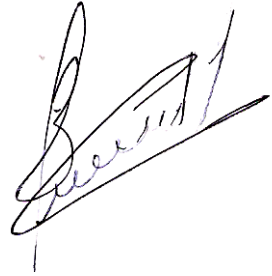


МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

ЗАДОРЖНИЙ ОЛЕКСАНДР СЕРГІЙОВИЧ



УДК 621.396.67: 629.735.45(043.3)

**ПАРАМЕТРИЧНІ ПЕРЕТВОРЕННЯ У СЛАБОСПРЯМОВАНИХ
АНТЕНАХ ГЕЛІКОПТЕРА**

05.12.17 – радіотехнічні та телевізійні системи

Автореферат
дисертації на здобуття наукового ступеня
кандидата технічних наук

Київ 2018

Дисертацією є рукопис.

Робота виконана в Національному авіаційному університеті Міністерства освіти і науки України.

Науковий керівник: доктор технічних наук, професор
Іванов Володимир Олександрович,
Національний авіаційний університет,
професор кафедри радіоелектронних пристроїв
та систем м. Київ.

Офіційні опоненти: доктор технічних наук, професор
Уваров Борис Михайлович,
Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря
Сікорського» м. Київ;

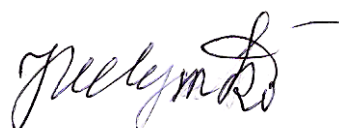
кандидат технічних наук
Клименко Володимир Олександрович,
ДП «Украерорух» м. Київ.

Захист відбудеться «___» _____ 2018 р. о ___ годині на засіданні спеціалізованої вченої ради Д 26.062.08 при Національному авіаційному університеті за адресою: 03058 м. Київ, пр. Космонавта Комарова, 1.

З дисертацією можна ознайомитися в науково-технічній бібліотеці Національного авіаційного університету за адресою: 03058 м. Київ, пр. Космонавта Комарова, 1.

Автореферат розісланий “___” грудня 2018 р.

Вчений секретар спеціалізованої
вченої ради Д 26.062.08
д.т.н., проф.



Шутко В. М.

ЗАГАЛЬНА ХАРАКТЕРИСТИКА РОБОТИ

Актуальність теми. Насиченість повітряного простору літальними апаратами різних типів призвела до виникнення принципових труднощів при глобальній організації повітряного руху за традиційними протоколами авіаційних радіотехнологій. Тому Міжнародна Організація Цивільної Авіації (*International Civil Aviation Organization* (ICAO)) запропонувала і впроваджує сучасну концепцію організації повітряного руху (Air Traffic Management (ATM)), засновану на супутникових технологіях визначення місцезнаходження рухомих об'єктів і цифрових каналів передавання даних у підсистемах зв'язку (Communication (C)), навігації (Navigation (N)) та спостереження (Surveillance (S)). До нових технологій, на основі яких реалізуються структурні елементи системи CNS/ATM, віднесені такі:

- **зв'язок:** застосування високошвидкісних цифрових ліній передавання даних (VHF Digital Link Mode 4 (VDL – 4); 1090 – ES);
- **навігація:** застосування глобальної системи супутникової навігації (Global Navigation Satellite Systems (GNSS));
- **спостереження:** встановлення транспондерів автоматичного залежного спостереження (Automatic Dependent Surveillance (ADS)) на всіх літальних апаратах.

Входження аеронавігаційної системи України до загальної аеронавігаційної системи Європи та світу можливе лише при прийнятті та впровадженні на її території системи CNS/ATM за встановленими ICAO поетапними строками.

Окремі літаки і гелікоптери можуть мати однакові склади авіоніки і типи відповідних антенних пристроїв. Але гелікоптер – не літак. Ці літальні апарати можна сподобити лише на стоянці, якщо несучий гвинт гелікоптера не обертається, але радіоелектронні системи увімкнуті. Якщо несучий гвинт обертається, то конфігурація корпусу гелікоптера в будь-якому напрямку періодично змінюється, що відповідно змінює електричні параметри антен, в тому числі і форму діаграми спрямованості (ДС). Система в складі антени та корпусу гелікоптера набуває параметричних властивостей. При цьому у системі «слабоспрямована антена – провідний корпус гелікоптера» корисний сигнал будь-якого формату зазнає параметричних спотворень, іноді неприпустимих. Згаданий ефект призводить до зменшення рівня сигналу до 12 дБ на виході радіоприймача, що відмічали в своїх роботах Пригода Б. А., Кокунько Б. С. Погіршення якості цифрового каналу передачі даних може супроводжуватися зникненням у ньому групи знаків та навіть окремих слів.

Вагомий внесок у дослідження проблем впливу корпусу літального апарату (ЛА) на параметри, встановлених на ньому антен, внесли Банков С. Е., Лавров А. С., Шатраков Ю. Г., Резников Г. Б., Іванов В. О. та ін.

Більш детальний аналіз літератури показав, що даний ефект досі не має теоретичного обґрунтування, а його вплив на аналогові та цифрові сигнали практично нерозглянутий. Це обумовлює необхідність детального дослідження згаданого ефекту.

Беручи до уваги постанову ІКАО про обов'язкове обладнання всіх ЛА системою ADS-B до 2020 року, дослідження впливу описаного ефекту на якість цифрового каналу передачі даних (Bit Error Ratio (BER)) є актуальною науковою задачею, розв'язання якої дозволить усунути можливі проблеми ще на етапі оснащення гелікоптера системою Automatic Dependent Surveillance-Broadcast (ADS-B).

Зв'язок роботи з науковими програмами, планами, темами.

Дисертаційна робота виконана на кафедрі радіоелектронних пристроїв та систем Національного авіаційного університету в рамках держбюджетних науково-дослідних робіт: № 9/22.01.02 «Комплекс апаратури передачі даних безпілотної авіаційної системи», від 1 вересня 2013р.; № 102/22.01.07 «Система зв'язку безпілотної літального апарата», від 1 вересня 2016р.

Дисертаційна робота відповідає пункту WP9 (Дослідження, що стосуються повітряних суден), переліку комплексів робіт (WP) та їх складових (SWP) за дослідницькою програмою ОрПП в єдиному європейському просторі (SESAR), оприлюдненої НДЦ НСЦ Украероруху у 2010 році, яка повинна бути впроваджена до 2030 року.

Мета і завдання дослідження. Метою дисертаційної роботи є розроблення теоретико-методологічних засад оцінювання впливу обертань несучого гвинта гелікоптера на якість цифрового каналу передачі даних.

Завдання, які необхідно вирішити для досягнення поставленої мети:

1. Дослідити вплив несучого гвинта (НГ) на форму діаграми спрямованості (ДС) слабоспрямованої антени гелікоптера, виявити особливості зміни форми ДС в залежності від конструкції, матеріалу виготовлення і кількості лопатей НГ та місця розташування антени на корпусі гелікоптера; обґрунтувати та оцінити наслідки згаданого впливу, використовуючи методи математичного моделювання.

2. Розробити математичну модель ефективної висоти слабоспрямованої антени з параметричними властивостями і на її основі дослідити спотворення структури корисного сигналу будь-якого класу на виході штатної антени.

3. Проаналізувати залежність втрат середньої потужності корисного сигналу від відносної амплітуди пульсацій ефективної висоти антени гелікоптера та обґрунтувати рівень допустимого послаблення середньої потужності сигналу в радіоканалі.

4. Розробити метод оцінки імовірності виникнення бітової помилки в цифровому каналі передачі даних з борту та на борт гелікоптера на прикладі системи ADS-B з застосуванням лінії передачі даних VDL-4.

Об'єктом досліджень є явище параметричного спотворення радіосигналу в радіоканалах гелікоптера.

Предметом досліджень є спектральні та енергетичні характеристики сигналу в цифровому каналі передачі даних з борту та на борт гелікоптера.

Методи досліджень. Методи теорії функцій, метод комп'ютерного моделювання, метод моментів, методи сіткового моделювання, методи теорії імовірності.

Наукова новизна отриманих результатів. В процесі проведених досліджень отримано такі нові результати:

– виявлена залежність нерівномірності діаграми спрямованості антени від кількості лопотів несучого гвинта, його кінематичної схеми, місця розміщення на корпусі, матеріалу виготовлення лопотів та запропоновано метод оцінки нерівномірності ДС з урахуванням пульсацій, який, на відміну від існуючих, враховує зміну форми ДС в часі, що забезпечує можливість кількісного порівняння фактичної нерівномірності пульсуючої ДС гелікоптера з вимогами нормативних документів;

– уперше створена математична модель ефективної висоти бортової антени – фактора параметричності каналу передачі даних, яка, на відміну від існуючих, враховує фактор часу, що дозволяє дослідити вплив обертання несучого гвинта гелікоптера на спотворення сигналів різних типів та структуру вузькосмугової завади, які одночасно існують на вході антени;

– уперше встановлено вплив рівня пульсацій ефективної висоти бортової антени гелікоптера на рівень спектральних складових спотвореного сигналу, що дозволяє оцінити середні, допустимі та максимальні втрати потужності корисного сигналу;

– уперше розроблено метод графоаналітичної оцінки імовірності виникнення бітової помилки в параметричному каналі передачі даних, який відрізняється від відомих можливістю оцінки імовірності виникнення бітової помилки від відносних пульсацій ДС, що дозволяє знайти допустимий рівень пульсацій ДС при заданій імовірності бітової помилки, а також оцінити мінімально можливе значення імовірності бітової помилки при відомих пульсаціях ДС та виду модуляції сигналу.

Практичне значення отриманих результатів. Створений лінійний графоаналітичний метод (алгоритм) обчислення імовірності виникнення бітової помилки (BER) в цифрових каналах передачі даних з борту та на борт гелікоптера, яка нормується. Необхідність прогнозного або фактичного оцінювання BER виникає внаслідок реалізації концепції ICAO про глобальну організацію повітряного руху (CNS/ATM), оскільки бітова похибка в системах зв'язку (C), навігації (N) та спостереження (S) збільшує ризик зіткнення повітряних суден у повітряному просторі.

Надається приклад застосування розробленого метода для обчислення BER у системі ADS-B, яка призначена для встановлення на гелікоптері, який вже експлуатується або ще тільки розробляється.

Алгоритм також дозволяє:

– на засадах відомого нормативного значення BER визначати середні значення пульсацій діаграми спрямованості системи «корпус гелікоптера – штатна штирова антена» і порівнювати їх з допустимими значеннями;

– виявляти на корпусі гелікоптера точки можливого розміщення штатної антени, в яких вплив обертань несучого гвинта на параметричні спотворення вихідного сигналу є допустимим.

Обґрунтованість і достовірність наукових результатів та висновків обумовлені коректним використанням математичного апарату, результатами математичного моделювання з застосуванням поширених методів, відсутністю

протириччя між отриманими результатами та їх фізичним змістом, збігом отриманих теоретичних результатів з відомими експериментальними даними.

Особистий внесок здобувача. Основні положення представлені в дисертації отримані автором самостійно. У роботах, виконаних у співавторстві, здобувачеві належать створення математичної моделі ефективної висоти антени [1, 8,] та аналіз спотворень різних видів сигналу [1, 2, 8, 9] і завади [4], методики знаходження оптимального місця розташування слабо спрямованих штирових антен на корпусі гелікоптера [3, 5], вплив матеріалу і кількості лопатей та їх етажності на рівень пульсацій діаграми спрямованості антени [3, 5], аналіз енергетичних співвідношень [6, 11], графоаналітичний метод оцінки BER [7, 12].

Апробація результатів дисертації. Результати дослідження доповідались і обговорювались на міжнародних науково-технічних конференціях, серед яких:

– IEEE IX International Conference on antenna theory and techniques “ICAT 2013” (2013, Odessa);

– Всеукраїнська науково-парктична конференція молодих вчених і студентів «Проблеми навігації та управління рухом» (2013, Київ);

– Науково-технічна конференція «Проблеми розвитку глобальної системи зв'язку, навігації, спостереження та організації повітряного руху CNS/ATM» (2014, Київ);

– Науково-технічна конференція «Проблеми розвитку глобальної системи зв'язку, навігації, спостереження та організації повітряного руху CNS/ATM» (2016, Київ);

– IEEE IX International Conference on antenna theory and techniques «ICAT 2017» (2017, Kyiv);

Публікації. Основний зміст дисертації опубліковано в 12 друкованих роботах: з них 7 у фахових наукових виданнях (з них 7 внесені до міжнародної науково-метричної бази Google Scholar) та 5 в матеріалах наукових конференцій (з них 2 внесені до міжнародної науково-метричної бази Scopus).

Структура та обсяг роботи. Дисертаційна робота складається з вступу, чотирьох розділів, висновків та списку літератури з 60 найменувань. Робота викладена на 143 сторінках друкованого тексту, містить 39 рисунків.

ОСНОВНИЙ ЗМІСТ

У **вступі** обґрунтовано актуальність теми дослідження, сформульовано мету й завдання дисертаційної роботи, визначено об'єкт та предмет дослідження, описані основні наукові результати, новизна та практична цінність отриманих результатів, наведено відомості про публікації, апробацію та структуру роботи.

У **першому розділі** розглянуті особливості конструкції елементів корпусу гелікоптера з погляду аналізу його антен. Проведений аналіз літературних джерел показав, що питання впливу несучого гвинта гелікоптера на електричні параметри слабоспрямованих антен, встановлених на його корпусі, мало досліджене. Одними із перших, хто описав вплив обертань несучого гвинта на параметри антен, були Пригода Б. А. та Кокунько Б. С.

Результати їх експериментальних досліджень свідчать про суттєве послаблення рівня сигналу (до 12дБ) при обертанні несучого гвинта гелікоптера. У довіднику Aircraft Electrical Systems for Single & Twin Engines наведений графік залежності відносної індукованої напруги від кутового положення ротора несучого гвинта, отриманий моделюванням на основі метода моментів. Встановлено, що будь-які відомості про теоретичні дослідження у даній галузі в наукових публікаціях відсутні.

Розглянуті методи моделювання випромінюючих систем, встановлених на літальних апаратах: метод моментів, однорідна теорія дифракції, метод фізичної оптики.

Проведений аналіз радіосистем, що встановлюються на гелікоптерах, антен, які використовуються в їх складі, системи ADS-B та лінії передачі даних 1090ES та VDL-4, на основі яких вона працює, видів модуляції аналогових та цифрових типів радіосигналів.

У другому розділі обґрунтований вибір методу моментів у якості основного методу математичного моделювання випромінюючої системи «антена – провідний корпус гелікоптера». Створена стилізована сіткова модель (рис. 1) абстрактного гелікоптера з урахуванням основних геометричних розмірів та співвідношень широко розповсюдженого гелікоптера Robinson 44.

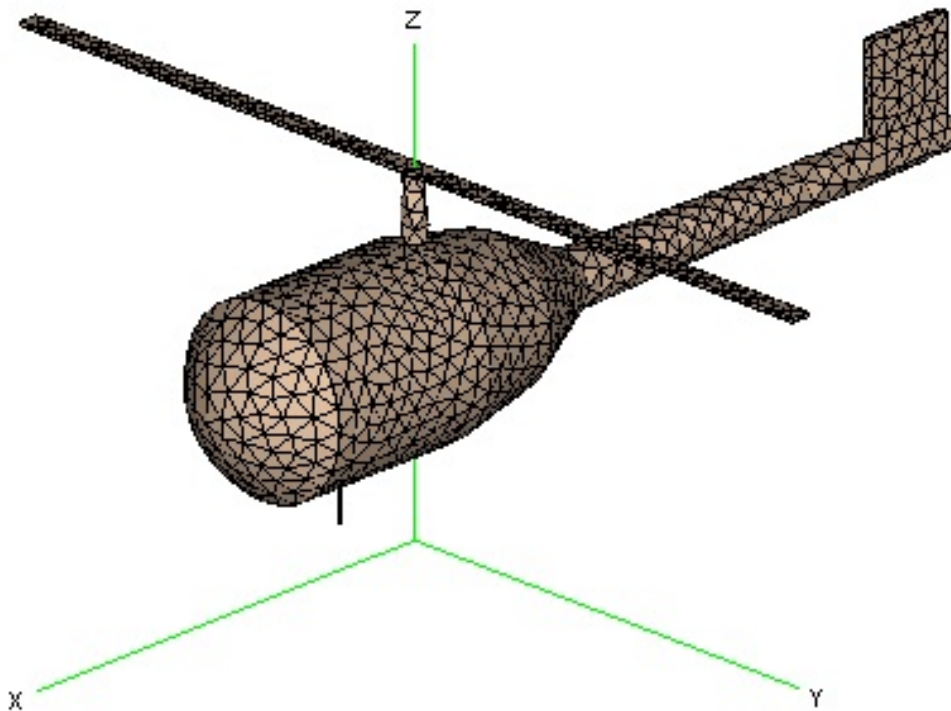


Рис. 1. Сіткова модель гелікоптера на основі розмірів Robinson 44

Важливим параметром діаграми спрямованості ненаправленої антени є її нерівномірність (зрізаність). Для кількісної оцінки нерівномірності нормованої ДС (рис. 2) відповідно до ГОСТ Р 50860-96 рекомендуються натурні випробування з застосуванням зменшених моделей літальних апаратів.

