

В. В. Поздняков, М. В. Бугайов

АНАЛІЗ АКУСТИЧНИХ СИГНАЛІВ ЗАСОБІВ ПОВІТРЯНОГО НАПАДУ

У роботі проаналізовано акустичні сигнали аеродинамічних засобів повітряного нападу, які застосовуються російською федерацією під час повномасштабного вторгнення. До них належать ударні безпілотні літальні апарати, крилаті ракети, реактивні та турбогвинтові літаки, гелікоптери. Встановлено, що час спостереження акустичного сигналу обмежений швидкістю засобу. Для високошвидкісних цілей (крилаті ракети, літаки) він становить у середньому 10 с, а для більш повільних – 40-50 с. Для виділення спектральних характеристик акустичних сигналів було використано метод періодограм Уелча. Показано, що акустичний сигнал засобів із повітряним гвинтом є сумою гармонічних та шумоподібних широкосмугових складових, а в оснащених турбореактивним рушієм він має переважно шумоподібну структуру з кількома вузькосмуговими компонентами. Встановлено, що в момент максимального зближення спектр сигналу має найбільшу ширину. Досліджено характерну зміну частоти гармонічних складових, що пов'язана з ефектом Доплера. Вона може бути використана для оцінювання параметрів руху та ідентифікації засобу. Шляхом кореляційного аналізу акустичних сигналів було встановлено, що широкосмугові складові мають шумоподібну структуру. Сформовано акустичний сигнал для випадку одночасного прольоту різнотипних засобів завдяки додаванню записів різних акустичних сигналів. Показано, що на частотно-часовій площині зберігаються характерні спектральні характеристики усіх об'єктів. Результати аналізу можуть бути використані для побудови математичних моделей акустичних сигналів та для розроблення методів оброблення сигналів засобів повітряного нападу у системі акустичного моніторингу повітряного простору.

Ключові слова: засоби повітряного нападу; акустичний сигнал; спектрограма; система акустичного моніторингу; гармонічна складова.

Постановка проблеми в загальному вигляді. В умовах повномасштабного вторгнення російських окупаційних військ було застосовано практично всі види озброєння. Противник продовжує використовувати безпілотні та пілотовані засоби повітряного нападу (ЗПН) для завдання ударів по об'єктах військової та цивільної інфраструктури як в глибині території держави, так і в прикордонних та прифронтових районах. Дефіцит радіолокаційних станцій, характерні для них обмеження щодо виявлення літальних апаратів на низьких та гранично низьких висотах, розділення групових цілей, зумовлюють необхідність розвитку альтернативних способів виявлення та ідентифікації ЗПН.

Одним із варіантів вирішення даної проблеми є нарощування спроможностей системи акустичного моніторингу повітряного простору. Разом із притаманними даному підходу недоліками (невелика дальність дії, невисока точність визначення координат) акустичні датчики працюють у пасивному режимі, що унеможлиблює визначення їх

© В. В. Поздняков, М. В. Бугайов, 2023

місцеположення, вони не потребують прямої видимості на ціль та стійкі до впливу засобів радіоелектронної боротьби.

Тому вдосконалення математичного забезпечення для оброблення сигналів є актуальним напрямком розвитку системи акустичного моніторингу повітряного простору. Аналіз структури акустичних сигналів, встановлення їх характерних ознак дозволить побудувати математичну модель та алгоритми виявлення й розділення акустичних сигналів ЗПН, а також визначення параметрів їх руху. Отримані дані можуть бути використані для формування та передачі цілевказівок для засобів протиповітряної оборони та радіоелектронної боротьби, а також зможуть підвищити інформативність системи протиповітряної оборони держави в цілому.

Аналіз останніх досліджень і публікацій. Протягом останніх десятиліть велика кількість робіт як вітчизняних [1–3], так і закордонних дослідників [4–7] були присвячені вивченню характеристик акустичного випромінювання безпілотних літальних апаратів (БпЛА). У цих дослідженнях проведено велику кількість лабораторних та польових експериментів із відтворенням різних умов розповсюдження акустичних хвиль та режимів польоту БпЛА. Для аналізу сигналів використовувалося їх подання в частотній або в частотно-часовій областях. Запропоновано значну кількість методів акустичного виявлення та оцінювання координат БпЛА. Основні зусилля в наведених роботах зосереджено на формулюванні пропозицій щодо побудови систем акустичного моніторингу для охорони периметра важливих об'єктів державної інфраструктури та приватної власності. Не припиняються також дослідження акустичного шуму великої авіації [8, 9]. Основний напрямок – дослідження джерел утворення потужного акустичного шуму, його вплив на населення та навколишнє середовище з екологічної точки зору в районах навколо аеропортів.

Формулювання завдання дослідження. Метою дослідження є виділення характерних ознак акустичних сигналів ЗПН шляхом аналізу їх часових реалізацій, а також із використанням спектрального та кореляційного аналізу для подальшого розроблення математичних моделей цих сигналів та методів і алгоритмів їх оброблення.

Виклад основного матеріалу

Аналіз процесу утворення акустичних сигналів ЗПН

Завданням системи акустичного моніторингу повітряного простору є виявлення, ідентифікація та визначення місцеположення безпілотних та пілотованих аеродинамічних ЗПН за їх акустичними сигналами. До аеродинамічних ЗПН належать крилаті ракети (КР), БпЛА, літаки та гелікоптери. Акустичний сигнал кожного з них має свої характерні особливості, використовуючи які можна їх виявити та ідентифікувати. Залежно від місця встановлення акустичного датчика шуми, які перешкоджають його роботі, можуть бути як природного походження (вітер, дощ, інші звуки), так і техногенного характеру (промисловий та транспортний шум).

Визначальним найпотужнішим джерелом акустичного сигналу аеродинамічних ЗПН є їхній двигун. Залежно від їх типу він може бути різної конструкції та принципу дії. Ударні БпЛА Shahed-136, які застосовуються агресором, оснащені поршневіми двигунами внутрішнього згорання, більшість КР та літаків – двоконтурними турбореактивними

(турбовентиляторними), а деякі великі транспортні літаки та стратегічні бомбардувальники-ракетоносці – турбогвинтовими. На гелікоптерах встановлені газотурбінні двигуни. У шумові кожного із них є характерні особливості, використовуючи які можна виявити та ідентифікувати конкретний тип ЗПН.

Під час роботи поршневого двигуна відпрацьовані гази з високою температурою та тиском періодично випускаються в атмосферу. Кінетична енергія їх потоку збуджує навколишнє середовище, породжуючи в ньому звукові коливання імпульсного характеру певної частоти. Частота збурень пов'язана з частотою обертання колінчастого валу. Рух металевих частин і механізмів всередині двигуна породжує високо- і низькочастотний широкосмуговий шум, проте його потужність є набагато нижчою від потужності вихлопу.

Звук, який генерується двоконтурним турбореактивним двигуном, має складну багатокомпонентну структуру. Його можна розділити на три основні складові: шум реактивного струменя, коли високошвидкісний потік газів із сопла двигуна, змішуючись із навколишнім повітрям, створює турбулентність, що є потужним джерелом широкосмугового звукового випромінювання; шум камери згорання, спричинений швидким окисненням упорскуваного пального та пов'язаним із цим виділенням енергії; шум турбомашини, утворений вентилятором і лопатками компресорних та турбінних коліс [9].

У ЗПН, рушієм яких є повітряний гвинт, він також є джерелом акустичного сигналу. У структурі його шуму виділяють широкосмугову й гармонічну складові. Широкосмугова характеризується вихровим шумом, викликаним зривом вихорів із заднього ребра лопаті. Вихровий шум, утворений у результаті обтікання потоком лопаті гвинта, має суцільний спектр, оскільки перерізи лопаті обтікаються з різними швидкостями, залежно від радіуса і, крім того, циркуляція за довжиною лопаті змінна. Із кожної лопаті сходять суцільна безперервна за радіусом вихрова завеса – і звук випромінюється безперервно. Гармонічна складова характеризується шумом обертання, який, у свою чергу, поділяють на дві компоненти: одна з них обумовлена впливом на середовище стаціонарних аеродинамічних навантажень (сил тяги і моменту на валу гвинта); друга пов'язана з кінцевою товщиною лопаті, яка під час обертання витісняє з навколишнього середовища такий об'єм, що дорівнює власному, який потім знову заповнюється середовищем. Відбувається періодична зміна об'єму в будь-якій фіксованій точці простору, що знаходиться в межах гвинта. Тобто елементарні об'єми в кожній точці простору в межах диска гвинта пульсують із тією ж частотою, що і частота шуму обертання в разі впливу на середовище сталих аеродинамічних навантажень на лопаті. Інтенсивність об'ємного шуму залежить від товщини профілю лопатей та їх відносної швидкості [10].

Під час польоту ЗПН також виникає широкосмуговий низькочастотний аеродинамічний шум, зумовлений швидким рухом повітря навколо частин його корпусу. Основний вклад у разі утворення такого шуму здійснюють елементи, які забезпечують підйомну силу та управління засобом (поверхня крила, закрилки, хвостове оперення тощо) [9]. Даний тип шуму зростає під час збільшення швидкості ЗПН або зменшення висоти польоту через зростання щільності повітря.

