

НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ
«КИЇВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ ІМЕНІ ІГОРЯ
СІКОРСЬКОГО»

Факультет електроніки

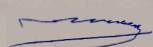
Кафедра акустичних та мультимедійних електронних систем

«На правах рукопису»

УДК 534.612

«До захисту допущено»

Завідувач кафедри

 Найда С.А.
пис) (ініціали, прізвище)

“ 07 ” грудня 2020 р.

Магістерська дисертація

зі спеціальності: 171 – Електроніка
(код та назва напрямку підготовки або спеціальності)

на тему: Вимірювання шумових характеристик малогабаритних повітряних об'єктів гелікоптерного типу

Виконав: студент 2 курсу, групи ДГ-91мп
(шифр групи)

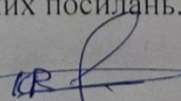
Горовий Костянтин Володимирович
(прізвище, ім'я, по батькові) (підпис)

Науковий керівник проф. каф. АМЕС д.т.н. Коржик О.В.
(посада, науковий ступінь, вчене звання, прізвище та ініціали) (підпис)

Консультант _____
(назва розділу) (посада, вчене звання, науковий ступінь, прізвище, ініціали) (підпис)

Рецензент в.о. гол. інж. «КНДІ Гідропріладів» к.н.н Святненко А.О.
(посада, науковий ступінь, вчене звання, науковий ступінь, прізвище та ініціали) (підпис)

Засвідчую, що у цій магістерській дисертації немає запозичень з праць інших авторів без відповідних посилань.

Студент 
(підпис)

Київ – 2020 року

**Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»**

Факультет (інститут) Факультет Електроніки
(повна назва)

Кафедра Акустичних та мультимедійних електронних систем
(повна назва)

Рівень вищої освіти – другий (магістерський) за освітньо-професійною програмою
Спеціальність 171 – Електроніка
(код і назва)

ЗАТВЕРДЖУЮ
Завідувач кафедри
Найда С.А.
(підпис) (ініціали, прізвище)
« » 2020 р.

ЗАВДАННЯ
на магістерську дисертацію студенту
Горовому Костянтину Володимировичу
(прізвище, ім'я, по батькові)

1. Тема дисертації Вимірювання шумових характеристик малогабаритних повітряних об'єктів гелікоптерного типу

Науковий керівник дисертації професор кафедри АМЕС д.т.н Коржик Олексій Володимирович
(прізвище, ім'я, по батькові, науковий ступінь, вчене звання)

затверджені наказом по університету від «05» листопада 2020 р. №3241-с

2. Строк подання студентом дисертації 7.12.2020 р.

3. Об'єкт дослідження Методи вимірювання та аналізу шумових характеристик малогабаритних повітряних об'єктів гелікоптерного типу.

4. Предмет дослідження Дані отримані внаслідок натурних вимірювань шумових характеристик дронів.

5. Перелік графічного матеріалу презентація в Power Point.

6. Орієнтовний перелік публікацій:

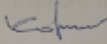
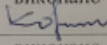
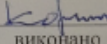
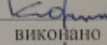
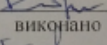
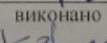
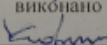
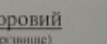
1) Пристрій виявлення та пеленгування повітряних об'єктів / Дідковський В.С. , Коржик О.В., Горовий К.В. , Козак А.В. , Ларін П.М. , Ляхевич С.В. // XI науково-практичній конференції "Пріоритетні напрямки розвитку телекомунікаційних систем та

мереж спеціального призначення. Застосування підрозділів, комплексів, засобів зв'язку та автоматизації в операції Об'єднаних сил , 8-9 листопада, 2018 р., Київ, Україна – с. 12.

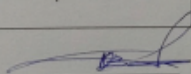
2) Акустичний детектор дронів / Дідковський В.С. , Козерук С.О., Коржик О.В., Горовий К.В. // 3-тя Українська науково-технічна конференція "Спеціальне приладобудування: стан та перспективи", 4-5 грудня, 2018 р., Київ, Україна – с. 35-37.

7. Дата видачі завдання: 01.09.2020 р.

Календарний план

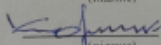
№ з/п	Назва етапів виконання дипломної роботи	Термін виконання етапів роботи	Примітка
1	Вивчення літературних джерел для написання дипломної роботи; складання бібліографії наукових джерел	01.10.2019 - 01.12.2019	виконано 
2	Складання плану дипломної роботи	01.12.19 - 30.04.20	виконано 
3	Підготовка та написання першого розділу	01.05.20 - 01.07.20	виконано 
4	Підготовка та написання другого розділу	01.07.20 - 10.10.20	виконано 
5	Підготовка та написання третього розділу	11.10.2020 - 22.11.2020	виконано 
7	Написання анотації, вступу та висновків	23.11.2020 - 14.12.2020	виконано 
8	Виправлення зауважень	01.10.2019 - 01.12.2019	виконано 
9	Оформлення дипломної роботи	01.12.19 - 30.04.20	виконано 

Студент


(підпис)

К.В. Горовий
(ініціали, прізвище)

Керівник роботи


(підпис)

О.В. Коржик
(ініціали, прізвище)

УДК 534.612

РЕФЕРАТ

Горовий К. В. Вимірювання шумових характеристик малогабаритних повітряних об'єктів гелікоптерного типу: Магістерська дисертація: 171 Електроніка. Київ, КПІ ім. Ігоря Сікорського, 2020. 75с.

Актуальність дослідження: Потреба у проведенні вимірювань шумових характеристик малогабаритних повітряних об'єктів гелікоптерного типу та подальший їх аналіз, систематизація обумовлена потребою первинного виявлення та спостереження за допомогою акустичних пеленгаційних систем.

Метою наукового дослідження є проведення вимірювань шумових характеристик малогабаритних повітряних об'єктів гелікоптерного типу.

Завдання дисертаційної роботи: підготувати вимірювальний стенд для проведення дослідів; виконати вимірювання шумових характеристик; проаналізувати отримані після вимірювань результати.

Об'єктом дослідження є методи вимірювання спектральних характеристик та інтенсивностей звуку за допомогою приймачів тиску.

Предметом дослідження є аналіз отриманих результатів вимірювань шумових характеристик малогабаритних повітряних об'єктів гелікоптерного типу.

Методи дослідження: проведення вимірювань шумів досліджуваного зразка за тиском та інтенсивністю та подальший аналіз за допомогою програми релізованої на базі LabView.

Практичне значення одержаних результатів: результати роботи можуть бути використані при прогнозуванні та аналізі результатів пеленгування малогабаритних повітряних об'єктів гелікоптерного типу.

Ключові слова: *інтенсивність, спектр, спектральна характеристика, пеленгація, тиск, коливальна швидкість, фаза, амплітуда.*

SUMMERY

Horovyi K. Noise characteristics measurements of small helicopter type air objects: Master`s thesis: 171 Electronics. Kyiv, KPI named after Igor Sikorsky, 2020. 75p.

Relevance of the study: The need for measurements of noise characteristics of small air objects of helicopter type and their further analysis, systematization is due to the need for primary detection and observation using acoustic direction-finding systems.

The purpose of the research is to measure the noise characteristics of small air objects of the helicopter type.

Tasks of the dissertation work: to prepare a measuring stand for experiments; perform measurements of noise characteristics; analyze the results obtained after the measurements.

The object of research is methods for measuring the spectral characteristics and intensities of sound using pressure receivers.

The subject of the research is the analysis of the obtained results of measurements of noise characteristics of small-sized air objects of helicopter type.

Research methods: noise measurements of the test sample by pressure and intensity and further analysis using a program implemented on the basis of LabView.

Practical significance of the obtained results: the results of the work can be used in forecasting and analyzing the results of direction finding of small-sized air objects of helicopter type.

Key words: *intensity, spectrum, spectral characteristic, direction finding, pressure, oscillating speed, phase, amplitude.*

ЗМІСТ

ВСТУП.....	8
РОЗДІЛ 1. ФОРМУЛЮВАННЯ ПРОБЛЕМАТИКИ, МЕТОДИКИ ВИЯВЛЕННЯ ТА ПЕЛЕНГАЦІЇ АКУСТИЧНИМИ СИСТЕМАМИ.....	10
1.1. Актуальність роботи.....	10
1.2. Формулювання мети і постановка основної задачі роботи.....	10
1.3. Методи виявлення та пеленгації, теоретична база.....	11
1.4. Фізичні процеси створення шумів малогабаритними повітряними об'єктами гелікоптерного типу.....	15
1.5. Вплив фонових шумів.....	16
1.6. Методи аналізу отриманих акустичних сигналів.....	17
РОЗДІЛ 2. ПРОГРАМНЕ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ, ВИМІРЮВАЛЬНИЙ СТЕНД, ПРОЦЕСИ ПІДГОТОВКИ ДО ВИМІРЮВАНЬ.....	18
2.1. Схема вимірювального стенду.....	19
2.2. Програма для вимірювань, виявлення та пеленгації.....	20
2.3. Калібрування системи перед проведенням вимірювання.....	42
РОЗДІЛ 3. ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНЕ ВИМІРЮВАННЯ ШУМОВИХ ХАРАКТЕРИСТИК МАЛОГАБАРИТНИХ ПОВІТРЯНИХ ОБ'ЄКТІВ ГЕЛІКОПТЕРНОГО ТИПУ.....	44
3.1. Схема проведення експерименту. Методика вимірювань.....	44
3.2. Аналіз отриманих експериментальних вимірювань.....	47
РОЗДІЛ 4. РОЗРОБКА СТАРТАП-ПРОЕКТУ.....	61
ВИСНОВКИ.....	68
Використана література	69
Додаток.....	71

ВСТУП

В сьогодення існує потреба у розв'язанні проблеми вимірювання і аналізу шумових характеристик малогабаритних повітряних об'єктів гелікоптерного типу через швидкий розвиток індустрії пресональних пристроїв малих та великих розмірів, а особливо безпідотних літальних апаратів (БПЛА). До того ж дані щодо акустичних характеристик таких пристроїв є вкрай малими. Так, інформація про конструктиви різних БПЛА є поширеними, але даних про акустичні (шумові) параметри малих літальних апаратів як таких майже не має. Зауважимо, що відомості про спектральні характеристики шумовипромінення [2] достатньо об'ємно викладені в роботі.

Через це завдання вимірювання і аналізу характеристик акустичного (шумового) поля малогабаритних повітряних об'єктів гелікоптерного типу, спираючись на залучені з матеріалу спектральні характеристики, являється актуальною [2]. Це, власне, і визначає мету роботи.

Ступінь вивченості теми

На сьогоднішній день даних та результатів комплексних вимірювань шумових характеристик малогабаритних повітряних об'єктів гелікоптерного типу практично немає. Через можуть виникнути проблеми та складнощі при постановці задачі щодо прогнозування та аналізу результатів пеленгування повітряних об'єктів малого розміру при проєктуванні або використанні на практиці пеленгаторних пристроїв та систем.

Ціль роботи

Цілями цієї роботи є:

- підготовка та проведення вимірювань шумових характеристик малогабаритних повітряних об'єктів повітряного типу у натурних умовах;
- аналіз отриманих вимірювань;
- надання результатів.

Актуальність роботи

Потреба у проведенні вимірювань шумових характеристик малогабаритних повітряних об'єктів гелікоптерного типу та подальший їх аналіз, систематизація обумовлена потребою первинного виявлення та спостереження за допомогою акустичних пеленгаційних систем.

Для створення бази вимірювань характеристик малогабаритних повітряних пристроїв використовувалась програма що була створена за допомогою пакету National Instruments. За допомогою неї можна взаємодіяти з приймачами антени та отримувати точні та наглядні результати. Це підтверджує актуальність данної роботи.

РОЗДІЛ 1

ФОРМУЛЮВАННЯ ПРОБЛЕМАТИКИ, МЕТОДИКИ ВИЯВЛЕННЯ ТА ПЕЛЕНГАЦІЇ АКУСТИЧНИМИ СИСТЕМАМИ

Вступ

Через швидкий розвиток галузі безпілотних літальних апаратів постала потреба у вимірюванні шумових характеристик цих об'єктів для можливості контролю над їх пересуваннями. Також майже немає даних про їх акустичні характеристики. Документацію про конструктивні особливості БЛА нескладно знайти, але шумові характеристики майже не вивчалися.

У зв'язку з цим актуальним є завдання вимірювання основних характеристик акустичного поля малих повітряних об'єктів, що є метою роботи.

1.1 Актуальність роботи

Актуальністю є потреба у багаторазових вимірюваннях і систематизацію отриманих результатів шумових характеристик малогабаритних повітряних об'єктів гелікоптерного типу.

1.2 Формулювання мети і постановка основних задач роботи

Метою цієї наукової роботи є вимірювання та подальший аналіз шумових характеристик малогабаритних повітряних об'єктів гелікоптерного типу. Для досягнення мети потрібно виконати такі завдання:

1. Підготувати вимірювальний стенд для проведення дослідів.
2. Виконати вимірювання шумових характеристик.
3. Проаналізувати отримані після вимірювань результати.

1.3 Методики виявлення та пеленгації, теоретична база

Інтенсивність звуку це фізична величина, яка характеризує швидкість потоку звукової енергії в певній точці звукового поля. L_1 , дБ тобто рівень інтенсивності звука можа визначити відносно порогового значення $I_0 = 10^{-12}$ Вт/м² :

$$L_1 = 10 \lg \left(\frac{I}{I_0} \right) \quad (1)$$

Де: $I_0 = \frac{p_0^2}{\rho c}$, а ρc - хвильовий опір (для повітря - 416 кг / м² · с)

При розрахунках рівня звукового тиску L потрібно керуватися тим що якщо різниця між двома джерелами більша ніж 10 дБ то джерелом яке менше можна знехтувати, зміна рівня звукового тиску на 5 дБ дорівнює зміні рівня інтенсивності звуку в 3 рази, зміна рівня звукового тиску на 10 дБ відповідає зміні гучності майже в 2 рази, 15 дБ - в 3 рази.

Сумарний рівень декількох джерел з однаковими рівнями звукового тиску дорівнює [11] :

$$L_{\Sigma} = L + 10 \lg n, \quad (3)$$

де L - рівень звукового тиску одною джерела; n - кількість джерел.

Якщо джерела мають різні рівні звукового тиску, $L_i, i = 1, 2, \dots, n$, то

$$L_{\Sigma} = 10 \lg (10^{0.1L_1} + 10^{0.1L_2} + \dots + 10^{0.1L_n}). \quad (3)$$

Слід зазначити, що звуковий тиск та інтенсивність звуку є точковими характеристиками звукового поля. Вони залежать від місця вимірювальної точки та умов поширення звукової хвилі.

Потужність звуку не залежить від цих факторів, тому з унікальним ступенем шуму цього джерела шуму.

Процес поширення звукової хвилі характеризується двома параметрами:

- 1) тиск як локальна зміна тиску щодо статичного тиску та середовища;

2) коливальна швидкість частинок, які коливаються відносно вихідного положення.

Миттєва інтенсивність звуку в даному напрямку обчислюється як добуток миттєвого звукового тиску на миттєву швидкість:

$$I_r(t) = p(t)v_r(t) \quad (4)$$

Середня інтенсивність звуку за часом обчислюється як:

$$I_r = \frac{1}{T} \int_0^T p(t)v_r(t) dt \quad (5)$$

У вільному далекому звуковому полі тиск і кол. швидкість у напрямку поширення хвилі пропорційні. Тоді вираз інтенсивності звуку :

$$I = \frac{p^2}{\rho c} \quad (6)$$

Очевидно, що рівень інтенсивності в таких умовах дорівнює рівню звукового тиску в даній точці і може бути виміряний за допомогою шумоміра. Щоб оцінити інтенсивність звуку в ближньому звуковому полі, потрібно використовувати загальне співвідношення.

Як згадувалося вище, для вимірювання звукового тиску використовується типовий VT з одним мікрофоном під тиском. Вимірювання коливальної швидкості частинок досить складне. Швидкість коливань пов'язана з градієнтом звукового тиску за рівнянням Ейлера:

$$v_r(t) = -\frac{1}{\rho} \int \frac{\partial p(t)}{\partial r} dt \quad (7)$$

Якщо є два однакові ненаправлені мікрофони, які розміщені на невеликій відстані один від одного, градієнт звукового тиску можна знайти на основі приблизної формули:

$$\frac{\partial p(t)}{\partial r} = \frac{p_1(t) - p_2(t)}{\Delta r} = \frac{\Delta p(t)}{\Delta r} \quad (8)$$

Попередні віношення дають змогу оцінити коливальну швидкість у точці, на акустичному центрі системи з двох мікрофонів:

$$v(t) = -\frac{1}{\Delta r \rho} \int [p_2(t) - p_1(t)] dt \quad (9)$$

Тиск буде:

$$p(t) \approx \frac{p_1(t) + p_2(t)}{2} \quad (10)$$

Зважаючи на формулу (5) інтенсивність звуку буде:

$$I_r = \frac{1}{2\Delta r \rho T} \int [p_1(t) + p_2(t)] \{ [p_2(t) - p_1(t)] dt \} dt \quad (11)$$

Той же вираз для частотної зони:

$$I_r = \int_{f_1}^{f_2} S_I(f) df = \frac{1}{2\pi\rho\Delta r} \int_{f_1}^{f_2} \frac{\text{Im}\{S_{12}(f)\}}{f} df \quad (12)$$

$S_I(f)$ — спектр інтенсивності звуку; $S_{12}(f)$ — взаємний спектр щуків тисків $p_1(t)$ і $p_2(t)$; $[f_1; f_2]$ — робочий діапазон частот вимірювань.

Підрахунки по виразам (11) і (12) приведуть до одного рішення. Вимірювання базовані на цих виразах являють собою метод двох мікрофонів.

1.4 Фізичні процеси створення шумів малогабаритними об'єктами гелікоптерного типу

Шуми від малогабаритних об'єктів гелікоптерного типу є непостійними і мають відчутні зміни по часу. Також впливає шум що створений накладанням акустичних полів від гвинтів у турбулентному потоці і самих двигунів.

Шум від пропеллера має гармонічну, широкосмугову та вузькосмугову випадкову складові.

Гармонійний компонент являє собою періодичний огляд гвинта з декількома оборотами в секунду N , і якщо гвинт має лопаті A , частота базової дискретизації акустичного сигналу дорівнює NA . Як правило, сформований спіральний імпульс містить гармоніки вищих порядків, такі як подвоєне, потроєне тощо значення основної частоти гармонік:

$$f_i = nAN \quad (13)$$

Широкосмуговий шум присутній у всьому частотному діапазоні, носить випадковий характер і має безперервний спектр, зазвичай певної форми через різницю в амплітудах на різних частотах.

Вузькосмуговий випадковий шум майже періодичний, тобто на високих частотах його періодичність втрачається - енергія дискретного розподіляється між сусідніми смугами частот.

Величина механічного навантаження безпосередньо впливає на спектральний склад шуму вертольота, оскільки підйомна сила забезпечується частотою обертання двигуна, що в свою чергу викликає акустичну хвилю, в спектрі якої є дискретні компоненти, що відповідають частоті лопаті гвинта.

Тобто при проведенні вимірів наш об'єкт може бути представлений як точкове джерело сферичних хвиль дального поля. Треба пам'ятати що загальний шум повітряного об'єкта складається з енергетичної суми шуму чотирьох незалежних джерел і частота основної гармоніки буде мінатись. Ця зміна може бути використана як сигнал про наявність об'єкта і траєкторію його руху.

Створення звуку пропеллерами може бути відображено через рівняння Фокса-Вільямса Гокінгса. Звуковий тиск від пропеллера в такому разі буде:

$$p_k \approx \frac{1}{c_\infty} \int_{\Sigma_0} \left[\frac{x_i}{4\pi|x|^2(1-M_r)^2} \times \left\{ \frac{\partial f_i}{\partial \tau} + \frac{f_i}{(1-M_r)} \frac{\partial M_r}{\partial \tau} \right\} \right]_{\tau=\tau^*} d\Sigma(z), \quad (14)$$

Де: f_i – сила на поверхні лопатей;

x – вектор нерухомої системи координат;

z – вектор рухомої системи координат;

c_∞ – постійна швидкість звуку поза потоком;

τ – час, затриманий відносно часу спостерігача;

Отже, загальний шум малого звивистого об'єкта може бути представлений як енергетична сума некогерентного джерелевого шуму що допускає попередження в далекому полі. Рівень такого тиску буде:

$$L_p = 20 \lg p, \quad (15)$$

$$p = \sqrt{2\rho_\infty c_\infty I}, \quad (16)$$

I – це сумарна інтенсивність шумів такого звукового поля:

$$I = \sum_{k=1}^4 I_k. \quad (17)$$

Інтенсивність звукової хвилі пропеллера:

$$I_k = \frac{P_k^2}{2\rho_\infty c_\infty}. \quad (18)$$

В результаті:

$$L_p = 10 \lg \left(\sum_{k=1}^4 P_k^2 \right) \quad (19)$$

1.5 Вплив фонових шумів

Якщо фоновий шум нерухомий, можна підтримувати похибку інтенсиметричних вимірювань близько 1 дБ. Ефект фонового шуму можна побачити якщо визначити потужність звуку при відсутності шуканого джерела. Також близькість джерела допомагає нівелювати вплив шумів і збільшит якість вимірювань.