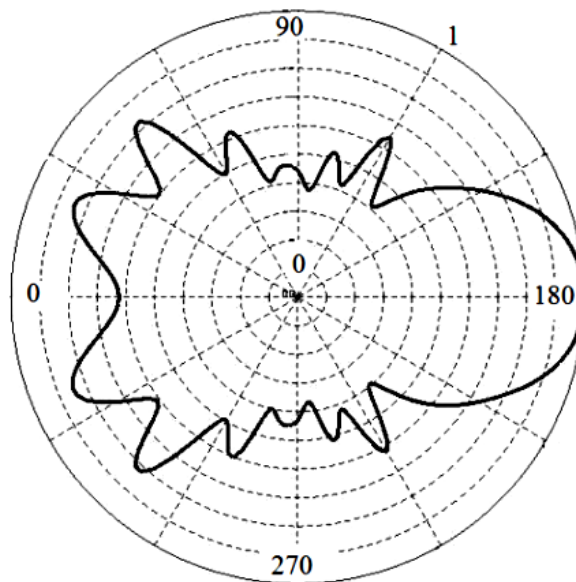


Рис. 2. Діаграма спрямованості в горизонтальній площині

Нерівномірність визначається як відношення максимального значення напруженості поля по азимуту до його мінімальних значень в напрямку польоту та бокових напрямках (1):

$$K_H = 20 \lg \frac{U_{\max}}{U_{\min}}. \quad (1)$$

Для оцінки рівня пульсацій введений додатковий коефіцієнт пульсацій діаграми спрямованості K_{Π} , що вимірюється в децибелах, визначається як відношення максимального значення напруженості до його мінімального значення в напрямку конкретного азимутального кута, що залежить від просторового положення лопотів несучого гвинта:

$$K_{\Pi} = 20 \lg \frac{U_{\max}}{U_{\min}}. \quad (2)$$

Однак коефіцієнт (2) не достатньо інформативний, оскільки в усіх стандартах зазвичай опираються саме на коефіцієнт нерівномірності. Тому для такого особливого повітряного судна як гелікоптер доцільно об'єднати коефіцієнт нерівномірності та пульсацій.

Нерівномірність нормованої ДС антени гелікоптера з урахуванням пульсацій пропонується оцінювати за формулою:

$$k_{pul} = -20 \lg F_{\min \min}, \text{ [дБ]}. \quad (3)$$

У співвідношенні (3) порівнюються нормована одиниця та мінімум мінімум значень нормованої ДС в азимутальній площині, які у загальному випадку спостерігаються під різними кутами φ у різні моменти часу t .

Аналіз впливу на пульсації конструктивних особливостей несучого гвинта показав, що схема останнього слабо впливає на нерівномірність та пульсації діаграми спрямованості в горизонтальній площині, чого не можна сказати про матеріал, з якого він зроблений. При використанні в якості матеріалу лопатей карбону пульсації та нерівномірність ДС знижуються (рис. 3).

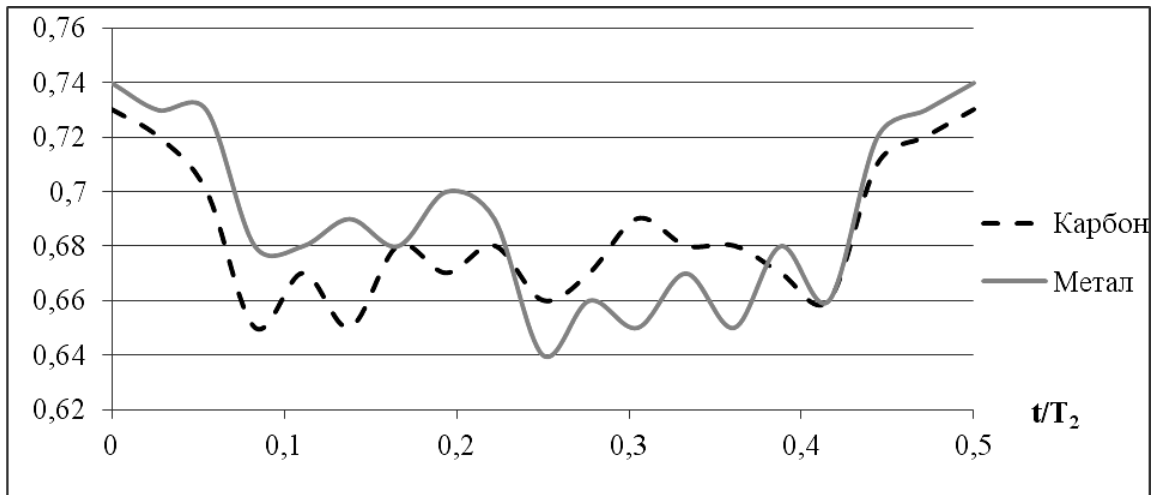


Рис. 3. Графіки пульсацій ДС для різного матеріалу виготовлення лопотів НГ

Положення антени на корпусі гелікоптера (рис. 4) має найбільший вплив на форму та пульсації нормованої ДС (рис. 5). Результати моделювання приведені в табл. 1.

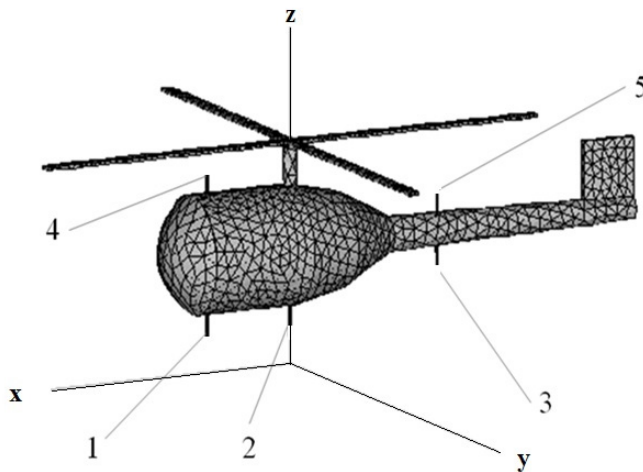


Рис. 4. Точки розміщення антен на корпусі гелікоптера

Таблиця 1
Коефіцієнти нерівномірності та пульсацій для різних точок розміщення антен на корпусі гелікоптера

Точка розміщення	K_{nr} , дБ	k_{pul} , дБ
1	7,7	9,9
2	4,20	5,8
3	8,1	10,4
4	11,7	13,5
5	16,4	19,1

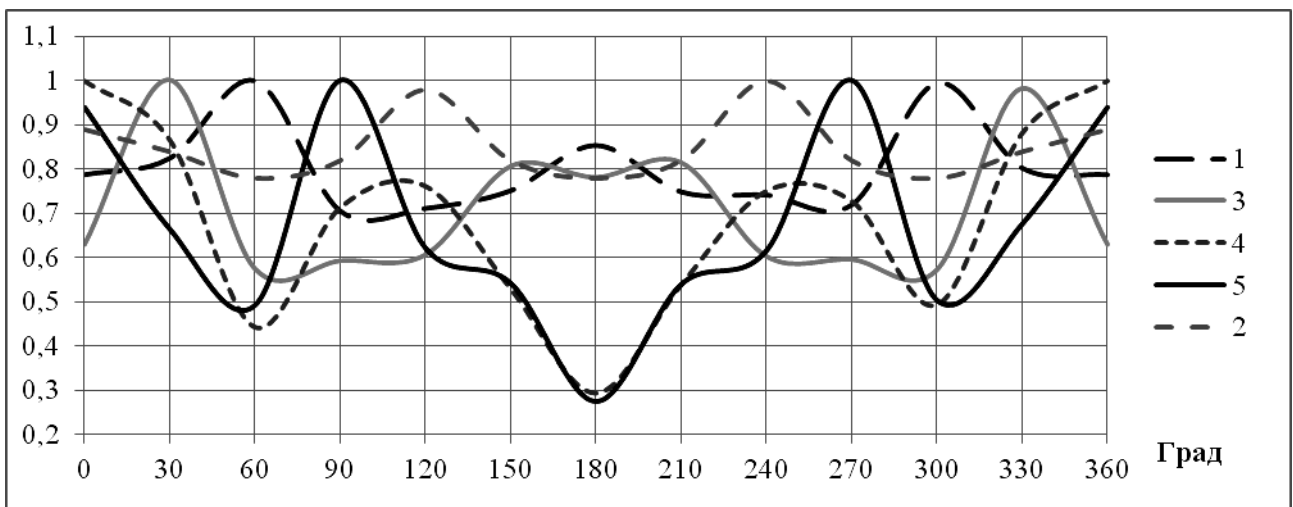


Рис. 5. Графіки усереднених ДС антени в залежності від точки розміщення її на корпусі гелікоптера

З рис. 5 випливає, що положення антени на корпусі гелікоптера суттєво впливає на нерівномірність та пульсації ДС. Тому одним з методів послаблення параметричних ефектів є пошук раціонального місця розташування антени на корпусі гелікоптера.

Характерною особливістю положення антени є збільшення нерівномірності та пульсацій ДС при переміщенні антени вздовж корпусу гелікоптера від передньої його частини до задньої. Аналіз графічних залежностей, наведених на рис. 5, свідчить про те, що найкращим місцем розміщення антени є середина нижньої частини фюзеляжу гелікоптера. Однак всі антени не можливо встановити в одній точці.

Використовуючи обраний метод моделювання системи «антена – провідний корпус гелікоптера» реального гелікоптера, можна знайти підходящі точки розміщення антен на його корпусі, де вплив несучого гвинта виявиться допустимим, а розміщення антени можливим з точки зору конструкції, кріплення, електромагнітної сумісності та інших факторів.

