибирає парний FREQ (Localizer).

RF LVL – поле управляє вихідним рівнем RF генератора сигналів для сигналу глісади. Робота цього поля залежить від налаштувань поля RF LVL UNITS в меню настройки. Одиниці рівня RF відображаються в дБм або мкВ / мВ.

M MOD – поле управляє глибиною основний модуляції генератора сигналів для G / S-сигналу. Регулятор Master Modulation діє як помножувач окремих компонентів модуляції. Глибина основний модуляції – це сума глибин модуляції (SDM) окремих компонентів тону. Сума глибин модуляція для сигналу локалізатора зафіксована на рівні 40 плюс будь-які обрані тони.

MOD TONE – поле контролює вибір ідентифікаційного тону станції 1020 гц або сигналів внутрішнього, середнього і зовнішнього маркерів. Статичний ідентифікаційний тон 1020 гц доступний тільки на локальному екрані. Для роз'єму ANT доступні всі наявні тони. Тільки 1020 гц, для роз'єму RF I / O доступні MORSE і OFF. Букви коду MORSE встановлюються в меню настройки. Коли обраний будь-який з сигналів маркерного маяка (400 Гц 1300 Гц і 3000 Гц), в поле MOD TONE відображається «Marker On».

DEV STEP – це поле регулює розмір кроку відхилення. Робота цього поля залежить від налаштувань поля «ОДИНИЦІ ILS» в меню налаштування. ОДИНИЦІ ILS можуть бути встановлені на DDM (модуляція подвійний глибини) або мкА (мікроампер).

Локалізатор DDM – забезпечує відхилення в центр, вліво і вправо, на 0,00, 0,093, 0,155 і 0,200 DDM. VAR забезпечує відхилення від 0 до 0,4 DDM в 0,001 кроку DDM.

Локалізатор мкА – забезпечує відхилення в центр, вліво і вправо, на 0, 90, 150 і 194  $\mu$  А. Поле знаходиться в ненулевом положенні.

Схил DDM – забезпечує вибір відхилення центральний, вгору і вниз при 0,00, 0,091, 0,175 і 0,400 DDM. Відхилення курсового радіомаяка автоматично встановлюється на мкА, коли вибирається режим автопілота.

Схильність ковзання  $\mu$ A – забезпечує відхилення на 0, 78, 150 і 343 мкА.

AP SWP – це поле управляє локальним скануванням DDM. Відхилення локалізатора може бути встановлено від 0 до 30 мкА.

90/150 Гц – поле регулює фазовий зсув між тонами 90 і 150 Гц. Ця функція використовується для імітації зсуву по фазі між тонами 90 і 150 Гц, який виникає, коли літак повертається, щоб захопити локальний промінь. Фазовий зсув також застосовується до тонам Glideslope 90 і 150 Гц.

TONE DEL – поле дозволяє використовувати 90 Гц, 150 Гц або обидва тони. Ця функція використовується для перевірки роботи CDI (індикатора зміни курсу) NAV–прапора при неприпустимих умовах.

Режим ILS використовується для лінійного тестування приймачів курсового маяка / глісади в умовах роботи з автопілотом, або шляхом прямого підключення до роз'єму RF I / O, або через роз'єм ANT. Робота ідентична окремим режимам курсового радіомаяка і глісади. Поля FREQ (локалізатор) і G / S FREQ об'єднані в пари. Рівень RF локалізатори зафіксований на рівні –22 дБмВт на роз'ємі RF I / O і на 0 дБм на роз'ємі ANT (–7 дБмВт, якщо також активований маркер–маяк). Якщо який–небудь сигнал маркерного маяка обраний в поле MOD TONE, джерело сигналу маркерного маяка активується на роз'ємі ANT з фіксованим рівнем РЧ +13 дБм.

Алгоритм роботи:

1. Натисніть кнопку MODE, поки не з'явиться вікно режиму ILS.
2. Використовуйте кнопку FREQ (частота), кнопку RF LVL (рівень RF), кнопку TONE, кнопку M MOD (головний модуль) і відображаються програмні кнопки, щоб встановити поля на необхідний рівень.

Автопілотне поєднане тестування. Якщо для поля AP SWP встановлено значення «почати вправо» або «почати вліво», відхилення курсового маяка може бути змінено в максимальному діапазоні 30 мкА. За замовчуванням частота розгортки становить 20 секунд, але її можна змінити в меню настройки. Коли вихідні сигнали відхилення приймача ILS підключені до автопілоту, IFR 4000 може використовуватися для імітації дрейфу літака за межі променя курсового радіомаяка. Коригувальні реакції автопілота можуть бути перевірені (тобто поверхні управління рухаються плавно, а сервоприводи працюють правильно).

Glideslope RF LVL варіюється від –22 до –100 дБм на роз'ємі RF I / O, від 0 до –76 дБм на роз'ємі ANT і від –7 до –83 дБм, якщо активований маркер.

Після проведення тестування режимів VOR / ILS за допомогою тестера авіаційних систем навігації та зв'язку IFR4000, на рис. 5.10 – 5.12 представлені екранні формисистема ближньої навігації GTN 650.



Рисунок 5.10 – Екранна форма система ближньої навігації GTN 650



Рисунок 5.11 – Екранна форма система ближньої навігації GTN 650



Рисунок 5.12 – Екранна форма система ближньої навігації GTN 650

### 5.5 Висновок

В ході виконання експериментальної частини було розмотреного тестер авіаційних систем навігації та зв'язку IFR4000, його основні технічні характеристики, сфера застосування і функції. IFR 4000 перевіряє роботу і встановлює приймачі ILS, VOR. За допомогою цього приладу було вироблено перевірку працездатності системи ближньої навігації GTN 650 і тестування режиму VOR по каналному тесту, тести пропускнуої здатності приймача, тести на чутливість, точність пеленга, випробування прапорів і тестування режиму ILS автопілотні парним тестом. В результаті проведеного тестування система ближньої навігації GTN 650 може бути встановлена на борт літального апарату.

## 6 ЕКОНОМІЧНЕ ОБГРУНТУВАННЯ РОЗРОБКИ

В економічній частині даного проекту розглядається розділ собівартості розробки системи.