Частотно-часовий аналіз акустичних сигналів БпЛА Shahed-136

На БпЛА Shahed-136 встановлено клон авіаційного двигуна німецької компанії Limbach 550. Це двотактний 4-циліндровий поршневий опозитний двигун повітряного охолодження. У ньому на кожний оберт колінчастого валу відбувається два такти вихлопу

в протилежній парі циліндрів. Розглянемо графік співвідношення потужності та крутного моменту даного двигуна (рис. 1) [11]. Максимальне значення крутного моменту знаходиться в проміжку між 5750 та 7250 об/хв. Тобто значення робочих обертів у крейсерському режимі польоту лежить у нижній частині цього діапазону, близько 6000 об/хв, що відповідає частоті вихлопу двигуна близько 200 Гц. Гвинт БПЛА Shahed-136 має дві лопаті, тому частота звукових збурень, утворених ним, дорівнює подвоєній частоті обертання ротора двигуна, тобто збігається з частотою його вихлопу. Отже, до точки спостереження будуть доходити звукові хвилі, що є суперпозицією гармонічних дискретних шумів, а також широкосмугових високо- та низькочастотних аеродинамічних шумів.

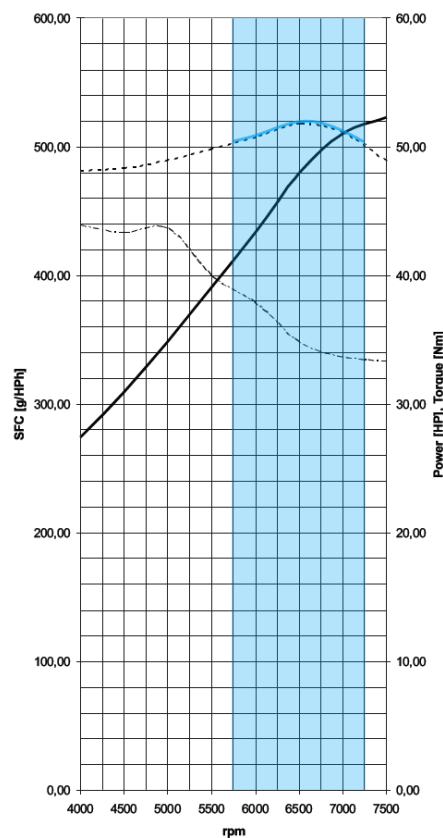


Рис. 1. Графік розподілу потужності, крутного моменту та питомої витрати пального двигуна Limbach 550

Візуалізація та аналіз записів акустичних сигналів ЗПН проводилися із використанням інструментів пакетів numpy та scipy мови програмування Python. На рис. 2 показано часову реалізацію акустичного сигналу БПЛА Shahed-136 під час польоту біля спостерігача, що відображає залежність рівня сигналу від часу. Із цього рисунку видно, що в першій половині запису, коли БПЛА знаходиться на значній відстані, амплітуда сигналу розподілена загалом рівномірно. У другій половині під час підльоту БПЛА до точки максимального зближення амплітуда сигналу наростає швидше, ніж спадає в разі віддалення. Протягом усього часу спостереження вона має короткочасні провали та сплески потужності, пов'язані із впливом поривів вітру на розповсюдження акустичних хвиль. Час реєстрації сигналу становить близько 20 секунд.

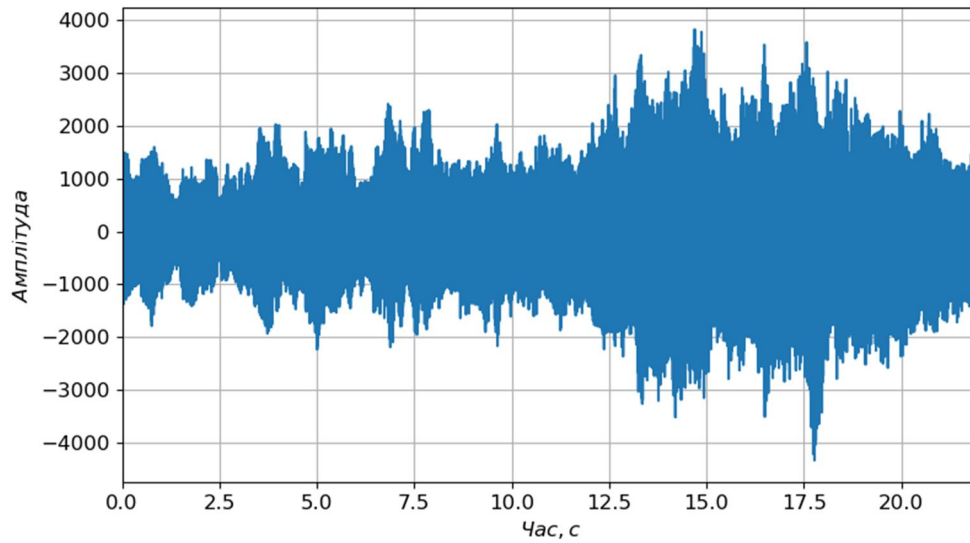


Рис. 2. Залежність рівня акустичного сигналу БпЛА Shahed-136 від часу

На рис. 3 зображено графік розподілу спектральної щільності потужності (СЩП) акустичного сигналу БпЛА Shahed-136, отриманий шляхом розрахунку періодограми Уелча. Розрахуємо вибіркового спектра зваженого w в вікні j -го сегмента сигналу x :

$$X_j(k) = \sum_{n=0}^{N_{FFT}-1} x(n)w(n)e^{-j2\pi \frac{kn}{N_{FFT}}}, \quad (1)$$

де N_{FFT} – довжина вікна швидкого перетворення Фур'є.

Накопичення M вибіркового енергетичних спектрів дасть оцінку СЩП

$$P_x(k) = \sum_{j=1}^M |X_j(k)|^2. \quad (2)$$

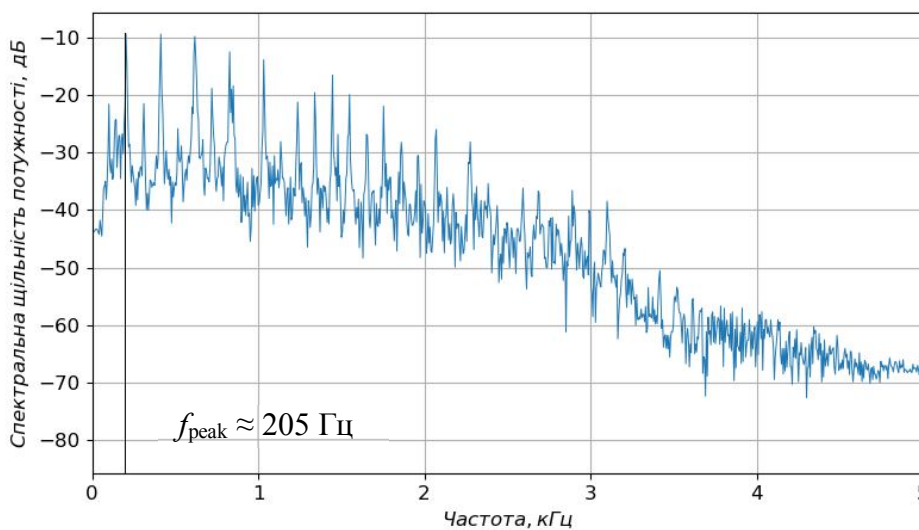


Рис. 3. Спектральна щільність потужності акустичного сигналу БпЛА Shahed-136

На графіку чітко простежується багатокомпонентна гармонічна структура акустичного сигналу. Частота першої гармоніки становить близько 205 Гц, що відповідає частоті вихлопу двигуна та звуку, який генерується повітряним гвинтом. Амплітуда гармонік швидко знижується зі зростанням частоти. У всій смузі частот спостерігається наявність широкосмугової шумоподібної складової. Енергія сигналу зосереджена в смузі частот 130–2600 Гц. Потужність високочастотних складових на 10–25 дБ менша, ніж низькочастотних.

На рис. 4 наведено спектрограму акустичного сигналу БпЛА Shahed-136 під час прольоту поблизу спостерігача. Смуга частот, яку займає акустичний сигнал, та насиченість спектра гармоніками змінюється під час переміщення БпЛА відносно точки спостереження. У разі наближення ширина спектра сигналу збільшується, а кількість гармонічних складових зростає та є максимальною за їх максимального зближення. У разі віддалення спостерігається зворотний ефект. Це пояснюється більш швидким затуханням високочастотних складових під час розповсюдження в атмосфері [12]. Також можемо спостерігати зміну частоти акустичного сигналу під час прольоту БпЛА за рахунок ефекту Доплера. Аналізуючи частотний зсув, можна оцінити параметри руху ЗПН [13].