В третьому розділі обґрунтована математична модель ефективної висоти системи «антена – провідний корпус гелікоптера» з урахуванням її пульсацій.

В будь-якому напрямку миттєві значення ДС слабоспрямованої антени являють послідовності однакових за формою відеоімпульсів, які прилягають один до іншого і не мають стрибків обвідної (рис. 6).

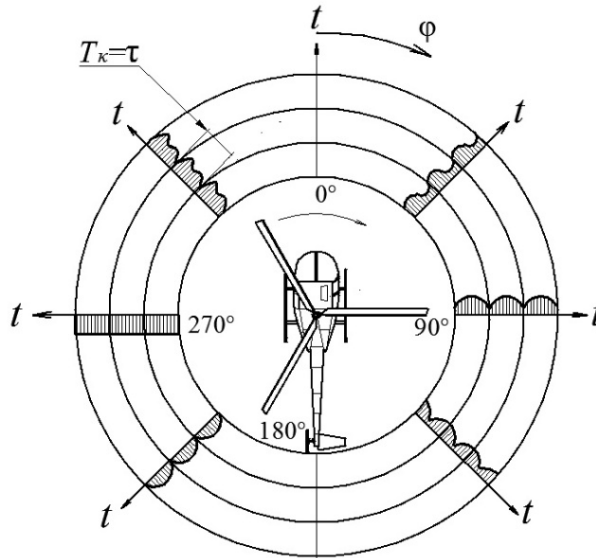


Рис. 6. Приклади миттєвих значень діаграми спрямованості АС вертольоту в азимутальній площині

Провали і максимуми нерівномірної нормованої ДС антени змінюються у часі та періодично повторюються в напрямку будь-якого просторового, наприклад, азимутального кута, який відлічується від поздовжньої вісі ЛА. В окремих напрямках простору відеоімпульси можуть розрізнятися за формою, однак їх тривалості τ однакові і дорівнюють періоду слідування T . Тому частота першої гармоніки F_1 періодичної послідовності відеоімпульсів у будь-якому напрямку визначається співвідношенням (4):

$$F_1 = \frac{1}{\tau} = \frac{nN}{60}, [\text{Гц}] \quad (4)$$

в якому: τ – час, за який наступна лопоть несучого гвинта займе таке ж просторове положення відносно фюзеляжу гелікоптера як попередня; n – кількість обертів валу гвинта гелікоптеру за одну хвилину; N – кількість лопотів гвинта.

Якщо гвинт є співвісним, то частота F_1 збільшується у чотири рази. Радіосигнали, які приймаються або випромінюються антеною гелікоптера при обертанні його несучого гвинта, непередбачено перетворюються відповідно до вищевказаних періодичних послідовностей за аналогією до амплітудної модуляції. Система «антена – провідний корпус гелікоптера» набуває параметричних властивостей. Її узагальненим параметром, який змінюється у часі за законами вищевказаних періодичних послідовностей відеоімпульсів, виявилася ефективна висота h_e – розмірний коефіцієнт пропорційності між значеннями електрорушійної сили (е.р.с.) u , яка виникає в приймальній антені будь-якої конструкції, і напруженістю електричного поля E , під впливом якого знаходиться антена (5):

$$u(t) = E(t)h_e. \quad (5)$$

Однак у випадку з гелікоптером ефективна висота (Eh) також стає параметром часу $h_e(t)$, тоді:

$$u(t) = E(t)h_e(t). \quad (6)$$

Математичну модель миттєвих значень ефективної висоти такої антени можна надати у вигляді:

$$h_e(t) = h_{e0} - \Delta h_e(t) = h_{e0} \left[1 - \frac{\Delta h_e(t)}{h_{e0}} \right]. \quad (7)$$

У наведеному співвідношенні h_e – постійна складова, $\Delta h_e \leq h_{e0}$, а пульсуюча складова, що існує тільки при обертанні несучого гвинта гелікоптера $\Delta h_e(t)$ надається розкладом періодичної послідовності косинусних відеоімпульсів в ряд Фур'є :

$$\Delta h_e(t) = \Delta h_e \left| \cos \frac{\nu_1 t}{2} \right| = \frac{2}{\pi} \Delta h_e \left[1 + \sum_{p=1}^{\infty} 2 \frac{(-1)^p}{1-(2p)^2} \cos p\nu_1 t \right], \quad (8)$$

який відображує основні особливості частотних спектрів функції $\Delta h_e(t)$ у будь-яких просторових напрямках відносно початку координат. У співвідношенні (8) p – номер гармоніки частоти ν_1 :

$$\nu_1 = \frac{2\pi}{\tau} = 2\pi F_1.$$

Співвідношення (5), з урахуванням співвідношень (7) і (8), можна прийняти за математичну модель, придатну для дослідження спектрів модульованих сигналів на виході системи «антена – провідний корпус гелікоптера». Співвідношення (6) дозволяє виявити характерні особливості спотворених сигналів.

Розглянуті спотворення амплітудно-модульованих (АМ) сигналів системою «антена – провідний корпус гелікоптера». Нехай у точці розміщення

штатної бортової антени напруженість електричного поля корисного АМ сигналу надається загальним співвідношенням:

$$E = E_0 \left[1 + \sum_{i=1}^{\infty} M_i \cos(\Omega_i t + \Phi_i) \right] \cos(\omega_0 t + \psi_0) =$$

$$= E_0 \left\{ \cos(\omega_0 t + \psi_0) + \sum_{i=1}^{\infty} \frac{M_i}{2} \cos[(\omega_0 - \Omega_i)t + \psi_0 - \Phi_i] + \sum_{i=1}^{\infty} \frac{M_i}{2} \cos[(\omega_0 + \Omega_i)t + \psi_0 + \Phi_i] \right\}, \quad (9)$$

де: ω_0 і ψ_0 – колова частота несучої та її початкова фаза; M_i – парціальні коефіцієнти глибини модуляції; Ω_i – колова частота i -ї складової модулюючого сигналу; Φ_i – її початкова фаза.

Тоді на підставі співвідношень (5), (7) і (8) виявляється спектральний склад е.р.с. (6) після її параметричного перетворювання. Відповідне співвідношення подане в структурованому виді типу (9) характерному для багаточастотного АМ – сигналу:

$$u(t) = E_0 l_{д0} \left\{ \left[1 + \sum_{i=1}^{\infty} M_i \cos(\Omega_i t + \Phi_i) \right] \cos(\omega_0 t + \Psi_0) - \right.$$

$$- \frac{2 \Delta l_{д}}{\pi l_{д0}} \left[1 + 2 \sum_{p=1}^{\infty} \frac{(-1)^p}{1 - (2p)^2} \cos p v_1 t \right] \cos(\omega_0 t + \Psi_0) -$$

$$- \frac{1 \Delta l_{д}}{\pi l_{д0}} \left[1 + 2 \sum_{p=1}^{\infty} \frac{(-1)^p}{1 - (2p)^2} \cos p v_1 t \right] \cdot \sum_{i=1}^{\infty} M_i \cos[(\omega_0 - \Omega_i)t + \Psi_0 - \Phi_i] -$$

$$\left. - \frac{1 \Delta l_{д}}{\pi l_{д0}} \left[1 + 2 \sum_{p=1}^{\infty} \frac{(-1)^p}{1 - (2p)^2} \cos p v_1 t \right] \cdot \sum_{i=1}^{\infty} M_i \cos[(\omega_0 + \Omega_i)t + \Psi_0 + \Phi_i] \right\}. \quad (10)$$

Перша складова співвідношення (10) характеризує основний АМ - сигнал, а від'ємники є продуктами його параметричних перетворювань і не містять корисної інформації. Сукупність цих від'ємників, після перемноження відповідних гармонічних функцій, які до них надходять, визначає спектральний склад флуктуацій (6).

З виразу (10) впливає таке:

– кожна спектральна складова корисного сигналу (9), тобто його несуча на частоті ω_0 та складові на бокових частотах $\omega_0 \mp \Omega_i$, які містяться в першому члені співвідношення (10), супроводжуються появою небажаних спектральних складових на комбінаційних частотах $\omega_0 \mp p v_1$, $\omega_0 \mp \Omega_i \mp p v_1$;

– поява цих складових спотворює спектр високочастотного корисного сигналу;

– спотворення зберігаються й після детектування високочастотного коливання;

– частотні спотворення сигналу виникають при його прийманні та його випромінюванні бортовою слабо спрямованою антеною гелікоптера;

– ефект параметричних перетворювань АМ – сигналу може проявлятися у вигляді небажаних частотних викривлень голосових сповіщань, погіршенню розбірливості мовлення, амплітудних флуктуацій корисного сигналу після детектування, міжсимвольної інтерференції цифрових сигналів, похибок окремих бортових систем радіонавігації;

Виникнення небажаних складових спектру на виході системи «антена – провідний корпус гелікоптера», які описують другий, третій і четвертий від’ємники співвідношення (10), тобто поява флуктуацій $\Delta u(t)$ (6), потребують відповідних витрат потужності корисного АМ – сигналу.

З співвідношення (10) також випливає, що при обертанні гвинта гелікоптеру амплітуда E_0 несучої корисного сигналу на виході антени

зменшується на величину $\frac{2}{\pi} \Delta h_e E_0$, тобто в $\left(1 - \frac{2}{\pi} \frac{\Delta h_e}{h_{e0}}\right)^{-1}$ разів, що неминуче

приведе до погіршення відношення *сигнал/завада* на вході відповідного радіоприймального пристрою.

Функцію $\left|\cos \frac{V_1}{2} t\right|$ можна вважати співмножником характеристики спрямованості антени будь-якої радіотехнічної системи, встановленої на борту гелікоптеру. Тому в найгіршому випадку, якщо $\Delta h_e = h_{e0}$, характеристику спрямованості бортової антени доцільно помножити на величину максимального ослаблення несучої, яка дорівнює $1 - \frac{2}{\pi} = 0,363$. Це непередбачене ослаблення несучої корисного сигналу може стати найбільш важливим негативним явищем, яке призводить до погіршення нормальної роботи бортової радіоапаратури гелікоптеру на етапах польоту та посадки.

В співвідношенні (10) в неявному виді також міститься інформація про можливі амплітудно-частотні спотворення сигналу в бортових радіоелектронних системах, в яких застосовуються різновиди амплітудної модуляції та амплітудної маніпуляції.

На рис. 7 та рис. 8 представлені осцилограма та спектр АМ сигналу на вході системи «антена – провідний корпус гелікоптера» з параметричними ефектами.

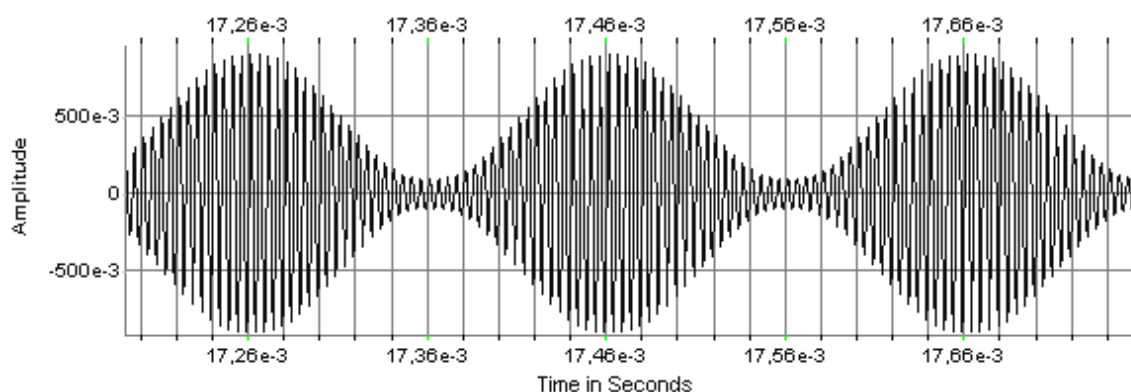


Рис. 7. Осцилограма АМ сигналу

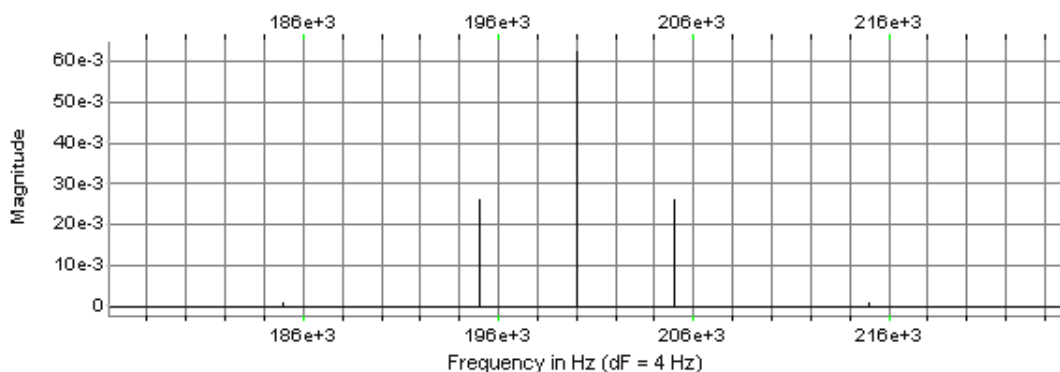


Рис. 8. Спектр АМ сигналу

Спектр такого АМ сигналу на виході системи «антена – провідний корпус гелікоптера» наведені на рис. 9 та рис.10.

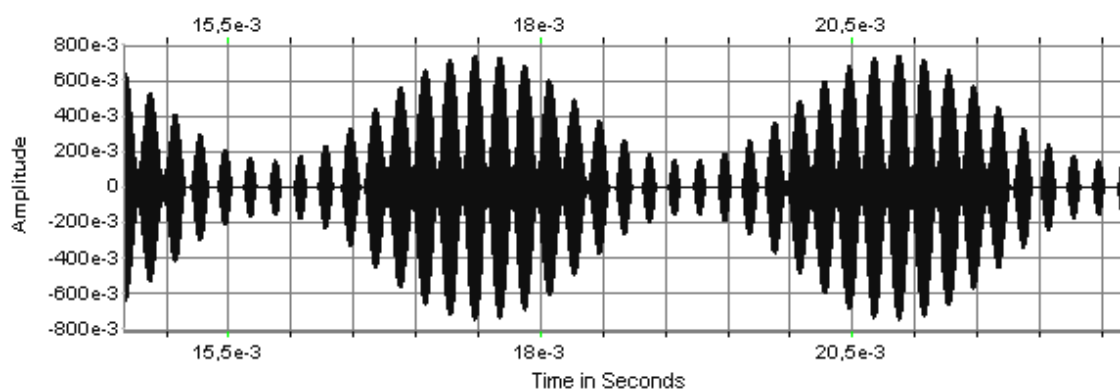


Рис. 9. Осцилограма спотвореного АМ сигналу

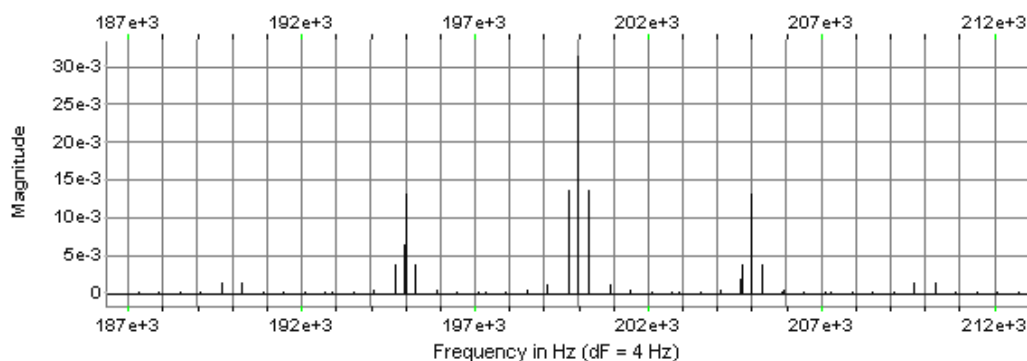


Рис. 10. Спектр спотвореного АМ сигналу

З рис. 9 та рис. 10 видно, що біля кожної спектральної складової з'являються небажані складові досить високого рівня, причому рівень корисного сигналу суттєво знижується. А близькість частот корисного сигналу та сателітів робить неможливою їх фільтрацію звичайними методами.

На підставі вищезначеної математичної моделі розглянуті принципові особливості спектру сигналу з кутовою модуляцією, сигналу з амплітудною маніпуляцією меандром, частотно-маніпульованим за законом меандру та фазо-маніпульованим за законом меандру, якщо вони потерпають параметричних перетворювань в системі «антена – провідний корпус гелікоптера». Результати представлені в табл. 2.

Частотний склад радіосигналів на виході антени

№ з/п	Тип модуляції (маніпуляції) сигналу на вході антени				
	Амплітудна модуляція, багаточастотна	Кутова модуляція, одночастотна	Амплітудна маніпуляція меандром	Двохчастотна маніпуляція меандром	Фазова маніпуляція меандром
	1	2	3	4	5
1	ω_0	ω_0	ω_0	$\omega_{1(2)}$	-
2	$\omega_0 \mp \Omega_i$	$\omega_0 \mp n\Omega$	$\omega_0 \mp n\Omega$	$\omega_{1(2)} \mp n\Omega$	$\omega_0 \mp n\Omega$
3	$\omega_0 \mp p\nu_1$	$\omega_0 \mp p\nu_1$	$\omega_0 \mp p\nu_1$	$\omega_{1(2)} \mp p\nu_1$	-
4	$\omega_0 \mp \Omega_i \mp p\nu_1$	$\omega_0 \mp n\Omega \mp p\nu_1$	$\omega_0 \mp n\Omega \mp p\nu_1$	$\omega_{1(2)} \mp n\Omega \mp p\nu_1$	$\omega_0 \mp n\Omega \mp p\nu_1$

У результаті проведеного аналізу були виявлені характерні особливості амплітудно-частотних спотворень АМ-сигналів і сигналів з кутовою модуляцією, які виникають в антенному пристрої гелікоптеру при обертанні його металевого несучого гвинта. Параметричні спотворення для спектрів сигналів, які досліджувались, мають ознаки амплітудно-модульованих коливань. У спектрах сигналів виникають небажані складові на комбінаційних частотах, значення яких, при інших рівних умовах, залежать від кількості лопотів гвинта гелікоптеру і швидкості його обертання. На виході системи «антена – провідний корпус гелікоптера», яка при цьому набуває властивостей параметричного пристрою, зменшується рівень несучої корисного сигналу. Спотворення не залежать від належності антени до радіоприймального або радіопередавального тракту.