1.6 Методики аналізу отриманих акустичних сигналів

Акустичні сигнали, що генеруються як детерміновані зондуючі акустичні хвилі, змінюються після проходження. Характеристики прийнятих сигналів суттєво відрізняються від зондуючого. Поширюються хвилі деформуються, параметри хвиль стають випадковими величинами, що коливаються в часі та просторі. Час, частота та методи кореляції є найбільш поширеними для обробки отриманих сигналів. Обробка часу обмежується встановленням часового інтервалу, в якому може з'являтися сигнал, та аналізом його амплітуди та форми огибаючої. Обробка частоти зводиться до отримання частотного спектру сигналу та аналізу його особливостей з використанням статистичної обробки сигналів, що надходять у різні моменти часу. Кореляційна обробка встановлює взаємозв'язок між зондом та ехо-сигналами в активному розташуванні або прийнятими сигналами в задачах пасивного розташування.

Найпоширенішим інструментом спектрального аналізу як неперіодичних, так і періодичних сигналів це перетворення Фур'є:

$$\begin{aligned} \dot{X}(\omega) &= \int_{-\infty}^{\infty} x(t)e^{-j\omega t} dt; \\ x(t) &= \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{\infty} \dot{X}(\omega)e^{j\omega t} d\omega; \end{aligned} \tag{20}$$
$$\dot{X}(\omega) = \left| \dot{X}(\omega) \right| e^{-j\varphi(\omega)} .$$

$\dot{X}(\omega)$ - це ампл. спектр. $\varphi(\omega)$ – фазов. спектр.

Порівнюючи спектральні компоненти зондування та отримані сигнали, можна отримати інформацію про поглинаючі характеристики середовища, оцінити

розміри дрона та швидкість. Проблеми пасивного розташування використовують вузькосмуговий частотний аналіз разом. Кореляційна обробка використовується для визначення зв'язку між випромінюваним і прийнятим сигналами. Математичним показником взаємозв'язку процесів являється кореляційна функція що характеризує взаємозв'язок між сигналами через часові інтервали.

Кореляційний аналіз сигналів зводиться до визначення залежності самої функції від затримки.

$$R(\tau) = \int_{-\infty}^{\infty} x(t) \cdot x(t - \tau) dt. \quad (21)$$

Для порівняння двох сигналів кореляційну функцію (ВКФ):

$$R_{12}(\tau) = \int_{-\infty}^{\infty} x_1(t) \cdot x_2(t - \tau) dt. \quad (22)$$

ВКФ дозволяє знайти взаємний спектр сигналів - взаємна спектральна густина потужності сигналів $x_1(t)$ та $x_2(t)$, $X_{12}(\omega)$ використавши перетворення Фур'є:

$$\dot{X}_{12}(\omega) = \int_{-\infty}^{\infty} R_{12}(\tau) e^{-j\omega\tau} d\tau. \quad (23)$$

Висновки по розділу

В першому розділі:

- Визначено мету та актуальність роботи, а також задачі які необхідно виконати.
- Оброблено теоретичну інформацію щодо методів виявлення, пеленгації, аналізу отриманих вимірних результатів.

РОЗДІЛ 2

Програмне забезпечення, вимірювальний стенд, процеси підготовки до вимірювань

Вступ

Для проведення вимірювань було використано програмне забезпечення розроблене в програмному пакеті LabView, звукову карту та 5 мікрофонів.

LabVIEW (англ. Laboratory Virtual Instrumentation Engineering Workbench) являє собою середовище розробки для візуальної мови програмування компанії National Instruments (США). Метою даної мови є автоматизація використання обчислювального та вимірювального лабораторного обладнання [11].

Графічні пакети легко освоюються. На відміну від текстових мов, таких як C++, Pascal та інші, де програми складаються у вигляді рядків тексту, в LabVIEW програми створюються у вигляді графічних діаграм, подібних звичайним блок-схемами. Іноді можна створити додаток, взагалі не торкаючись клавіатури комп'ютера [11].

Переваги LabVIEW

- Повноцінний мову програмування
- Інтуїтивно зрозумілий процес графічного програмування
- Широкі можливості збору, обробки та аналізу даних, управління приладами, генерації звітів і обміну даних через мережеві інтерфейси
- Драйверне підтримка більше 2000 приладів
- Можливості інтерактивної генерації коду
- Шаблони додатків, тисячі прикладів
- Висока швидкість виконання скомпільованих програм

LabVIEW підтримує величезний спектр обладнання різних виробників і має у своєму складі (або дозволяє додавати до базового пакету) численні бібліотеки компонентів.

2.1 Схема вимірювального стенду

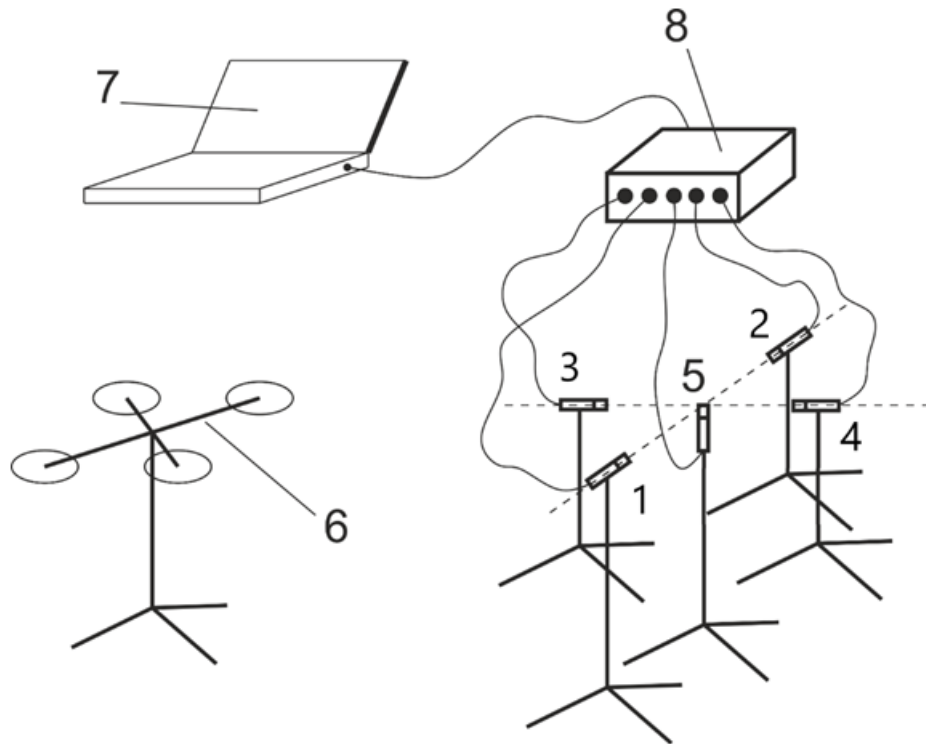


Рис. 1

(1-5 – мікрофони, 6 – об'єкт вимірювання,
7 – персональний комп'ютер, 8 – звукова карта)

Вимірювальний стенд складається з акустичної антени, виконаної з п'ятьма мікрофонами, звуковою картою та програмним забезпеченням на персональному комп'ютері.

Мікрофони встановлюються навхрест згідно з рис. 1 на висоті 1,2 м, на відстані 0,5 м.

В якості звукової карти використовується восьмиканальна модель Tascam US-16x08 (Рис.2,3).

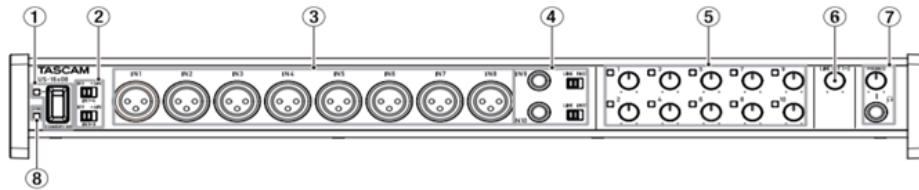


Рис. 2

Мікрофони під'єднуються у роз'єми IN1 – IN5 (1 мікрофон під'єднується у роз'єм IN1, 2 мікрофон – у IN2 і т.д.).

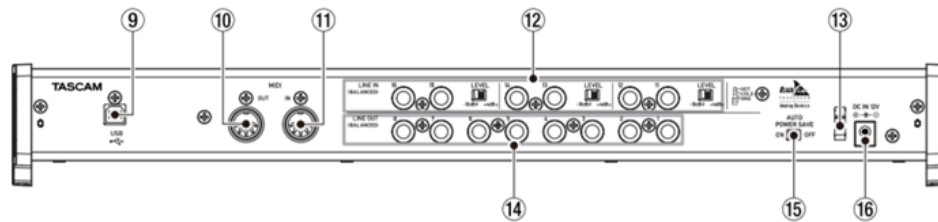


Рис. 3

Звукова карта з'єднується з персональним комп'ютером через комплектний USB кабель (Рис.3, роз'єм №9). Живлення для звукової карти подається на роз'єм №16 (Рис.3).

2.2 Програма для вимірювань, виявлення та пеленгації

Для обробки отриманих сигналів використовується програма для виявлення та пеленгування малогабаритних повітряних об'єктів гелікоптерного типу.

Алгоритм виявлення реалізовано з використанням лінійної дискретної акустичної антени яка забезпечує r і r_v прийом акустичних сигналів, пристрою спряження (система АЦП) та програм обробки інформації на основі пакету LabView на персональному комп'ютері (ПК) [13].

Ідеологія застосування об'єктного програмування базується на використанні трьох типів систем виявлення [13]:

- вузькосмугового спектру (FFT) або шпектру в широкій смузі;
- інтенсивності;
- взаємного спектру.

Використання таких дублюючих принципів виявлення базуються на реєстрації проявлення особливостей акустичного поля та впливають на ефективність роботи пристрою [13].

В основу роботи пристрою пеленгування покладено метод пеленгування рівносигнальною зоною. Він полягає у вимірюванні акустичних сигналів за допомогою однонаправлених мікрофонів зі зміщеними максимумами характеристик направленості. Визначаючи амплітудне відношення на різних прийомниках, знаючи кут між максимумами прийомників можна визначити кутові координати шумлячого об'єкта.

Після спрацювання трактів виявлення, а саме порогової схеми (блок 8) і, як результат, надходження інформації про максимальну частоту сигналу з тракту взаємного спектру, починає роботу тракт пеленгування [11].

Вхідний сигнал, разом з інформацією про частоту його максимальної амплітуди обробляється в блоках фільтру високих частот 2.10-2.11. Після чого схема починає обраховувати курсовий кут. Працюючи паралельно блоки визначення фази та розрахунку результуючого кута загалом формують курсовий кут – кут між акустичною віссю антени і напрямком на ціль.

Блоки розрахунку результуючого кута реалізовані як зустрічне включення пар елементів антени і додатково центрального елемента (за методом рівносигнальних зон). Знімаючи амплітуди в кожному з каналів пар елементів отримуємо амплітуду та визначаємо тангенс кута між векторами представленими цими амплітудами. Напрямок цих векторів визначений конструкцією антенного пристрою (90°) [11].

2.2 Функціональна схема пристрою виявлення і пеленгування в програмному середовищі LabVIEW

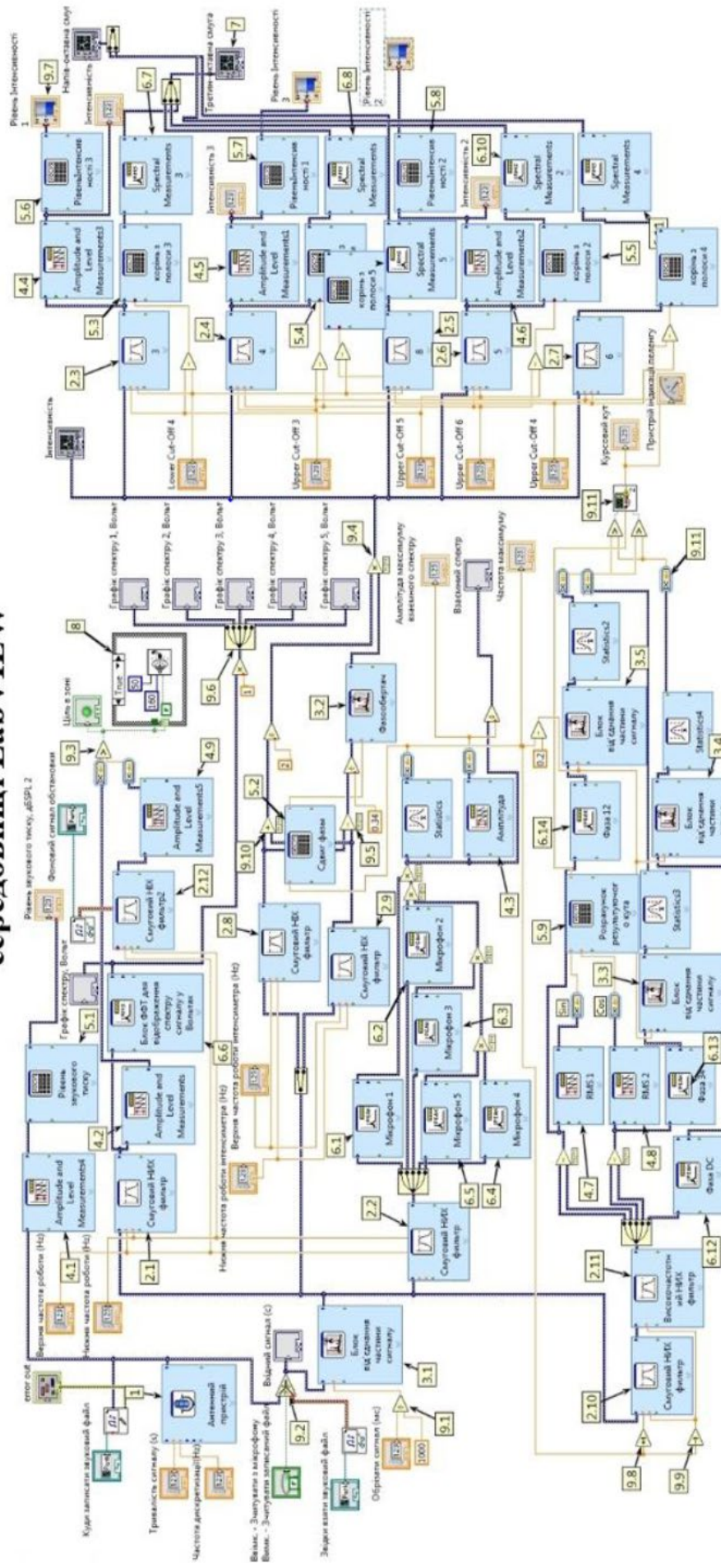


Рис. 4 Функціональна схема пристрою виявлення і пеленгування в програмному середовищі LabView

Віртуальні блоки Labview

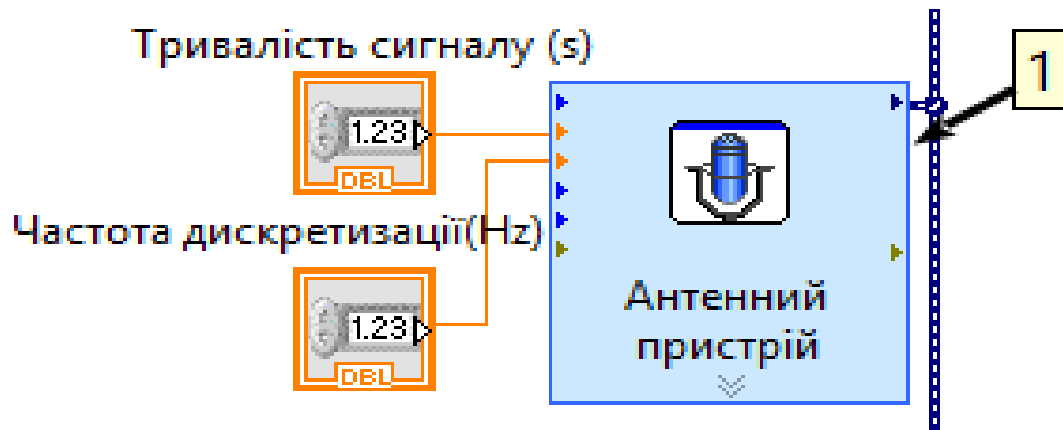


Рис. 5 Bandpass Filter VI

$$f_c = 1250 \text{ Гц}$$

$$f_u = 250 \text{ Гц}$$

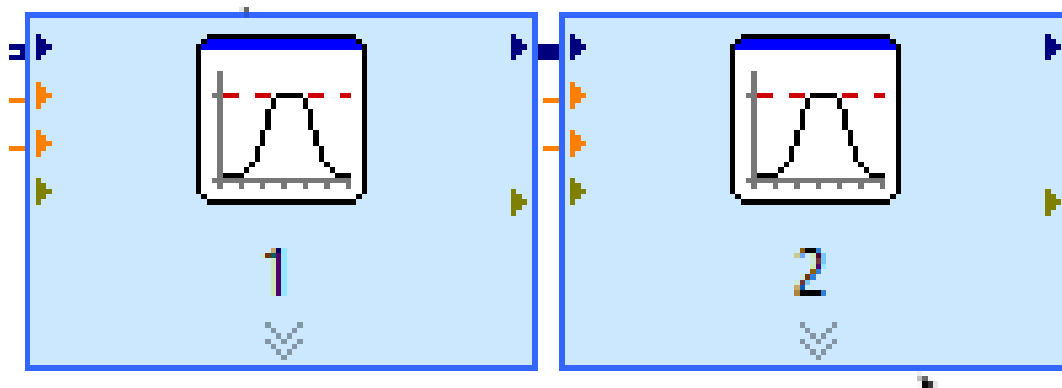


Рис. 6 Блоки Bandpass Filter VI

3 фільтр 1 третьоктави:

$$f_s = 250 \text{ Гц}$$

$$f_n = 315 \text{ Гц}$$

4 фільтр 2 третьоктави:

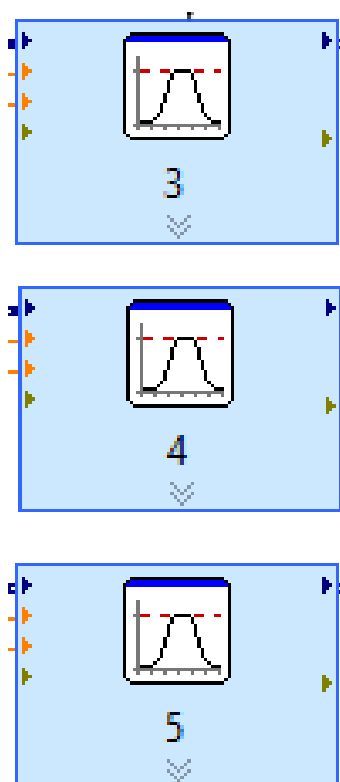
$$f_s = 315 \text{ Гц}$$

$$f_n = 397 \text{ Гц}$$

5 фільтр 3 третьоктави:

$$f_s = 397 \text{ Гц}$$

$$f_n = 500 \text{ Гц}$$



РРис. 7 Фільтри

6 фільтр першої $\frac{1}{2}$ октави:

$$f_s = 250 \text{ Гц} \quad f_n = 354 \text{ Гц}$$

7 смуговий фільтр другої $\frac{1}{2}$ октави:

$$f_e = 354 \text{ Гц}$$

$$f_u = 500 \text{ Гц}$$

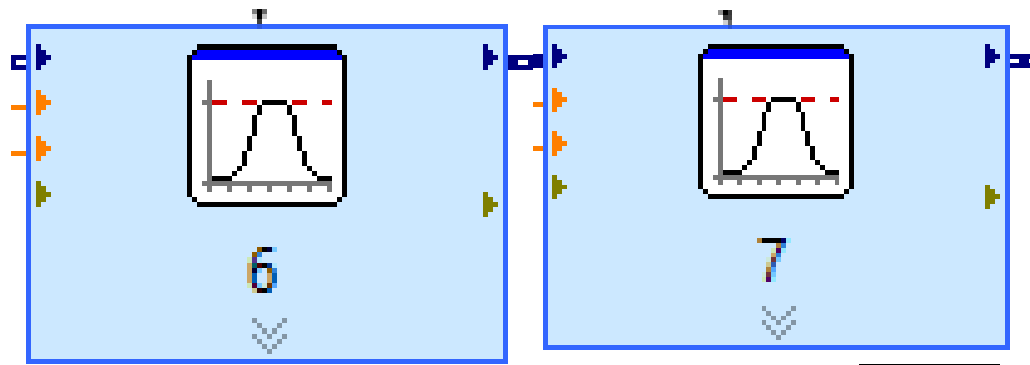


Рис. 8 Смугові фільтри

$$f_e = 1000 \text{ Гц}$$

$$f_u = 125 \text{ Гц}$$

Параметри міняються в данному вікні.