Далі розглядається собівартість розроблюваного макету даного приладу, тобто виражена в грошових одиницях сума усіх витрат підприємства на виробництво та реалізацію продукції. Собівартість продукції складається з ряду найменувань витрат. Сюди входять: витрати на основні матеріали, на комплектуючі вироби, пряма та додаткова заробітна плата, витрати на утримання та експлуатацію обладнання, утримання транспорту, а також цілий ряд загальнодержавних аналогів та відрахувань.

### 6.1 Опис об'єкта і практичних результатів дослідження

В ході виконання роботи було розглянуто систему ближньої навігації GTN 650. У систему ближньої навігації і посадки VOR / ILS, супутникової навігації GTN650 входять:

- блок приймач GTN 650;
- антена CI 205–3;
- антенний змішувач CI120–4;
- монтажна рама;
- комплект монтажних частин.

До GTN 650 за допомогою розподільної коробки підключаються наступні системи: DVCS 6100, GTX33H, AHS–525. Через конфігураційний модуль проводиться налаштування програмного забезпечення GTN 650. Акумуляторна шина служить джерелом Живлення. FAN відповідає за охолодження системи, предостерегає її від перегріву. Антенний змішувач відповідає за підключення здвоєною антени CI 205–3.

### 6.2 Розробка плану робіт

Собівартість продукції складається з ряду найменувань витрат, а саме витрати на основні матеріали, комплектуючі вироби, пряма і додаткова заробітні плата, витрати на утримання та експлуатацію обладнання, утримання транспорту, а також ряд загальнодержавних податків і відрахувань. Для розробки системи необхідна участь наступних робочих: керівник, конструктор, електромонтажник. Тривалість робочого місяця вважається 22 дні. Склад виконавців наведено в табл. 6.31.

Результати розрахунків тривалості розробки за видами робіт містяться в таблиці 6.2.

Таблиця 6.1 – Склад виконавців роботи

Посада	Посадові оклади, грн	
	За місяць	За день
Керівник	12000	545,5
Конструктор	6100	290,5
Електромонтажник	4500	204,5

Таблиця 6.2 – Розрахунок трудомісткості робіт

Вид робіт	Тривалість, дні	Трудомісткість, чол./дні	Виконавці		
			Керівник	Конструктор	Електро монтаж-ник
<b>Попередня робота</b>					
Постановка задачі	1	1	+	-	-
Розробка графіку роботи	1	1	+	-	-
<b>Технічне завдання (ТЗ)</b>					
Визначення вимог до системи	1	2	+	-	+
Розробка ТЗ	2	4	+	-	+
Погодження та затвердження ТЗ	1	2	+	-	+
<b>Проектування стенду</b>					
Підготовчі роботи	1	3	+	+	+
Складальні роботи	2	4	+	+	-
Конструкторські	2	4	+	+	-
Монтажні роботи	2	4	+	-	+
Розробка алгоритмів	6	12	+	-	+
Налаштування	2	4	+	-	+



Приймально-налагоджувальні роботи	2	6	+	+	+
Впровадження					
Налагодження системи	4	6	+	-	+
Випробування і здача системи в експлуатацію	2	2	+	-	-
Разом	30	55	25	10	20

Розрахунок собівартості робіт починається з розрахунку основної заробітної плати (ЗП). Обчислення ЗП розробників лабораторного стенду формується з урахуванням трудовитрат, кількості виконавців і середньоденної ЗП. Для цього кількість днів, відпрацьованих окремими виконавцями за стадіями, множимо на їх денні оклади:

$$\text{ОЗП} = 30 \cdot 545,5 + 10 \cdot 290,5 + 20 \cdot 204,5 = 23360 \text{ грн.}$$

$$\text{ДЗП} = \frac{20\% \cdot 23360}{100\%} = 4672 \text{ грн.}$$

Розрахунок вартості виробів, необхідних для виготовлення лабораторного стенду, наведено в табл. 6.3. Вартість обладнання наведена в таблиці 6.4. Ціни наведено в гривнях.

Таблиця 6.3 – Вартість елементів системи

Найменування покупних виробів	Тип	Кількість виробів на один прилад	Ціна за одиницю виробу (грн)	Сума (грн)
GTN 650		1	20000	20000
АЗС	Автомат захисту ланцюга	1	200	200
ВЧ кабель	RG363	12 м	8	500
Наконечники Terminal		5	100	500
Провід	55PC0211-20-9	100 м	15	1500
Кабель	55PC1121-2/6-9	10 м	40	400
Бирка маркувальна	TMS-SCE-3/32	15	30	1050

Бирки маркувальна	TMS-SCE-1/4	13	20	1035
Комутаційний модуль	СТJ1 22E 10A-513	1	300	300
Трубка Родпласт	T-2-20110	1 м	50	50
Разом:				25635

Таблиця 6.4 – Вартість основних засобів

Найменування обладнання	Ціна, грн
Набір слюсарних інструментів	399
Викрутки	141,55
Contact Crimping Tool M81969/14-10	140
CTJ -R06 (Use with CTJ6 and CTJ9 Series) Module Removal Tools	80
Contact Insertion MH860 (M22520/7-01)	199
Ноутбук	5000
Разом:	6959,55

Норма амортизації становить 25% від основних коштів, для виготовлення 1 виробу, що розраховується по формулі:

$$A_m = \frac{OC \cdot 0.25 \cdot D_p}{D_r}, \quad (6.1)$$

де  $OC$  – вартість обладнання;

$D_p$  – тривалість робочих днів;

$D_r$  – кількість робочих днів у році.

$$A_m = \frac{6959,55 \cdot 0.25 \cdot 27}{264} = 152.4$$

Розрахунок собівартості і договірної ціни наведено в табл. 6.5.