Аналіз цифрових сигналів також свідчить про їх параметричні спотворення та послаблення. Однак при цифрових видах модуляції такі спотворення можуть сприяти появі таких явищ, як джиттер, міжсимвольна інтерференція, порушення синхронізації та інших небажаних ефектів, які можуть стати причиною зростання імовірності появи бітових помилок та некоректної передачі даних.

Якщо сигнал приймається в суміші з вузькосмуговою радіозавадою $\tilde{a}(t)$ на частоті сигналу ω_0 , яка характеризується випадковими обвідною $\tilde{A}(t)$ і фазою $\tilde{\theta}(t)$:

$$\tilde{a}(t) = \tilde{A}(t) \cos(\omega_0 t + \tilde{\theta}(t)) (\cos \tilde{\theta}(t) \cos \omega_0 t - \sin \tilde{\theta}(t) \sin \omega_0 t) = \tilde{A}(t), \quad (11)$$

то можливе виникнення трьох наступних ситуацій:

а) в радіоканалі між двома гелікоптерами на вхід бортового радіоприймача (РПП) поступає адитивна суміш радіосигналу, двічі перетвореного в антенах гелікоптерів, і зовнішня радіозавада (11), яка зазнала однократне перетворення:

$$e_{\Sigma}(t) = E(t) h_0 \left\{ 1 - \frac{4 \Delta l \Delta h}{\pi^2 l_0 h_0} - \frac{2 \Delta l}{\pi l_0} \left(1 + \frac{2 \Delta h}{\pi h_0} \right) \left[1 + \sum_{p_l=1}^{\infty} 2 \frac{(-1)^{p_l}}{1 - (2p_l)^2} \cos p_l \nu_l t \right] - \right.$$

$$-\frac{2 \Delta h}{\pi h_0} \left(1 + \frac{2 \Delta l}{\pi l_0} \right) \left[1 + \sum_{p_h=1}^{\infty} 2 \frac{(-1)^{p_h}}{1 - (2p_h)^2} \cos p_h \nu_h t \right] \Bigg\} + \\ + \tilde{a} h_0 \left\{ 1 - \frac{2 \Delta h}{\pi h_0} \left[1 + \sum_{p_h=1}^{\infty} 2 \frac{(-1)^{p_h}}{1 - (2p_h)^2} \cos p_h \nu_h t \right] \right\}; \quad (12)$$

б) в радіоканалі між радіопередавачем (РПД) гелікоптеру і РПП, який встановлений не на гелікоптері, сигнал на вході радіоприймача є таким, що вже зазнав параметричних перетворювань, а радіозавада – ні:

$$e_{\Sigma}(t) = \left\langle E(t) \left\{ 1 - \frac{2 \Delta l}{\pi l_0} \left[1 + \sum_{p_l=1}^{\infty} 2 \frac{(-1)^{p_l}}{1 - (2p_l)^2} \cos p_l \nu_l t \right] \right\} + \tilde{a}(t) \right\rangle h_0; \quad (13)$$

в) в радіоканалі між РПД, встановленим не на гелікоптері, і РПП, встановленим на гелікоптері, вхід радіоприймача знаходиться під впливом адитивної суміші радіосигналу і радіозавади, які потерпають параметричних перетворювань в антені РПП гелікоптера:

$$e_{\Sigma}(t) = [E(t) + \tilde{a}(t)] \left\{ 1 - \frac{2 \Delta h}{\pi h_0} \left[1 + \sum_{p_h=1}^{\infty} 2 \frac{(-1)^{p_h}}{1 - (2p_h)^2} \cos p_h \nu_h t \right] \right\} h_0. \quad (14)$$

В результаті перетворення сигналу в системі «антена – провідний корпус гелікоптера» завада, так як і корисний сигнал, зазнає збагачення спектру складовими-сателітами, але при цьому загальна енергія завади зостається незмінною (12), (13), (14). Тому відношення *сигнал/завада* на виході антени виявляється менше, ніж співвідношення *сигнал/завада* на її вході.

В **четвертому розділі** оцінена середня втрата потужності сигналу на підтримку складових-сателітів, що виникають.

Середня потужність сигналу на виході системі «антена – провідний корпус гелікоптера» в загальному випадку:

$$P_{av} = \frac{2A_m^2(r, \theta, \varphi)}{2} l_{e0}^2 h_{e0}^2 \left\{ 1 - 0,5 \left[\left(\frac{\Delta l_e}{l_{e0}} \right)^2 + \left(\frac{\Delta h_e}{h_{e0}} \right)^2 - 0,25 \frac{\Delta l_e}{l_{e0}} \frac{\Delta h_e}{h_{e0}} \right] \right\}. \quad (15)$$

У співвідношенні (15) група співмножників, що стоять перед фігурними дужками, визначає середню потужність сигналу на виході антени при відсутності параметричних спотворень, обумовлених обертаннями несучих гвинтів гелікоптерів:

$$P_{\Sigma av} = \frac{\sum A_m^2(r, \theta, \varphi)}{2} l_{e0}^2 h_{e0}^2. \quad (16)$$

Від'ємник, що міститься в квадратних дужках співвідношення (15), визначає середню потужність, що витрачається сигналом (16) на утримання виниклих сателітів:

$$\Delta P_{av} = \frac{\sum A_m^2(r, \theta, \varphi)}{4} l_{e0}^2 h_{e0}^2 \left[\left(\frac{\Delta l_e}{l_{e0}} \right)^2 + \left(\frac{\Delta h_e}{h_{e0}} \right)^2 - 0,25 \frac{\Delta l_e}{l_{e0}} \frac{\Delta h_e}{h_{e0}} \right]. \quad (17)$$

У співвідношенні (17) відносні амплітуди пульсацій $\frac{\Delta l_e}{l_{e0}}$ і $\frac{\Delta h_e}{h_{e0}}$ ефективних висот відповідних антен залежать від геометричних особливостей фюзеляжів гелікоптерів і напрямку лінії зв'язку, який визначається конкретними значеннями просторових кутів θ і φ .

Використовуючи співвідношення (15) і (16), оцінені кількісно відносні втрати q потужності сигналу в каналі зв'язку між двома гелікоптерами, обумовлені параметричними ефектами в їх антенних пристроях:

$$q = \frac{\Delta P_{av}}{P_{\Sigma av}} = 0,5 \left[\left(\frac{\Delta l_e}{l_{e0}} \right)^2 + \left(\frac{\Delta h_e}{h_{e0}} \right)^2 - 0,25 \frac{\Delta l_e}{l_{e0}} \frac{\Delta h_e}{h_{e0}} \right]. \quad (18)$$

Залежно від можливих значень $0 \leq \frac{\Delta l_e}{l_{e0}} \leq 1$ і $0 \leq \frac{\Delta h_e}{h_{e0}} \leq 1$ відносна витрата потужності корисного сигналу (16) на утримання сателітів (17), які виникають в каналі зв'язку між двома гелікоптерами, виявляється в межах $0 \leq q \leq 0,875$ (87,5 %).

Якщо канал зв'язку утворюється між гелікоптером і об'єктом іншого типу (літак, диспетчерський пункт), то співвідношення (18) спрощується і записується по структурі:

$$q = \frac{\Delta P_{av}}{P_{\Sigma av}} = 0,5 \left(\frac{\Delta h_e}{h_{e0}} \right)^2. \quad (19)$$

В цьому випадку відносна потужність, що витрачається на утворення сателітів (19), які виникають в каналі зв'язку, виявляється в межах $0 \leq q \leq 0,5$ (50 %).

Також оцінене допустиме ослаблення потужності сигналу в системі «антена – провідний корпус гелікоптера». Якщо обмін інформацією здійснюється між двома гелікоптерами, то допустимі відносні втрати потужності на продукти параметричного перетворення в каналі радіозв'язку складуть $q_{per} = 0,055$ або 5,5 %. Максимально можливому значенню втрат $q_{max} = 0,875$ відповідає ослаблення на $d_{0max} = 9$ дБ (в 8 разів).

Якщо обмін інформацією здійснюється між гелікоптером і об'єктом іншого типу, то допустимі відносні втрати потужності на продукти параметричного перетворення, що виникають в каналі радіозв'язку, складають $q_{pe} = 0,031$ або 3,1 %. Максимально можливим втратам $q_{max} = 0,5$ відповідає ослаблення спектральних складових корисного сигналу на $d_{0max} = 3$ дБ (в 2 рази).

