

УДК 621.396.96

Ю.В. Севостьянов, С.М. Каратеев

Харківський університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків

ПРОПОЗИЦІЇ ЩОДО РОЗРОБКИ БОРТОВОГО ІМПУЛЬСНО-ДОПЛЕРІВСЬКОГО РАДІОЛОКАЦІЙНОГО КОМПЛЕКСУ З СИСТЕМОЮ ФАЗОВАНИХ АНТЕННИХ РЕШІТОК ДЛЯ ВІЙСЬКОВИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ

Пропонується розробка авіаційної радіолокаційної системи з фазованою антенною решіткою повітряного базування військових літаків та вертольотів для попередження екіпажу про ракетну атаку наземних комплексів протиповітряної оборони противника.

Ключові слова: діаграма спрямованості антени, ефективна поверхня розсіяння, полярність, імпульсно-доплерівська радіолокаційна система, фазована антенна решітка, військові літальні апарати поляризація, вектор електричного поля.

Вступ

Постановка проблеми і аналіз літератури.

Розвиток науки і техніки привів до створення нових засобів озброєння і військової техніки (ВТ). У теперішній час бурно розвиваються засоби протиповітряної оборони противника. З аналізу джерел при веденні бойових дій у локальних військових конфліктах противник діє в основному у пішому порядку в дуже маскуючій місцевості (аналіз війн в гірноліських районах), він дуже добре озброєний сучасним озброєнням, у тому числі і портативними пересувними ракетними комплексами (ПЗРК). Ракети цих комплексів в основному теплові головки самонаведення на джерело тепла (двигуни літального апарату), але є і сучасні радіолокаційні, телевізійні головки самонаведення.

Але, у будь-якому випадку задачу самооборони бойового літального апарату треба вирішувати. У даній роботі дану задачу пропонується вирішувати за допомогою радіолокаційних імпульсно-доплерівських багаторежимних систем, які спроможні у бойовому режимі спостерігати простір, своєчасно виявляти зброю, застосовану противником, автоматично її знищувати без втручання екіпажу.

Мета роботи – розробка пропозицій щодо розробки авіаційної імпульсно-доплерівський радіолокаційної системи з фазованою антенною решіткою бортового комплексу оборони літального апарату.

Основний матеріал

Аналіз існуючих авіаційних бортових комплексів оборони (БКО) показує, що БКО, які стоять на озброєнні військових літаків та вертольотів, для боротьби з ракетами комплексів ППО противника застосовують пасивні теплові пастки, які мають температуру свічіння більше, ніж температура вихлопних газів працюючих двигунів. Аналіз джерел показує, що сучасні теплові головки мають мікро електронну обчислювальну машину, в постійну пам'ять якої закладена база даних об частотних спектрах

вихлопних газів двигунів і теплових пасток. Також алгоритми роботи мікро електронної обчислювальної машини головки самонаведення ракети зенітного ракетного комплексу (ЗРК) ППО противника доробленні так, що при наведенні ракети на ціль, головка самонаведення відрізняє політ цілі й пастки. В умовах війни противник може напасти з будь-якої сторони. Для недопущення даного нападу на літальному апараті (ЛА) РЛС повинна мати антенну решітку, робочий сектор сканування простору якої повинен бути у передній, задній і бокових півсферах спостереження у системі координат вертольота. У цьому випадку, на вертолітній платформі імпульсно-доплерівська РЛС повинна мати фазовані антенні решітки, які розташовані у носовий й хвостовий частині планера вертольота, а також на пропелері несучого гвинта. Всі антенні решітки, швидко здійснюють сканування свого заданого простору методом електронного управління променем головного пелюстка ДСА. Сектори сканування кожної антенної решітки перекривають один одного таким чином, щоб виключити "мертвих" зон, в яких огляд простору неможливий. На рис. 1 наведена типова схема положення діаграми спрямованості антени (ДСА) РЛС, яка орієнтована у передню напівсферу літака (вертольота), що робить горизонтальний політ з швидкістю польоту V_c . У системі координат літака щодо його лінії польоту показані кути: $\beta_{гд}$ – кут сканування головного променя ДСА, β_n – кутове відхилення нижнього краю головного променя ДСА, β_v – кутове відхилення верхнього краю головного променя ДСА, β_a – кутове відхилення лінії головного максимуму головного променя ДСА, $\beta_{ц}$ – кут візування цілі, θ_n – ширина головного променя ДСА. Там же показана ціль Ц, що летить на малій висоті на зустрічному курсі.