Фільтрація

Нижня частота роботи інтенсиметра (Hz)	125	Нижня частота роботи (Hz)	250		
Верхня частота роботи інтенсиметра (Hz)	1000	Верхня частота роботи (Hz)	1250		
	1\3 октави 250-500 Гц		1\2 октави 250-500 Гц		
	250	315	354	397	500

Рис. 9

10, 11 фільтр високих частот з нескінченною імпульсною х-кою

$$f_s = 1000 \text{ Гц}$$

$$f_n = 125 \text{ Гц}$$

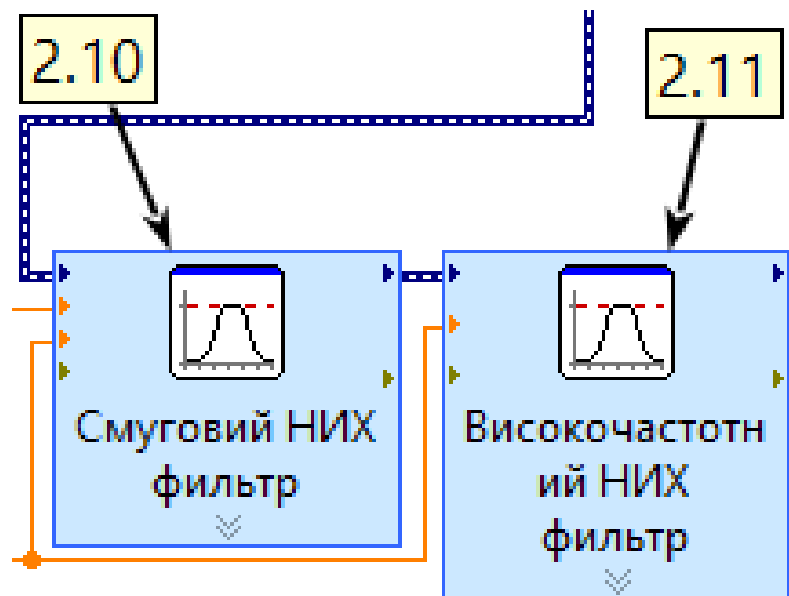


Рис. 10 Фільтр високих частот

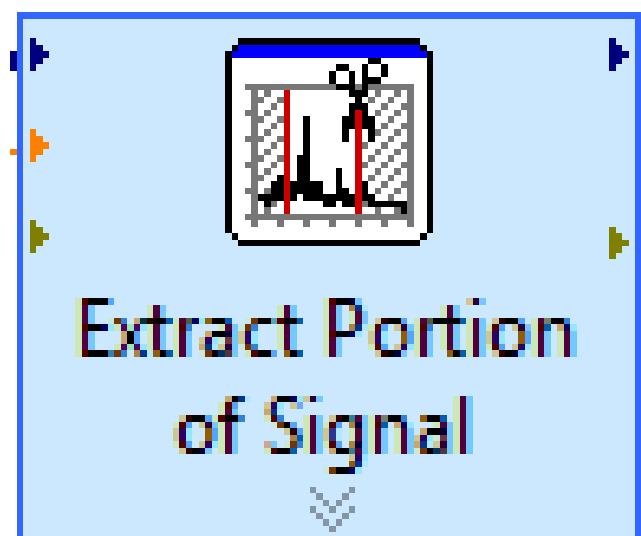


Рис. 11 Фазообертач

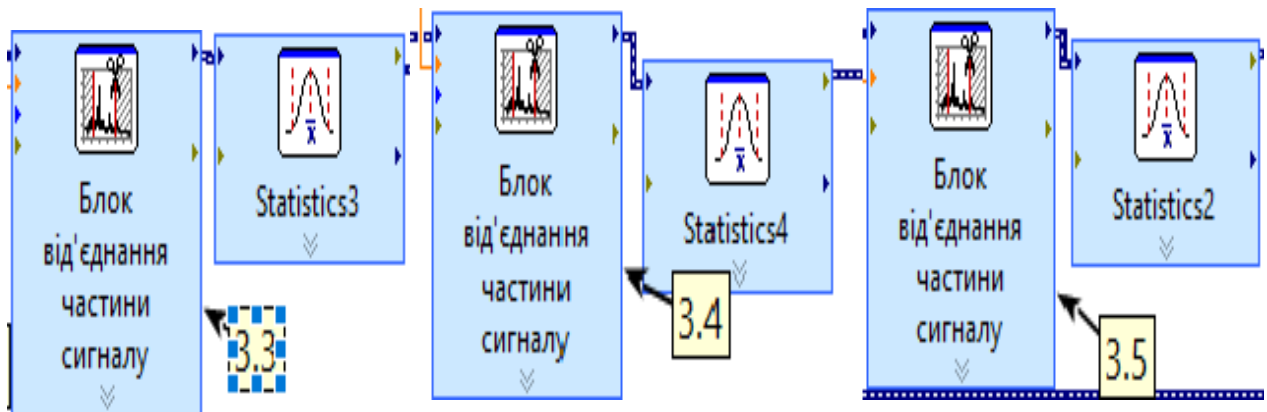


Рис. 12 Вимірювач рівнів отриманих сигналів

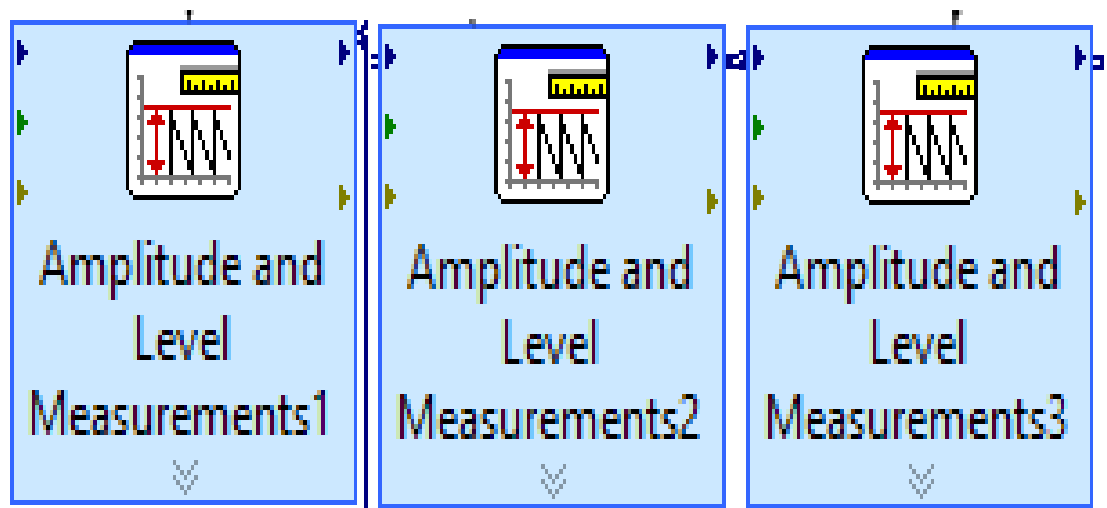


Рис. 13 Блок вимірювання амплітуди сигналу

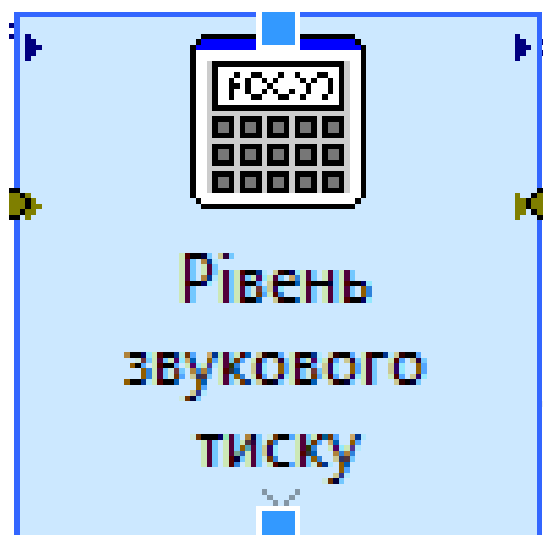


Рис.14 Блок звукового тиску

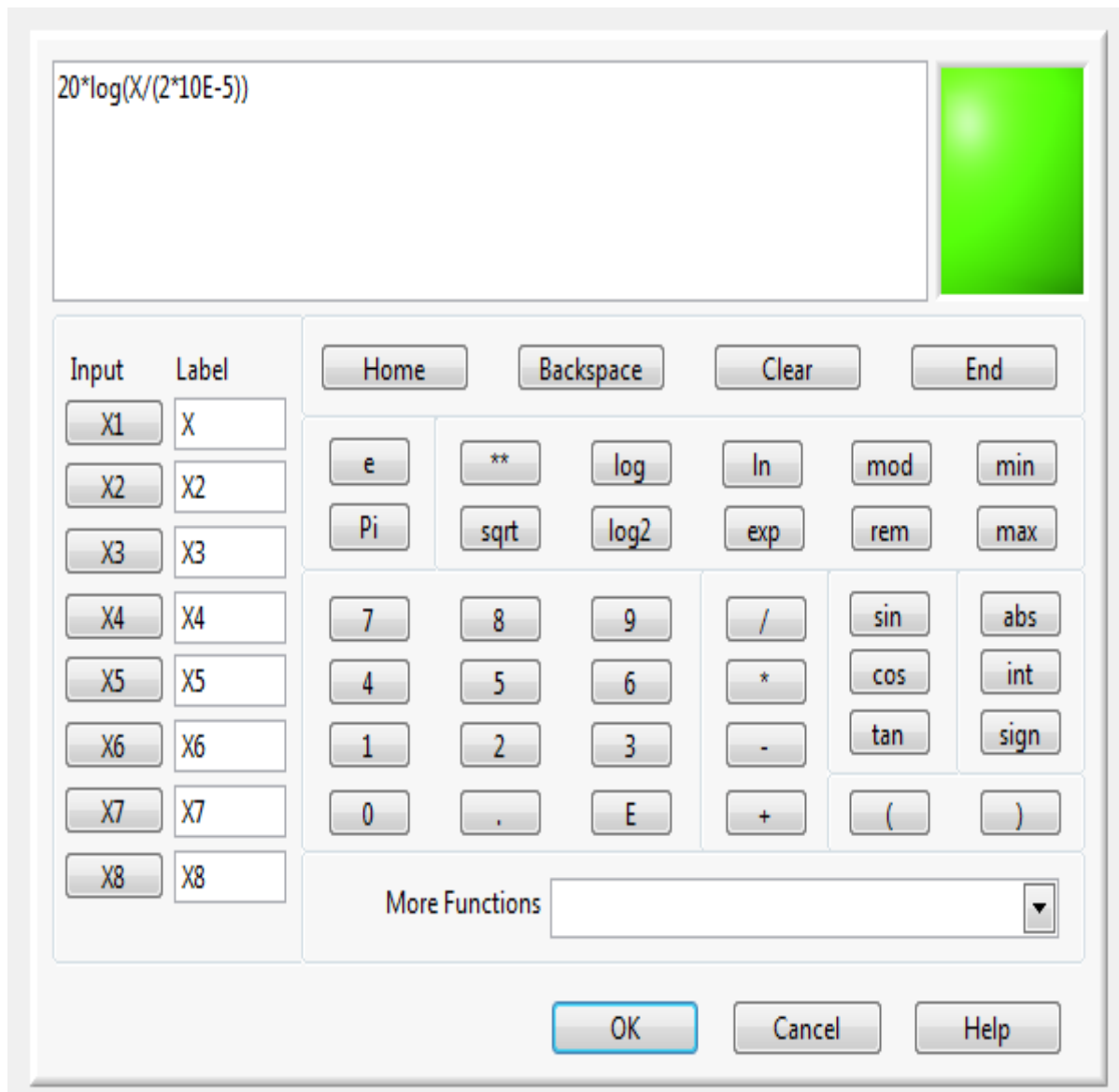


Рис. 15 Система вводу форму в попередній блок

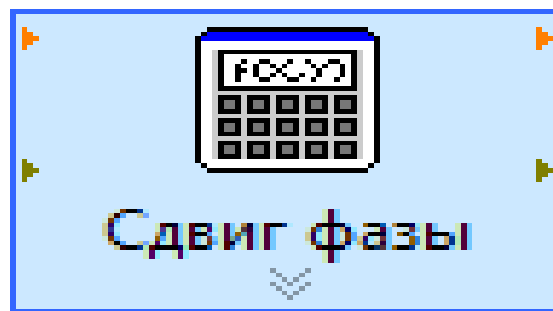


Рис. 16 Блок часовой задержки

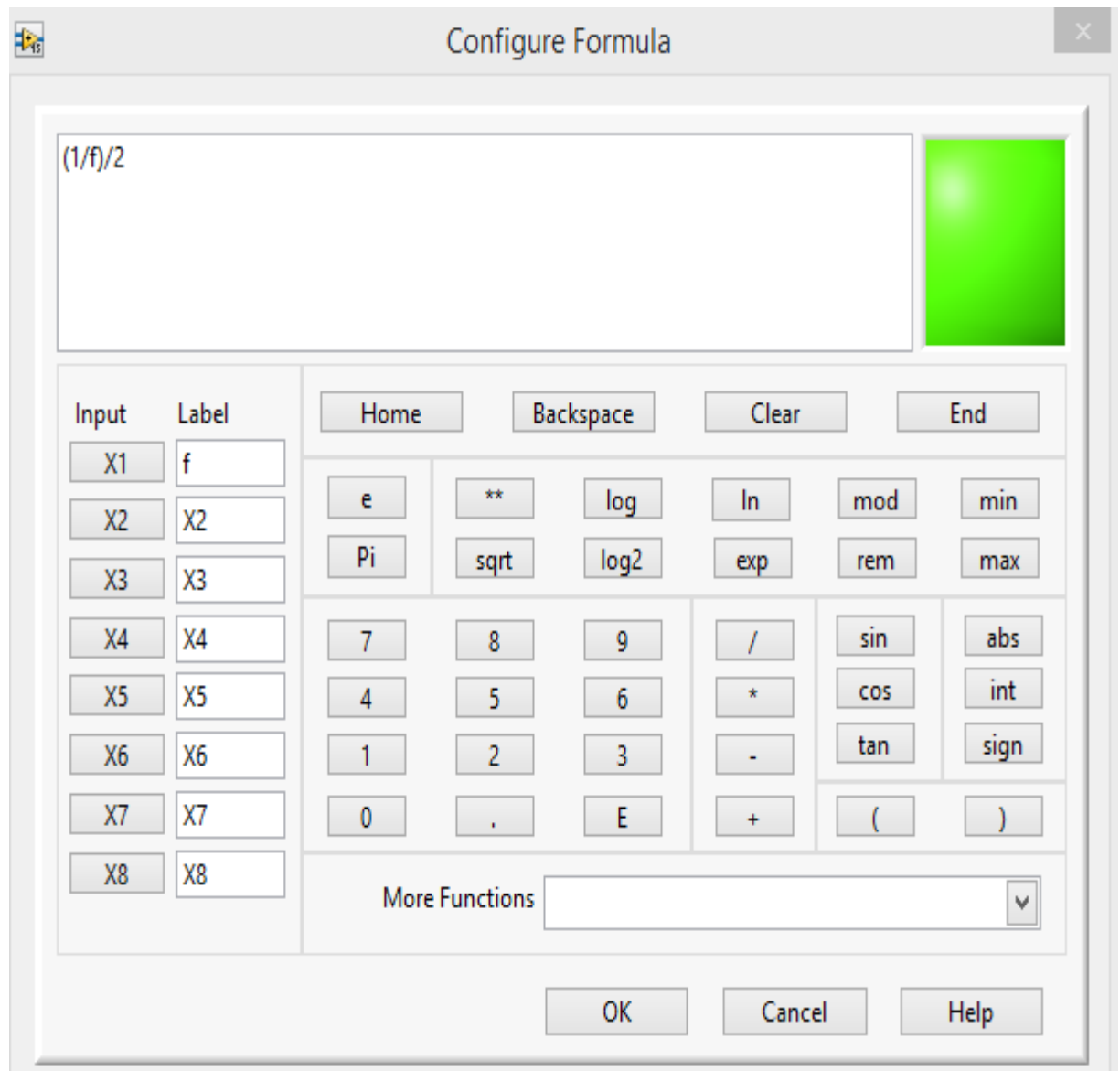


Рис. 17 Система вводу форму в попередній блок

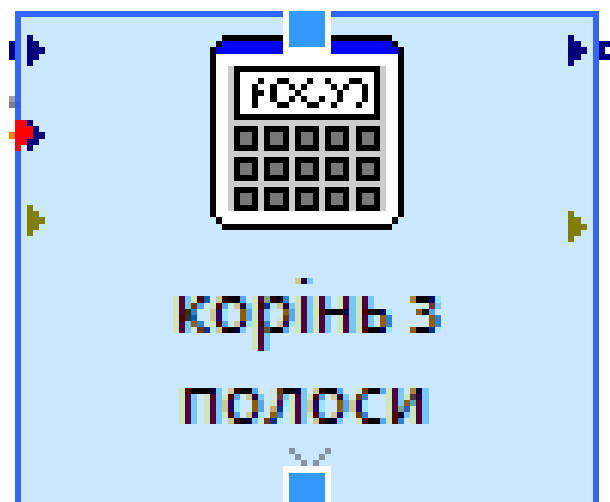


Рис. 18 Блок корінь з полоси

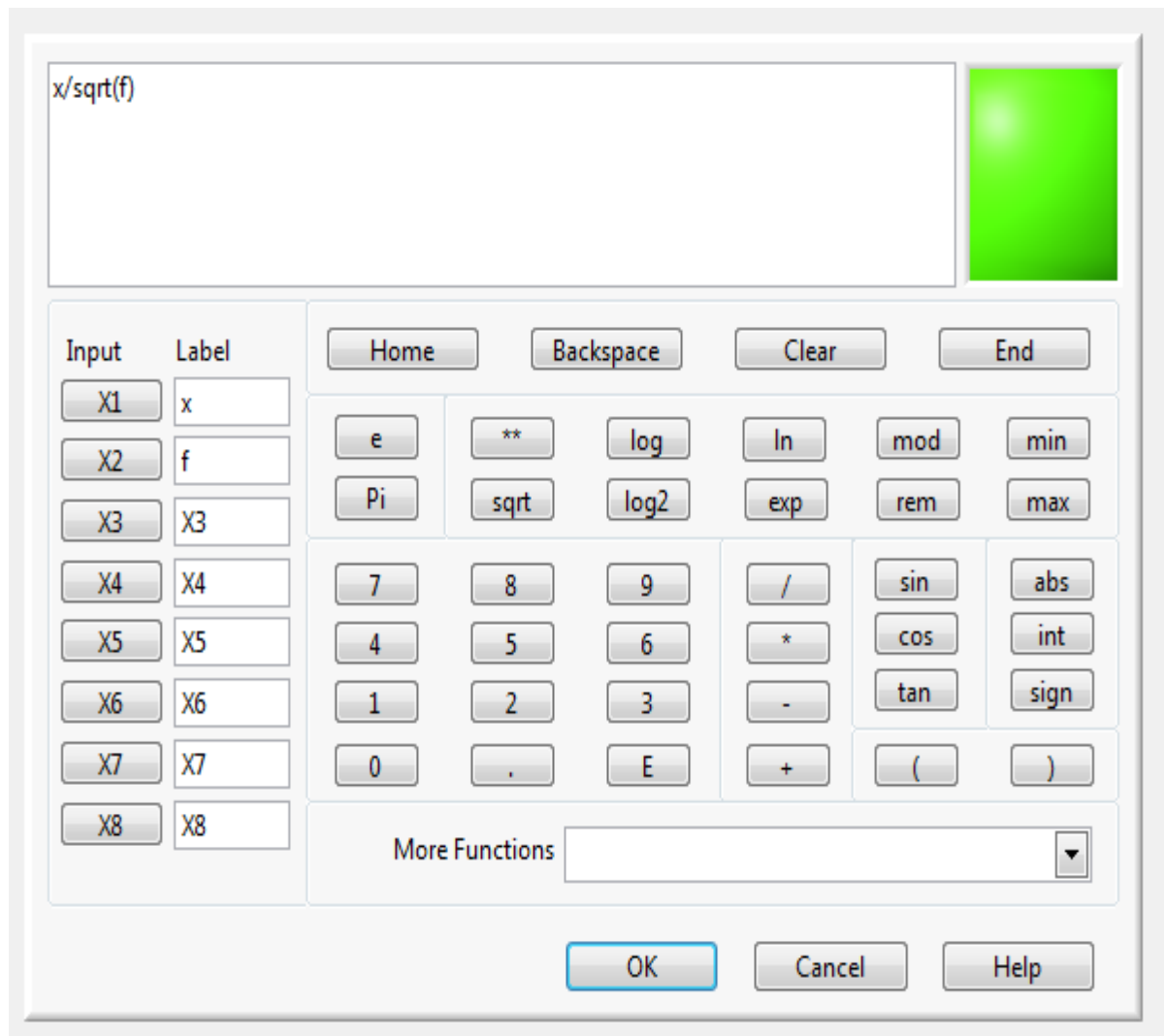


Рис. 19 Система вводу форму в попередній блок

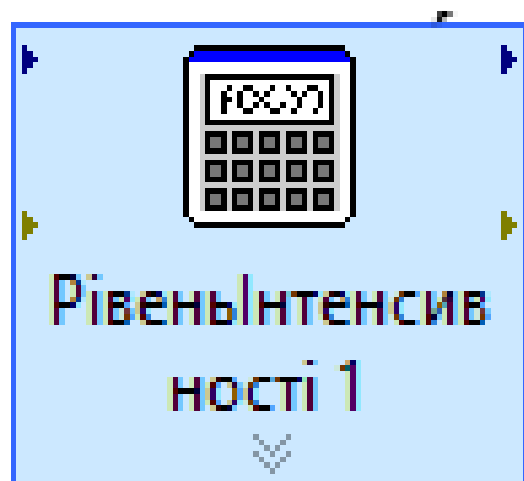


Рис. 20 Блок визначає рівень інт.