Сателіти зменшують середню потужність своїх енергетичних донорів і середню потужність корисного сигналу в цілому, збільшуючи при цьому потужність загальної завади, що впливає на антену. Зовнішня завада, яка надходить на вхід приймального пристрою гелікоптера, піддається аналогічним

параметричних перетворень. Однак перерозподіл енергії завади між існуючими і виникаючими в ній новими спектральними складовими, не впливає на величину її середньої потужності. Зниження потужності сигналу при одночасному збільшенні середньої потужності об'єднаної завади на вході приймального пристрою супроводжується погіршенням якісних показників цифрового каналу передачі даних.

Для оцінки імовірності виникнення бітової помилки в цифровому каналі передачі даних був розроблений графоаналітичний метод, на прикладі системи ADS-B, з урахуванням наявності декількох об'єктів. Відповідні графічні залежності, представлені на рис. 11.

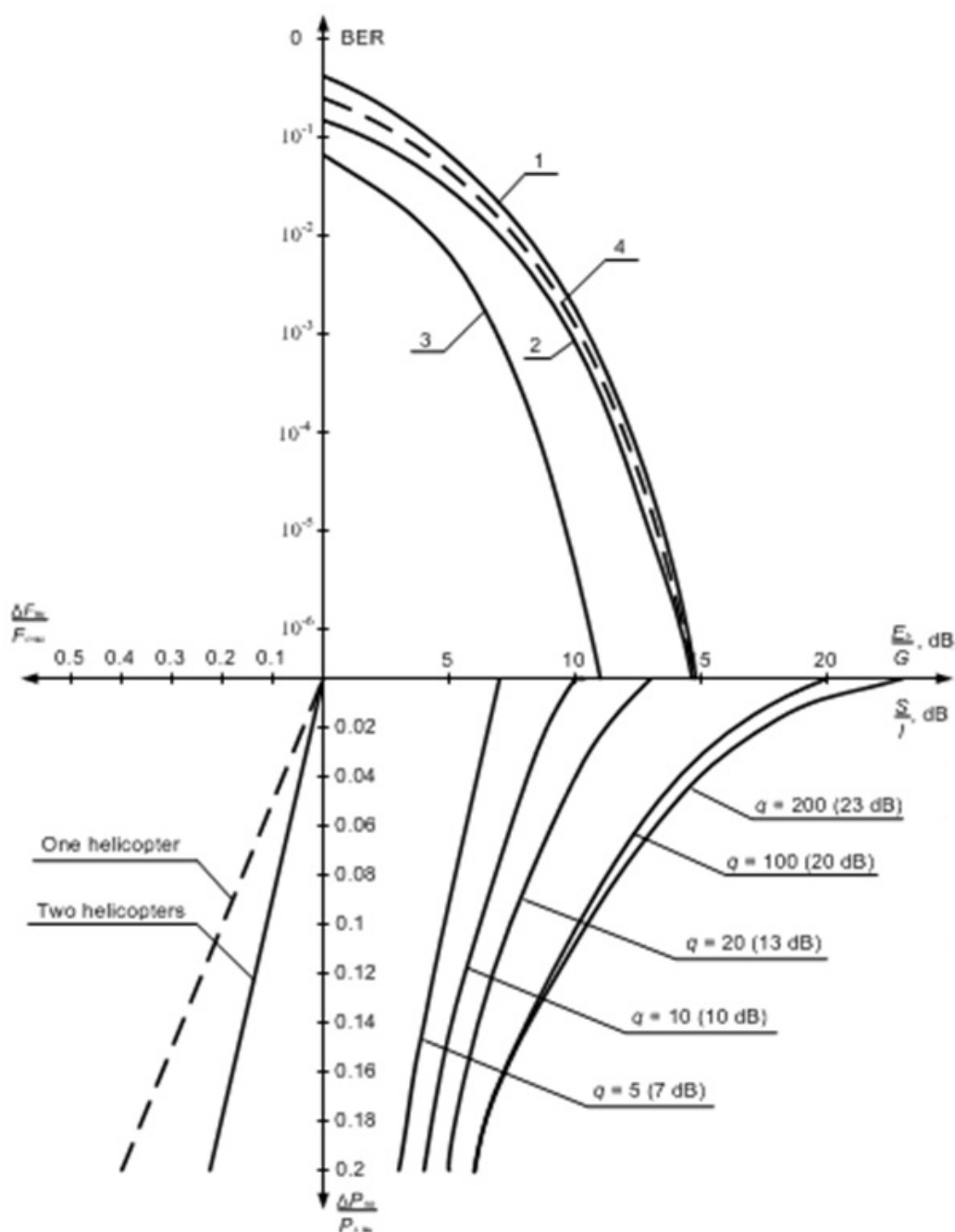


Рис. 11. Графіки опосередкованої залежності BER від $\frac{\Delta P_{av}}{P_{Sav}}$

Оцінка умов, що забезпечують задане значення BER. На верхньому графіку відзначають задане значення імовірності виникнення бітової помилки, наприклад, (нормоване значення для системи ADS-B).

За кривою 4 визначають відповідне йому значення $\left(\frac{E_b}{G}\right)_0 = 12,4$ дБ.

Зменшують його на $\left(\frac{B}{R}\right)_0 = 1$ дБ і переходять до значення $\left(\frac{S}{I}\right)_0 = 11,4$ дБ.

Пряма, проведена з цієї точки паралельно осі $\frac{\Delta P_{av}}{P_{Sav}}$, перетинає три криві, що відповідають різним значенням захисних відношень: $q = 20$ (13 дБ); $q = 100$ (20 дБ); $q = 200$ (23 дБ). Опускаючи з цих точок перпендикуляри на вісь $\frac{\Delta P_{av}}{P_{Sav}}$,

визначають значення відносних потужностей сателітів. За цим значенням, спираючись на точки перетину з прямими, зображеними на суміжному малюнку, визначають допустимі значення відносних пульсацій ефективних висот антен і відповідні їм відносні пульсації ДС антен гелікоптерів.

Використовуючи систему цих же графіків в зворотному порядку, можна по відомим або передбачуваним значенням відносних пульсацій $\frac{\Delta F_{av}}{F_{max}}$ ДС антени визначити значення BER в цифровому каналі передачі даних.

За умови, що $\frac{\Delta F_{av}}{F_{max}} = 0$, на основі наведеної сукупності графіків можна оцінити BER для випадку, коли всі ЛА - літаки або наземні об'єкти, обладнані системами ADS-B.

ВИСНОВКИ

1. На основі методу математичного моделювання (ММ) досліджений вплив несучого гвинта на форму діаграми спрямованості антенної системи гелікоптера. Виявлені залежності діаграми спрямованості слабо спрямованої антени гелікоптера від кількості лопотів несучого гвинта, його кінематичної схеми, місця розміщення на фюзеляжі, матеріалу виготовлення. Виявлені точки розміщення штатної антени, в яких пульсації ефективної висоти антени мінімальні. Запропоновано метод кількісної оцінки нерівномірності пульсуючої діаграми спрямованості антени;

2. Вперше створена математична модель ефективної висоти антенної системи з параметричними властивостями, яка дозволила дослідити спотворення структури корисного сигналу будь-якого типу та вузькосмуговою радіозаводи на її виході. В результаті було виявлено, що на виході системи «антена – провідний корпус гелікоптера» з параметричними властивостями спектр корисного сигналу збагачується складовими-сателітами, які споживають енергію корисного сигналу, послаблюючи його. При цьому радіозавада також

спотворюється, однак її загальна енергія не змінюється, але при цьому до неї ще додається енергія сателітів корисного сигналу. Таким чином відношення *сигнал/шум* на виході антени суттєво зменшується.

3. Виявлена залежність рівня пульсацій ефективної висоти бортової антени гелікоптера на рівень спектральних складових спотвореного сигналу та структуру вузькосмугової завади, яка дозволила обґрунтувати рівень максимального та допустимого послаблення середньої потужності сигналу в радіоканалі.

4. Вперше розроблений графоаналітичний метод оцінки імовірності виникнення бітової помилки в цифровому каналі передачі даних з борту та на борт гелікоптера на прикладі системи ADS-B з застосуванням лінії передачі даних VDL-4 та урахуванням наявності декількох об'єктів, який дозволяє знайти допустимий рівень пульсацій ДС при заданому BER та знаючи пульсації ДС, оцінити відповідне значення BER.

СПИСОК ОПУБЛІКОВАНИХ ПРАЦЬ ЗА ТЕМОЮ ДИСЕРТАЦІЇ

1. Zadorozhniy A. S. The distortion of radio signals spectra by parametric system "basic antenna – the fuselage of helicopter" / V. A. Ivanov, A. S. Zadorozhniy // Journal «Electronics and Control Systems», 2013. – No.1 (35). – P. 35–40. (Google Scholar).

2. Zadorozhniy A. S. Signal distortion in helicopters antenna system / V. A. Ivanov, A. S. Zadorozhniy // Journal «Electronics and Control Systems», 2013. – No. 2 (36). – P. 21–27. (Google Scholar).