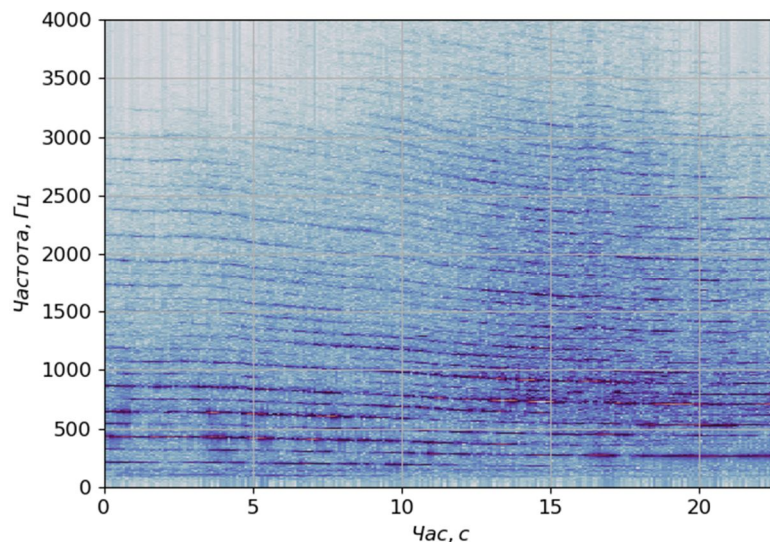


Рис. 4. Спектрограма акустичного сигналу БпЛА Shahed-136

Для оцінювання кореляційних характеристик акустичних сигналів будемо використовувати автокореляційну функцію (АКФ), її значення для m -го часового зсуву розраховуватимемо за таким виразом:

$$r[m] = \frac{1}{L} \sum_{n=0}^{L-1} x[n]x[n+m], \quad (3)$$

де L – довжина вікна аналізу.

Значення часового зсуву змінюються в інтервалі $[-L+1, L-1]$. Перед розрахунком АКФ значення множників, що входять під знак суми, повинні бути центровані. Для нульового часового зсуву значення АКФ дорівнюватиме енергії сигналу. Характерна форма АКФ акустичного сигналу (рис. 5) вказує на його насиченість гармонічними складовими.

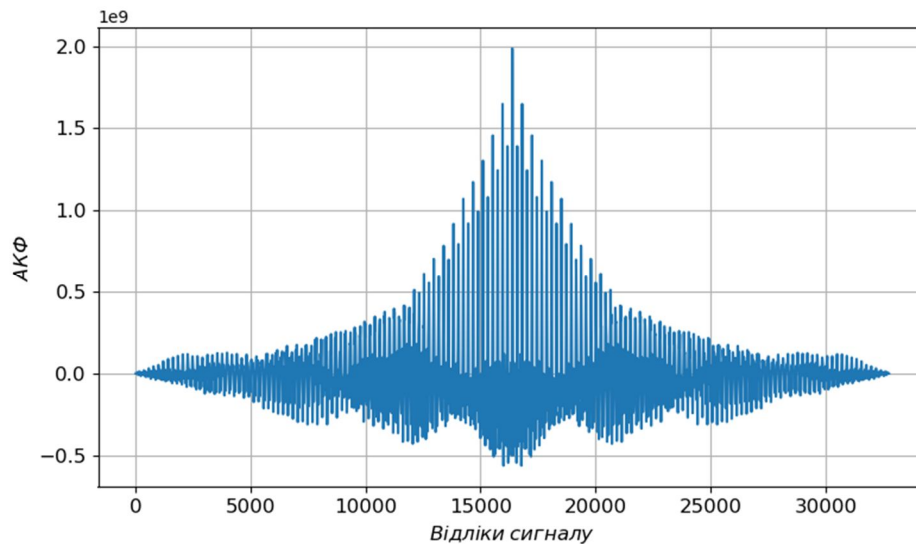


Рис. 5. АКФ акустичного сигналу БпЛА Shahed-136

Аналіз записів акустичних сигналів БпЛА Shahed-136, записаних у різних умовах навколишнього середовища, на різній відстані та ділянках траєкторії польоту відносно точки спостереження, дозволяє зробити висновок, що їх характерними ознаками є:

- чітка гармонічна структура сигналу з піками на кратних частотах;
- потужність і насиченість сигналу гармонічними складовими збільшується в разі зближення БпЛА з точкою спостереження;
- ширина спектра сигналу залежить від відстані між БпЛА та точкою спостереження;
- спостерігається зсув частоти, зумовлений ефектом Доплера;
- амплітуда прийнятого сигналу залежить від напрямку та сили вітру.

Частотно-часовий аналіз акустичних сигналів КР

Аналіз застосування противником КР показує, що найчастіше використовуються такі типи ракет: ЗМ-14 “Калібр”, Х-101, Х-555, Х-55, Х-59, П-800 “Онікс”, Х-22. Серед них є як сучасні, так і радянські розробки. На більшості сучасних КР російського виробництва встановлюють маршові турбореактивні двигуни ТРДД-50Б та Р95-300.

Маршовий двигун ТРДД-50Б – малогабаритний турбореактивний двоконтурний двигун одноразового застосування, призначений для встановлення на дозвукові літальні апарати, уніфікований для усіх ракет комплексів “Калібр”.

Маршовий двигун Р95-300 – короткоресурсний двоконтурний одновальний турбореактивний двигун із кільцевою камерою згорання, призначений для встановлення на дозвукові літальні апарати, ракетні комплекси Х-101 та Х-555.

Більшість шумів двигуна КР зумовлена реактивним струменем. Високошвидкісний потік газів із сопла двигуна нестійкий, він створює турбулентність, що є потужним джерелом ширококутового звукового випромінювання. Вентилятор, компресор та турбіна мають велику кількість лопаток і створюють як ширококутові, так і гармонічні складові акустичного сигналу. Також під час польоту КР виникає ширококутовий аеродинамічний шум, зумовлений швидким обтіканням повітря її корпусу, крил та оперення.

На рис. 6 показано часову реалізацію акустичного сигналу КР, що відображає залежність його рівня від часу. Із цього рисунку видно, що амплітуда акустичного сигналу ракети в разі наближення до точки спостереження наростає швидше, ніж спадає під час

віддалення. Вузькосмугові складові найбільше проявляються в середній частині сигналу, що відповідає максимальному зближенню КР. У кінцевій частині сигналу спостерігається зменшення амплітуд як низькочастотних широкосмугових складових, так і вузькосмугових. Обвідна сигналу порізана, має короткочасні сплески та провали, час його реєстрації зазвичай не перевищує 10 с, що зумовлено високою швидкістю прольоту КР.

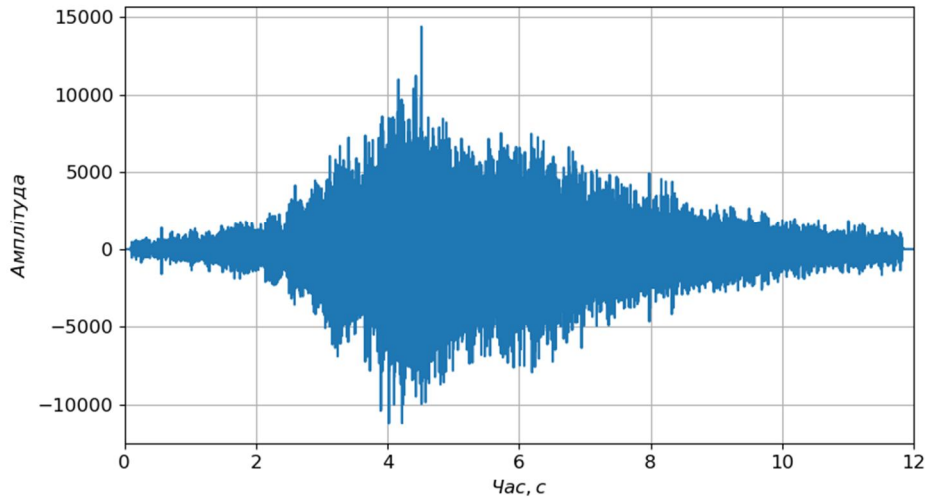


Рис. 6. Залежність рівня акустичного сигналу КР від часу

Розподіл СЦП акустичного сигналу КР зображено на рис. 7, з нього випливає, що потужність широкосмугових складових сигналу знижується зі зростанням частоти. Гармонічні складові, пов'язані з обертанням лопаток вентилятора, компресора та турбіни, мають декілька піків на частоті близько 6,3 кГц, їх можна почути як характерний свист, яким супроводжується політ КР. Потужність широкосмугових високочастотних складових на 20–35 дБ менша, ніж потужність низькочастотних. Смуга акустичного сигналу становить 90–3200 Гц. Аналіз записів акустичних сигналів КР показав, що верхня частота дуже залежить від потужності прийнятого сигналу, тобто від дальності до ЗПН. Вона може приймати значення в діапазоні 3–8 кГц у момент максимальної потужності зафіксованого сигналу.

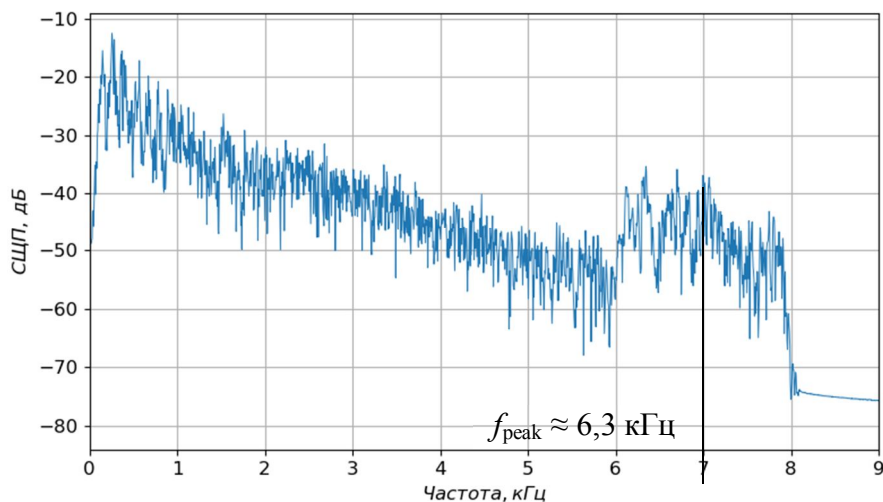


Рис. 7. СЦП акустичного сигналу КР

На рис. 8 наведено спектрограму акустичного сигналу КР, записаного під час прольоту поблизу спостерігача. У разі наближення КР до точки спостереження ширина та насиченість спектра сигналу збільшуються та є максимальними за їх максимального зближення. Під час віддалення спостерігається зворотний ефект, причому звуження спектра відбувається за рахунок зниження максимальної частоти, що пояснюється більшим затуханням високочастотних складових в атмосфері.

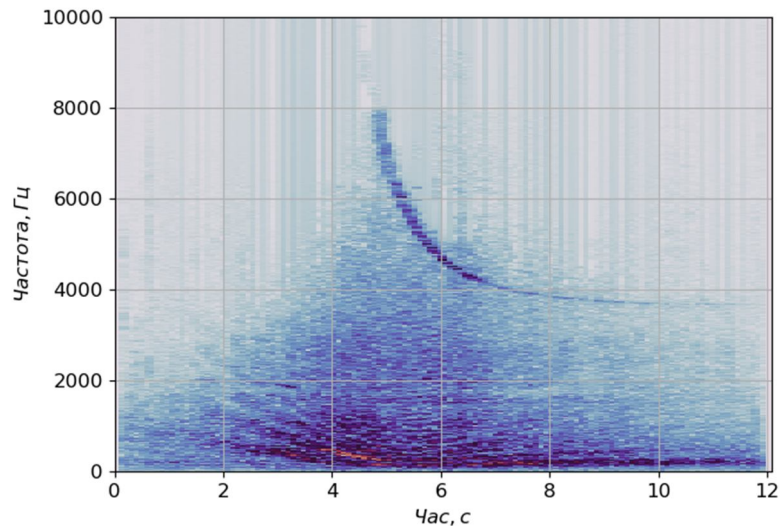


Рис. 8. Спектрограма акустичного сигналу КР із двигуном типу ТРДД-50

Також можемо спостерігати зміну частоти акустичного сигналу під час прольоту КР за рахунок ефекту Доплера. Аналізуючи розмах частоти Доплера, можна оцінити радіальну швидкість КР відносно точки спостереження.

З графіка АКФ акустичного сигналу КР (рис. 9) випливає, що він має шумоподібну структуру з кількома гармонічними складовими.

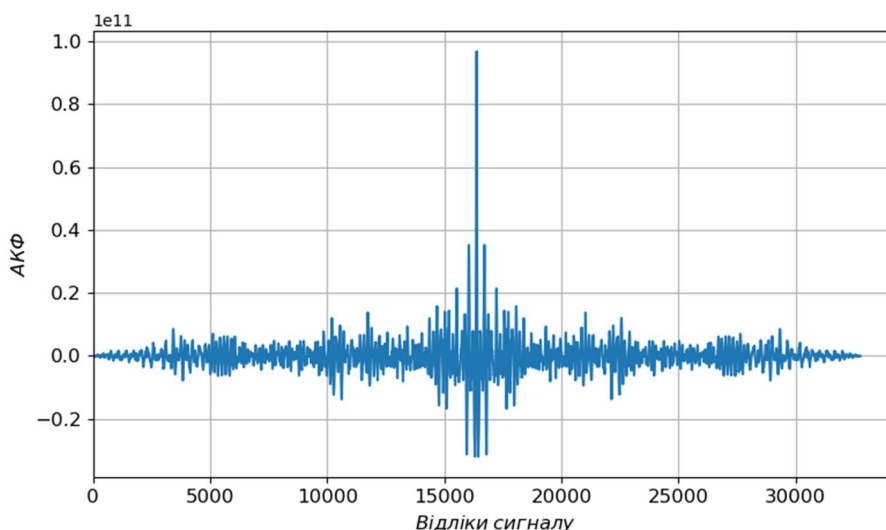


Рис. 9. АКФ акустичного сигналу КР

На рис. 10 зображено спектрограми акустичних сигналів інших КР. На всіх графіках простежуються аналогічні особливості: час реєстрації сигналу до 10 с, насичений зашумлений спектр сигналу та наявність декількох вузькосмугових складових.

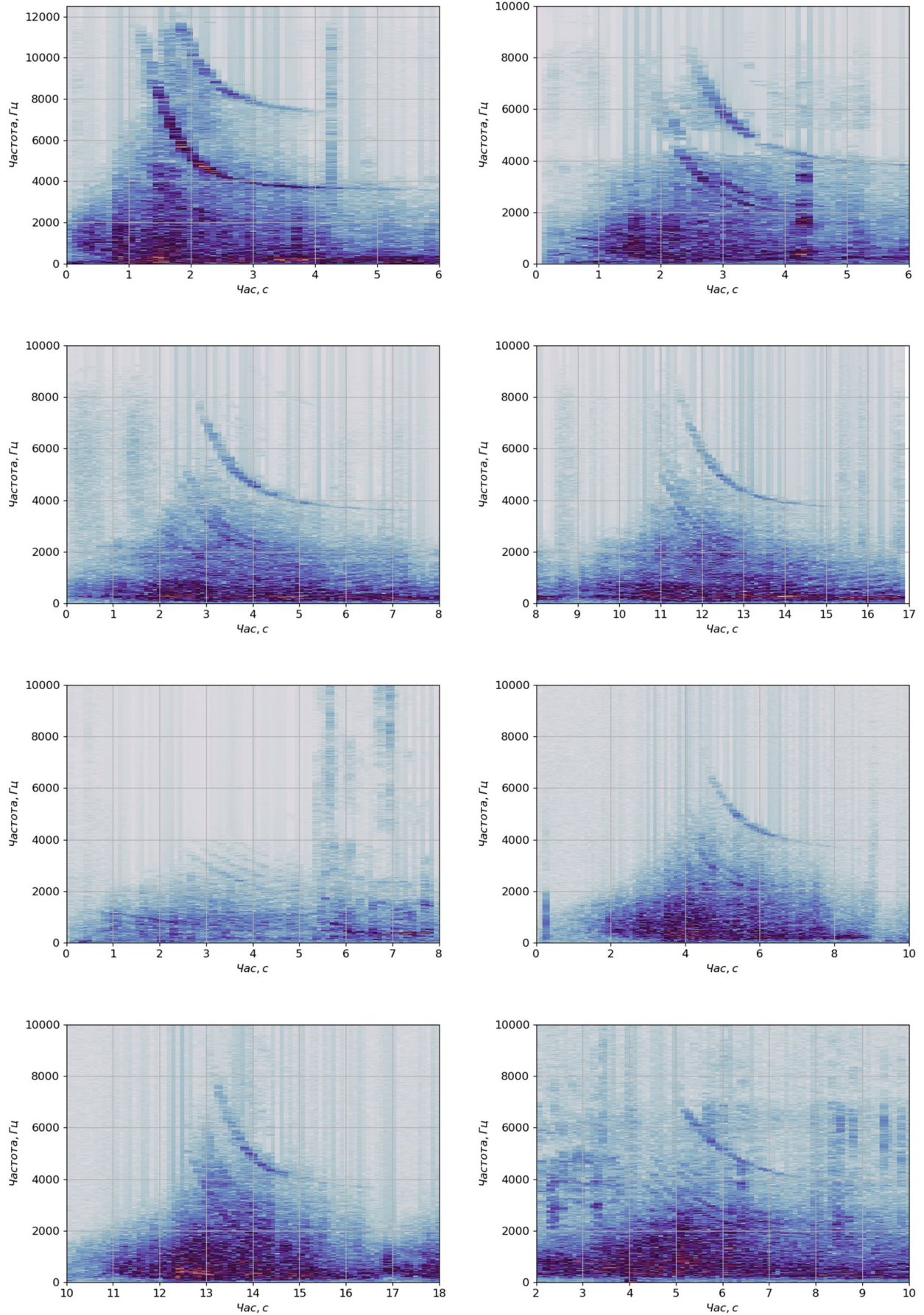


Рис. 10. Спектрограми акустичних сигналів КР

Характерне розміщення вузькосмугових складових на частотно-часовій площині може бути відмінною ознакою для виявлення та розпізнавання такого типу ЗПН. Виходячи з проведеного аналізу, до характерних ознак акустичних сигналів КР можна віднести такі:

- невелику тривалість зареєстрованого сигналу;
- шумоподібну структуру сигналу з кількома частотно-модульованими складовими;
- імпульсну форму обвідної сигналу зі згладженими краями;
- розмах і швидкість зміни частоти Доплера;
- швидкість зміни ширини спектра сигналу;
- швидкість зміни потужності сигналу.

Через високу швидкість руху КР швидкість зміни наведених параметрів також буде високою. Використовуючи дану ознаку, можна забезпечити надійне розпізнавання акустичних сигналів КР.

Частотно-часовий аналіз акустичних сигналів реактивного, турбогвинтового літаків та гелікоптера

Основним джерелом шуму реактивного надзвукового літака є двигун. Проте з огляду на площу поверхні елементів корпусу літака, які забезпечують підйомну силу, низькочастотна широкосмугова складова має значно більшу потужність. Такі літаки оснащені двоконтурними турбореактивними двигунами, які мають низький ступінь двоконтурності, тому тональний шум вентилятора, який ми можемо почути як характерний свист, проявляється значно менше, ніж у КР та пасажирських літаків з дозвуковими швидкостями польоту. Крім того, відмінності акустичного сигналу реактивного літака від сигналу КР спричинені ще декількома факторами. Реактивний літак у польоті може динамічно маневрувати, змінюючи висоту, напрям та швидкість, що не притаманно для польоту КР. Ці фактори впливають на час реєстрації та потужність зафіксованого акустичного сигналу.

На рис. 11 показані залежності, які характеризують параметри акустичного сигналу пролітаючого реактивного літака. Час реєстрації сигналу становить близько 6 с. У цьому разі потужність сигналу за наближення та віддалення літака змінюється майже симетрично. Проте аналіз набору записів показав, що в більшості випадків сигнали мають таку ж характеристику, як і в КР, швидший приріст і плавний спад амплітуди. Вузькосмугові складові проявляються більше в момент піка потужності сигналу. Сигнал має шумоподібну структуру з декількома вузькосмуговими піками. Його смуга становить 30–6900 Гц. Залежно від потужності записаних сигналів значення верхньої частоти змінюється в діапазоні 6–14 кГц.

На спектрограмі акустичного сигналу реактивного літака чітко простежується вузькосмугова складова, яка має характерний вигляд, спричинений ефектом Доплера. Графік АКФ вказує на шумоподібну структуру сигналу з кількома гармонічними складовими.

Спектрограми інших записів акустичних сигналів реактивних літаків, зображені на рис. 12, показують, що в деяких випадках час реєстрації сигналу становить одиниці секунд і в таких сигналах вузькосмугова складова виражена слабо або зовсім не проявляється.

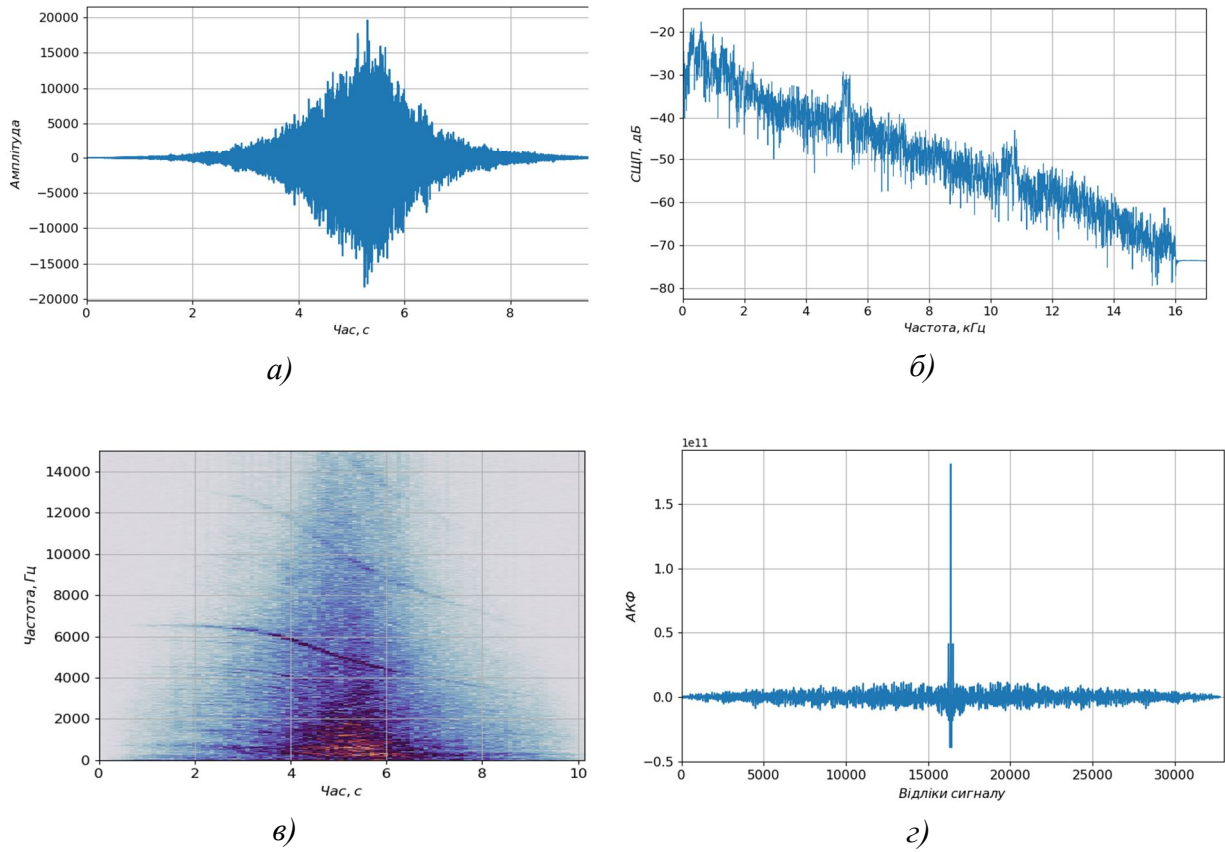


Рис. 11. Графіки залежностей параметрів акустичного сигналу реактивного літака:
 а) амплітуда; б) СЦП; в) спектрограма; г) АКФ

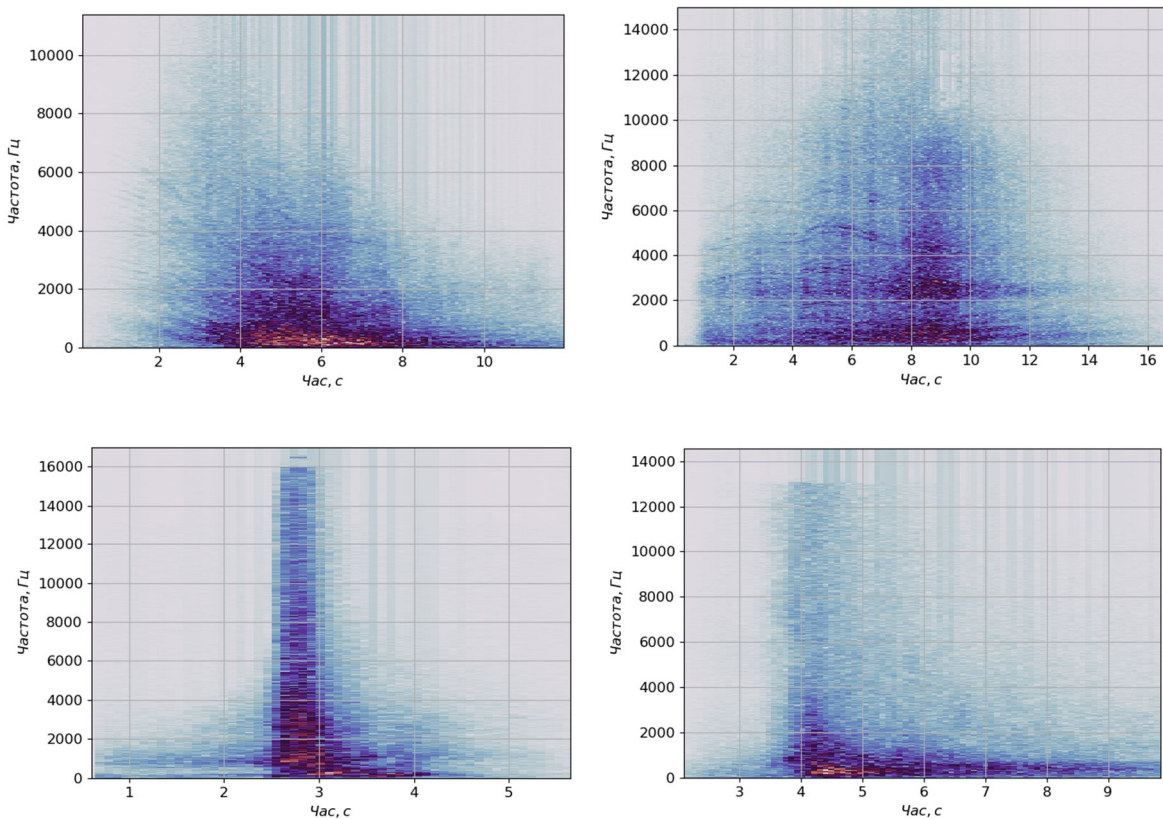


Рис. 12. Спектрограми акустичних сигналів реактивних літаків

Акустичний сигнал літака, оснащеного турбогвинтовими силовими установками, має характеристики, притаманні ЗПН як з турбореактивним рушієм, так і з повітряним гвинтом. На рис. 13 показані залежності, які описують акустичний сигнал стратегічного бомбардувальника-ракетоносця ТУ-95, що пролітає. Цей літак приводиться в рух чотирма турбореактивними двигунами, на кожному з яких встановлено по два гвинти, які мають по чотири лопаті та обертаються в протилежних напрямках.

Час реєстрації сигналу становить десятки секунд, що вказує на його високу потужність та відносно невелику швидкість такого типу ЗПН. Характер зміни амплітуди аналогічний попереднім, спад відбувається плавніше. Обвідна сигналу має імпульсний характер. У діапазоні частот до 750 Гц спостерігаються потужні гармонічні піки, потужність яких на 5–10 дБ вища за рівень широкопasmової складової. Смуга сигналу становить 95–950 Гц. На спектрограмі чітко видно його гармонічну структуру та зсув частоти внаслідок ефекту Доплера. Форма АКФ вказує на насиченість сигналу гармонічними складовими.

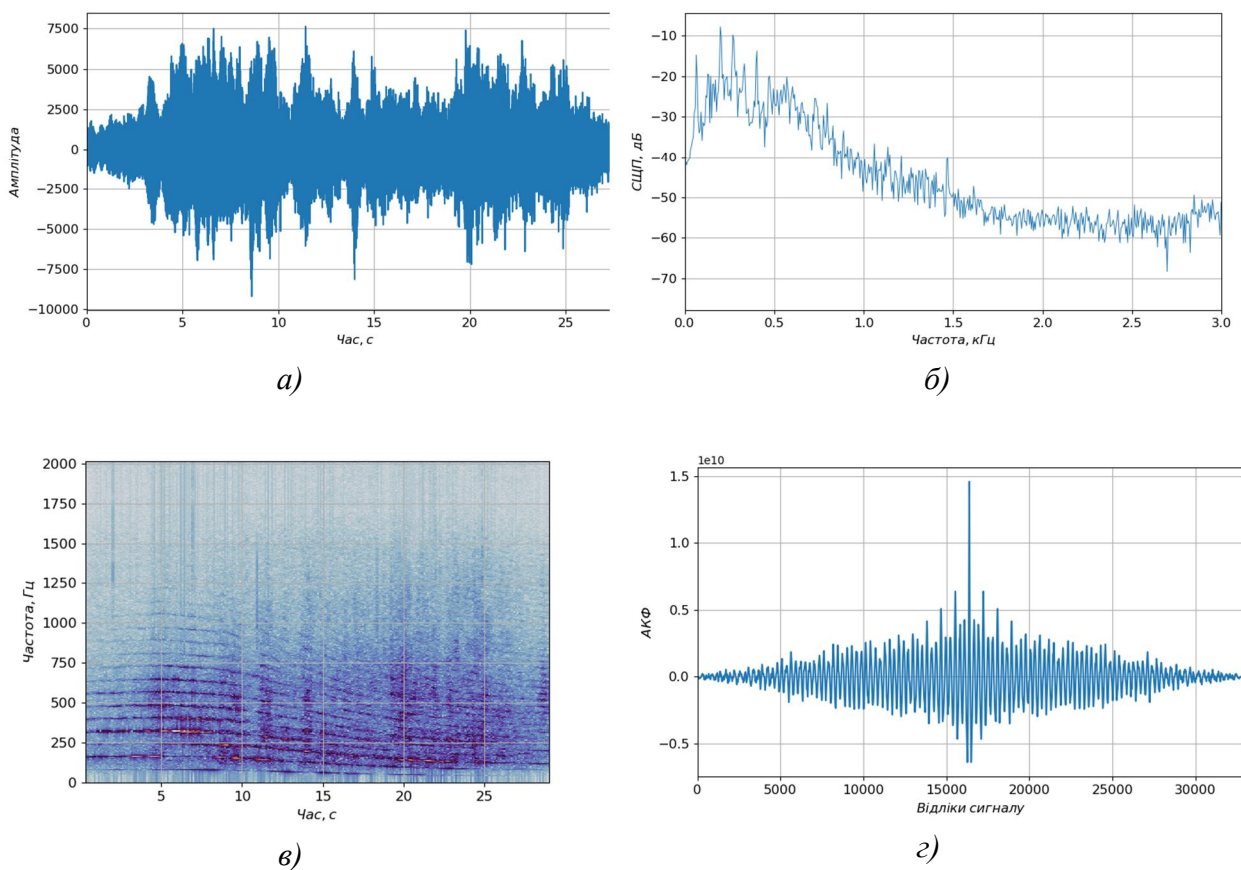


Рис. 13. Графіки залежностей параметрів акустичного сигналу турбогвинтового літака: а) амплітуда; б) СЩП; в) спектрограма; г) АКФ

Акустичний сигнал гелікоптера включає три складові: шум несучого гвинта, найбільш потужний, з частотою від 10 до 30 Гц; шум хвостового гвинта з частотою близько 100 Гц; шум турбіни двигуна та трансмісії (зосереджений на частотах кілька кілогерц) [4].

На рис. 14 показано графіки параметрів акустичного сигналу гелікоптера МІ-24, що пролітає. Протягом всього часу реєстрації сигналу проявляються піки гармонічних складових. Смуга сигналу становить 30–3050 Гц. Спектр сигналу насичений гармоніками.

Потужність знижується зі зростанням частоти, на верхніх частотах смуги сигналу вона на 30 дБ нижча. На спектрограмі добре проявляється вузькосмугова складова, спричинена високочастотним шумом турбіни двигуна.

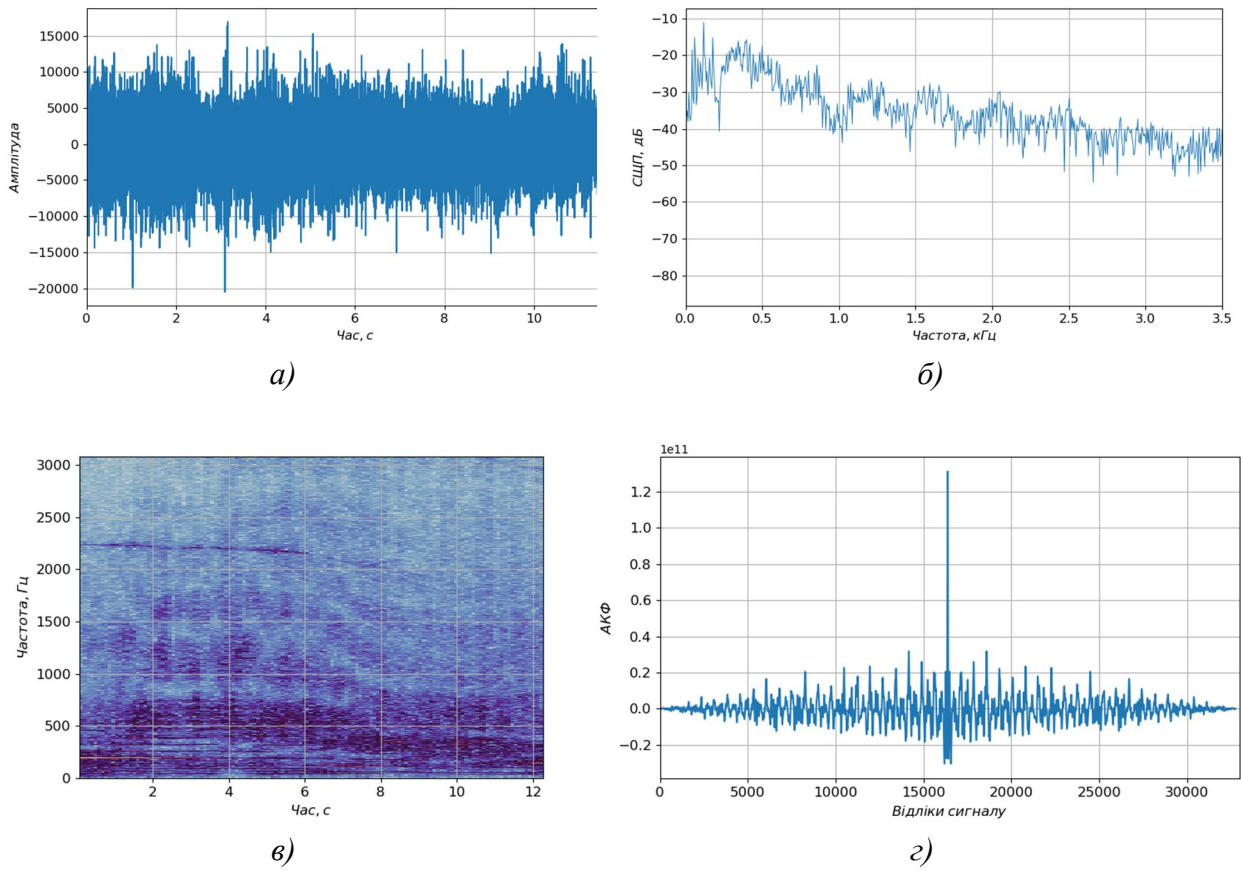


Рис. 14. Графіки залежностей параметрів акустичного сигналу гелікоптера:
а) амплітуда; б) СЦП; в) спектрограма; г) АКФ