Таблиця 6.5 – Розрахунок собівартості і ціни виробу за статтями

№	Статті	Сума, грн	Примітки
1	Основна заробітна плата (ОЗП)	23360	$OЗП = \sum N_i \cdot 3П_{cp}$
2	Додаткова заробітна плата (ДЗП)	4672	20% від ОЗП
3	Єдиний соціальний внесок	6167	22% від (ОЗП+ДЗП)
4	Матеріали та куплені вироби	25635	Из табл. 8.5
5	Амортизація	152,4	$A_m = \frac{OC \cdot 0.25 \cdot D_p}{D_r}$
6	Витрати на утримання обладнання	695,95	10% від вартості основних засобів
7	Додаткові витрати	9344	40% від ОЗП
8	Виробнича вартість (С)	70026,35	п.1+п.2+п.3+...+п.7
9	Адміністративні витрати	10512	45% від ОЗП
10	Витрати на збут	1750,65	2.5% від п.8
11	Собівартість власних робіт	92315,35	п.1+п.2+п.3+...+п.10
12	Прибуток (П)	18463,07	20% від п.11
13	Ціна без ПДВ	112482,845	П+п.11
14	ПДВ	22496,569	20% від ціни без ПДВ
15	Ціна з ПДВ	134979,414	п.13+п.14

Таким чином, собівартість власних робіт з розроблення лабораторної установки складає – 92315,35 грн., а його ціна з врахуванням ПДВ – 134979,414.

Кількість замовлених екземплярів має бути не менше ніж 190 шт.

Виробничу собівартість одного екземпляру системи (ВС) визначають за формулою:

$$BC_0 = \frac{BC}{KPP},$$

де ВС – виробничі витрати;

КПП – кількість замовлених екземплярів.

$$BC_0 = \frac{70026,35}{100} = 700,3$$

Повна собівартість одного екземпляру складається з суми виробничої собівартості (BCП), адміністративних витрат (AB) і витрат на збут (BЗ), які приходяться на один екземпляр виробу:

$$\begin{aligned} SP_0 &= BC_0 + AB_0 + BЗ_0 & (6.2) \\ SP_0 &= 700,3 + 105,12 + 17,50 = 822,92 \end{aligned}$$

Адміністративні витрати  $AB_0$ , які приходяться на один екземпляр виробу, визначається формулою:

$$AB_0 = \frac{AB}{KPP} \quad (6.3)$$

$$AB_0 = \frac{10512}{100} = 105,12 \text{ грн}$$

Витрати на збут  $BЗ_0$ , які приходяться на один екземпляр виробу, визначається формулою:

$$BЗ_0 = \frac{BЗ}{KPP} \quad (6.4)$$

$$BЗ_0 = \frac{1750,65}{100} = 17,50 \text{ грн}$$

Таким чином,  $SP_0 = 700,3 + 105,12 + 17,50 = 822,92$

Рентабельність продукції (норма прибутку) – це відношення загальної суми прибутку до витрат виробництва і реалізації продукції (відносна величина прибутку, що припадає на 1 грн. поточних витрат):

$$P_{\Pi} = \frac{C - BC}{BC} \cdot 100\%, \quad (6.5)$$

де  $C$  – ціна одиниці продукції;

$BC$  – собівартість одиниці продукції.

$$P_{\pi} = \frac{134979,414 - 92315,35}{92315,35} \cdot 100\% = 46\%$$

Отже, рентабельність складає 46%.

Розрахуємо величину оптової ціни одного виробу ЦПП (без врахування ПДВ):

$$\text{ЦПП} = \text{СП} \cdot \left(1 + \frac{P_{\pi}}{100}\right), \quad (6.6)$$

де  $P_{\pi}$  – коефіцієнт рентабельності.

$$\text{ЦПП} = 700,3 \cdot \left(1 + \frac{46}{100}\right) = 1022,438$$

### 6.3 Розрахунок точки беззбитковості

При впровадженні у виробництво приладу важливо знати чи стане цей виробничий процес рентабельним і чи буде він приносити бажаний прибуток. Для цього необхідно визначити точку беззбитковості (ТБ) і зобразити її графічно.

Для підтвердження стійкості проекту необхідно, щоб значення ТБ було менше значень нормальних обсягів виробництва. Чим далі від них значення ТБ (у відсотковому співвідношенні), тим стійкіше проект.

Дохід від реалізації виробів знаходимо множенням ціни одного ПП на кількість замовлених екземплярів ПП:

$$\text{ДР} = \text{ЦПП} \cdot \text{КПП} \quad (6.7)$$

$$\text{ДР} = 1022,438 \cdot 100 = 102243,8$$

Аналітичний розмір критичної програми (РКП) розраховують діленням постійних витрат  $РП_{\text{ост}}$  на різницю між ціною одного виробу ЦПП і змінними витратами, які приходяться на один виріб ( $З_{\text{м}}V_0$ ), тобто:

$$PKP = \frac{PP_{\text{ост}B}}{ЦПП - Z_M B_0}. \quad (6.8)$$

Річні постійні витрати  $PP_{\text{ост}B}$  складаються із суми наступних витрат:

$$PP_{\text{ост}B} = ВУО + A_M + ДВ + АВ + ВЗ, \quad (6.9)$$

де ВУО – витрати на утримання обладнання;

$A_M$  – амортизація;

ДВ – додаткові витрати;

АВ – адміністративні витрати;

ВЗ – витрати на збут.

$$PP_{\text{ост}B} = 695,95 + 152,4 + 9344 + 10512 + 1750,65 = 22455 \text{ грн.}$$

Річні змінні витрати  $PZ_M B$  складаються із суми наступних витрат:

$$PZ_M B = ВМ + ФОП + ЄСВФОП, \quad (6.10)$$

де ВМ – матеріали та куплені вироби;

ФОП – фонд оплати праці;

ЄСВФОП – єдиний соціальний внесок.

$$PZ_M B = 25635 + (23360 + 4672) + 6167 = 59834 \text{ грн.}$$

Змінні витрати, які приходяться на один виріб, визначаємо діленням річних змінних витрат на річну програму випуску виробу:

$$Z_M B_0 = \frac{PZ_M B}{КПП}. \quad (6.11)$$

$$Z_M B_0 = \frac{59834}{100} = 598,34 \text{ грн.}$$

$$PKP = \frac{22455}{1022,438 - 598,34} = \frac{22455}{424,098} = 52,94 \approx 53 \text{ шт.}$$