На рис. 2 наведений відповідно геометрії, показаної на рис. 1, спектр коливань сигналу, відбитого від цілі й завадових відбиттів від підстилаючої поверхні [1 – 6].

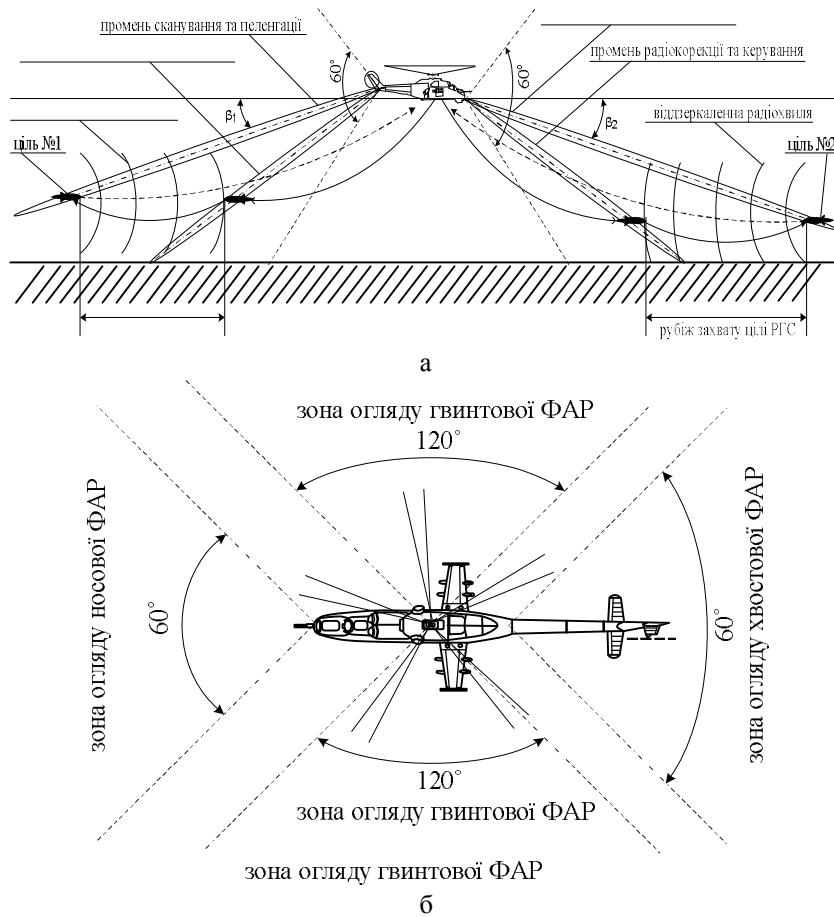


Рис. 1. Схема положення ДСА РЛС вертольота, що здійснює горизонтальний політ

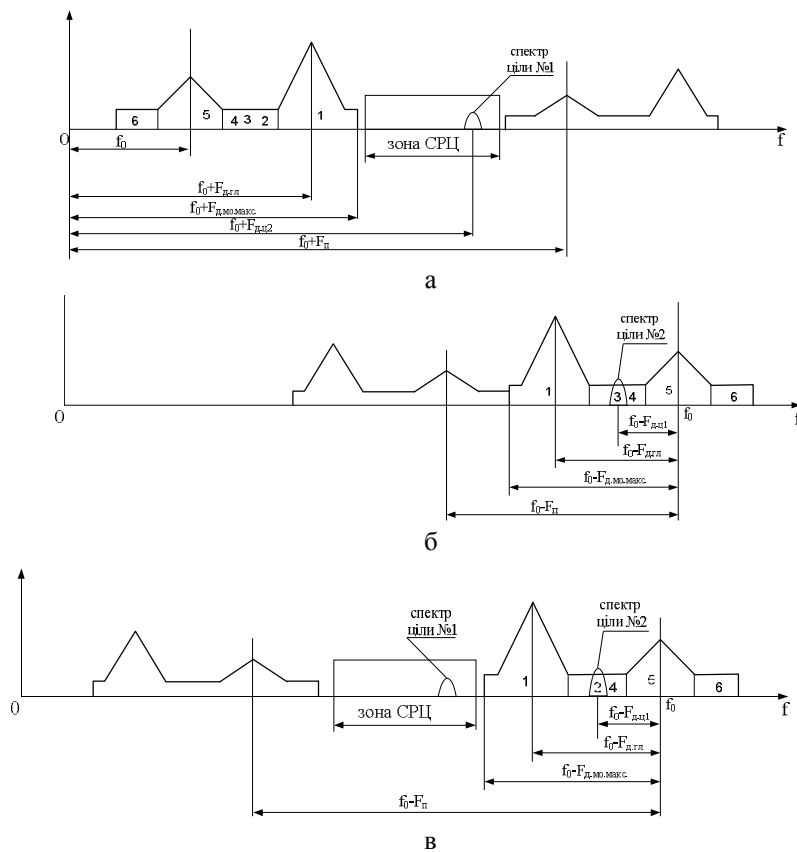


Рис. 2. Спектр коливань сигналу, відбитого від цілі й заважаючих відбиттів

Коливання, відбиті від поверхні Землі, надходять до входу РЛС як по основному (головному) пелюстку (ГП) ДС двохдзеркальної антени Косегрена, так і по бічних пелюстках (БП). Частотні складові в спектрі відбитого сигналу мають доплерівський зсув частоти, що залежить від кутового положення ділянки, що опромінюється, на поверхні Землі по азимуті φ й куту місця β щодо вектора $V_{ла}$ швидкості вертольота. При розгляді вертикальної картинної площини доплерівські складові спектра залежать тільки від кута β_a .

Схема положення ДСА РЛС вертольота, що здійснює горизонтальний політ в вертикальній площині (рис. 1, а), схема положення ДСА РЛС вертольота, що здійснює горизонтальний політ в горизонтальній площині (рис. 1, б).