Додавши сигнали двох різних записів, було змодельовано акустичні сигнали одночасного прольоту двох ЗПН поблизу точки спостереження. Розглянемо наведені на рис. 15–18 спектрограми змодельованих сигналів. У разі двох БПЛА Shahed-136 чітко спостерігається подвоєння гармонічних складових на характерних частотах. Виділяючи в спектрі такого сигналу ряди гармонік з кратними частотами, можна зробити висновок про наявність одного чи більше джерел акустичного сигналу. Той же результат спостерігається в разі додавання гармонічних сигналів БПЛА та турбогвинтового літака чи гелікоптера. На частотно-часовій площині можна виділити кратні гармоніки як одного, так й іншого ЗПН.

У разі одночасного прольоту БПЛА Shahed-136 та ЗПН, оснащеного турбореактивним двигуном (КР, реактивний літак), більш потужний широкосмуговий сигнал реактивного засобу є домінуючим і затіняє собою менш потужний гармонічний сигнал БПЛА. Проте, оскільки швидкості цих ЗПН значно відрізняються, то і час реєстрації сигналу відповідно різняться. У паузах між прольотами реактивних зразків спостерігається збережена чітка полігармонічна структура акустичного сигналу БПЛА.

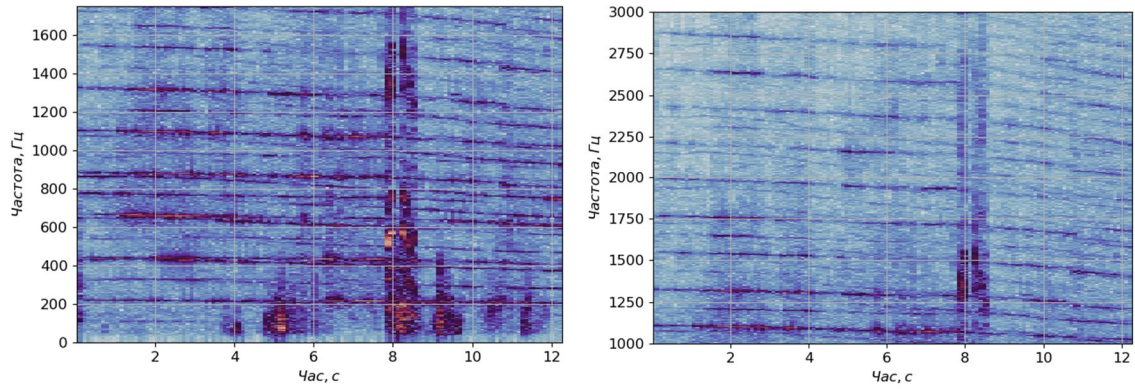


Рис. 15. Спектрограма суми сигналів двох БпЛА Shahed-136

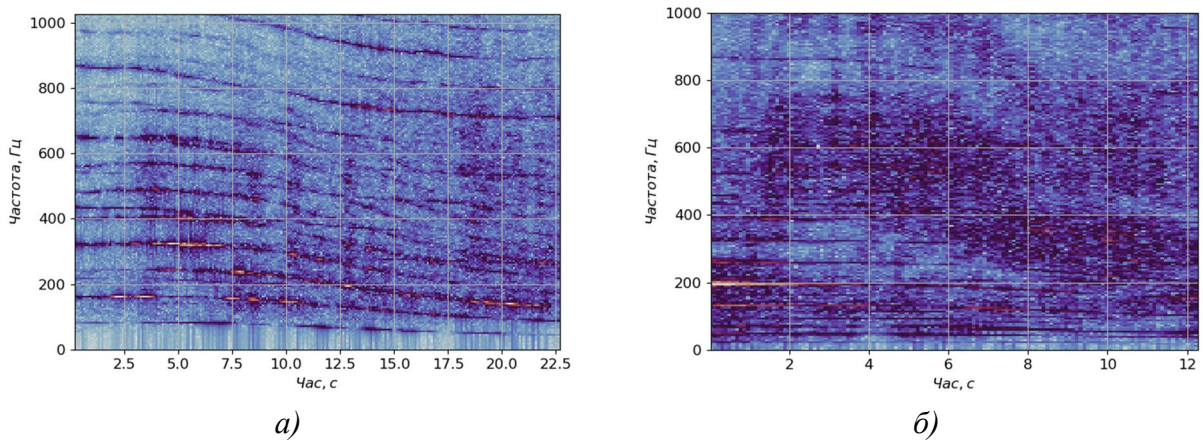


Рис. 16. Спектрограма суми сигналів: а) БпЛА Shahed-136 та турбогвинтового літака; б) БпЛА Shahed-136 та гелікоптра

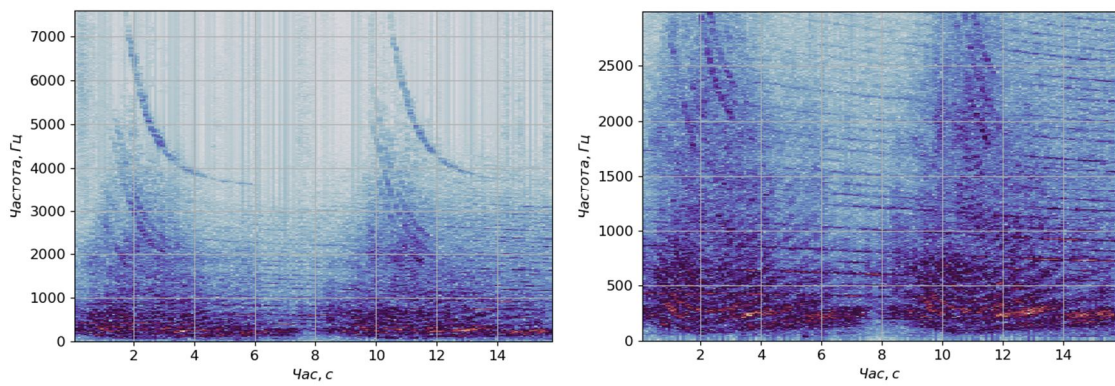


Рис. 17. Спектрограма суми сигналів БпЛА Shahed-136 та двох КР (пролітають одна за одною)

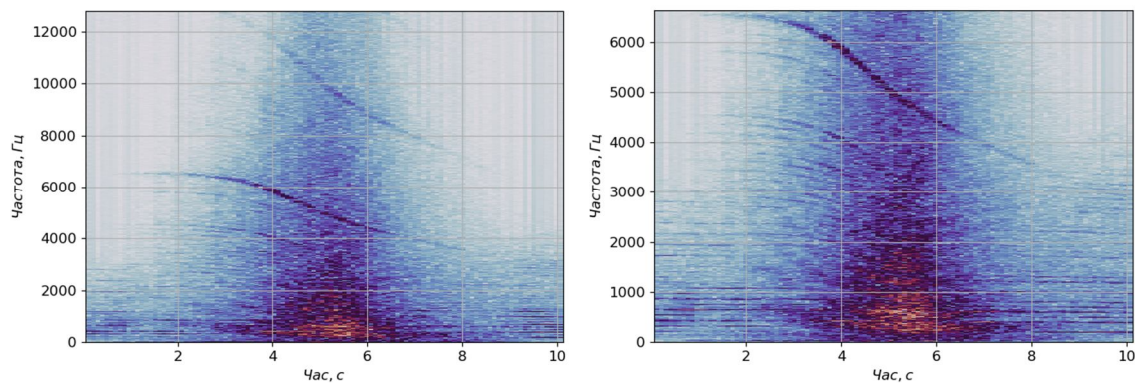


Рис. 18. Спектрограма суми сигналів БпЛА Shahed-136 та реактивного літака

Висновки. Наукова новизна отриманих результатів полягає в тому, що вперше було проаналізовано акустичні сигнали ЗПН, включаючи БПЛА Shahed-136. Встановлено, що акустичні сигнали ЗПН, оснащених повітряним гвинтом або поршневим двигуном, мають гармонічну структуру, а з турбореактивним двигуном – шумоподібну, з декількома слабко вираженими вузькосмуговими складовими. У разі одночасної реєстрації сигналів різнотипних ЗПН зберігається можливість їх ідентифікації. Достовірність отриманих результатів забезпечується використанням реальних записів акустичних сигналів, а також апробованого математичного апарату для їх аналізу.