Річний дохід в точці беззбитковості:

$$ДР_{БЗ} = 1022,438 \cdot 53 = 54135,70 \text{ грн}$$

Графічне представлення точки безбитковості представлено на рис. 6.1

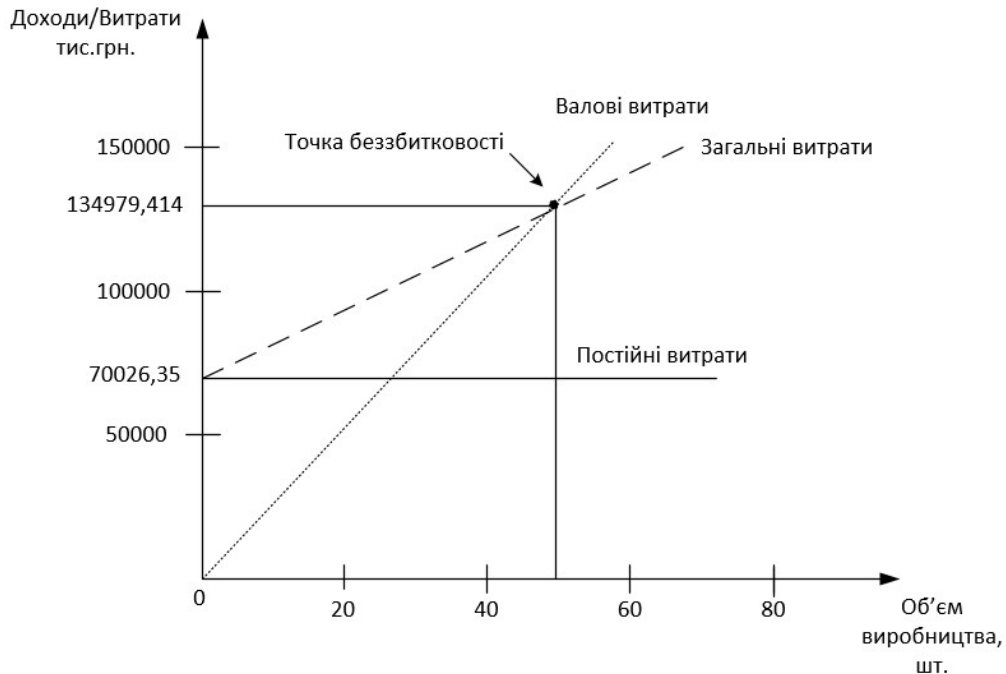


Рисунок 6.1 – Графік безбитковості

Графік безбитковості показує, що при об'ємі продаж 53 шт., дохід від реалізації продукції перевищує загальні витрати, таким чином, в зоні між ними ми отримуємо прибуток.

#### 6.4 Висновок

В даному розділі був проведений розрахунок ціни і собівартості регулятора. Ціна системи без ПДВ склала 112482,845 грн., ціна з ПДВ склала 134979,414 грн. Собівартість становить 92315,35 грн. Розрахунок проведений з врахуванням всіх необхідних трудовитрат, ПДВ склала 22496,569 грн., відрахування в єдиний соціальний фонд 6167 грн. Розрахунок проведений з врахуванням всіх необхідних трудовитрат. Це пристрій може конкурувати на ринку. Було встановлено, що рентабельність становить 46%, що є високим показником. Також був побудований графік безбитковості, на якому була визначена ТБ. Обсяг безбитковості продукту дорівнює 53 шт.

## ЗАКЛЮЧЕННЯ

В ході виконання даної роботи на тему: «Розробка системи ближньої навігації літального апарата» було проведено оцінку стану проблеми та розглянуто існуючі підходи до їх вирішення.

В першому розділі із проведеного аналітичного дослідження слідує, що наразі у всьому світі йде активний пошук розв'язання проблеми розробки системи ближньої навігації. В даному проекті розглянуті основні принципи побудови і функціонування радіотехнічних систем ближньої навігації і посадки. При розгляді конкретних зразків бортового обладнання основна увага приділена системам метрового діапазону, використовуваних в цивільній авіації.

В другому розділі було розглянуто апаратуру системи ближньої навігації, внаслідок чого була розроблена структурна схема системи. Проведено аналіз кутомірного каналу навігації VOR, призначеного для визначення азимута ЛА щодо радіонавігаційної точки. Було розглянуто формування сигналів наземним обладнанням і роботі обладнання на прикладі спрощеної структурної схеми каналу VOR. В даний час використовується три основні модифікації кутомірних систем МВ діапазону: з вимірюванням фази обвідної АМ коливань (VOR), з дворівневим виміром фази (PVOR), з використанням ефекту Доплера (DVOR). В ході моделювання системи були отримані графіки для азимутів  $\theta_1=10^\circ$  і  $\theta_2=90^\circ$ , які демонструють такі сигнали: продетектований комбінований сигнал, частотну селекцію азимутального сигналу і частотну селекцію опорного сигналу. В результаті моделювання каналів систем типу ILS, були отримані графіки сигналу з повним спектром (АМ сигнал) і зі спектром тільки бічних частот (БМ сигнали).

У конструкторській частині представлено розробку елементів, які служать для підключення блоків ближньої навігації між собою і іншими системами. У систему ближньої навігації і посадки VOR / ILS, супутникової навігації GTN650 входять: блок приймач GTN 650, антена CI 205–3, антенний змішувач CI 120–4, монтажна рама, комплект монтажних частин. Система GTN650 дозволяє приймати і обробляти сигнали радіомаяка і видавати інформацію. Приведено схеми з'єднань «GTN 650 – AHS525», «GTN 650 REU 6100», «GTN 650 – PFD», «GTN 650 – GTX33DH ». В результаті було отримано електричну принципову схему системи ближньої навігації GTN 650 та структури підключення кабелів і жгута системи.



В ході проведення дослідження в четвертому розділі було проведено розрахунок навігаційних і точностних характеристик, а також моделювання сигналів системи VOR в середовищі програмування Mathcad. Результати були представлені у вигляді графіків: випромінюваного та прийнятого сигналу, АМ сигнал передавача і приймача, сигнал опорної фази– АМ сигнал центральній антени радіомаяка, спектр НЧ сигналу опорної фази, спектр обвідної АМ сигналу та сигнали ЧМ для значень азимута  $\theta_1=10^\circ$  і  $\theta_2=90^\circ$  і спектр ЧМ піднесної. В результаті досліджень було отримано програмування азимута реального польоту із заданим курсом і отримані графіки напруги примача для значень азимута  $\theta_1=10^\circ$ ,  $\theta_2=90^\circ$ , графік шуму, сигналу змінної фази, піднесної та сигналу орної фази.