З обліком ефективних поверхонь розсіювання (ЕПР) інтенсивність цих доплерівських складових залежить від кутового положення відбивача щодо вектора швидкості польоту літака [1 – 6].

Отже, вихідний сигнал приймача РЛС при дії на його вхід відбиттів від Землі є результатом згортки двох функцій – функції, що характеризує відбивну здатність поверхні, що $\rho(\varphi, D)$ підстилає і функції невизначеності $\Psi_s(D - D_s)$.

При спільному впливі на вхід приймача РЛС коливань заводових відбиттів й сигналу, відбитого від цілі, для знаходження вихідної реакції прийомного пристрою доцільно визначити потужність ЗВ в області розташування цілі на координатній площині (φ, D) , заданої її координатами (t_D, f_D) .

Для рішення цього завдання спочатку знайдемо потужність заводових відбиттів виході прийомного пристрою в загальному випадку:

$$P_{ЗВвих}(t_c, f_c) = |\dot{S}_{вих}(t_c, f_c)|^2 = \int_0^{\infty} \int_0^{60^\circ} \int_0^{60^\circ} \rho(\varphi, D) \rho^*(\varphi', D') \Psi^*(D' - D_c; \varphi' - \varphi_c) \times \Psi_s^*(D - D_c; \varphi - \varphi_c) dD' d\varphi' dD d\varphi, \quad (1)$$

де $\rho^*(\varphi', D')$ – опорні дані про типи ЕПР підстильних поверхонь, залежні від похідних кута, від похідних поточної дальності до мети й поверхні, що підстиляє D' .