3. Zadorozhniy A. S. Helicopter screw rotation influence on form directional diagram onboard antenna / V. A. Ivanov, A. S. Zadorozhniy // Journal «Electronics and Control Systems», 2014. – No. 1 (39). – P. 71–76. (Google Scholar).

4. Zadorozhniy A. S. Additive mixes of narrowband signal and noise parametrically ransformations in not directional antenna helicopter / V. A. Ivanov, A. S. Zadorozhniy // Journal «Electronics and Control Systems», 2013. – No. 4 (38). – P. 19–24. (Google Scholar).

5. Zadorozhniy A. S. Pulsation coefficient directivity diagram pin antenna helicopter / V. A. Ivanov, A. S. Zadorozhniy // Journal «Electronics and Control Systems», 2015. – No.3 (45). – P. 11–17. (Google Scholar).

6. Zadorozhniy A. S. Attenuation average signal power in the helicopter antenna / V. A. Ivanov, A. S. Zadorozhniy // Journal «Electronics and Control Systems», 2015. – No. 2 (44). – P. 11–15. (Google Scholar).

7. Zadorozhniy A. S. The quality assessment of the digital communication channel with the helicopter / V. A. Ivanov, A. S. Zadorozhniy // Journal «Electronics and Control Systems», 2016. – No. 2 (48). – P. 37–42. (Google Scholar).

8. Zadorozhniy A. S. Parametric effects in not directed antennas, installed on the helicopter fuselage / V. A. Ivanov, A. S. Zadorozhniy // IEEE IX International conference on Antenna Theory and techniques (ICAT-2013). – Odessa, 2013. – P. 378–380. (праці міжнародної конференції, індексовані рейтингом SCOPUS).

9. Задорожний О. С. Енергетичні втрати та спотворення спектру сигналу на виході антенної системи гелікоптеру / В. О. Іванов, О. С. Задорожний //

Проблеми навігації та управління рухом: Всеукраїнська науково-практична конференція молодих учених та студентів. – Київ, 2013. – С. 75.

10. Задорожний О.С. Спотворення сигналів в радіосистемах гелікоптера // Проблеми розвитку глобальної системи зв'язку, навігації, спостереження та організації повітряного руху CNS/ATM. – Київ, 2014. – С. 32.

11. Задорожний О. С. Вплив обертань несучого гвинта гелікоптера на збільшення бітової похибки в цифровому каналі передачі даних / В. О. Іванов, О. С. Задорожний // Проблеми розвитку глобальної системи зв'язку, навігації, спостереження та організації повітряного руху CNS/ATM. – Київ, 2016. – С. 109.

12. Zadorozhnyi A. S. Radio signal distortion assessment by non directional antennas of the helicopter / V. A. Ivanov, A. S. Zadorozhnyi // IEEE XI International conference on Antenna Theory and techniques (ICAT-2017). – Kyiv, 2017. – P. 383–385. (праці міжнародної конференції, індексовані рейтингом SCOPUS).

АНОТАЦІЯ

Задорожний О. С. Параметричні перетворення у слабоспрямованих антенах гелікоптера. – Рукопис.

Дисертація на здобуття наукового ступеня кандидата технічних наук за спеціальністю 05.12.17 – радіотехнічні та телевізійні системи. – Національний авіаційний університет, Київ, 2017 р.

Дисертаційна робота присвячена дослідженню та кількісній оцінці спотворень сигналу, які виникають в каналі радіозв'язку з гелікоптером. Метою дисертаційної роботи є розроблення теоретико-методологічних основ кількісної оцінки впливу обертань несучого гвинта гелікоптера на якість каналу передачі даних з борту і на борт гелікоптера. У роботі запропоновано математичну модель пульсацій ефективної висоти антени, які обумовлюють відповідні пульсації діаграми спрямованості штирової антени, яка встановлена на провідному корпусі гелікоптера. На основі запропонованої моделі досліджений вплив обертань несучого гвинта гелікоптера на спектральні та енергетичні показники радіосигналів різних класів. Характерною ознакою спотворення сигналів є збагачення їх спектрів продуктами небажаної амплітудної модуляції на частоті, яка визначається швидкістю обертань валу несучого гвинта та кількістю його лопотів. Наслідком цього ефекту є послаблення середньої потужності сигналу на виході антени і зменшення відношення *сигнал/завада*.

У роботі також обґрунтований графоаналітичний метод кількісної оцінки впливу відносних пульсацій діаграми спрямованості антени на імовірність виникнення бітової помилки в каналі передачі даних. Це дозволило оцінити максимально допустимий рівень пульсацій діаграми спрямованості слабоспрямованої антени.

Ключові слова: гелікоптер, слабоспрямована антена, несучий гвинт, діаграма спрямованості, ефективна висота, радіозв'язок, спектр, пульсації, бітова помилка, графоаналітичний метод.

АННОТАЦИЯ

Задорожный А.С. Параметрические преобразования в слабонаправленных антеннах вертолета. – Рукопись.

Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук по специальности 05.12.17 – радиотехнические и телевизионные системы. – Национальный авиационный университет, Киев, 2017

Диссертационная работа посвящена исследованию и оценке искажений сигнала, которые возникают в канале радиосвязи с вертолетом. Целью исследования является разработка теоретико-методологических основ количественной оценки влияния вращений несущего винта вертолета на качество канала передачи данных с борта и на борт вертолета. В работе предложена математическая модель пульсаций эффективной высоты антенны, которые обуславливают соответствующие пульсации диаграммы направленности штыревой антенны, установленной на проводящем корпусе вертолета. На основе предложенной модели исследовано влияние вращений несущего винта вертолета на спектральные и энергетические показатели радиосигналов различных классов. Характерным признаком искажения сигналов является обогащение их спектров продуктами нежелательной амплитудной модуляции на частоте, которая определяется скоростью вращений вала несущего винта и количеством его лопастей. Следствием этого эффекта является ослабление средней мощности сигнала на выходе антенны и уменьшение отношения *сигнал/помеха*.

В работе предложен способ оценки коэффициента неравномерности диаграммы направленности антенны с учетом пульсаций ее эффективной высоты, которые возникают при вращении несущего винта вертолета. С помощью программного обеспечения на основе метода моментов было исследовано влияние несущего винта вертолета на форму пульсирующей диаграммы направленности антенны в зависимости от точки размещения ее на корпусе вертолета, конструкции несущего винта и материала изготовления его лопастей.

В работе также обоснован графоаналитический метод количественной оценки влияния относительных пульсаций диаграммы направленности антенны на вероятность возникновения битовой ошибки (BER) в канале передачи данных. Это позволило оценить максимально допустимый уровень пульсаций диаграммы направленности слабонаправленной антенны, и наоборот - определить минимально возможное значение BER, которое соответствует допустимому уровню пульсаций.

Таким образом, в диссертационной работе установлены и оценены причинно – следственные связи между вращениями несущего винта вертолета и состоянием канала передачи данных с борта и на борт вертолета.

Ключевые слова: вертолет, слабонаправленная антенна, несущий винт, диаграмма направленности, эффективная высота, параметрический эффект, метод моментов, радиосигнал, спектр, пульсации, битная ошибка, графоаналитический метод.

ABSTRACT

Zadorozhniy A. S. Parametric transformations in low-directional helicopter antennas. – The manuscript.

Thesis for the candidate of Technical Sciences, specialty 05.12.17 – Radio Engineering and Television Systems. – National Aviation University, Kyiv, 2018

Thesis is devoted to the research and quantitative evaluation of signal distortions that arise in the communication radio channel of the helicopter. The purpose of the thesis is to develop theoretical and methodological foundations for the quantitative assessment impact of main rotor helicopter rotation on the quality of the data transmission channel from the helicopter board and on board. The mathematical model of pulsations antenna effective length is proposed in the paper. The pulsations of antenna effective length determine corresponding pattern pulsations of the antenna, which is installed on the conducting body of the helicopter. Using proposed mathematical model the influence of helicopter main rotor rotation on the spectral and energy characteristics different radio signals was investigated. A characteristic sign of distorted signals is the enrichment of their spectra by products of undesired amplitude modulation at frequency determined by the speed of rotation and by the number of rotor blades. The consequence of this effect is attenuation the average radiation power of the antenna and reduce the *signal/noise* ratio.

The thesis also grounded graph-analytic method of quantitative evaluation of impact of the antenna pattern pulsations on the bit error ratio in the data transmission channel. This allowed estimating the maximum permissible level of the pattern pulsations for low-directed antenna.

Keywords: helicopter, low-directed antenna, bearing screw, pattern, effective length, parametric effect, torque method, radio signal, spectrum, pulsation, bit error, graph-analytic method.

Підп. до друку 08.02.2018. Формат 60x84/16. Папір офс.
Офс. друк. Ум. друк. арк. 1,16. Обл.-вид. арк. 1,25.
Тираж 100 пр. Замовлення № -1.

Видавець і виготівник
Національний авіаційний університет
03680. Київ – 58, проспект Космонавта Комарова, 1

Свідоцтво про внесення до Державного реєстру ДК № 977 від 05.07.2002