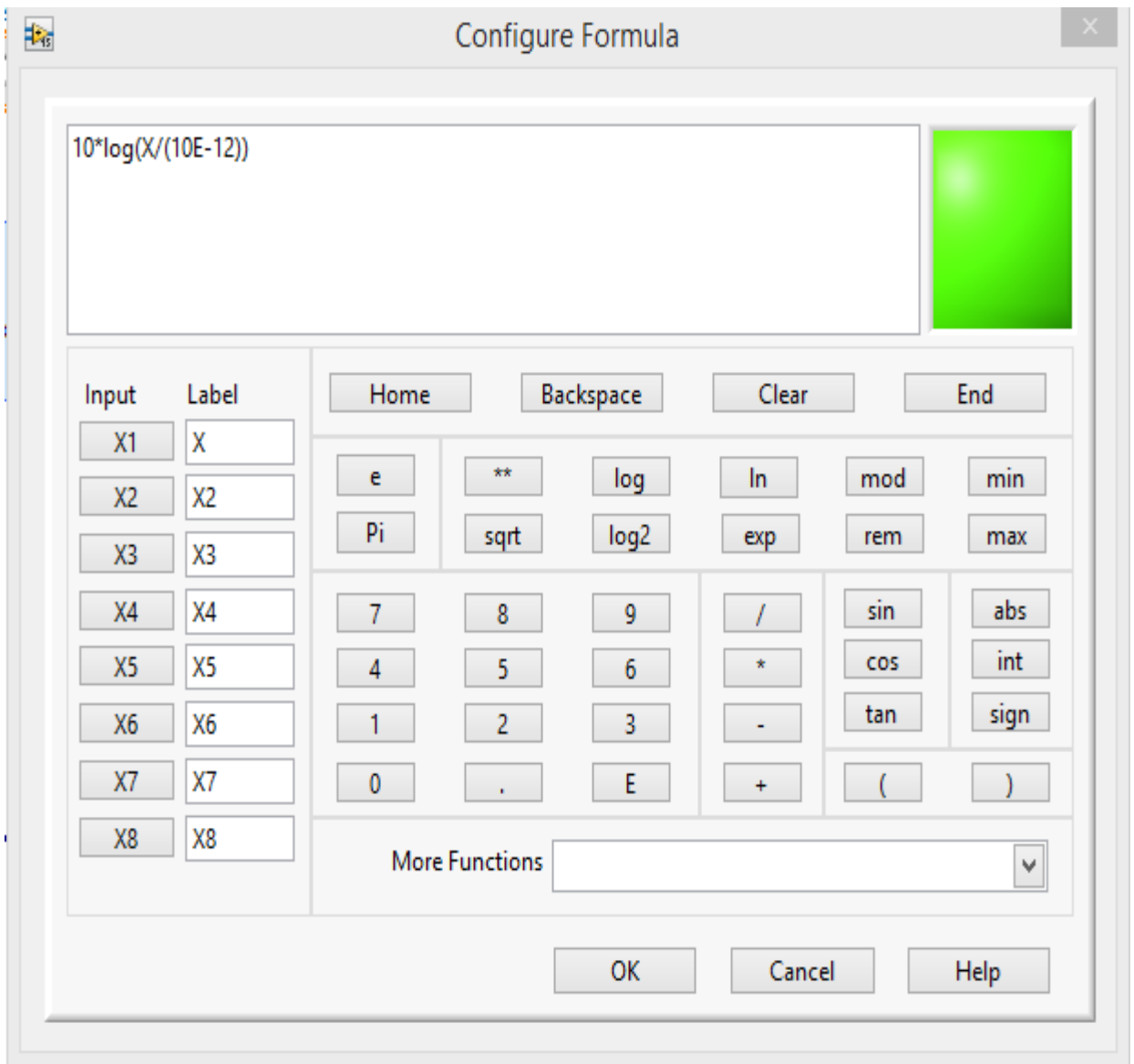


Рис. 21 Система вводу форму в попередній блок

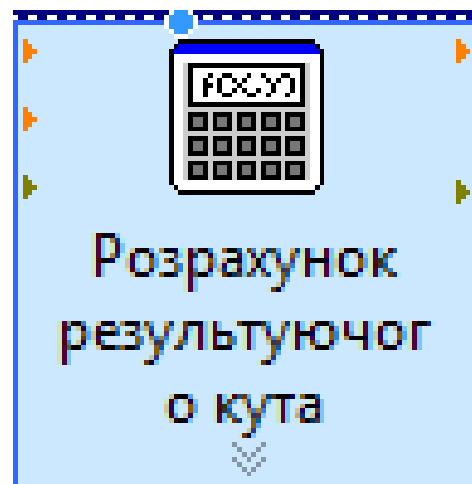


Рис. 22 Блок обчислюючий кут результату

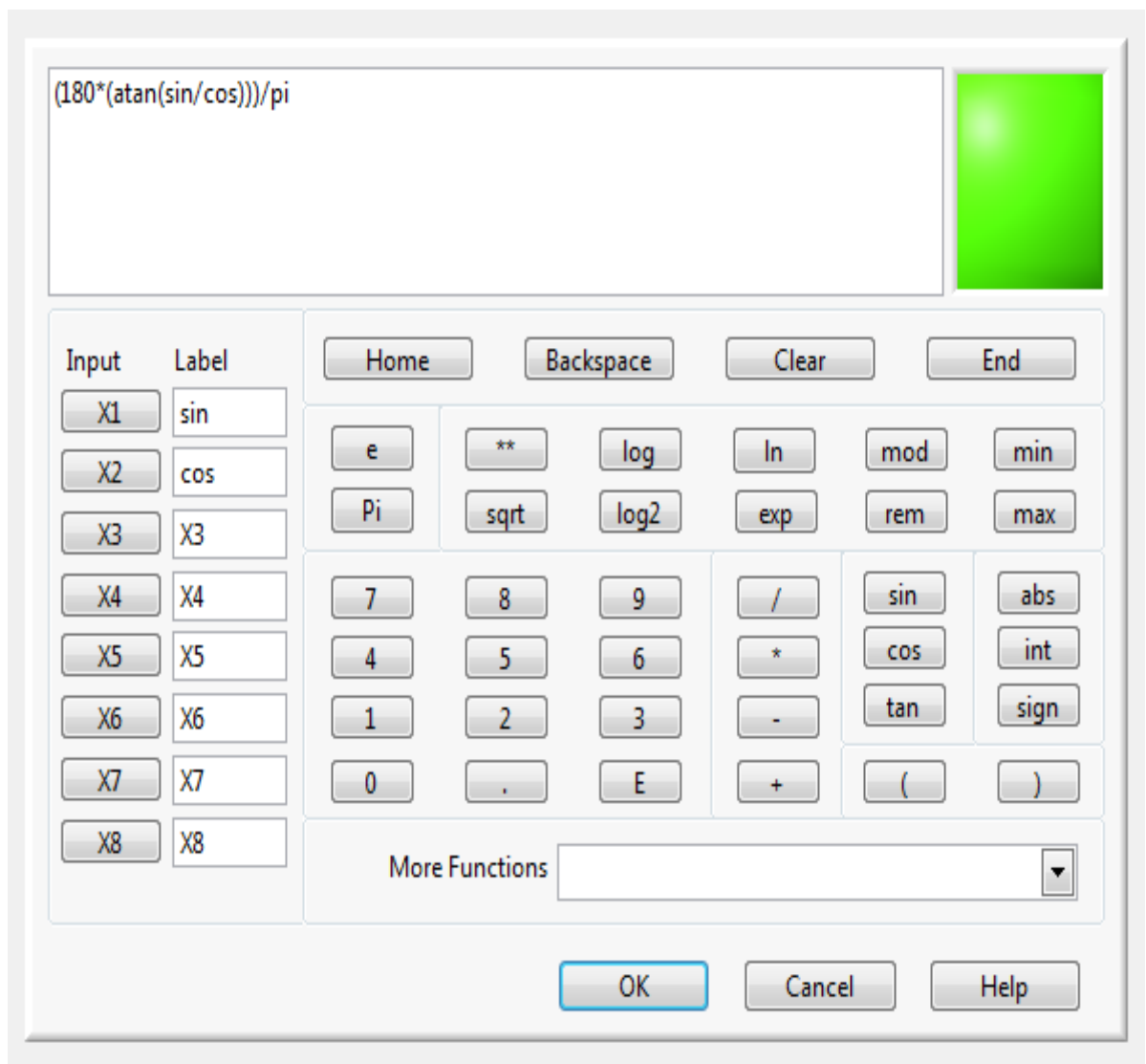


Рис. 23 Система вводу форму в попередній блок

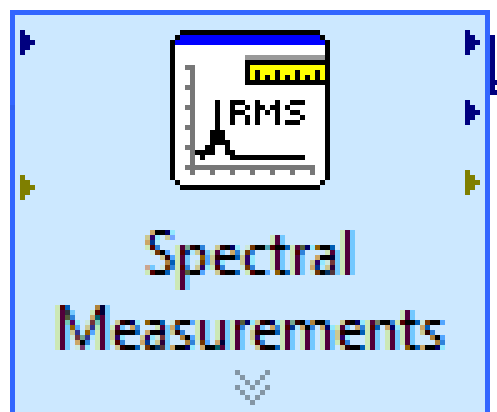


Рис. 24 Блок спектрів вимірів

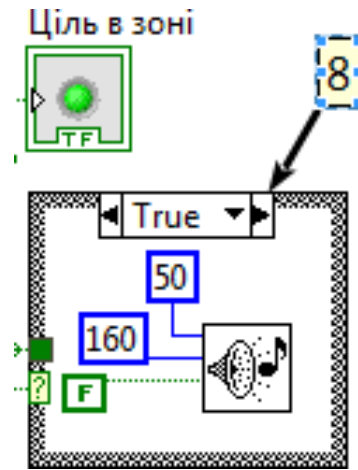


Рис. 25 Порогова схема спрацювання

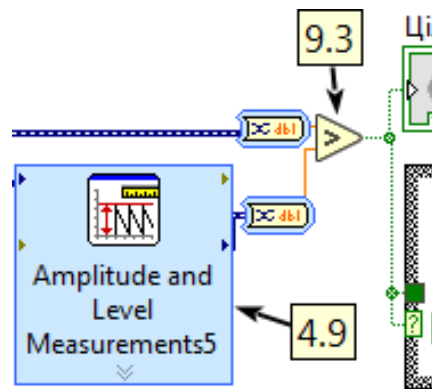


Рис. 26 Блок що відповідає за порівнювання



Рис. 27 Індикатор цілі

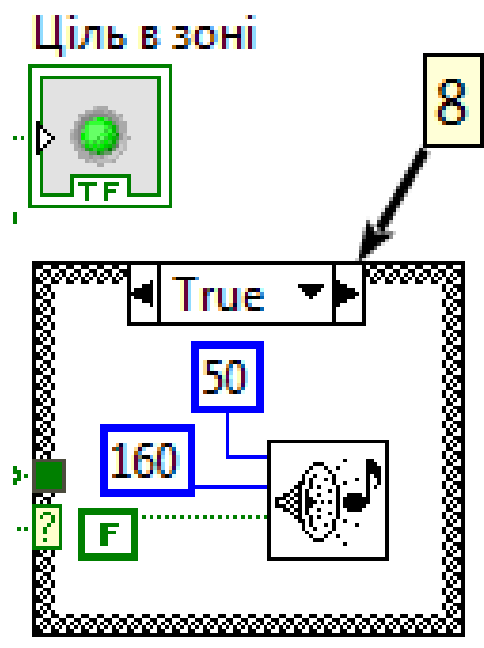


Рис. 28 Блок маякування

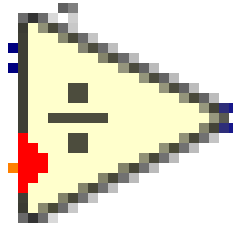


Рис. 29 Блок ділення

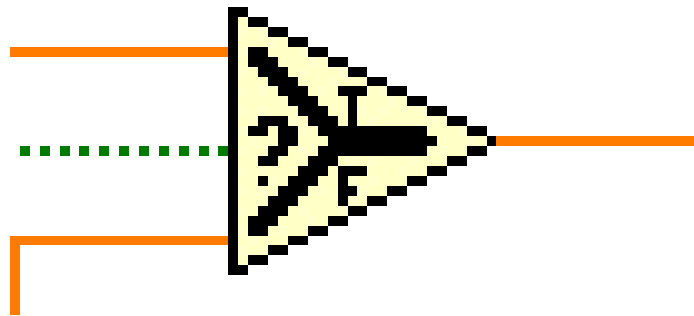


Рис. 30 Блок комутації

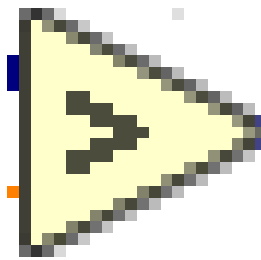


Рис. 31 Блок порівняння

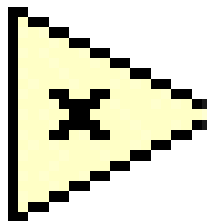


Рис.32 Блок множення

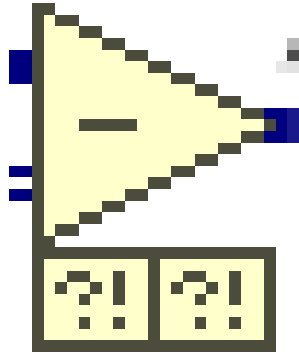


Рис. 33 Диф. підсилювач

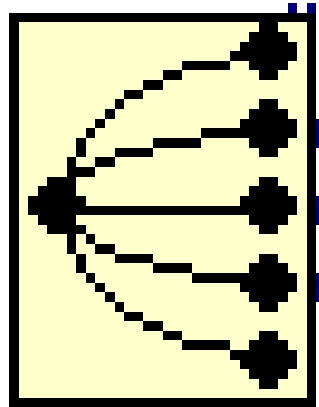


Рис. 34 Блок об'єднання каналів

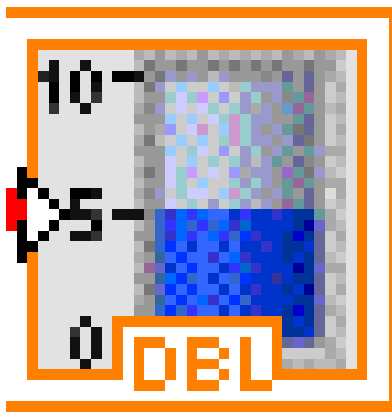


Рис.35 Рівен інт. дБ

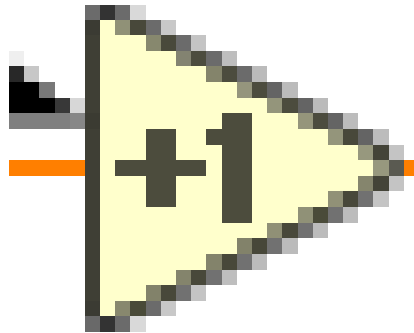


Рис. 36 Функція додавання 1

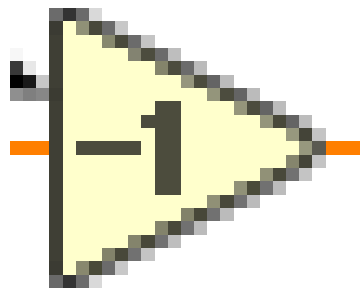


Рис. 37 Функція віднімання 1

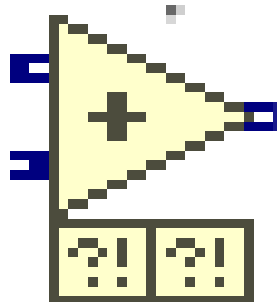


Рис. 38 Блок суми

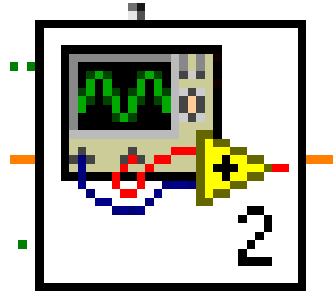


Рис. 39 Блок визначення курсового кута.

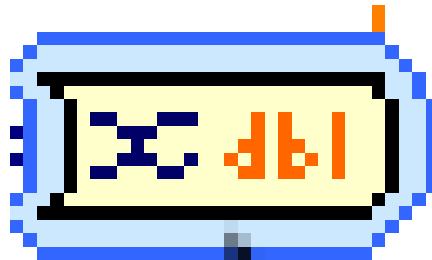


Рис. 40 Блок перетворення динамічних даних

2.2 Панель користувача

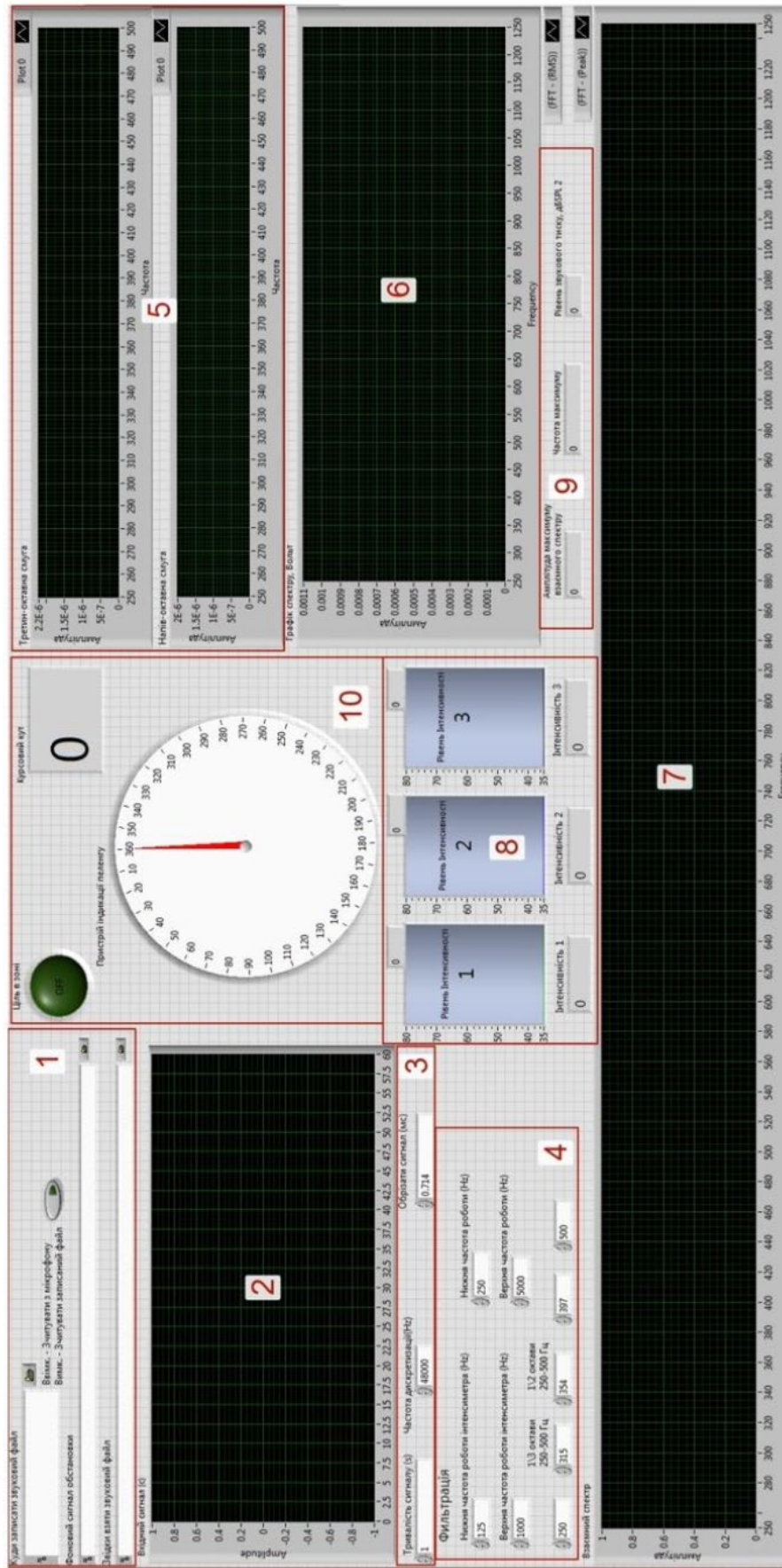


Рис. 41 Панель користувача

№	Назва	Опис
1	Поля директорій (Path)	Директорії для збереження запису сигналу та фону. Місце знаходження звукового файлу для аналізу. Перемикач між режимом запису та аналізу.
2	Графік вхідного сигналу	На графіку відображена залежність амплітуди сигналу від часу.
3	Вхідні параметри сигналу	Тривалість, частота дискретизації, та можливість розпочати аналіз не з 0 с.
4	Фільтрація	Задання границі фільтрації.
5	Тритин-октавна смуга (Спектральна густина потужності)	На графіку відображена залежність амплітуди сигналу від частоти після тритино-октавної та напівоктавної фільтрації.
6	Графік спектру (FFT)	На графіку відображена залежність амплітуди сигналу від частоти.
7	Взаємний спектр	На графіку відображена залежність амплітуди сигналу від частоти.
8	Танк рівень інтенсивності	Графічного та цифрове відображення значення рівня інтенсивності.
9	Вихідні параметри сигналу	Амплітуда та частота максимуму, рівень звукового тиску.

Користувачка панель по суті є інтерфейсом управління складеною програмою і дозволяє зручно змінювати параметри використовуваних блоків, графіки тощо.

Зовнішній вигляд вхідних сигналів, їх форму, амплітуду та різницю фаз можна спостерігати на графічних блоках відображення. А також переконайтеся, що є шум.

На графічних блоках відображення, які називаються Direct Channel і Difference Channel, можна буде спостерігати різницю фаз перед множенням каналів, що виконує основну передумову: різниця фаз повинна дорівнювати 90 градусам (градієнт тиску та коливальна швидкість).

Встановлення вхідних даних для моделювання сигналів відбувається за допомогою блоків введення числової інформації.

Блок під назвою фільтрація дозволяє користувачеві змінювати діапазон робочих частот, змінюючи верхню та нижню межі смугових фільтрів з три октави.

Інші числові одиниці введення відповідають за частоту та амплітуду вхідних сигналів, а саме корисний компонент та перешкоди. Можна встановити значення амплітуди порогової схеми.

2.3 Калібрування системи перед проведенням вимірювання

Калібрування проводиться за допомогою пістонфону. Кожен приймач (мікрофон) по чергово з'єднується з пістонфоном. На панелі налаштування звукової карти (на персональному комп'ютері, Рис. 34) кожен канал повинен демонструвати однаковий рівень сигналу. В разі різних результатів, на кожному каналі підкручуються тумблери допоки рівні у всіх каналах не стануть рівними.



Рис. 42 Панель для взаємодії зі звуковою картою

Висновки по розділу

В другому розділі:

- було розглянуто програмне забезпечення що використовується при вимірюваннях, його побудову і функціонал;
- описано вимірювальну установку, антенний пристрій та розміщення;
- описано метод калібровки антенного пристрою.

РОЗДІЛ 3

Експериментальні вимірювання шумових характеристик малогабаритних повітряних об'єктів гелікоптерного типу

Вступ

В данному розділі було проведено багаторазові заміри за допомогою вимірювального стенду та програми в LabView, які були описані в попередньому розділі. Далі проводилась обробка результатів задля визначення параметрів, які можуть бути використанні як основи для подальшої діяльності щодо розробок пеленгаційних систем для апаратів такого класу.

3.1 Схема проведення експерименту. Методика вимірювань



Рис.1 Квадрокоптер DJI Фантом 2

На рисунку представлений дистанційно керований дрон, який використовувався як дослідний об'єкт. Вимірювання відбувалися у двох локаціях: у полі за межами Києва, оточеним середньої висоти лісонасадженнями та у дворі корпусу ФЕЛ. Вимірювання проводилися у сонячну, слабковітряну погоду з температурою середовища ~12-15 градусів Цельсія.

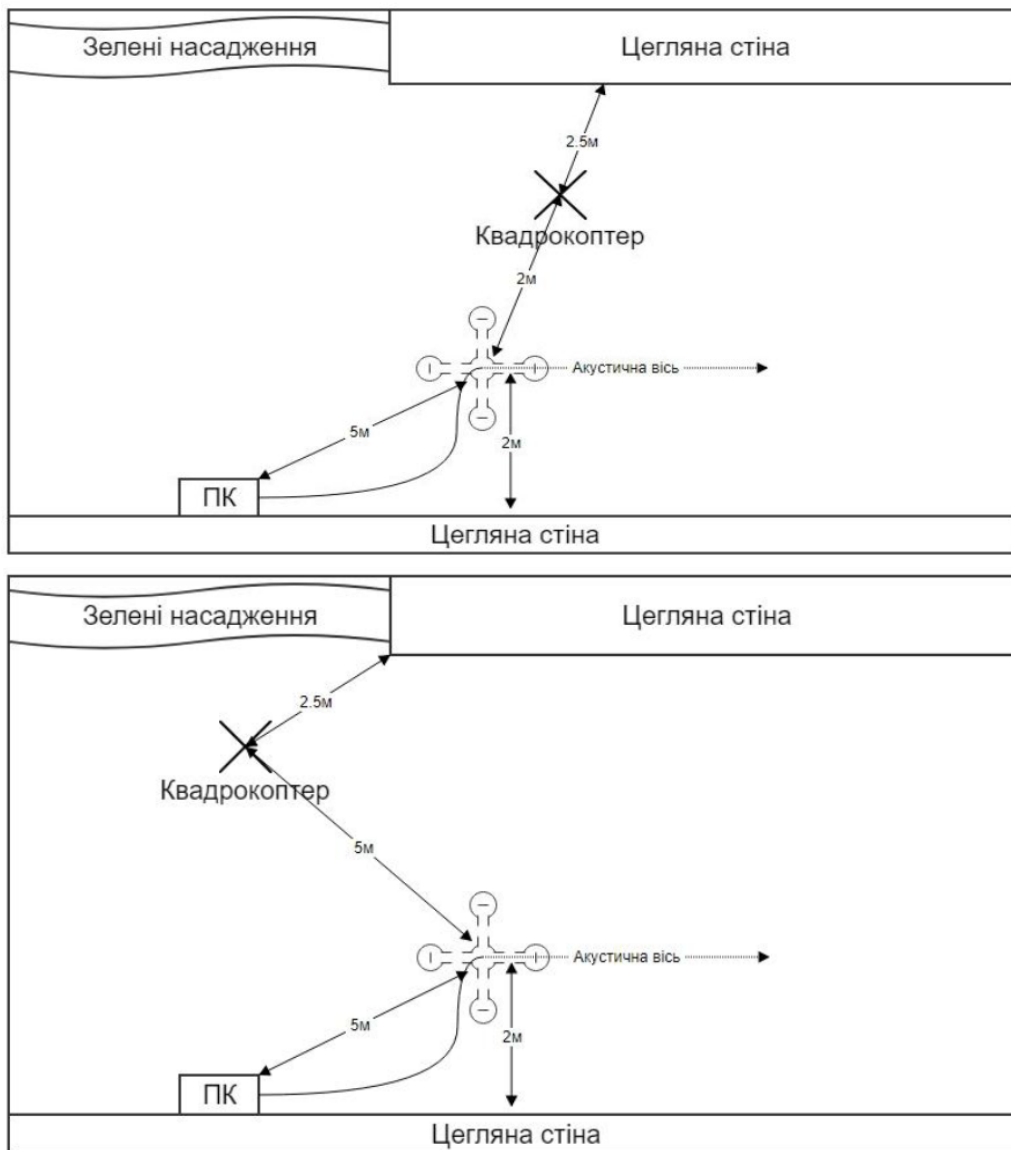


Рис. 2 Схема вимірювання за 12-тим корпусом ФЕЛ

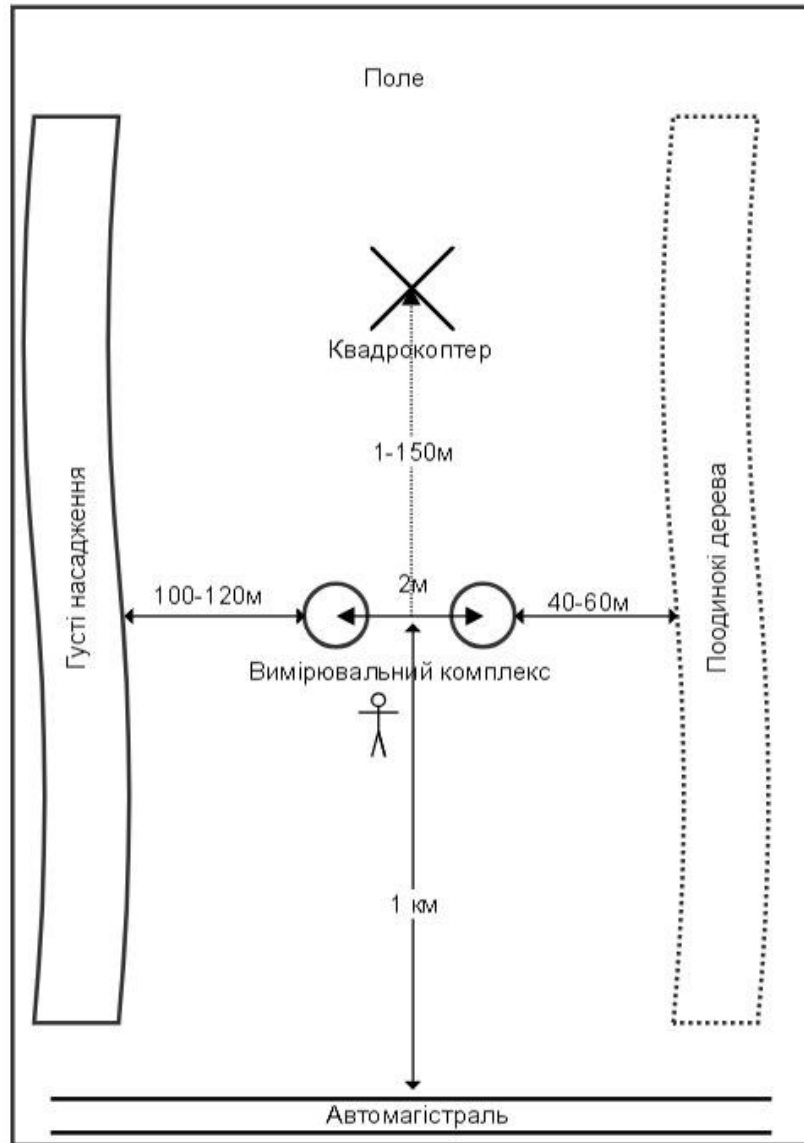


Рис. 3 Схема вимірювання у полі

Перед початком вимірювання записувався шум від навколишнього середовища, щоб знівелювати цей вплив в подальшій обробці результатів.

Далі проводились записи шумів працюючого дрона на різних висотах та дистанціях від вимірювальної установки.

3.2 Аналіз отриманих експериментальних вимірювань

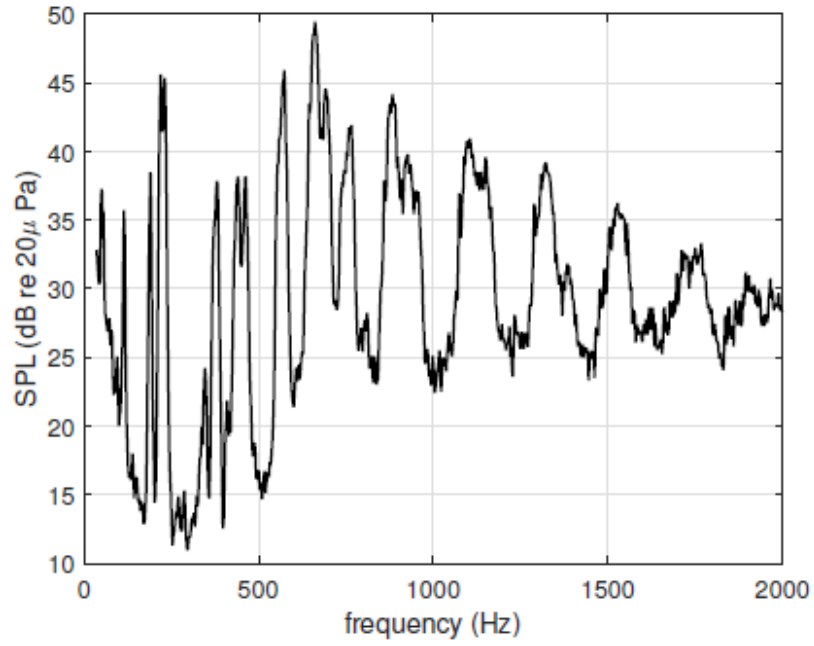


Рис.4 Спектральна характеристика шуму дрона

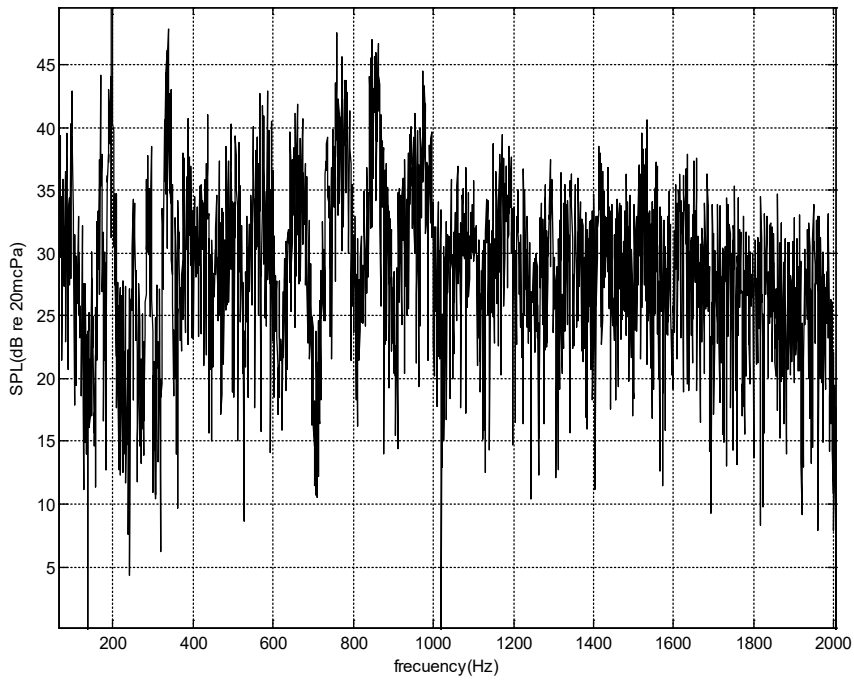


Рис.5 Вимірний спектр шуму об'єкта дослідження

Спектр випромінювання квадрокоптера представлено на рис.5 що корелює зі спектральною характеристикою рис.4. Розрахований по записам сумарний рівень випромінювання та завади в діапазоні частот (170–1400)Гц становив $L_{sn} = 63\text{дБ}$ на відстані $r_s = 5\text{м}$ від об'єкту. Враховуючи те, що середній рівень завад становив 46дБ, що на $\Delta L = 17\text{дБ}$ менше за сумарний, то за рівень випромінювання квадрокоптеру приймемо сумарний, тобто $L_s = 63\text{дБ}$.

Запис польоту розбивався на окремі сегменти тривалістю 1с, які проходили через фільтр із смугою частот (170–1400)Гц та квадратичний детектор. Об'єкт вважався виявленим згідно (8), коли рівень вихідної реакції детектора перевищував рівень завади на 1дБ. Момент виявлення визначався номером сегменту запису, для якого виконувалась зазначена вище умова. Горизонтальна відстань оцінювалась як різниця між максимальною та пройденою. Пройдена відстань дорівнювала горизонтальній швидкості помноженій на тривалість польоту. Тривалість польоту визначав номер сегменту запису. Крім того аудіо записи прослуховувались і давалась суб'єктивна оцінка виявлення.

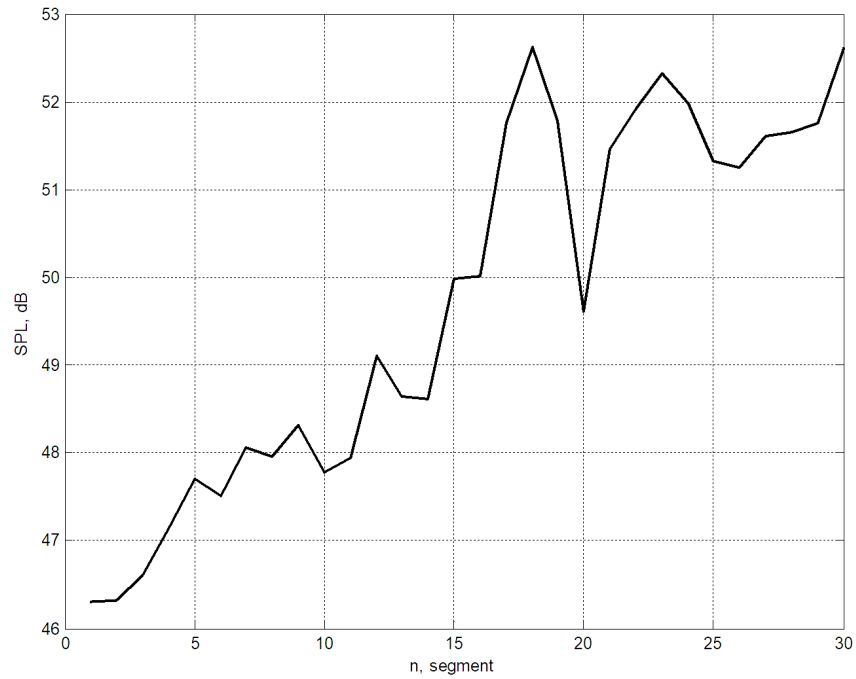


Рис.6 Рівень звуку відносно дистанції від об'єкта до вимірювального
стенду

Після проведення багатократних вимірювань отримали такі результати:

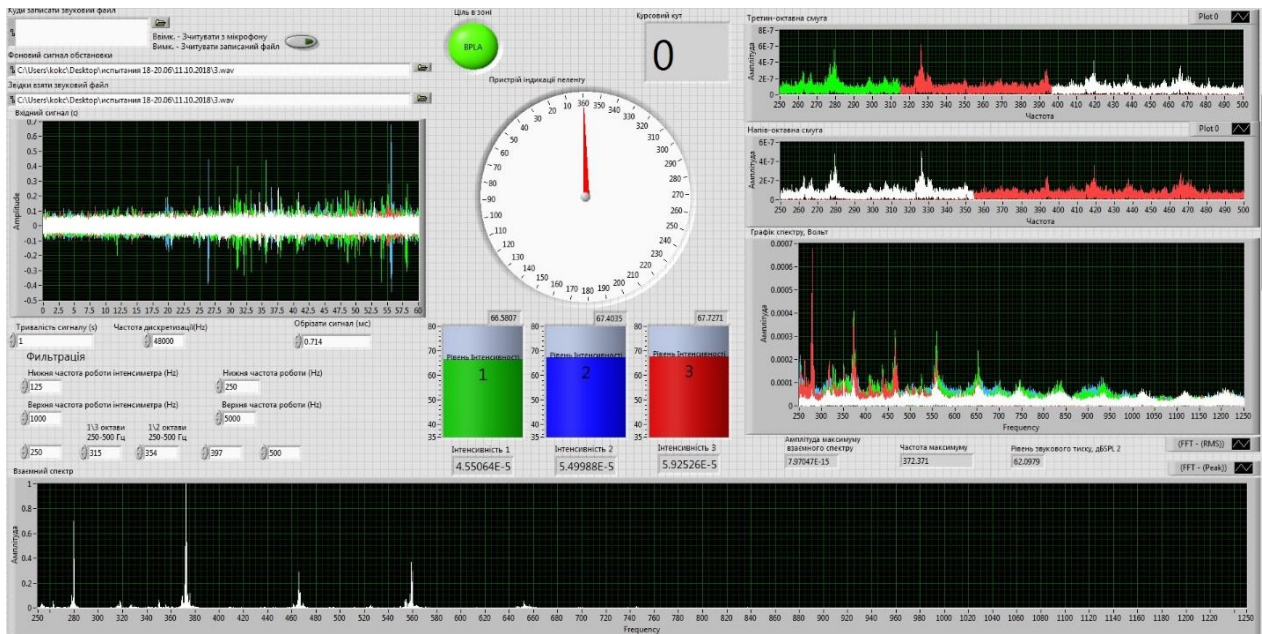


Рис. 7а

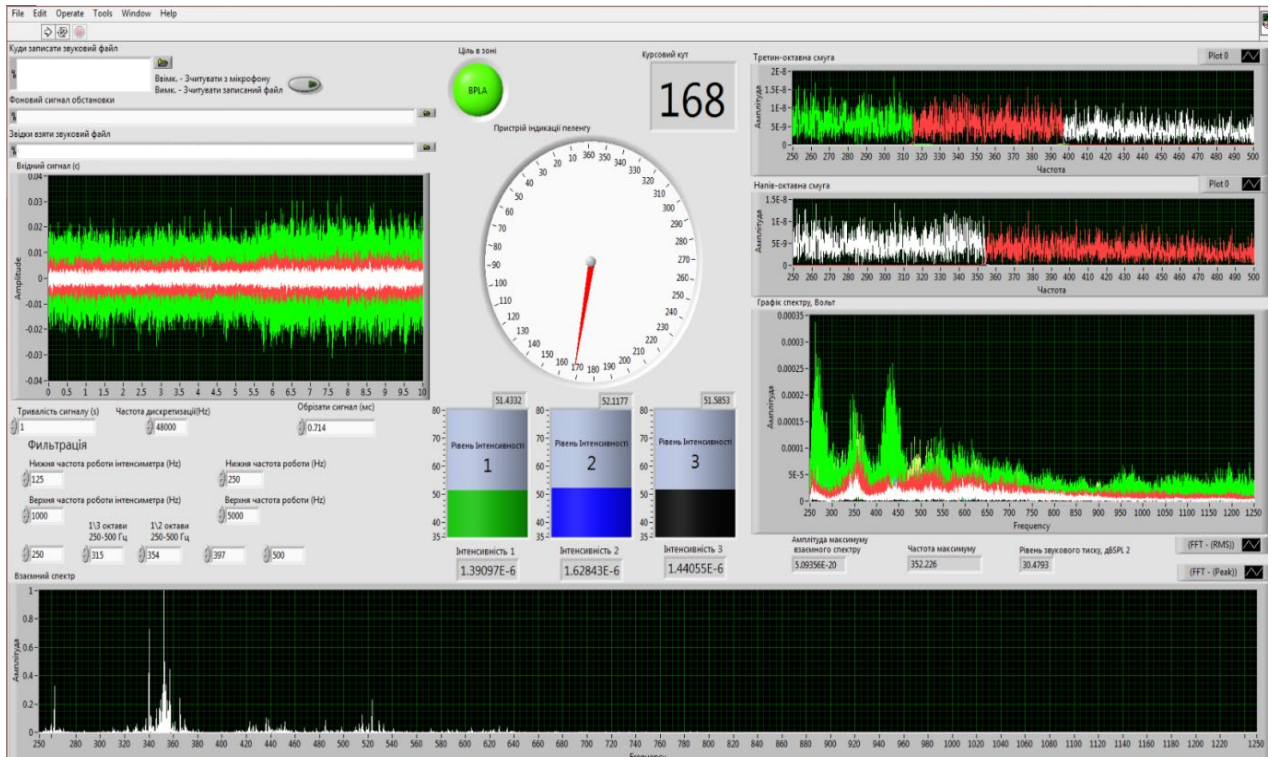


Рис. 7б

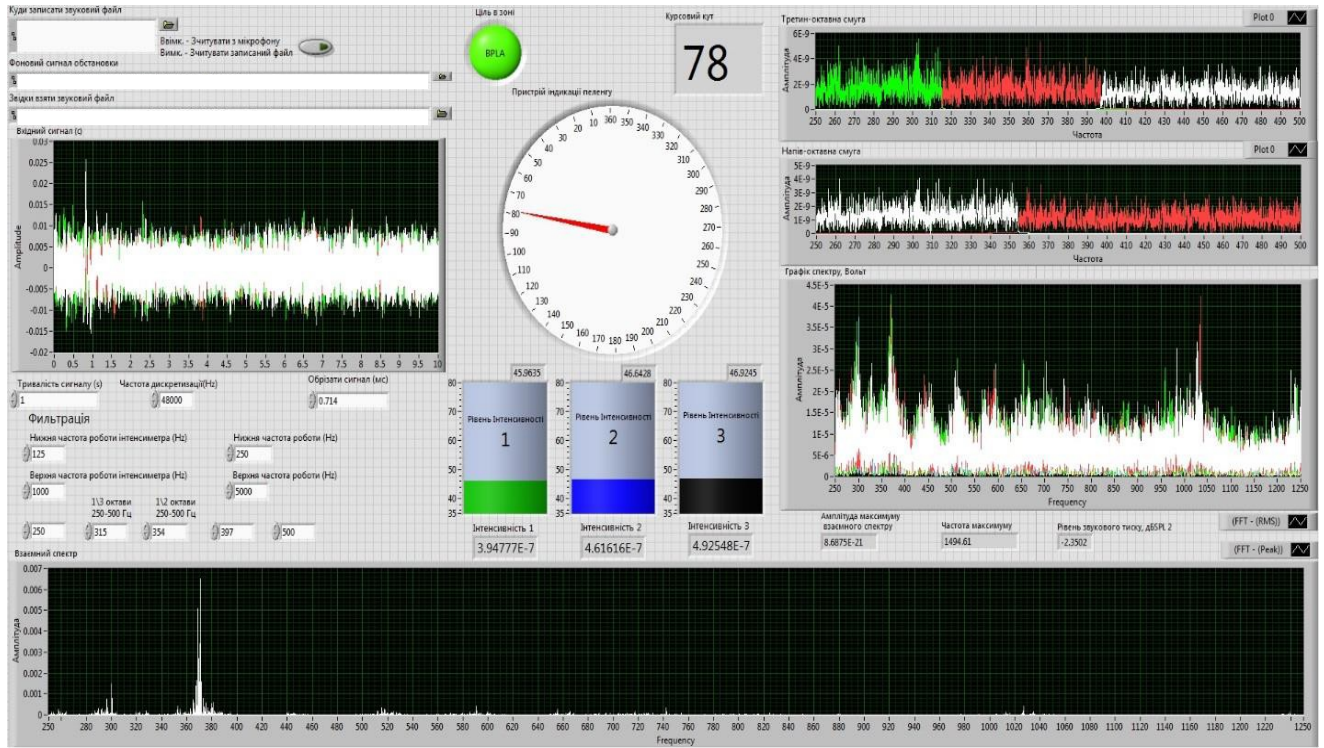


Рис. 7в

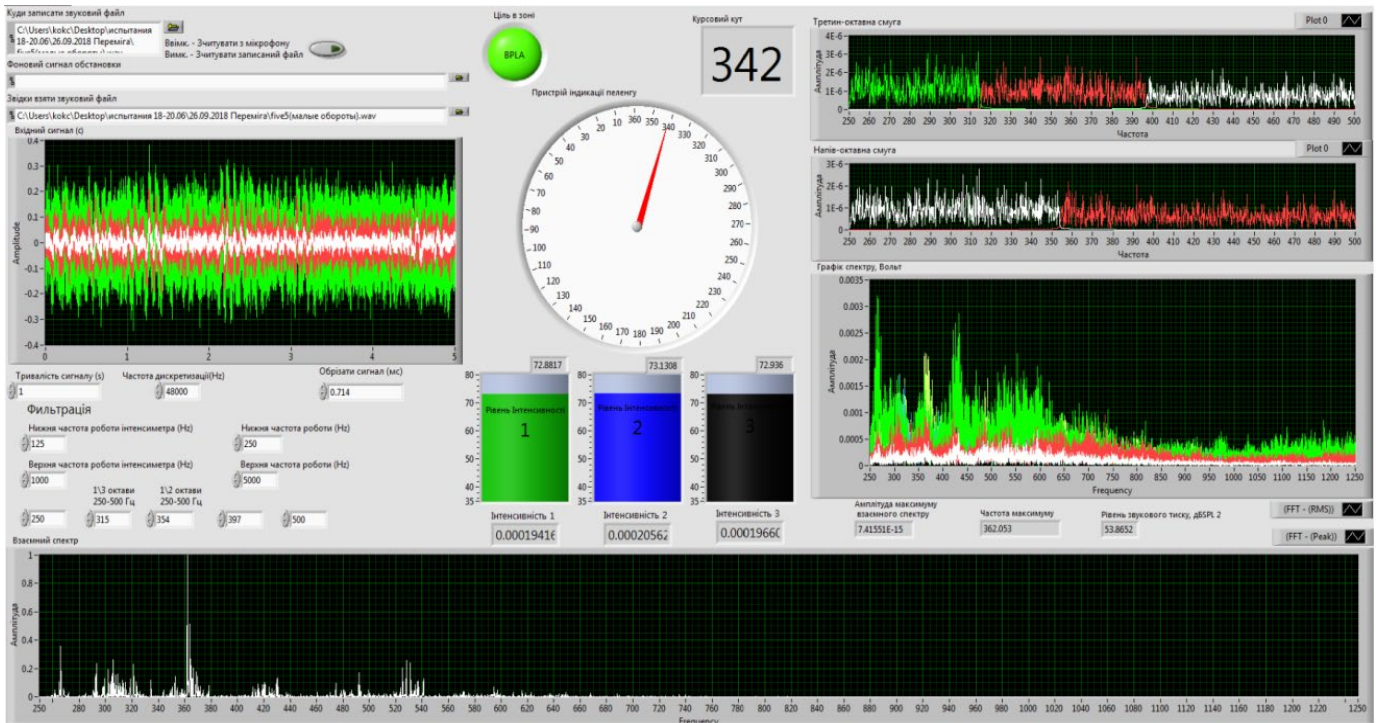


Рис. 7г

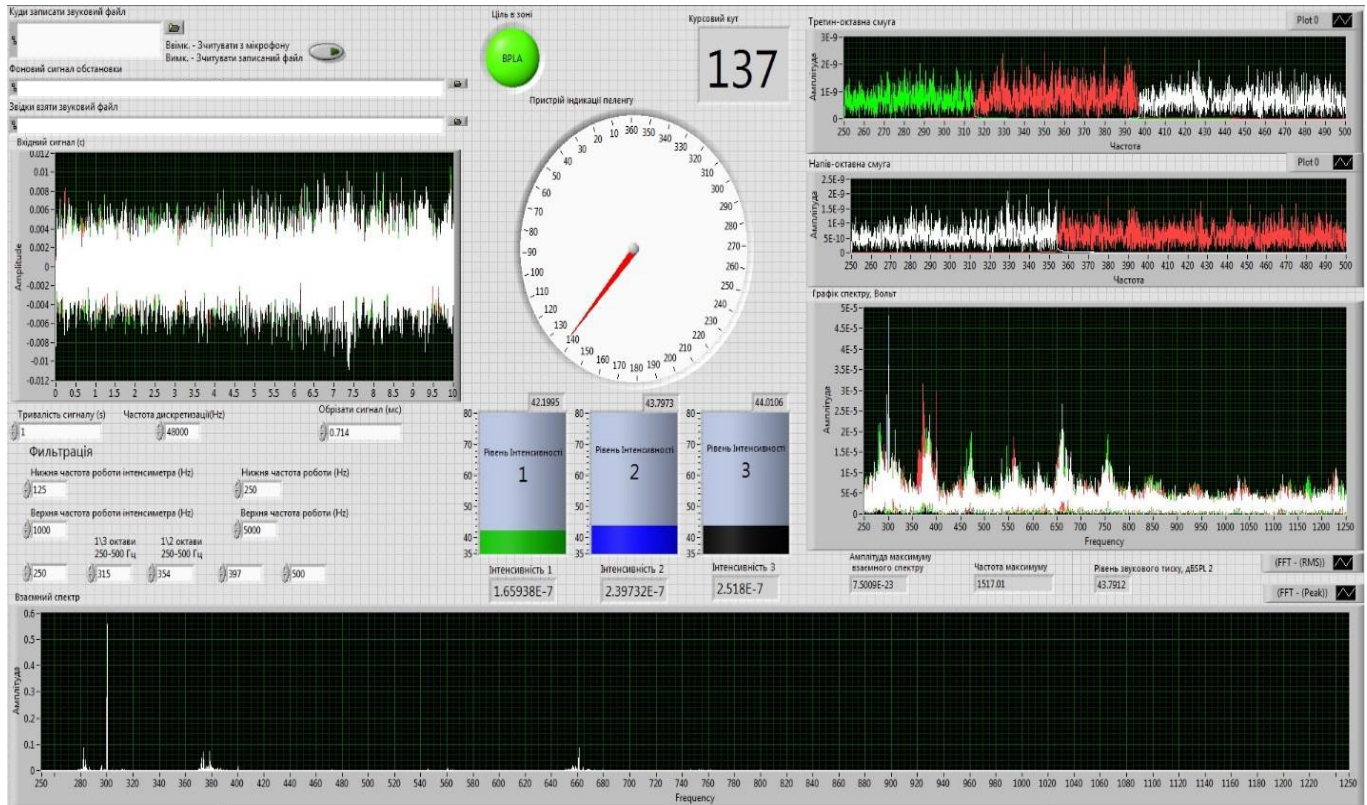


Рис. 7д

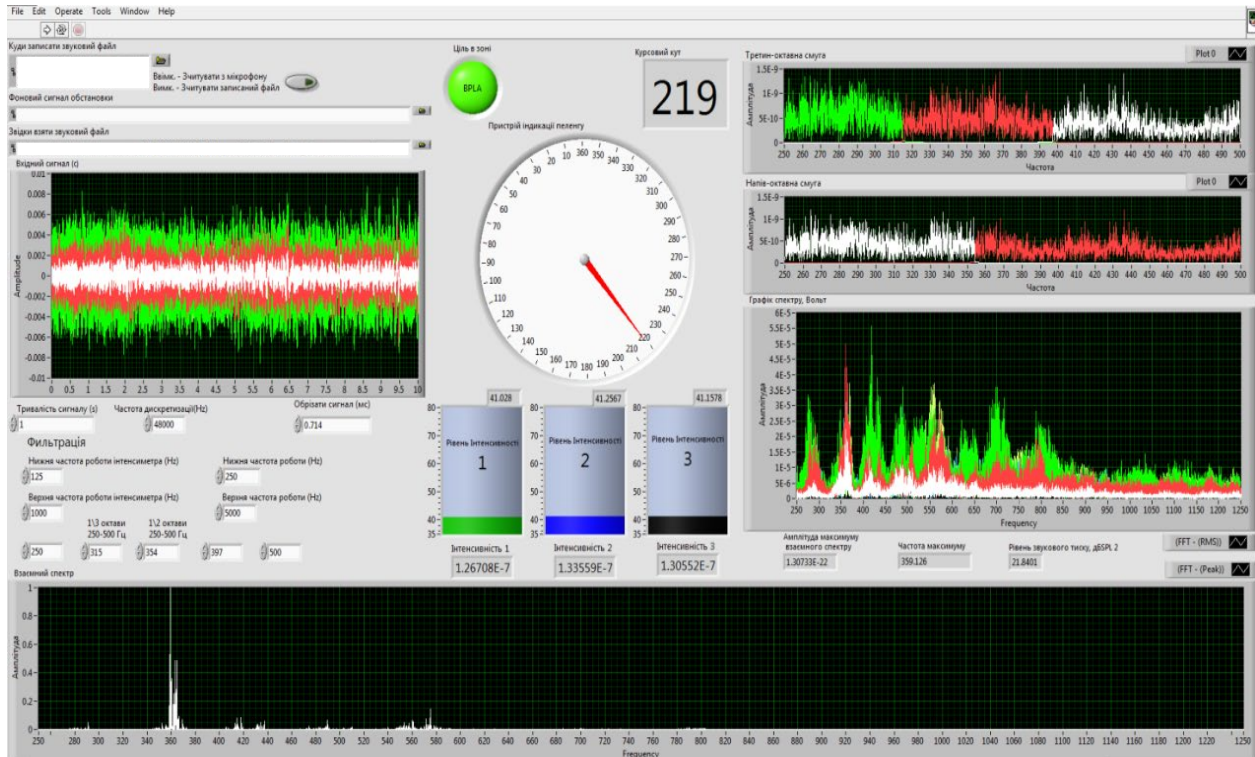


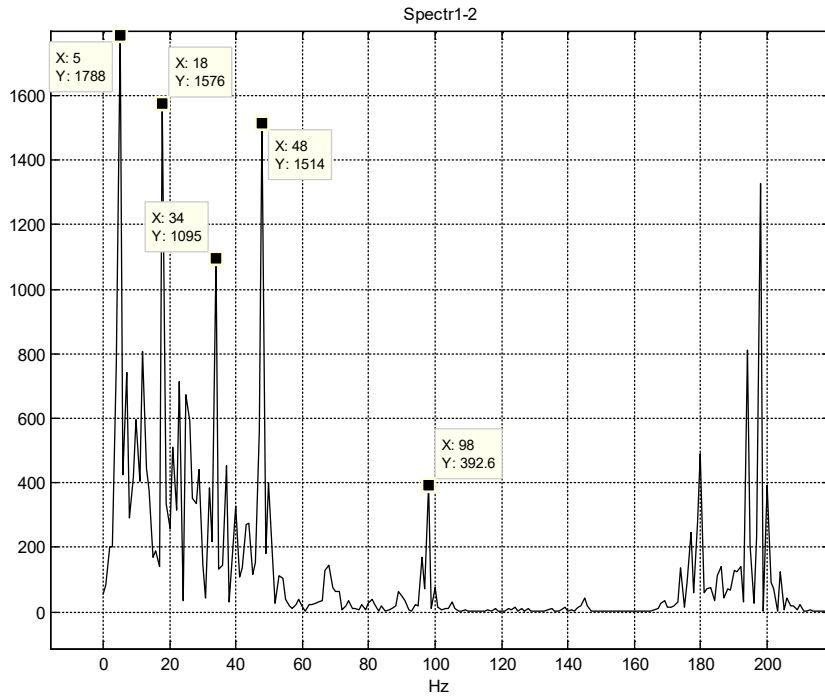
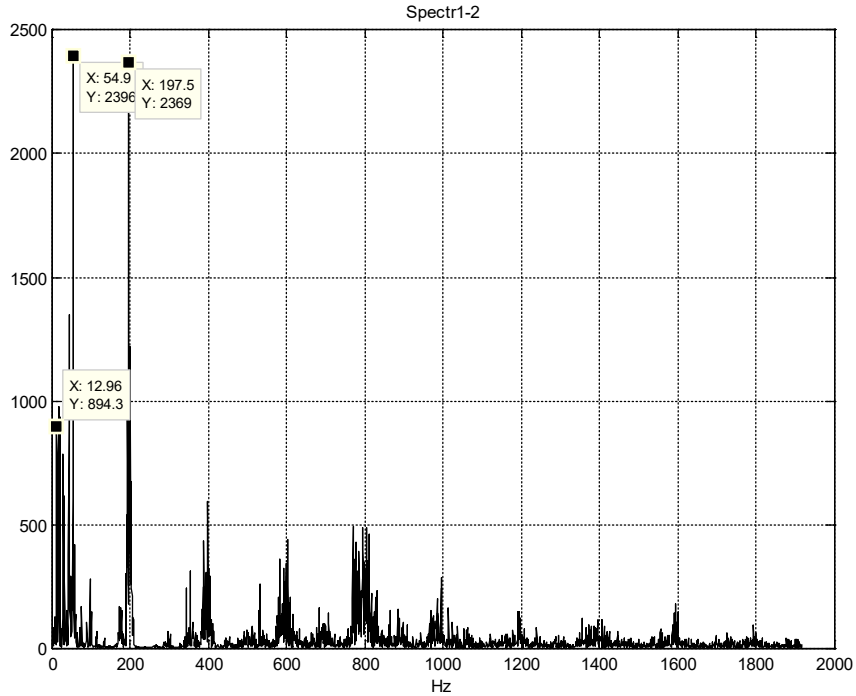
Рис. 7е

Рис. 7в відображає ситуацію коли квадрокоптер знаходився у I квадранті, 7б, 7е відображає ситуацію коли квадрокоптер знаходився у II квадранті, 7д – для III квадранта, 7г – для IV квадранта.

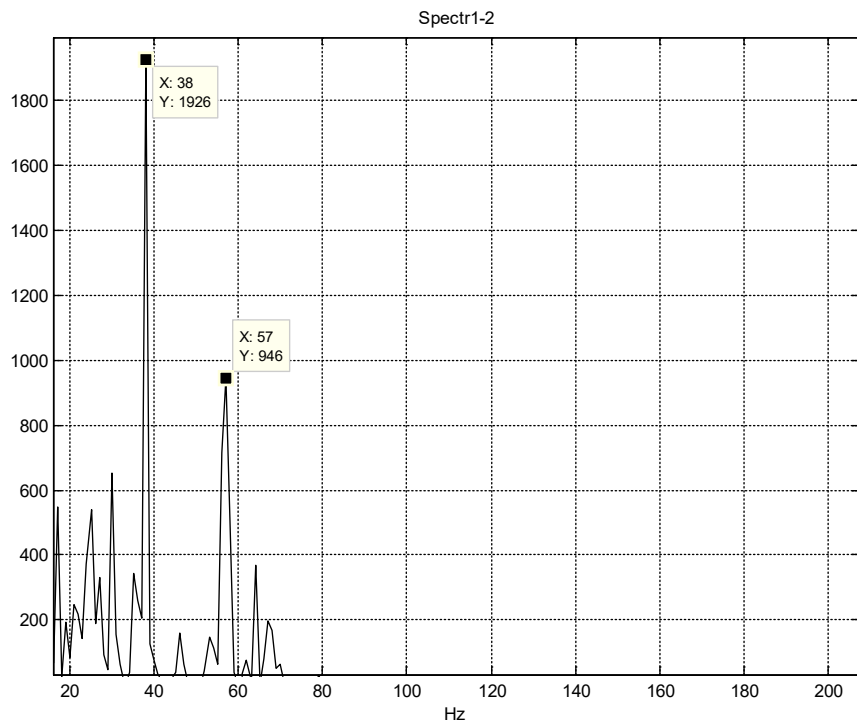
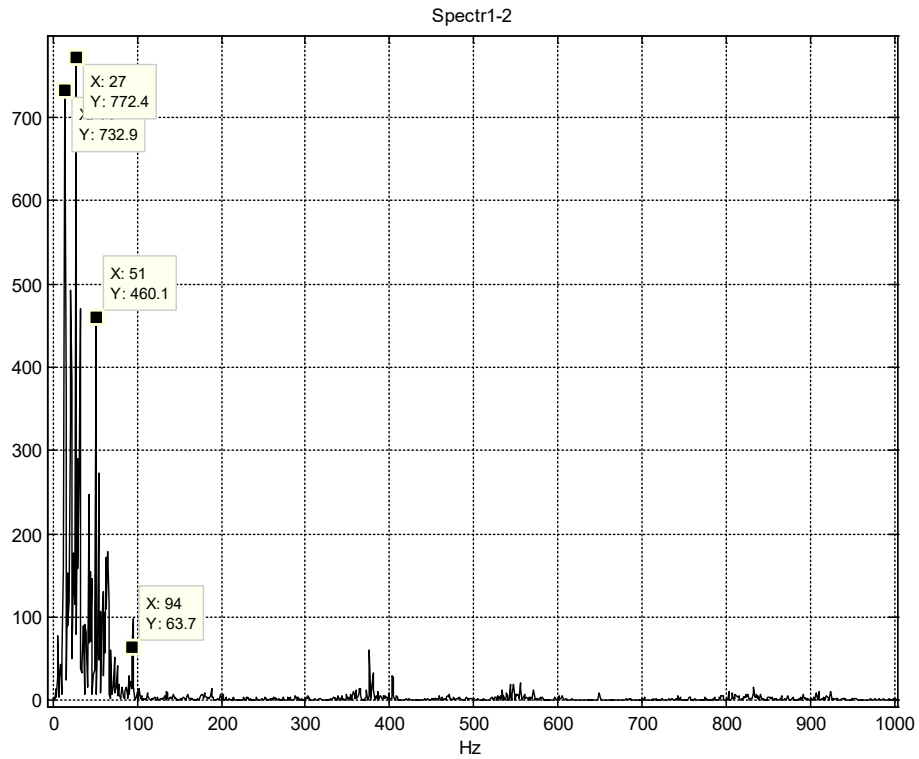
По результатам вимірювання на малих обертах було отримано шість чітких сплесків спектрального сигналу в діапазоні 250-1250 Гц на частотах 270 Гц, 370 Гц, 470 Гц, 560 Гц, 650 Гц, 750 Гц. Отриманий сумарний рівень випромінювання становив $L_{sn} = 62\text{dBSPL}$ на відстані $r_s = 1\text{м}$ від об'єкту.

Аналіз характеристик корисного шуму від дальності польоту

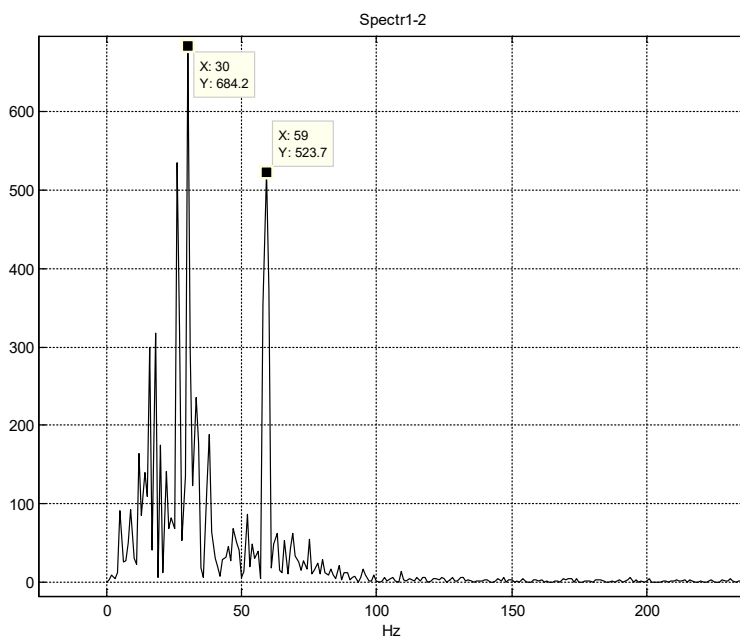
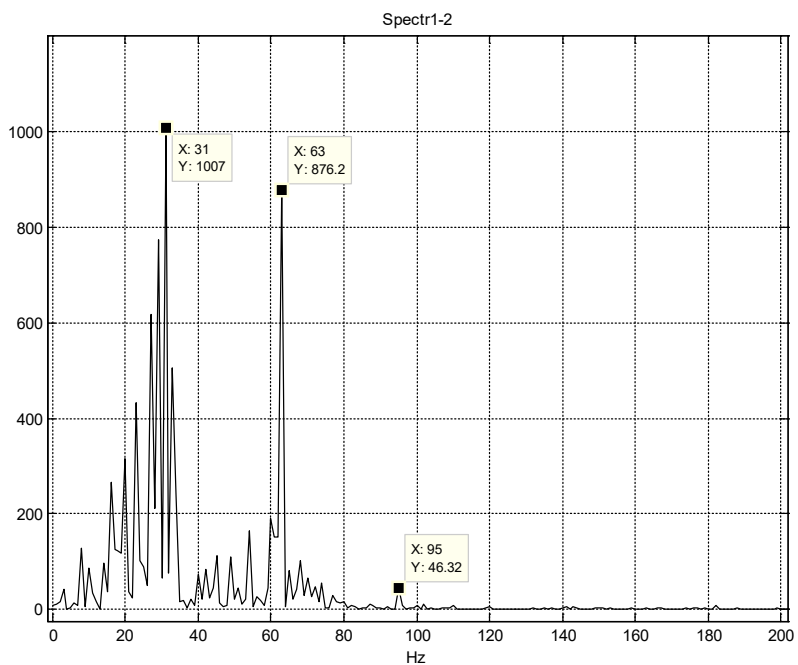
Шум при зависанні на відстані 1м від вимірювального стенду, при цьому приймачі стенду знаходяться на висоті 1м від землі (як і в подальших графіках):



Шум при зависанні на наклонній відстані 10 м від вимірювального
стенду:



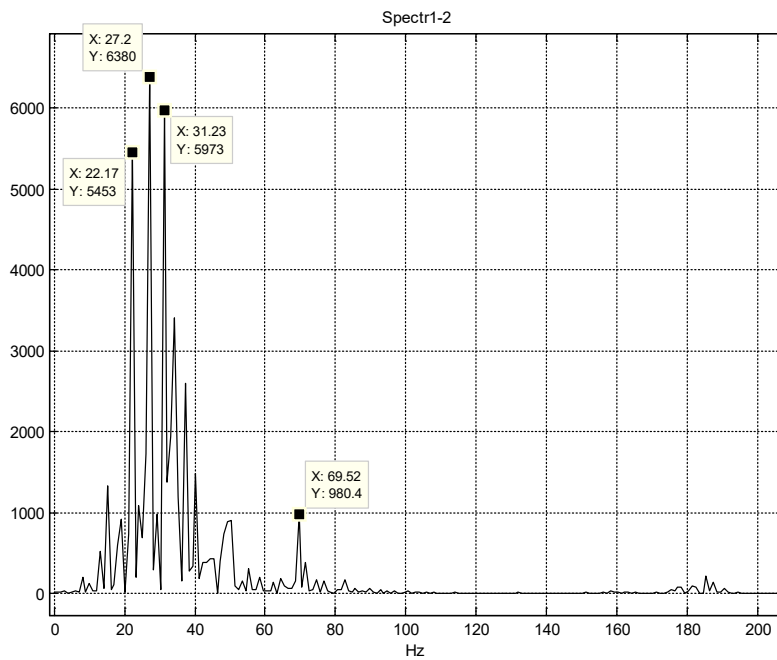
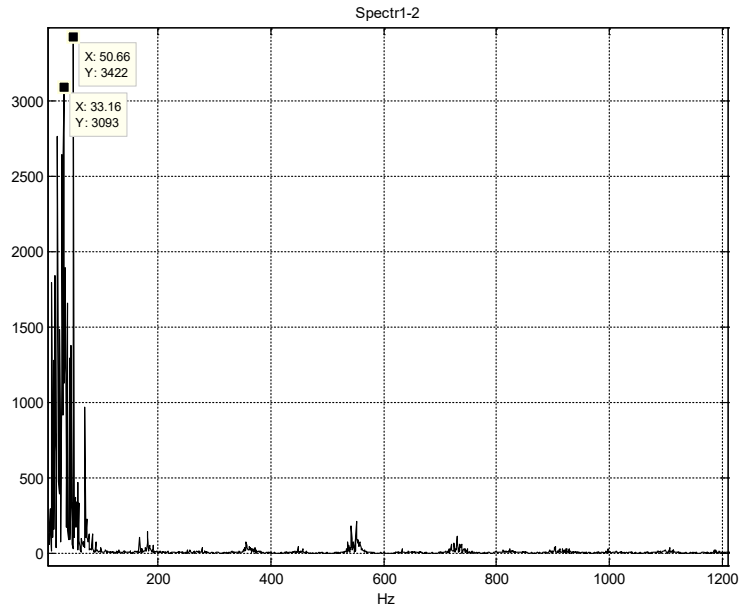
Шум при зависанні на наклонній відстані 100 м від вимірювального
стенду:



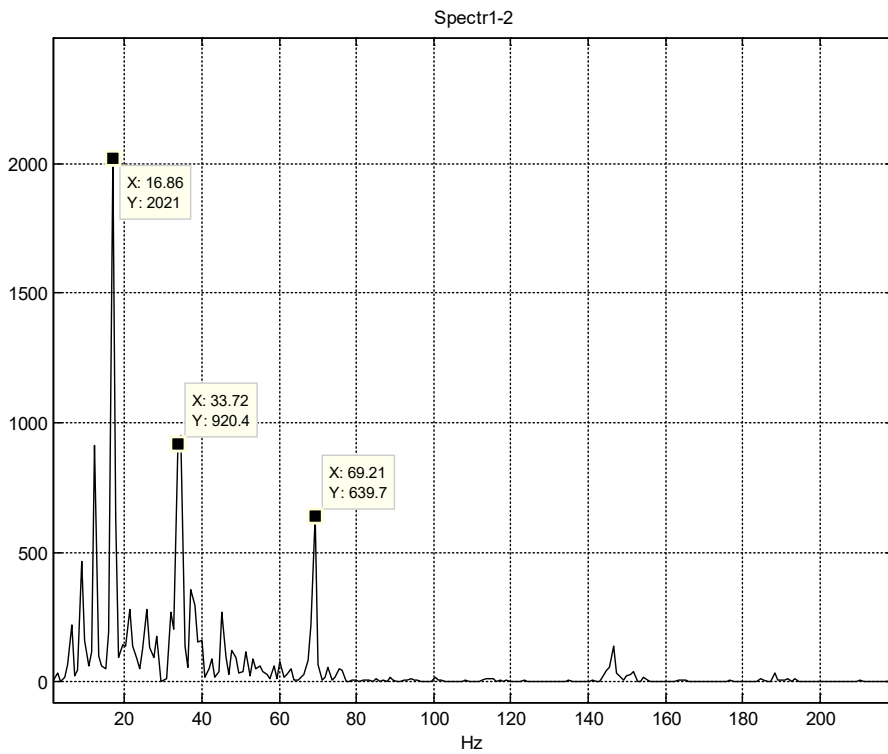
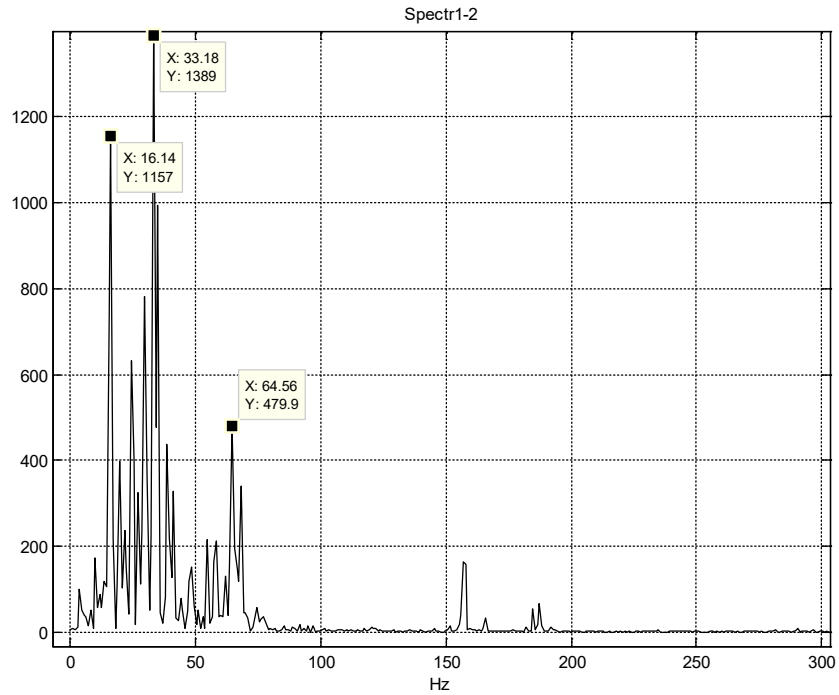
З цих графіків можемо зазначити, що спектр флукує по частоті і рівню.
Також на дальностях більше 10 м частотний діапазон скорочується до 10-100
Гц.

Вплив висоти розташування приймачів над поверхнею землі:

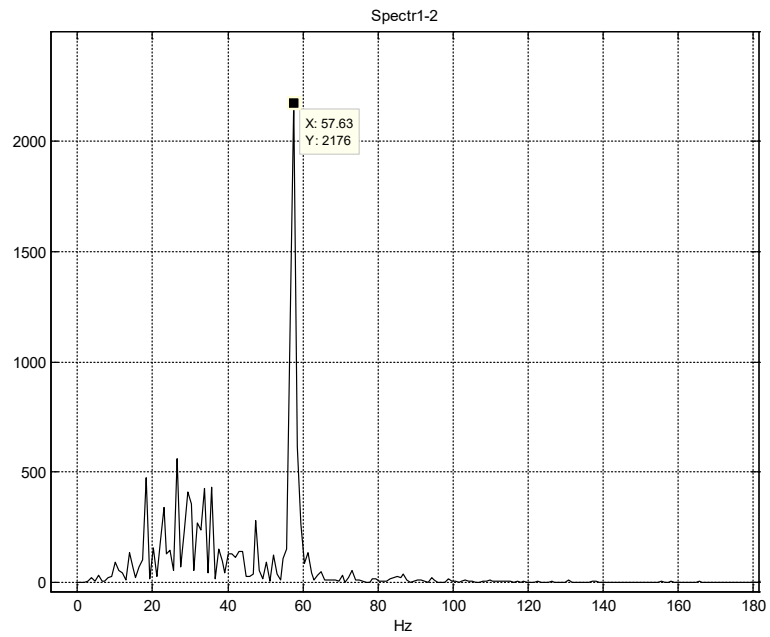
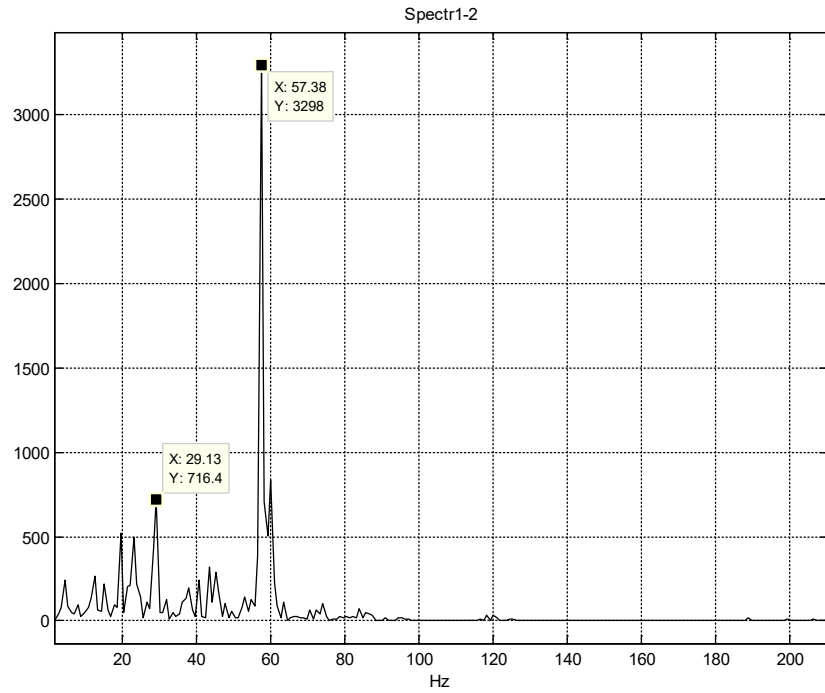
Шум при зависанні на відстані 1м від вимірювального стенду, при цьому приймачі стенду тепер знаходяться на висоті 2м від землі



Шум при зависанні на наклонній відстані 10 м від вимірювального стенду
2м від землі:



Шум при зависанні на наклонній відстані 100 м від вимірювального
стенду 2м від землі:



В усіх новиз графіках зростав рівень спектру у порівнянні з попереднім
аналізом.

В процесі аналізу було знайдено:

Рівні звукового тиску у третинно-октавних смугах

$f, \text{Гц}$	100	125	160	200	250
$\bar{L}_p, \text{дБ}$	46,04	25,49	30,82	45,06	39,90
315	400	500	630	800	1000
44,62	43,44	44,66	45,11	46,37	45,06

\bar{L}_p - усереднене значення між всіх вимірювальних позицій.

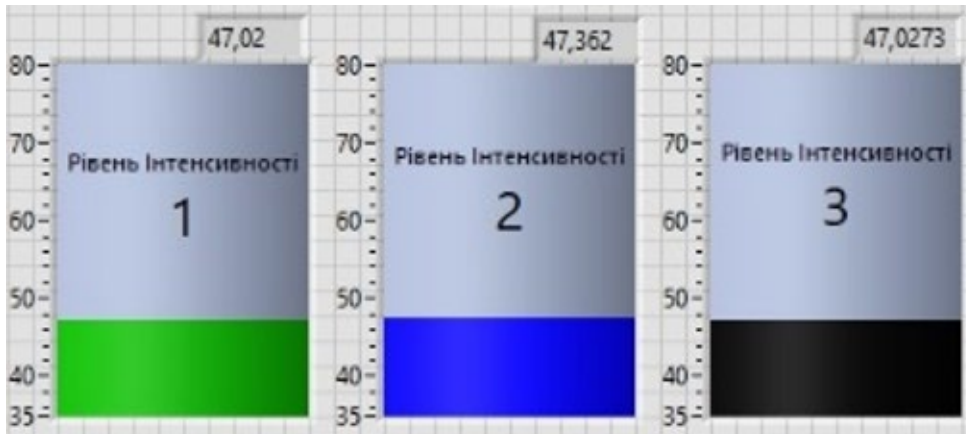
Рівні спектральної густини тиску

$f, \text{Гц}$	100	125	160	200	250
$N_p, \text{дБ}$	-61,56	-82,96	-79,18	-65,45	-71,56
315	400	500	630	800	1000
-68,05	-70,27	-69,92	-70,48	-70,40	-72,54

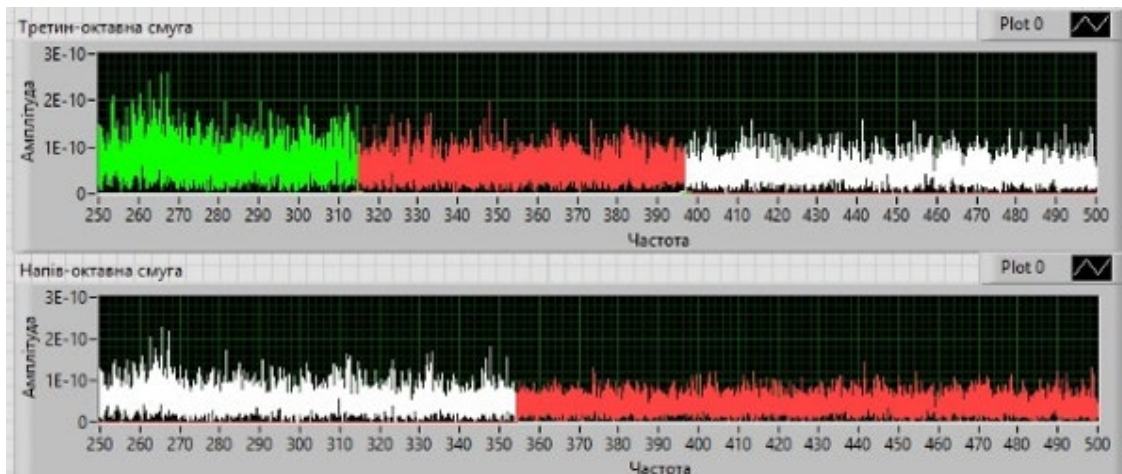
Рівні звукової потужності

f , Гц	100	125	160	200	250
N_p , дБ	62,0	42,4	47,8	62,0	56,9
315	400	500	630	800	1000
61,6	60,4	61,6	62,0	63,3	62,0

При відстані до квадрокоптера 5м і висотою на землю в 2м після обробки трактом інтенсивності отримали значення в 47 dB по кожній з третино-октавних смуг.



А при збільшенні відстані до квадрокоптера в 150м і висотою на землю в 10м значення інтенсивності зменшилися до 34 dB по кожній з третино-октавних смуг.