Однак, для кожної точки (t_d, f_d) потужність $P_{ЗВвих}$ є випадковою величиною, тому знайдемо середньостатистичне значення даної величини. Випадковий характер $P_{ЗВвих}$ обумовлений функцією відбиття, що являє собою сумарний ефект відбиттів від випадково розташованих точкових відбивачів, що опромінюються різними частотами (при русі носія РЛС).

Запишемо середнє значення потужності завадових відбиттів у вигляді:

$$\bar{P}_{ЗВ.вих} = \int_{-\infty}^{\infty} \int_0^{60^\circ} \int_{-\infty}^{\infty} \int_0^{60^\circ} M\{\rho(\varphi, D) \rho^*(\varphi', D')\} \times \Psi^*(D' - D_c; \varphi' - \varphi_c) \Psi(D - D_c; \varphi - \varphi_c) dD' d\varphi' dD d\varphi, \quad (2)$$

де $M\{\rho(\varphi, D) \rho^*(\varphi', D')\}$ – математичне сподівання результатів операції усереднення вимірювань дальностей до елементів підстильної поверхні – D , на завданих кутах візування – φ з опорними даними цих значень D' , φ' ;

$\Psi^*(D' - D_c; \varphi' - \varphi_c)$ – кореляційний інтеграл опорного сигналу;

$\Psi(D - D_c; \varphi - \varphi_c)$ – кореляційний інтеграл зондуєчого сигналу.

Граничні області спектра ЗВ, відзначені на рис. 2 як 1а й б, відповідають доплерівським зсувам частоти, що має максимально можливе значення при даній швидкості польоту літака:

$$f_{ДЗВмакс} = \pm \frac{2V_{ЛА}}{\lambda}; \quad (3)$$

$$f_{ДЗВ} = \pm \frac{2V_{ЛА}}{\lambda} \times \cos \beta_{ЗВ}. \quad (4)$$

Інші ділянки спектра (області 2 і 4 на рис. 2) відповідають доплерівським зсувам частот сигналів, прийнятим по бічних пелюстках ДСА, орієнтованим за головним пелюстком відповідно як у площині кута місця, так і азимута [1 – 6].

Сигнали, відбиті від низьколетячої цілі, займають область частот поблизу спектральної складової, зміщеної відносно несучої частоти f_0 на величину:

$$f_{ДЦ} = \pm \frac{2(V_{ла} + V_{ц})}{\lambda} \cos \beta_{ц}. \quad (5)$$

Зони секторів огляду простору промінами всіх ФАР дорівнюють 60° для кожної. Так як гвинтова ФАР має дві секції, які зсунуті одна відносно другої на 30° , то сумарна зона огляду буде дорівнювати 120° . Сканування завданого сектору повітряного простору променем антенної решітки ведеться растровим методом. На вісі несучого гвинта (в системі його координат) встановлені ФАР, які орієнтовані праворуч і ліворуч відносно фюзеляжу планера вертольота. Якщо гвинт рухається за напрямком годинної стрілки, то частота Доплера відбитих коливань буде мати додатний приріст у ФАР, яка зорієнтована у передній бік. Якщо гвинт рухається проти напрямку годинної стрілки, то частота Доплера відбитих коливань буде мати від'ємний приріст у ФАР, яка зорієнтована у задній бік. Задаючий генератор передавача РЛС формує зондуєчі сигнали на несучій довжині хвилі: $\lambda = 3\text{см}$. у носову ФАР з високими частотами повторення (ВЧП) бо у цьому напрямі великі радіальні швидкості ділянок підстильної поверхні, а в наслідок цього, згідно за формулою (1), у частотній області виникатимуть заважаючи відбиття від цих ділянок. На рис. 2 показанні спектри відбитих коливань від цілі та підстильної поверхні у передню (рис. 2а) і задню півсфери атаки (рис. 2б). В хвостову і гвинтову ФАР задаючий генератор формує зондуєчі сигнали з середніми частотами повторення (СЧП). Так як ракета – це ціль, спрямована в бік вертольота, тобто рухається йому назустріч, в задній півсфері атаки спектр відбитого від неї сигналу буде знаходитися в зоні завадових відбиттів (рис. 2, б), то в задню півсферу атаки в режимі "ОГЛЯД" простору, коли ціль ще не виявлена, для зменшення неоднозначності вимірювання дальності слід застосовувати режим СЧП. У цьому режимі неоднозначність вимірювання дальності присутня, але ступінь її значно менша, ніж у режимі з ВЧП. Коли ціль виявлена в задній півсфері, вона береться на супровід в режимі безперервного пеленгування. З борта вертольота запускається протиракета з радіолокаційною пасивною головкою самонаведення (РГС), яку на першому етапі польоту наводить РЛС вертольота за допомогою променя ФАР, за яким до борта ракети надходять сигнали керування та радіо корекції (рис. 1, а). На другому етапі польоту РГС захватить сигнал підсвіту цілі від вертолітної РЛС. З моменту автоматичного пуску з борта вертольота протиракету у задню півсферу, РЛС включає режим випромінєні зондувальних імпульсів на ВЧП для корекції протиракету (рис. 2в). підсвічення цілі авіаційною РЛС триматиме в часі стільки, доки протиракета, запущена з вертольоту не влучить у ракету – ціль, яка запущена з ЗРК противника. Аналогічним чином здійснюється наведення вертолітної протиракету на ракети ЗРК супротивника і в інші півсфери атаки (передня, бічні).

У формулі (3), (4), (5) знак "+" означає додатковий доплерівський зсув частоти заважаючих відбиттів (коли відбиття надходять до ФАР з передній півсфери атаки), "-" означає від'ємний доплерівський зсув частоти (коли відбиття надходять до ФАР з задній півсфери атаки). У боковий півсфери атаки (правої або лівої) доплерівський зсув частоти відбитого коливання заважаючих відбиттів буде малий (згідно формули (2) кут спостереження $\beta_{зв} = 90^\circ$, $\cos(90^\circ) = 0$).

В часовий області наявність "сліпих" зон по дальності та неоднозначний вимір часу запізнення відбитого сигналу в часовій області. Це негативне явище обумовлено роботою РЛПК на випромінювання з високими і середніми частотами повторення (ВЧП) зондувальних імпульсів через одну антену. Це приводить до тому, що відбиті луна-імпульси від цілі можуть потрапити до антени, коли передавач буде працювати на випромінювання, а вхід приймача в цей час для прийому закритий. Таким чином, частина імпульсів не приймається приймачем, і час затримки вимірюється неоднозначно [7 – 9]. Для усунення неоднозначності вимірювання часу запізнення відбитого сигналу, застосовують перебір декілька ВЧП, але це приводить до великих похибок вимірювань. Для зменшення неоднозначності вимірювання часу затримки (дальності) при роботі у бічні півсфери атаки застосовують режим випромінення зондувальних імпульсів авіаційної РЛС з СЧП.

Висновки

1. Таким чином, розроблені пропозиції щодо проектування авіаційної бортового імпульсно-доплерівського радіолокаційного комплексу з системою фазованих антенних решіток літаків та вертольотів штурмової авіації.

2. По наведеним вище пропозиціям побудована структура тракту прийому і цифрового перетворення відбитого радіоімпульсу в декількох каналах прийому й обробки прийомного тракту авіаційного радіолокаційного комплексу.