Перспективи подальших досліджень у цьому напрямку полягають у розробленні математичних моделей акустичних сигналів ЗПН, методів виявлення та розділення їх акустичних сигналів, а також визначення параметрів руху.

СПИСОК БІБЛІОГРАФІЧНИХ ПОСИЛАНЬ

1. Визначення місця положення малорозмірних безпілотних літальних апаратів за акустичним випромінюванням / В. М. Олейніков, В. М. Карташов, С. О. Шейко та ін. // Радіотехніка. 2022. № 210. С. 113–127. <http://dx.doi.org/10.30837/rt.2022.3.210.09>
2. Бугайов М. Алгоритм виявлення акустичних сигналів безпілотних літальних апаратів // Вісник ЖДТУ. 2015. № 3 (74). С. 46–53.
3. Даник Ю. Г., Пулеко І. В., Бугайов М. В. Виявлення безпілотних літальних апаратів на основі аналізу акустичних та радіолокаційних сигналів // Вісник ЖДТУ. 2014. № 4 (71). С. 71–80.
4. Outdoor field trials for the measurement of the acoustic signals of mini UAVs / Naz Pierre, Hengy Sebastien, Ramamonjy Aro et al. // e-Forum Acusticum. December 7–11, 2020. 8 p. <http://dx.doi.org/10.48465/fa.2020.0224>
5. Minas B., Goldman G. H. Acoustic detection and tracking of a class I UAS with a small tetrahedral microphone array // Adelphi. MD 20783-1138. ARL-TR-7086. Report. 2014. 34 p.
6. Pham T., Srour N. TTCP AG-6: Acousting detection and tracking of UAVs // U.S. Army Research Laboratory. Proc. of SPIE. 2004. Vol. 54. P. 24–29. <http://dx.doi.org/10.1117/12.548194>
7. Marino L. Experimental analysis of UAV-propellers noise // 16th AIAA 2010-3911. CEAS Aeroacoustics Conference. 2010. P. 1–14. <http://dx.doi.org/10.2514/6.2010-3854>
8. Aircraft Flight Parameter Estimation Using Acoustical Lloyd's Mirror Effect / K. W. Lo, S. W. Perry, B. G. Ferguson // IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems. Vol. 38, № 1. January 2002. P. 137–151. <http://dx.doi.org/10.1109/7.993235>
9. Aircraft Noise (Excerpt from the Oakland International Airport Master Plan Update – 2006). URL: https://flyquiotoak.com/wp-content/uploads/2022/04/aircraft_noise_fundamentals.pdf (last accessed: 18.12.2023)
10. Усенко В. Шум повітряних гвинтів // Наукова думка сучасності і майбутнього. 2019. 36. 26. Ч. 1. С. 3–5.
11. L550-E-datasheet-en. URL: <https://limflug.de/downloads/datasheets/L550-E-datasheet-en.pdf> (last accessed: 25.11.2023).
12. Sound Propagation Modelling for Manned and Unmanned Aircraft Noise Assessment and Mitigation / Kapoor R., Kloet N., Gardi A. et al. // Atmosphere. 2021. Vol. 12. P. 1424. 22 p. <http://dx.doi.org/10.3390/atmos12111424>

13. Acoustic Source Localization in a Network of Doppler Shift Sensors / Lindgren D., Mehmet B. Guldogan, Gustafsson F. et al // Proceedings of the 16th International Conference on Information Fusion. 09–12 July 2013. URL: <http://www.diva-portal.org/smash/get/diva2:646335/FULLTEXT01.pdf>

Стаття надійшла до редакції 20.12.2023.

REFERENCES

1. Oleinikov, V. M., Kartashov, V. M., & Sheiko, S. O. et al. (2022). Vyznachennia mistsia polozhennia malorozmirnykh bezpilotnykh litalnykh aparativ za akustychnym vyprominiuvanniam [Determining the position of small unmanned aerial vehicles by acoustic radiation]. *Radiotekhnika [Radio engineering]*, № 210, 113–127 [in Ukrainian]. <http://dx.doi.org/10.30837/rt.2022.3.210.09>
2. Buhaiov, M. (2015). Alhorytm vyivlennia akustychnykh syhnaliv bezpilotnykh litalnykh aparativ [Algorithm for detection of acoustic signals of unmanned aerial vehicles]. *Visnyk ZhDTU [The Journal of Zhytomyr State Technological University]*, № 3 (74), 46–53 [in Ukrainian].
3. Danyk, Yu. H., Puleko, I. V., & Buhaiov, M. V. (2014). Vyivlennia bezpilotnykh litalnykh aparativ na osnovi analizu akustychnykh ta radiolokatsiinykh syhnaliv [Detection of unmanned aerial vehicles based on the analysis of acoustic and radar signals]. *Visnyk ZhDTU [The Journal of Zhytomyr State Technological University]*, № 4 (71), 71–80 [in Ukrainian].
4. Naz Pierre, Hengy Sebastien, & Ramamonjy Aro et al. (December 7–11, 2020). Outdoor field trials for the measurement of the acoustic signals of mini UAVs. *e-Forum Acusticum*. <http://dx.doi.org/10.48465/fa.2020.0224>
5. Minas, B., & Goldman, G. H. (2014). Acoustic detection and tracking of a class I UAS with a small tetrahedral microphone array. *Army Research Laboratory*, MD 20783-1138. ARL-TR-7086.
6. Pham, T., & Srour, N. (2004). TTCP AG-6: Acousting detection and tracking of UAVs. *U.S. Army Research Laboratory. Proc. of SPIE*, Vol. 54, 24–29. <http://dx.doi.org/10.1117/12.548194>
7. Marino, L. (2010). Experimental analysis of UAV-propellers noise. In *16th AIAA 2010-3911. CEAS Aeroacoustics Conference*. (pp. 1–14). <http://dx.doi.org/10.2514/6.2010-3854>
8. Lo, K. W., Perry, S. W., & Ferguson, B. G. (January 2002). Aircraft Flight Parameter Estimation Using Acoustical Lloyd's Mirror Effect. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, Vol. 38, № 1, 137–151. <http://dx.doi.org/10.1109/7.993235>
9. Aircraft Noise (Excerpt from the Oakland International Airport Master Plan Update – 2006). Retrived from https://flyquiotoak.com/wp-content/uploads/2022/04/aircraft_noise_fundamentals.pdf
10. Usenko, V. (2019). Shum povitrianykh hvyntiv [The noise of propellers]. *Naukova dumka suchasnosti i maibutnoho [Scientific opinion of the present and the future]*, Iss. 26, Part 1, 3–5 [in Ukrainian].
11. L550-E-datasheet-en. Retrived from <https://limflug.de/downloads/datasheets/L550-E-datasheet-en.pdf>

12. Kapoor, R., Kloet, N., & Gardi, A. et al. (2021). Sound Propagation Modelling for Manned and Unmanned Aircraft Noise Assessment and Mitigation. *Atmosphere*, Vol. 12, 1424. <http://dx.doi.org/10.3390/atmos12111424>
13. Lindgren, D., Guldogan, M. B., & Gustafsson, F. et al. (July 09–12, 2013). Acoustic Source Localization in a Network of Doppler Shift Sensors. In *Proceedings of the 16th International Conference on Information Fusion*. Retrived from <http://www.diva-portal.org/smash/get/diva2:646335/FULLTEXT01.pdf>

V. V. Pozdniakov, M. V. Buhaiov

ACOUSTIC SIGNALS ANALYSIS OF AERIAL ATTACK WEAPON

This paper analyzes the acoustic signals of aerodynamic aerial attack weapons used by the Russian Federation during a full-scale invasion. These include strike unmanned aerial vehicles, cruise missiles, jet and turboprop aircraft, and helicopters. It has been established that the time for observing an acoustic signal is limited by the speed of the vehicle. For high-speed targets (cruise missiles, airplanes), it averages 10 s, and for slower targets, 40-50 s. The Welch periodogram method was used to extract the spectral characteristics of acoustic signals. It is shown that the acoustic signal of propeller-driven vehicles is the sum of harmonic and noise-like broadband components, and that of turbojet-powered vehicles has a predominantly noise-like structure with several narrowband components. It was found that at the moment of maximum convergence, the signal spectrum has the greatest width. The characteristic change in the frequency of harmonic components associated with the Doppler effect is investigated. It can be used to estimate the parameters of motion and identify the vehicle. By correlation analysis of acoustic signals, it was found that broadband components have a noise-like structure. An acoustic signal for the case of simultaneous over flight of different types of vehicles was formed by adding records of different acoustic signals. It is shown that the characteristic spectral characteristics of all objects are preserved on the frequency-time plane. The results of the analysis can be used to build mathematical models of acoustic signals and to develop methods for processing signals of aerial attack weapons in an acoustic airspace monitoring system.

Keywords: *aerial attack weapons; acoustic signal; spectrogram; acoustic monitoring system; harmonic component.*