Висновки по розділу

В третьому розділі:

- було проведено потрібні експериментальні вимірювання;
- відображено спектральні характеристики та рівні експериментального об'єкта;
- відображено комплексні вимірювання за допомогою програми в LabView;
- продемонстровано залежність зміни спектру від відстані та вплив висоти розташування приймачів;
- виявлено характерні шість сплесків частот.

РОЗДІЛ 4

Розробка стартап-проекту

Назва: «Drone Detector»

«Drone Detector» являє собою просту та автоматизовану систему по попередженню появи БПЛА. Компактність та швидкість застосування дозволяє ефективно боротися з небажаними малогабаритними повітряними об'єктами при охороні територій, майна або осіб.

Ідея стартап-проекту:

Зміст ідеї	Напрямки застосування	Вигоди для користувача
Пристрій, що дозволяє споживачу виявляти безпілотні літальні апарати	Охоронна галузь	Вітчизняне рішення, яке доступне за вигідною ціною, безпосередня близькість до установ технічного обслуговування приладу, консультативного забезпечення персоналу

Порівняння з конкурентами:

№ п/п	Техніко-економічні характеристики ідеї	(Потенційні) концепції конкурентів			W	N	S
		Мій проект	Конкурент 1	Конкурент 2			
1.	Вартість	низька	вища	найвища			+
2.	Наявність захисту від шуму носія	наявна	наявна	відсутня		+	
3.	Технічна підтримка на території України	наявна	відсутня	відсутня			+

Прилад	Дальність виявлення, м	Кут пеленгу, °	Кут азимуту, °	Робочий діапазон температур, °C
DroneShield FarAlert Sensor	460	0-360	0-180	-15...+ 40
Drone Detector	250	0-360	0-180	-10...+ 50
SafeSky	1000	0-360	0-180	-30...+ 50
DD610AR	1000	0-360	0-180	-10...+ 50

	DroneShield SafeSky (Австралія)	"Drone Detector" (Україна)
Дальність	до 1000 м	до 2000 м
Живлення	220 В, 3 кВт	Від USB (+5 В, 500 мА)
Вага	35 кг	До 12 кг
Виявлення дрона до зльоту	Присутнє	Відсутнє
Точна класифікації цілі	Присутнє	Відсутнє

Проблеми які вирішуються:

[ТЕРОРИЗМ]

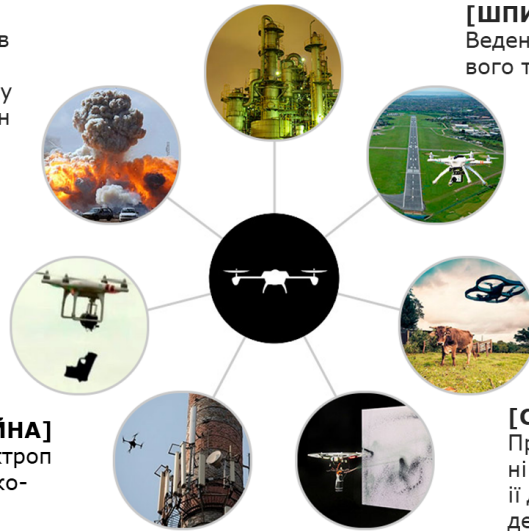
Здійснення терористичних актів шляхом повітряного закидання вибухових пристроїв в місця скупчення людей (вокзали, стадіони, масові культурні заходи)

[ТРАНСПОРТУВАННЯ ЗАБОРОНЕНИХ ВАНТАЖІВ]

(Зброї, наркотиків, грошей) на територію пенітенційних закладів

[ПОШКОДЖЕННЯ МАЙНА]

Пошкодження ліній електропередавання і систем телекомунікацій



[ШПИГУНСТВО]

Ведення військового, державного, промислового та комерційного шпигунства

[УСКЛАДНЕННЯ ПОВІТРЯНОГО РУХУ]

Ускладнення повітряного руху або пряма атака на повітряні судна в зоні аеропортів

[СПОСТЕРЕЖЕННЯ]

Проникнення на приватні та стратегічні території для спостереження і відеозйомки

Потенційні покупці рішення:

№ п/п	Потреба, що формує ринок	Цільова аудиторія	Відмінності у поведінці різних цільових груп	Вимоги споживачів до товару
1.	Виявлення та пеленгування безпілотного літального апарату	Охорона: аеропортів, в'язниць, військових об'єктів, критичної інфраструктури (атомні станції газопроводи і т. д.); приватна охорона; безпека під час масових заходів	Мінімальні відмінності, приватна охорона потребує менших апаратних засобів	Висока імовірність правильного виявлення, висока точність визначення положення

Ресурси для продажу товару:

Прямі канали збуту

- Військові купуватимуть комплекс “Акустичний дроно-детектор” відразу на місці збирання.
- Через фірмовий сайт “Акустичний дроно-детектор” зможуть придбати кінцеві споживачі (VIP та власники нерухомого майна)

Непрямі канали збуту

- Охоронні служби купуватимуть комплекс “Акустичний дроно-детектор” для встановлення своїм клієнтам.
- Каналів збуту другого рівня даній стратап не передбачає.

Маркетингові засоби для просування:

- Презентація продукту на тематичних виставках
- Реклама на сайтах(в магазинах) з продажу дронів
- Реклама на сайтах(в магазинах) охоронних послуг
- Публічні покази роботи комплексу
- Таргетована реклама в соціальних мережах (Facebook, Youtube)

Класифікація ризиків для стартапу:

№	Об'єкт	Визначення	Приклад
1.	Внутрішні		
1.1	Час	Для проектів створення програмних рішень, як виду інноваційної діяльності, характерне неточне визначення планових строків реалізації.	Розробка однієї з функцій створюваного програмного продукту по суб'єктивним причинам затребувала більше трудовитрат, ніж попередньо оцінив експерт
1.2	Технологія	Ризики, пов'язані з вибором оптимальної технології виконання проекту	Частина функціоналу не була реалізована
2.	Зовнішні ризики		
2.1	Держава	Ризики політичного, законодавчого та соціального характеру	Прийняття неочікуваного законопроекту, що матиме вплив на ефективність реалізації проекту
2.3	Зовнішня економіка	Ризики, пов'язані з валютними операціями, зовнішньоекономічними контрактами, організацією «віддалених робочих місць»	Введення змін на макроекономічному рівні, що матиме вплив на виконання дійсних міжнародних контактів
2.4	Контрагенти	Ризики, що можуть виникнути в процесі ведення взаєморозрахунків, виконання контрактних поставок та зобов'язань і т.д.	Порушення умов договорів поставки компонентів продукту проекту
2.5	Науково-технічний прогрес	Ризики, що виникають у тривалих, негнучких проектах, та пов'язані з появою в галузі нової, кращої технології або інструментарію до завершення такого проекту	Вихід на ринок нової версії технологічної платформи (базового компоненту для розробки)

Фінансовий план на перший рік:

	M1	M2	M3	M4	M5	M6	M7	M8	M9	M10	M11	M12	Y1
Cash													
Початковий капітал	2 900 000												
Виручка компанії	2 160 000	2 160 000	2 700 000	3 240 000	3 240 000	3 780 000	3 780 000	3 780 000	3 840 000	3 780 000	4 320 000	4 860 000	
Затрати	2 535 200	1 830 700	2 216 500	2 632 300	2 682 300	3 106 100	3 074 100	3 074 100	3 175 300	3 099 100	3 520 900	3 970 700	
Чистий прибуток	-375 200	329 300	483 500	587 700	557 700	673 900	705 900	705 900	664 700	680 900	799 100	889 300	6 702 700
Затрати	872 000	167 500	137 500	157 500	187 500	195 500	163 500	163 500	218 500	188 500	194 500	228 500	
Розробка	20 000												
СТО	5 000	5 000	5 000	5 000	5 000	5 000	5 000	5 000	5 000	5 000	5 000	5 000	
Хостинг	5 000	5 000	5 000	5 000	5 000	15 000	5 000	5 000	5 000	5 000	5 000	15 000	
Маркетинг													
Маркетолог	15 000	15 000	15 000	20 000	20 000	20 000	20 000	20 000	25 000	25 000	25 000	25 000	
Реклама	150 000	50 000	20 000	20 000	20 000	20 000	20 000	20 000	20 000	20 000	20 000	20 000	
Продажи													
СЕО	20 000	20 000	20 000	25 000	25 000	25 000	25 000	25 000	35 000	35 000	35 000	35 000	
Бухгалтер	15 000	15 000	15 000	20 000	20 000	20 000	20 000	20 000	25 000	25 000	25 000	25 000	
Продавець 1	12 000	12 000	12 000	15 000	15 000	18 000	18 000	18 000	18 000	18 000	18 000	18 000	
Продавець (тендерний)	12 000	12 000	12 000	15 000	15 000	18 000	18 000	18 000	18 000	18 000	18 000	18 000	
Административные													
Аренда офиса	18 000	18 000	18 000	12 000	12 000	12 000	12 000	12 000	12 000	12 000	18 000	18 000	
Юрист	15 000	15 000	15 000	20 000	20 000	20 000	20 000	20 000	25 000	25 000	25 000	25 000	
Регистрация юрлица	20 000												
Выставки	30 000				30 000				30 000				
Ханц-товары	15 000	500	500	500	500	500	500	500	500	500	500	500	
Оргтехника	200 000				2 000							4 000	
Мебель	300 000												
Прочее	20 000					20 000						20 000	
Продажі	2 160 000	2 160 000	2 700 000	3 240 000	3 240 000	3 780 000	3 780 000	3 780 000	3 840 000	3 780 000	4 320 000	4 860 000	
Разміщено пропозицій	40	45	55	60	65	70	70	70	70	75	80	90	
Нових пропозицій	5	10	5	5	5	10	0	0	5	5	10	10	
Совершено транзакцій	36	36	45	54	54	63	63	63	64	63	72	81	
Затрати на собівартість продукту 1 од.	46 200	46 200	46 200	46 200	46 200	46 200	46 200	46 200	46 200	46 200	46 200	46 200	
Уся собівартість	1663200	1663200	2079000	2494800	2494800	2910600	2910600	2910600	2956800	2910600	3326400	3742200	
Revenue (выручка компании)	-375 200	329 300	483 500	587 700	557 700	673 900	705 900	705 900	664 700	680 900	799 100	889 300	

ВИСНОВКИ

За підсумком експериментальних вимірювань типового представника малогабаритних повітряних об'єктів та аналізу записів і їх обробки можна сказати, що:

- при аналізі результатів вимірювання об'єкта прослідковується постійна поява шести дискрет;
- були отримані середні рівні випромінювання для дрона - 63дБ ,
для завади - 46дБ ;
- погрішності вимірювань становлять не більше 3 дБ та відповідають умовам довірчого інтервалу 1% для довірчої імовірності 0,95;
- всі проведенні вимірювання підпадають під методики проведення подібних акустичних вимірювань;
- для шумів вимірюваного об'єкта нижні гармоніки будуть такими:
 $f_0=280$ Гц, $f_1=370$ Гц, $f_2=470$ Гц, $f_3=560$ Гц
- очевидно що можливість диференціювання видів дронів при вимірюванні їх шумових характеристик за допомогою пеленгатора мають пряму залежність від цих гармонік.

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Jim Romeo. UAV Design Challenges [Electronic resource] / Jim Romeo// Digital Engineering. - 2016. - № 2091. URL: <http://www.digitaleng.news/de/uav-design-challenges-game-on/>
2. Самохин В. Ф. Экспериментальное исследование источников шумности беспилотного летательного аппарата с винто-кольцевым двигателем в толкающей компоновке / В. Ф. Самохин, С. П. Остроухов, П. А. Мошков // Элект. журн. «Труды МАИ». - 2013. - №70.
3. Клюкин И. И. Акустические измерения в судостроении / И. И. Клюкин, А. Е. Колесников. — Ленинград: «Судостроение», 1968.-403 с
4. Скребнев Г. К. Комбинированные гидроакустические приемники / Скребнев Г. К. - СПб.: Злмор, 1997.-200 с.
5. Дідковський В.С., Акименко В.Я., Запорожець О.І., Савін В.Г., Токарев В.І. Основи акустичної екології. Навч.посібник - Кіровоград: "Імекс ЛТД", 2002
6. Н.А. Виноградова, Я.І. Лістратов, Є.В. Свиридов. «Розробка прикладного програмного забезпечення в середовищі LabVIEW». Навчальний посібник - М.: Видавництво МЕІ, 2005.
7. Применение измерительных систем фирмы Брюль и Кьер для измерений акустического шума. Копенгаген:, К.Ларсен и сын, 1971. – 224 с.

8. Краткий каталог оборудования для вибрационных и акустических измерений [Electronic resource] / Брюль и Кьер// - 2012. URL: <http://www.istcgroup.com/pdf/bruel%20catalog.pdf>
9. Сапожков М. А. Электроакустика. Учебник для вузов. М., Связь, 1978. — 272 с. С ил.
10. Е.С. Швець, Я.Л. Сичков, І.А.Третьяков, О.В. Коржик. Використання графічного програмування для організації аналізаторів спектру паралельного типу Electronics and communications/Vol. 20,№ 4(87). 2015, С. 89-93.
11. П.М. Ларін. Магістерська дисертація на тему: "Пристрій пеленгування повітряних об'єктів".
12. А.В. Козак. Магістерська дисертація на тему: "Пристрій виявлення повітряних об'єктів".
13. Пристрій виявлення та пеленгування повітряних об'єктів / Дідковський В.С. , Коржик О.В., Горовий К.В. , Козак А.В. , Ларін П.М. , Ляхевич С.В. // XI науково-практичній конференції "Пріоритетні напрямки розвитку телекомунікаційних систем та мереж спеціального призначення. Застосування підрозділів, комплексів, засобів зв'язку та автоматизації в операції Об'єднаних сил" , 8–9 листопада, 2018 р., Київ, Україна – с. 12.
14. Акустичний детектор дронів / Дідковський В.С. , Козерук С.О., Коржик О.В., Горовий К.В. // 3-тя Українська науково-технічна конференція "Спеціальне приладобудування: стан та перспективи", 4–5 грудня, 2018 р., Київ, Україна – с. 35-37.

ДОДАТОК

Перелік публікацій та тез:

д.т.н. Дідковський В.С. (ФЕЛ КПІ ім. Ігоря Сікорського)

д.т.н. Коржик О.В. (ФЕЛ КПІ ім. Ігоря Сікорського)

Горовий К.В. (ФЕЛ КПІ ім. Ігоря Сікорського)

Козак А.В. (ФЕЛ КПІ ім. Ігоря Сікорського)

Ларін П.М. (ФЕЛ КПІ ім. Ігоря Сікорського)

Ляхевич С.В. (ЕРАМ)

ПРИСТРІЙ ВИЯВЛЕННЯ ТА ПЕЛЕНГУВАННЯ ПОВІТРЯНИХ ОБ'ЄКТІВ

На сьогодні проблема повітряного шумопеленгування широкодіапазонних шумовипромінюючих об'єктів викликає підвищену цікавість у зв'язку з розвитком парку безпілотних повітряних дистанційно керованих апаратів, що визначає актуальність обраного напрямку роботи. Проте, відомості про акустичні характеристики таких пристроїв достатньо незначні.

Одним з перспективних, на наш погляд, напрямків створення систем виявлення БПЛА є визначення взаємного спектру та вимірювання інтенсивності звукового поля в робочому середовищі, при появі вказаного об'єкту.

В дослідницькому плані, задача повітряного пеленгування може бути розв'язано шляхом створення віртуальних інструментів для виявлення рухомого повітряного об'єкту за основними характеристиками акустичного

поля та визначення напрямку на нього. Таким чином, мета роботи полягає в створенні акустичного мобільного пристрою виявлення та пеленгування об'єктів вказаного типу із залученням середовищ об'єктного програмування.

В роботі алгоритм виявлення реалізовано з використанням комбінованої лінійної дискретної акустичної антени яка забезпечує p і pv прийом акустичних сигналів, пристрою спряження (система АЦП) та програм обробки інформації на основі пакету LabView на персональному комп'ютері (ПК). Антена забезпечує огляд заданого просторового робочого сектора шляхом механічного сканування.

ПК містить програмне забезпечення, створене в середовищі LabView, що реалізує обробку даних та відображення інформації. Ідеологія застосування об'єктного програмування базується на використанні трьох типів систем виявлення:

- вузькосмугового спектру (FFT);
- інтенсивності;
- взаємного спектру.

Використання таких дублюючих систем мають на меті підвищення надійності виявлення та врахування трьох основних проявів збудження акустичного поля.

За результатами розробки створено вимірювальний стенд, програмне забезпечення та проведено натурні випробування системи щодо процедур виявлення та пеленгування літального апарату. В якості об'єкта досліджень було використано безпілотний літальний апарат квадрокоптерного типу DJI Phantom 3, в різних режимах польоту (земля-повітря). Отримано спектральні

характеристики акустичного поля при використанні широкосмугової та вузькосмугової фільтрації. Встановлено закономірності визначення курсових кутів з використанням методу рівносигнальних зон. Результати узагальнені та можуть бути використані при формуванні умов технічного завдання на розробку зазначеної систем.

АКУСТИЧНИЙ ДЕТЕКТОР ДРОНІВ

В.С. Дідковський, С.О. Козерук, О.В. Коржик, К.В. Горовий.

Національний технічний університет України

«Київський політехнічний інститут ім. Ігоря Сікорського»,

Київ, Україна

Малі літальні апарати (МЛА), або дрони, використовуються у різних сферах діяльності суспільства, а саме для інспекції сільського та лісного господарства, контролю за транспортними потоками, для транспортування невеликих вантажів. МЛА все частіше з'являються поблизу аеропортів, електростанцій, складів, приватних садиб та можуть нести небезпеку як державним так і приватним інтересам. Проблема детектування дронів пов'язана з їх низькою помітністю, як в електромагнітному так і в акустичному діапазонах довжин хвиль. Виявлення ускладняється особливістю траєкторії польоту, а саме висотою, яка може змінюватись від одиниць до десятків метрів, та динамікою руху, від зависання до прискорення в довільному напрямку. Пристрої радіолокації дозволяють виявляти дрони на відкритих територіях на відстані до 1000м. В умовах складного рельєфу і в зонах зеленого насадження більш ефективні акустичні пасивні методи локації. Дальність дії акустичного детектора не перевищує декількох сотень метрів. Для покриття більшої зони спостереження застосовують рознесену систему детекторів. Знаючи геометрію системи можна виявити і локалізувати дрон. Основним елементом системи є акустичний детектор, який може реалізувати різні способи обробки звукових сигналів. Найбільш простий спосіб базується на алгоритмі квадратичного детектування вхідного процесу та порівнянні вихідної реакції з деяким

пороговим значенням. Структурна схема каналу виявлення (КВ) акустичного детектора представлена на рис.1.

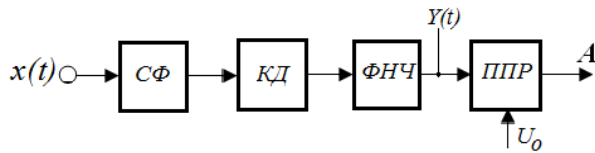


Рис.1. Схема каналу виявлення.

З мікрофону на входи смугового фільтра (СФ) і, далі, квадратичного детектора (КД) поступає адитивна суміш сигналу звукового випромінювання дрона $s(t)$ та акустичної завади $n(t)$: $x(t) = s(t) + n(t)$. Вихідний процес $Y(t)$ на виході фільтра нижніх частот (ФНЧ) пропорційний потужності випромінювання та завади. В пристрої прийняття рішення (ППР) $Y(t)$ порівнюється з пороговим значенням U_0 . Якщо на вході КВ звуковий сигнал дрона відсутній, $Y(t) < U_0$, то на виході ППР $A = "0"$. За умови $Y(t) \geq U_0$ на виході ППР $A = "1"$. Параметр U_0 визначається по критерію Неймана-Пірсона, смуга частот СФ дорівнює ефективній смузі частот випромінювання дрона ΔF , постійна ФНЧ T вибирається із умови $\Delta F T \gg 1$.

Перевірка алгоритму проводилась експериментально під час польоту чотирьох моторного дрону. Спочатку МЛА наближався до мікрофона на відстань приблизно 50м, а потім віддалявся.

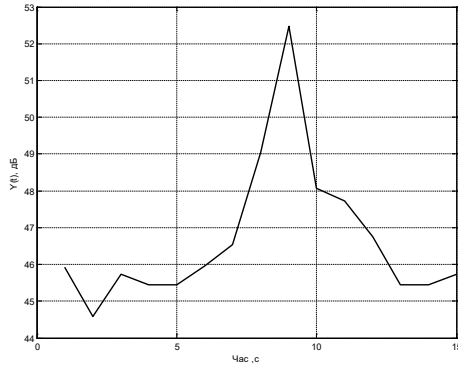


Рис.2.Звуковий тиск на виході фільтра нижніх частот .

Рівень звукового тиску на виході ФНЧ в залежності від часу польоту представлено на рис.2. По мірі наближення дрону рівень звуку змінюється від рівня акустичної завади (45-46)дБ до максимального значення 53дБ. В залежності від вибраного порогу в ППР можна отримати різні вірогідності виявлення. Отримані результати можуть бути використані при розробці детекторів дронів.

Ключові слова: малі літальні апарати, акустичне виявлення, квадратичний детектор.