В ході проведення експерименту було проведено налаштування і конфігурацію каналу VOR системи ближньої навігації GTN 650. За допомогою тестера авіаційних систем навігації та зв'язку IFR4000 було протестовано режими VOR / ILS. В результаті проведенного експерименту систему ближньої навігації GTN 650 можна використовувати на борту літального апарату.

В економічній частині в ході аналізу ринку було виявлено, що є наявною потреба в розробці даної системи. Також було виконано ряд розрахунків та визначено: повна собівартість одного екземпляру, точку беззбитковості та річний дохід в цій точці, після чого було побудовано графік беззбитковості, та визначено, що при об'ємі продаж 53 шт., дохід від реалізації продукції перевищує загальні витрати.

Ціль виконання даної роботи досягнута і як видно з представлених результатів система добре відпрацьовує поставлені задачі, а саме:

- 1) поліпшення інформаційного забезпечення пілотів за визначенням з високою точністю поточних координат місцезнаходження вертольота при виконанні польотів;
- 2) прийому, обчислення та видачі споживачам поточних координат місцезнаходження вертольота ( $\varphi$ ,  $\lambda$ ), GPS висоти (HGPS), а також сигналів відхилення від лінії заданого курсу і лінії глісади ( $\epsilon_g$ ,  $\epsilon_k$ ).

Виконання даної роботи дозволяє дослідити параметри системи ближньої навігації, і в результаті аналізу проведених експериментів, можна сказати, що поставлена ціль досягнута, а система добре відпрацьовує поставлені задачі.

## СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Кучерявий А.А. Авіоніка: Навчальний посібник. 3-е вид., стер.-СПБ.: Видання «Лань», 2019. – 452с..
2. Баженов, А.В. Радіонавігаційної системи / Навчальний посібник. [Текст] / А.В. Баженов, Г.І. Захаренко, А.Н. Бережнов, К.Ю. Савченко. / Под ред. А.В. Баженова - Ставрополь: СВВАІУ (ВІ), 2007. - 202с.
3. Кучерявий А.А. Бортові інформаційні системи: Курс лекцій / А.А.Кучерявий; під. Ред. В.А. Мішина і Г.І. Ключова. -2-е изд., Перераб. І доп. - Ульяновськ: УЛГТУ, 2005. -504с.
4. В.І. Кондрашов, В.Н.Федоренко «Бортові навігаційні засоби ближньої навігації і інструментальної посадки літальних апаратів». - м.Київ, НАУ з-д «Радіовимірювач». -2001 р
5. Харченко В.П. Авіоніка: навч. посіб. / В.П. Харченко, І.В. Остроумов. - К.: НАУ, 2013. - 272 с.
6. Феокистов Денис Сергійович "Розробка і дослідження способів Підвищення перешкодозахищеності високоточная радіонавігаційних систем" М .: Транспорт, 1990..
7. В.І. Кондрашов, В.Н.Федоренко "Бортові радіотехнічні засоби ближньої навігації та інструментальної посадки літальних апаратів"
8. Сосновський А.А., Хаймович І.А. «Радіотехнічні засоби ближньої навігації і посадки літальних апаратів» [Електронний ресурс] видавництво: М .: Машинобудування, рік: 1975 - с.155
9. «Радіотехнічні системи ближньої навігації» [Електронний ресурс] авторизованого сайту avia.pro.Режим доступу: <https://avia.pro/blog/radiotekhnicheskie-sistemy-blizhney-navigacii>.
10. В.К. Орлов А.Г. Чернявський «Радіотехнічні системи блтжньої навігації і посадки літаків» [Електронний ресурс] 2004 г. - с.100. Режим доступу: <https://knigogid.ru/books/319054-radiotekhnicheskie-sistemy-blizhney-navigacii-i-posadki-samoletov>.
11. «Бортові інформаційні системи: Курс лекцій» / А.А. Кучерявий; під. ред. В.А. Мішина і Г.І. Ключова - 2-е вид. Ульяновський - 2004 р
12. Давидова П.С «Радіонавігаційні системи літальних апаратів». / Под ред. Давидова П.С. - М .: Транспорт, 1980.
13. Біляївський Л.С., Новіков В.С., Олянюк П.В. Основи радіонавігації. - М .: Транспорт, 1992.Горбачев О.А., Ерохин В.В., Пипченко И.П., Скрыпник О.Н. Радиотехнические системы ближней навигации и посадки: Учебное пособие. – Иркутск, 2006.

14. Хресін І.М. Радіотехнічні системи комплексу стандартного цифрового пілотажно-навігаційного обладнання. Ч. 1 .: Навчальний посібник. - М .: МГТУ ГА, 2008.
15. Воробйов В.Г., Зиль В.П., Кузнецов С.В. Комплекси цифрового пілотажно-навігаційного обладнання. Ч. 1, 2 .: Навчальний посібник. - М .: МГТУ ГА, 1998..
16. А.П. Бамбуркін, В.Н. Неділько, С.М. Неділько, М.І. Рубець. Аеронавігаційні радіотехнічні системи. - Кіровоград: ДЛАУ, 2002.
17. Біляївський Л.С., Новіков В.С., Олянюк П.В. Основи радіонавігації.- М .: Транспорт, 1992.
18. Горбачов О.А., Єрохін В.В., Пипченко І.П., Скрипник О.М. Радіотехнічні системи ближньої навігації і посадки: Навчальний посібник. - Іркутськ, 2006.
19. Хресін І.М. Радіонавігаційні системи комплексу стандартного цифрового пілотажно-навігаційного обладнання. - М .: МГТУ ГА, 1999..
20. Воробйов В.Г., Зиль В.П., Кузнецов С.В. Комплекси цифрового пілотажно-навігаційного обладнання. Ч. 1, 2 .: Навчальний посібник. - М .: МГТУ ГА, 1998..
21. Васильєв В.Г. Радіонавігаційні системи. Лекції вид. ЛЕТИ-ЛІАП, 1999. -62с. (Описана система VOR / DME, а також РМ DVOR і PDVOR).
22. Карасьов, В.В. Сучасні супутникові радіонавігаційні системи. / Учеб. посібник.- Владивосток: ДГТРУ, 2006.- 54 с.
23. Алгоритми обробки інформації інерціально-супутникової системи навігації та управління літальним апаратом. Електронний журнал. Інженерна освіта. №10, 2004. [http \\\ www.techno.edu.ru](http://www.techno.edu.ru)
24. Бабак В. П. Супутникова радіонавігація / В.П. Бабак, В.В. Конін, В.П. Харченко. - К.: Техніка, 2004. - 328 с.
25. Словник про міжнародну цивільну авіацію. Doc 9713 / ІСАО. - 3-е изд. - Монреаль, 2007. - 816 с.
26. Сайбель А.Г. і ін. Методи обробки інформації в бортових РЛС (Конспект лекцій). - М .: МАІ, 1976. - 64 с. [Гл. 9 (Точність визначення місця розташування).
27. Бакулев П.А., Сосновський А.А. Радіонавігаційні системи. Підручник для вузів. - М .: Радіотехніка, 2005 - 224 с.
28. Бондаренко В.М., Гарифуллин В.Ф., Краснов Т.В. Радіонавігаційні системи. Кодова синхронізація в широкосмугових системах радіонавігації. 2019 р.-145 с.

29. С.Г. Пятко і А.І. Красова. Автоматизовані системи управління повітряним рухом: Нові інформаційні технології в авіації. - СПб .: Політехніка, 2004. - 446 с
30. Карташкин А.С.Авіаційні радіосистеми. - 2007 року - 305.
31. Флерів, А. Г. Доплерівські пристрої та системи навігації [Текст] / А. Г. Флерів, В. Т. Тимофєєв. - М.: Транспорт, 1987. - 191 с. : Ил., Табл. - с. 189.
32. Радіонавігаційні системи. Ч.1. Радіотехнічні системи ближньої навігації [Текст]: навч. посіб. / С. І. Сивашенко, В. М. Субота, О. В. Нікітін та ін. ; Мін-во оборони України, Харків. Ун-т Повітряних Сил ім. І. Кожедуба. - Харків, 2014. - 164 с.
33. Полигаль, О. Г. Радіотехнічна система ближньої навігації РСБН-6С у Комплексній навігаційній системі [Текст]: навч. посіб. / О. Г. Полигаль, М. В. Грушенко, Д. О. Полигаль; ХІВПС ім. І. М. Кожедуба. - Харків: ХУПС, 2004. - 53 с., [1] л. схема.
34. Дергачов К.Ю. Конспект - лекцій по курсу "Основи аеронавігації"; Національний аерокосмічний університет, 2019.-250с.
35. В.В. Конін, В.П. Харченко «Системи супутникової навігації»; Національний аерокосмічний університет.-К.: Холтех, 2010.-520с.

№	№ патенту дата, автори, організація	Країна	Назва	Ціль винаходу	Методи і способи досягнення мети	Результат	Недоліки
1	UA76868U, 25.01.2013, Кондрашов В. І.; Кондрашов Я. В.; Фіалкіна Т. С.; Туренко Д. М., НАУ м.Київ	Україна	Радіотехнічна навігаційно-посадкова система з активним запитом-відповіддю	Задачею винаходу є забезпечення радіотехнічною інформацією літальні апарати (ЛА) для задач навігації, передпосадкового маневрування та посадки за допомогою стандартної наземної та бортової далекомірної апаратури та збільшення точності визначення 40 місцезнаходження ЛА в горизонтальній та вертикальній площині.	Поставлена задача вирішується тим, що в радіотехнічну навігаційно-посадкову систему, що складається з наземного та бортового обладнання, в якій наземне обладнання являє собою три далекомірних радіомаяки, згідно з винаходом, використано їхнє знаходження у площині злітнопосадкової смуги у вершинах трикутника з відстанню між радіомаяками не менш $20 \sigma D$ не більше $200 \sigma D$ .	Корисна модель належить до галузі радіонавігації та може бути використана для обладнання аеродромів, посадкових смуг і трас, також повітряних суден (ПС), відповідно наземним та бортовим обладнанням.	Відсутність вибору оптимального розташування далекомірних радіомаяків з критерієм точності
2	UA81371U, 25.06.2013, Кондрашов В.І, Кондрашов Я.В, Осипчук В.О, Фіалкіна Т.С, НАУ	Україна	Приймальний пристрій для фазової системи ближньої навігації	Задача корисної моделі - збільшення точності виміру різниці фаз між опорним та змінним сигналами радіомаяка.	Поставлена задача вирішується тим, що в приймальний пристрій для фазової системи ближньої навігації, який містить синхронізатор, послідовно з'єднані приймач та детектор, та інші виконуючі системи.	Корисна модель належить до радіонавігації і може використовуватися в радіоприймальному обладнанні літаків	Даний пристрій має недостатню точність виміру різниці фаз між опорним та змінним сигналами радіомаяка, що знижує точність виміру азимуту

№	№ патенту дата, автори, організація	Країна	Назва	Ціль винаходу	Методи і способи досягнення мети	Результат	Недоліки
3	UA98730U, 12.05.2015, Кондрашов В.І, Кондрашов Я.В, Осипчук В.О, Фіалкіна Т.С, Univ Nat Aviation	Україна	Радіоприймач сигнал всенаправленого маяка фазової системи ближнього навігації	Задача корисної моделі - підвищення точності вимірювання азимута.	Поставлена задача вирішується тим, що в радіоприймач сигналів всенаправленого маяка фазової системи ближньої навігації, що містить підсилювач високої частоти, вхід якого є входом радіоприймача сигналів всенаправленого маяка фазової системи ближньої навігації, з'єднані послідовно детектор, фільтр піднесучої частоти, підсилювач-обмежувач.	Корисна модель належить до радіотехніки, зокрема до радіонавігації, і може використовуватися у фазових системах ближньої навігації для визначення азимута літального апарату.	Однак цей радіоприймач не забезпечує високу точність вимірювання азимута внаслідок невисокого відношення сигналу до шуму
4	UA28443U, 10.12.2007, Слепов Л. І.; Блаженний В. І.; Якобінчук О. В.; Куровська Т. Ю.	Україна	Радіонавігаційна система	В основу корисної моделі поставлено задачу шляхом впровадження трьох або більше базових станцій стільникового зв'язку, приймача радіосигналів від базових станцій стільникового зв'язку забезпечити необхідну зону дії радіонавігаційної системи.	Суть корисної моделі в радіонавігаційній системі, яка містить приводну радіостанцію встановлену на аеродромі, приймач радіонавігаційних сигналів на рухомому об'єкті, полягає в тому, що додатково містить три або більше базових станцій зв'язку, встановлено на рухомий об'єкт, що містить координати розташування базових станцій стільникового зв'язку	Корисна модель відноситься до галузі фізики, зокрема, до радіонавігаційних систем, а саме, до систем для визначення координат та швидкості рухомого об'єкта.	Недоліком відомої радіонавігаційної системи є низька точність визначення координат. Недоліком відомої радіонавігаційної системи, обраної за прототип є невелика зона дії системи.

№	№ патенту дата, автори, організація	Країна	Назва	Ціль винаходу	Методи і способи досягнення мети	Результат	Недоліки
5	UA42148AU, 15.10.2001, Бакулін Ігор Євгенович, ХАРКІВСЬКИЙ ВІЙСЬКОВИЙ УНІВЕРСИТЕТ	Україна	Комплексна навігаційна система	В основу винаходу поставлено завдання створити таку комплексну навігаційну систему, яка за рахунок уведення електронного ключа, запам'ятовувального пристрою і блока керування, забезпечувала б можливість безперервної корекції одного вимірювача іншим.	Поставлене завдання вирішується за рахунок того, що в пристрій, у якому вихід коригованого вимірювача з'єднаний з першим входом першого відраховувального пристрою і першим входом другого відраховувального пристрою, а до другого входу другого відраховувального пристрою підключений коригувальний вимірювач, додатково введені електронний ключ, запам'ятовувальний пристрій і блок керування.	Технічний результат, який може бути отриманий при здійсненні винаходу, полягає в реалізації можливості безперервної корекції одного вимірювача іншим, при використанні для корекції показань навігаційних вимірювачів безперервної дії високоточних вимірювачів дискретного принцип дії.	Недоліком цього пристрою є те, що при використанні коригувальним вимірювачем пристроїв дискретного принципу дії, через відсутність можливості запам'ятовування значення коригувального сигналу, не забезпечується безперервність корекції.
6	RU2427074C1, 20.08.2011, Буцев С.В, Занозин А.В, Миханов Н.П, Сай В.А., ЗАО «НПЦ ТВП»)	Росія	Перешкодостійкий бортовий приймач радіотехнічної системи ближньої навігації	Підвищення захищеності бортового приймача радіотехнічної системи ближньої навігації і посадки від перешкод рухомого радіозв'язку стандарту GSM - 900	Прийнятий загальною апертурою антени (1) вхідний сигнал, який представляє суміш сигналів відповіді дальності, азимута, курсу, глісади і опорних сигналів серій «35» і «36», через дільник потужності (2) подається на два приймача: віддалемірних (3) і азимутальних (4) сигналів.	Досягнутий технічний результат - підвищення перешкодозахищеності і електромагнітної сумісності бортового приймача радіотехнічної системи ближньої навігації з наземними радіоелектронними засобами.	Недоліком даного пристрою є те, що воно може забезпечити Квазіоптимальний обробку сигналів (стійкість) при впливі на нього тільки стаціонарних шумових перешкод.

№	№ патенту дата, автори, організація	Країна	Назва	Ціль винаходу	Методи і способи досягнення мети	Результат	Недоліки
7	RU2478979C1, 10.04.2013, Бабуров С.В, Волчок Ю.Г, Гальперин Т.Б, Герчикков В.Г, Никольский П.К, Орлов В.К, Пономаренко Б.В, Чернявский В.Г, Закрытое акционерное общество «ВНИИРА- Навигатор».	Росія	Далекомірна радіотехнічна система ближньої навігації літальних апаратів	Винахід відноситься до області радіонавігації і, зокрема, до комплексних далекомірним радіотехнічним системам (ДРТС) ближньої навігації (БТ) і призначене, в першу чергу, для навігації літальних апаратів (ЛА), а також може бути для навігації морського і сухопутного транспорту.	Запропонована ДРТС БН складається з генератора запиту імпульсів, передавач запиту з передавальною антеною запитувачем на виході і приймач запитувача з приймальною антеною запит на вхід, вихід підключений до першого входителя, при цьому вимірювача тимчасового інтервалу з'єднаний з входом датчика дальності і БЦВМ пілотажно- навігаційного комплексу (ПНК).	Запропоновано варіанти ДРТС, що реалізують підвищення безпеки польотів шляхом спостереження за повітряною обстановкою на запитувача і відповідача. Досягнутий технічний результат - підвищення точності визначення місцеположення ЛА	Пропонована система забезпечує створення єдиного локально- глобального навігаційного поля з використанням переваг кожної системи (СРНС, ДРТС) і відповідно, винятком недоліків, властивих кожній системі в окремій системі.
8	US9423489B2, 2016- 08-23, <u>Veit Oehler</u> <u>Michael Voith VON</u> <u>VOITHENBERG</u> <u>Julian Steffes</u> Astrium GmbH	Сполуч ені Штати Америк и	Near field navigation system (Система навігації ближнього поля)	Даний винахід направлено на ближнє поле навігаційної системи і, до концепції та методології, що забезпечує високоточне тривимірне позиціонування і визначення положення щодо локально розгорнутих передавачів.	Способи поліпшити GNSS на регіональному рівні за допомогою супутникових систем функціонального доповнення (SBAS), таких як WAAS або EGNOS, або локально за допомогою систем локального розширення (LAAS) за допомогою опорних станцій і даних корекції або розгляду псевдоліта за допомогою вимірювання відстані.	Винахід відноситься до ближнього поля. А також до концепції та методу, що забезпечує високу точність тривимірного навігація і визначення положення щодо набору локально розгорнутих передавачів.	Недолік типовою GNSS навігація систем можна уникнути за рахунок використання локально розгорнутих передавачів, які надають відповідну інформацію



№	№ патенту дата, автори, організація	Країна	Назва	Ціль винаходу	Методи і способи досягнення мети	Результат	Недоліки
9	USRE47013E1, 28.08.2018, <u>Sangwoo Rhie</u> , <u>Sangmok Sohn</u> , <u>Soonjae Jeong</u> , <u>Jaesic Jeon</u> , <u>Youngshin Yoon</u> , <u>Youngil Kim</u> , <u>Sunshin An</u> , <u>Sungjun Kim</u> , <u>Youngmin Ji</u> , <u>Joosik Lee</u> , SK Telecom Co Ltd, SK Planet Co Ltd	Сполучені Штати Америки	Метод позиціонування місцезнаходження зчитувача радіочастотної ідентифікації за допомогою радіомаяка	Метою даного винаходу є створення способу визначення місцезнаходження для простого і точного визначення місцезнаходження рухомого пристрою, що зчитує радіочастотної ідентифікації (RFID), таким чином, що система RFID, включає в себе безліч пристроїв радіомаяка, які закріплені в заздалегідь визначених місцях і випускають маяки включаючи опорний розташування інформації про своїх власних опорних точках і сигнал, і обчислює власне місце розташування за допомогою методу триангуляції.	Для досягнення мети надається система радіочастотної ідентифікації (RFID) для визначення місцезнаходження пристрою, що зчитує RFID з використанням радіомаяка, система включає в себе: безліч пристроїв радіомаяка для випромінювання радіомаяків; мітку RFID для передачі попередньо збереженої інформації з використанням радіочастотної ідентифікації; і зчитувач RFID для обчислення поточного місця розташування з використанням безлічі радіомаяків, коли зчитувач RFID 120 приймає безліч радіомаяків від безлічі пристроїв радіомаяка під час руху, і прийому інформації від мітки RFID з використанням радіочастотної ідентифікації.	Система радіочастотної ідентифікації (RFID) для визначення місцезнаходження пристрою, що зчитує RFID з використанням системи бездротового зв'язку ближнього радіусу дії.	Технологія визначення місцезнаходження в приміщенні або на відкритому повітрі за допомогою системи RFID, і така технологія може використовуватися для різних цілей, таких як збір даних за допомогою RFID в недоступній області, передача зібраних даних в користувачі та ін.

№	№ патенту дата, автори, організація	Країна	Назва	Ціль винаходу	Методи і способи досягнення мети	Результат	Недоліки
10	RU2392198C1, 20.06.2010, А. В. Бабіченко, І. І. Веріго, В.В. Грачов, Г. І. Джанджгава, Т. В. Сазонова, А.А. Семаш, В.К.Шкред	Росія	Прицільно- навігаційний комплекс обладнання багатофункціо- нального літака	Завданням винаходу є розширення функціональних можливостей прицільно-навігаційного комплексу (ПрНК) при збереженні позитивних якостей прототипів, внаслідок чого підвищується ефективність бойового застосування багатофункціональн их ЛА.	Досягається вказаний результат тим, що прицільно-навігаційний комплекс, що містить взаємоз'єднання входами-виходами по магістралі інформаційного обміну (МІО) вимірювальні системи: ІНС, ВДС, РСБН, ДІСС, БКВ, СНС, РВ, ОЛС, пристрої управління і введення інформації (УВИ), систему відображення інформації, інтегровану обчислювальну середу (ІТТ) комплексу.	Винахід відноситься до області авіаційної техніки, а саме до комплексам навігації, управління і наведення літальних апаратів (ЛА). Розширення функціональних можливостей ПрНК і, як наслідок, підвищення ефективності застосування оснащуються їм багатофункціональних літальних апаратів	Велика завантаженість обчислювача через великої кількості вирішуваних завдань і необхідної високої частоти оновлення інформації.
11	RU2337315C2, 2008- 10-27, В. І. Кожевников, В. К. Козіцин, Н. Н. Макаров, О. Н. Новосьолов, (ВАТ "УКБП")	Росія	Інтегрована система резервних приладів для літаків і вертольотів	Завданням є усунення зазначених недоліків. Об'єктом винаходу є комбіновані резервні прилади для літака, що вимірюють і індіціюються приладову швидкість, барометрическую висоту літака і просторове положення літака	Рішення поставленої задачі здійснюється тим, що заявляється вимірювальна система резервних приладів для літаків і вертольотів виконана так само, як і аналог, у вигляді окремого блоку.	Технічний результат виражається в підвищенні точності обчислюваних пілотажно-навігаційних параметрів, а також збільшення обсягу інформації, що виводиться на екран індикатора.	До недоліків даних резервних приладів слід віднести обмеженість виведеної на індикатор інформації, необхідної для забезпечення безпеки польоту в разі виходу з ладу основних пілотажно-навігаційних систем.

№	№ патенту дата, автори, організація	Країна	Назва	Ціль винаходу	Методи і способи досягнення мети	Результат	Недоліки
12	JP5126272B2, 2013-01-23, 公 治 清 水	Японія	Система ближньої навігації	Мета цього винаходу полягає в тому, щоб надати навігації можливість зменшити розмір даних, які розподіляються з сервера поширення на навігацію пристрою для відображення карти напрямки.	Інформація для позначення непотрібних даних шляху розгалуження може бути включена в дані позначення компонування. Іншими словами, карта напрямку може бути створена шляхом видалення непотрібних даних відгалуження дороги.	Даний винахід забезпечує навігація пристрій, який відображає карту напрямки, що вказує інформацію, що відноситься до кожної відповідної дороги, яка становить точку розгалуження в безпосередній близькості від точки розгалуження, існуючої на маршруті руху транспортного засобу.	Дані великого розміру заздалегідь збережені в навігація пристрій, великий обсяг пам'яті навігація пристрій використовується, що призводить до таких проблем, як недостатній обсяг пам'яті.
13	EP1484619B1, 2012-08-15, Koichiro Teranishi, Sony Corp	Європа	Пристрій визначення позиційної інформації	Мета винаходу полягає в тому, щоб надати пристрій визначення інформації про місцезнаходження в простій конфігурації, яке здатне помітно знизити споживання енергії.	Визначення шляхом аналізу супутникових хвиль, що приймаються від безлічі супутників в задані інтервали часу, і в радіо передача позиційної інформації на призначене пристрій, який її використовує, тимчасові інтервали для радіо передача позиційної інформації на призначене пристрій регулюється відповідно до точністю позиційної інформації, визначеної на основі значення зниження точності (DOP).	Винахід стосується пристрою визначення позиційної інформації і переважно застосовується до глобальної системи позиціонування (GPS). навігація система, яка приймає, наприклад, супутникові хвилі, що приходять від безлічі супутників GPS.	Для зменшення непотрібного споживання енергії без повторної передачі позиційної інформації одного і того ж змісту.