ПРЕДЛОЖЕНИЯ ОТНОСИТЕЛЬНО РАЗРАБОТКИ БОРТОВОГО ИМПУЛЬСНО-ДОПЛЕРОВСКОГО РАДИОЛОКАЦИОННОГО КОМПЛЕКСА С СИСТЕМОЙ ФАЗИРОВАННЫХ АНТЕННЫХ РЕШЕТОК ДЛЯ ВОЕННЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Ю.В. Севостьянов С.М. Каратеев

Предлагается разработка авиационной радиолокационной системы с фазированной антенной решёткой воздушного базирования военных самолетов и вертолетов для предупреждения экипажа о ракетной атаке наземных комплексов противовоздушной обороны противника.

Ключевые слова: диаграмма направленности антенны, эффективная поверхность рассеяния, полярность, импульсно-доплеровская радиолокационная система, фазированная антенная решетка, военные летательные аппараты поляризация, вектор электрического поля.

PROPOSALS CONCERNING DESIGN BOARD PULSEWISE - THE DOPPLER RADAR COMPLEX WITH SYSTEM OF THE PHASED ANTENNA ARRAYS FOR MILITARY FLIGHT VEHICLES

Y.V. Sevostjanov, S.M. Karateev

Antenna pattern, effective surface of dispersion, polarity, pulsewise - the Doppler radar-tracking system, the phased antenna array, military flight vehicles polarisation, electrical vector.

Keywords: effective surface of dispersion, ellipsoid, polarization.

Список літератури

1. Бакулев П.А. Методы и устройства селекции движущихся целей / Бакулев П.А. – М.: Радио и связь, 1986. – 286 с.
2. Дудник П.И. Авиационные радиолокационные устройства: учебник [для слушателей и курсантов инженерных ВУЗов ВВС] / П.И. Дудник, Ю. И. Черессов. – М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1986. – 524 с.
3. Дудник П.И. Многофункциональные радиолокационные системы / П.И. Дудник, А.Р. Ильчук, Б.Г. Татарский. – М.: Дрофа, 2007. – 282 с.
4. РЛС – информационная основа боевых действий многофункциональных самолётов. Системы и алгоритмы первичной обработки радиолокационных сигналов / [А.И. Канащенков, В.И. Меркулов, П.И. Дудник и др.]; под ред. А.И. Канащенкова. – М.: Радиотехника, 2006 – 510 с.
5. Оценивание дальности и скорости в радиолокационных системах. Ч.1 / [В.И. Меркулов, А.И. Канащенков, В.Н. Саблин и др.]; под ред. В.И. Меркулова. – М.: Радиотехника, 2004. – 304 с.
6. Оценивание дальности и скорости в радиолокационных системах Ч.2 / [В.И. Меркулов, А.И. Канащенков, А.И. Перов и др.]; под ред. В.И. Меркулова. – М.: Радиотехника. 2004 – 304 с.
7. Севостьянов Ю.В. Анализ існуючих авіаційних бортових радіолокаційних комплексів та особливості їх функціонування / Ю.В. Севостьянов // Системи обробки інформації. – Х.: ХУПС, 2007. – № 1(59). – С. 93-96.
8. Севостьянов Ю.В. Підвищення якості виявлення і перехоплення повітряних цілей на основі застосування авіаційних імпульсно-доплерівських РЛПК з двоканальним прийманням ехо-сигналів та поляризаційним роз'язанням / Ю.В. Севостьянов // Озброєння та військова техніка. – Х.: ХУПС. – 2007. – № 2(10). – С. 100-114.
9. Динамическая режекция воздушных целей, замаскированных коррелированными мешающими отражениями, с применением параметрических систем на нелинейных реактивных в авиационных радиолокационных прицельных комплексах воздушного базирования: матеріали шостої наукової конференції ["Новітні технології – для захисту повітряного простору"], (Харків, 14–15 квіт. 2010 р.) / М-во Оборони України, Харк. ун-т Повітряних Сил ім. І. М. Кожедуба. – Х.: ХУПС, 2010. – 56 с.

Надійшла до редколегії 21.10 2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф. О.М. Фоменко, Харківський університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків.