

БІВ

УДК 621.396.96.33

Ю.В. Севостьянов, В.К. Волосюк, М.О. Глущенко

Харківський університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків

ПІДВИЩЕННЯ ЕФЕКТИВНОСТІ ВИЯВЛЕННЯ І ПЕРЕХОПЛЕННЯ ПОВІТРЯНИХ ЦІЛЕЙ У ПЕРЕДНЮ ПОЛУСФЕРУ АТАКИ НА ОСНОВІ ЗАСТОСУВАННЯ АВІАЦІЙНИХ ІМПУЛЬСНО-ДОПЛЕРІВСЬКИХ РЛПК

Проведено аналіз існуючих авіаційних бортових РЛС літаків-винищувачів четвертого покоління, які стоять на озброєнні авіації Повітряних Сил України. Виявлені недоліки при роботі на високих та середніх частотах повторення імпульсів та вказані пропозиції щодо їх усунення.

авіаційні бортові РЛС, сигнал, літак, хвиля, повітряна ціль, швидкість, дальність, кут місця, азимут, частота Доплера, поляризація хвиль, рупорний випромінювач, поляризаційний фільтр

Вступ

Постанова задачі і аналіз літератури. ВПС України мають на озброєнні літаки четвертого покоління. Ці літальні апарати виконують бойові завдання з перехоплення повітряних цілей супротивника та завоювання лідерства над ними у повітрі. На всіх вище перелічених типах літальних апаратів встановлені радіолокаційні комплекси перехоплення та прицілювання. Дані радіолокаційні комплекси оснащені потужними обчислювальними системами, системами єдиної індикації (СЄІ), пультами дистанційного керування (ПДК), які полегшують роботу екіпажу при виконанні поставлених завдань. При пошуку повітряної цілі авіаційними РЛПК у передню полусферу атаки при радіальних швидкостях зближення, на яких виникає „сліпа” зона за швидкістю, по цим цілям приймається рішення, що приймається пасивна завада по бічним пелюсткам, від підстилаючої земної поверхні, і сигнал від даної цілі до обробки не приймається, тобто ціль не виявляється, (корисний сигнал від цілі знаходиться на потужному фоні пасивних завад відбитих від земної поверхні).

Метою даної статті буде розкриття питання виявлення повітряних цілей, які летять нижче лінії горизонту по відношенні з літаком-спостерігачем, а також пропозицій щодо розробки сучасних РЛПК, аналізу їх роботи в цілому, які знаходяться на озброєнні ПС України.

Викладення основного матеріалу

Основні фізичні принципи радіолокаційного виявлення полягають у формуванні високочастотного радіосигналу, випромінюванні його антеною у напрямку цілі, прийом антеною віддзеркаленого сигналу, посилення його та подальша обробка. Тому у даній статті буде вестися мова про аналіз спектрів відбитих завад від земної поверхні, які маскують сигнали повітряних цілей авіаційними РЛПК. На рис. 1 показанні спектри пасивних завад, які маскують сигнали від цілі.

На рис. 1 видно, що спектр пасивної завади має ширину $f_0 + F_{д.с}$, яка залежить від швидкості польоту літака-винищувача відносно поверхні Землі. Також видно, що спектри повторюються через $f_0 - (+) F_{п}$, тобто чим більше частота повторення зондуючих імпульсів, тим ширше буде вільна від завад Доплерівська зона СДЦ і куди потрібен попасти імпульс цілі. Ширину спектра пасивної завади можна зменшити шляхом зменшення істинної швидкості польоту літака-винищувача, але зменшення швидкості менш мінімальної не допустимо, бо це приведе до некерованості літака і звалюванні його у штопор, а по друге польот на малих швидкостях у винищувальній авіації – це абсурд. Ширина пасивної завади ($f_0 + F_{д.с}$) буде тим більше, чим більше буде швидкість польоту літака відносно Землі (істинна швид-

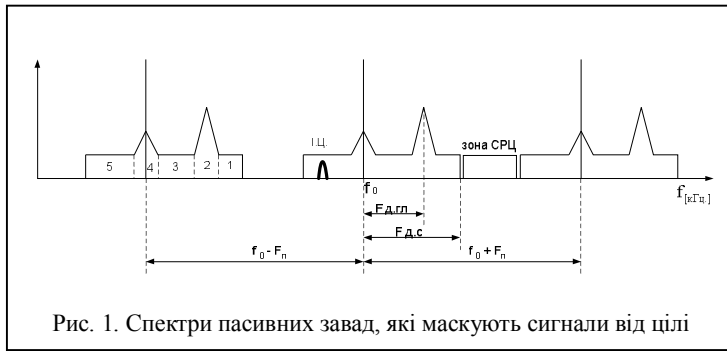


Рис. 1. Спектри пасивних завад, які маскують сигнали від цілі

кість), виникає така ситуація, коли спектри цих завад „накладаються” один на одного, тим самим збільшується сумарна амплітуда завади, де маскується імпульс цілі, і ймовірність правильного виявлення знижується. Тому в авіаційних бортових РЛПК відійшли від низьких частот повторення зондуючих імпульсів (НЧП) і взяли в основу високи частоти повторення зондуючих імпульсів (ВЧП). Из рис. 1 видно, що чим більше частота повторення зондуючих імпульсів F_n , тим більше буде вільного місця між спектрами пасивних завад і у те місце можна розмістити імпульс від цілі, а це вільне місце називається зоною селекції рухомих цілей (СРЦ), яка визначається Допплерівським зсувом частоти відбитого сигналу за формулою:

$$\Delta F_d = \frac{2 \times W}{\lambda} \times \sum \cos \alpha, \quad (1)$$

де ΔF_d – доплерівський діапазон частот відбитих пасивних завад (доплерівський шум); W – радіальна швидкість літака; $\sum \cos \alpha$ – сума косинусів всіх кутів напрямків, з котрих надходять пасивні завади; λ – довжина хвилі випромінювання передавача. При радіолокаційному виявленні повітряних цілей, частіше застосовується сумарний відбитий сигнал. Так більша частина цілей, таких як літак, мають складну форму, то сумарний відбитий сигнал уявляє собою векторну суму групи відбитих сигналів від окремих частин цілі, наприклад від двигунів, гвинтів, фюзеляжу и плоскостей. Рух цілі і її частин відносно РЛПК викликає зміни сумарного відбитого сигналу у часі, що приводить до небажаним флуктуаціям сигналу при радіолокаційному виміру параметрів цілі. Ці флуктуації, викликаємі тільки самою ціллю, без урахування віяння атмосфери й шуму РЛС, називаються шумом цілі. Таке уявлення о шумі цілі дано на прикладі літака, як цілі складної форми, розміри яких більші по зрівнянні з довжиною

хвилі РЛС – λ . Основна різниця полягає у характері руху цілей. При розгляді доплерівського зсуву частоти сигналів, відбитих складною ціллю, можна виділити: 1) доплерівські спектральні лінії від рухомих частин літака, (гвинтів або лопаток реактивній турбіні); 2) неперервний доплерівський спектр, який розташовується симетрично по обидві боки від середньої доплерівській частоті від цілі. Розширення цього спектру обумовлено випадковими відхиленнями літака в польоті від заданої траєкторії у типовому випадку літак підвергається інтенсивним випадковим коливанням по кугам рискання, тангажу крену адже при «фіксованому» курсі. На рис. 2, 3 проведені графіки коливань курсу літака, якій летить «по прямий», і ілюструють випадкові траєкторні відхилення літака при середньої турбулентності атмосфери на малій висоті, і які викликають появлення доплерівського шуму та інші явлення.

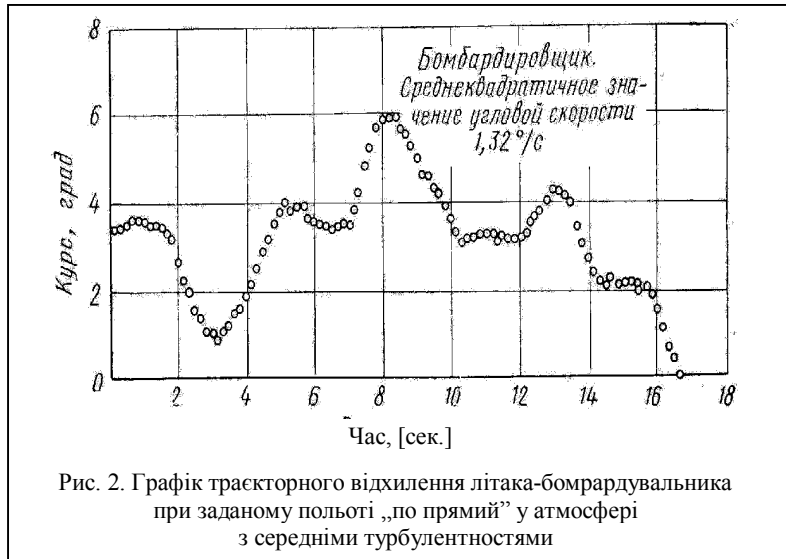


Рис. 2. Графік траєкторного відхилення літака-бомбардувальника при заданому польоті „по прямий” у атмосфері з середніми турбулентностями

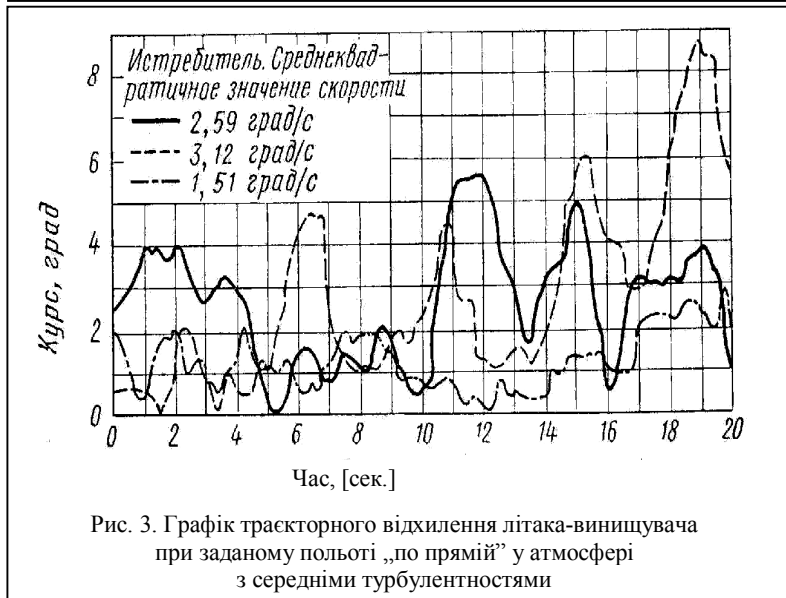


Рис. 3. Графік траєкторного відхилення літака-винищувача при заданому польоті „по прямий” у атмосфері з середніми турбулентностями

Допплерівський шум, який викликає корпус літака, пов'язаний зі швидкістю зміни кутowego шуму. Цей зв'язок легко показують, якщо ввести уявлення об перекинутенні фазового фронту кутowego шуму. Кутовой шум виявляється нахилом фазового фронту ехо-сигналу від складної цілі в будь-який момент часу відносно плоского (круглого при малих відстанях фазового фронту) ехо-сигналу від гіпотетичного точкового джерела випромінювання, який знаходиться в центрі цілі. Зміна нахилу фазового фронту з'являється мірою кутовой похибки, або кутова спостережна система виявляє напрям до цілі, як нормаль до фазового фронту. Допплерівський шум виявляється як похідна у часі від зміни фази відносно фази, котру мав би сигнал, який відбитий був би від точкової цілі. Рис. 4 ілюструє круговий рух перекинутого фазового фронту від складної цілі (два відбивача в даному прикладі), якщо цілі здійснює ризикання в межах невеликого куту [7]. Коли перекинуто область фазового фронту при обертанні проходить в зону дії РЛПК, то вона викликає стрибок фази. Швидкість зміни фази в будь-який момент часу відповідає частоті, котра називається миттєвою. Аналогічне явище спостерігалось на лініях радіозв'язку з частотною модуляцією при багаторасовому розповсюдженні. **Якщо ракурс цілі змінюється із сталою швидкістю, то часові функції кутowego шуму і миттєвої доплерівської частоти мають однакову форму.** В тому випадку коли цілі робить типові випадкові рухи, можна підрахувати доплерівську частоту для даної картини перекинутого фазового фронту і характеру руху цілі, диференціюємо у часі девианцію фази (відносно фази, котра була би прийнята в випадку точкової цілі):

$$f(t) = \frac{d\Phi(t)}{dt}, \quad (2)$$



де $F(t)$ – миттєва доплерівська частота; $\Phi(t)$ – девианція фази приймаемого РЛС сигналу, яка викликана обертанням перекинутого фазового фронту.

Для оцінки $f(t)$ краще розглядати картину перекинутого фазового фронту окремо від її вивірення, викликаного зміною ракурсу цілі. Перекинування фазового фронту (рис. 5) можна виразити в функції ракурсу цілі ψ на даний момент часу. Похідна девианції фази, яка характеризує перекинутий фазовий фронт по куту ψ , дорівнює $d\Phi(\psi)/d\psi$, де функція $\Phi(\psi)$ – девианція фази (в залежності від ракурсу цілі), яка спостерігається при русі за круговою траєкторією навколо цілі. Випадкове переміщення цілі (типові ризикання, крени і тангаж) викликають обертання перекинутого фронту. Коли активна РЛС опромінює відбиваючі елементи цілі, характер електромагнітного збудження цих елементів змінюється в залежності від ракурсу цілі. Відносні фази ехо-сигналів від цих елементів, які спостерігаються у точці приймання, змінюються в два рази швидше, ніж фази електромагнітних коливань, які збуджуються в елементах цілі. Це викликає обертання картини перекинутого фазового фронту (рис. 4) зі швидкістю, в два рази більшої швидкості випадкового кутowego руху цілі, тобто $2d\psi(t)/dt$, де $\psi(t)$ – ракурс цілі в функції від часу (рис. 2, 3). Помноження похідної перекинутого фазового фронту (враженою в періодах високочастотних коливань на радіан) на здвоєну швидкість кутowego руху цілі (радіан/с) дає

$$f(t) = \frac{d\Phi(\psi)}{d\psi} \times \frac{2d\psi(t)}{dt}, \quad (3)$$

де $f(t)$ – миттєва частота (в Гц). Ця формула дозволяє дуже точно оцінити обидві складаючі частоти $f(t)$. Ракурс цілі як функцію часу можна виявити за даними, приведеними на рис. 2, 3, що дає можливість обчислити $d\psi(t)/dt$. Аналогічно можна виявити та оцінити значення $d\Phi(\psi)/d\psi$ із результатів виміру кутowego шуму, або кутовой шум виявляється просторовою кругизною фазового фронту. Однак, при застосуванні кутowego шуму потребується змінити одиниці виміру. Найбільш цікаву інформацію про доплерівський шум дає форма спектру, а не миттєва частота як функція часу. Спектр доплерівських флуктуацій частоти уявляє собою розподіл густини ймовірності $f(t)$ і показує, в течі якого відносного часу ця частота попаде в певну дільницю ширини смуги. Густиною ймовірності $f(t)$ можна виявити за густинами ймовірностей $d\Phi(\psi)/d\psi$ та $d\psi(t)/dt$. Уявляється, що при достаточних розмірах часової вибірки розподіл густини ймовірностей кутowych флуктуацій як



Рис. 5. Фазові фронти, які випромінюються двома джерелами та збуджуються з однаковими амплітудами і різницею фаз 180°

функції часу дорівнює густині ймовірності $d\Phi(\psi)/d\psi$ та крутизни фазового фронту в тому ж діапазоні змін ракурсів цілі, як і при вимірюваннях кутових флуктуацій. Значення кутових флуктуацій, у вигляді похибки виявлення положення цілі, можна перетворити в значення фази (в радіанах) або ракурсу.

В аналізованому нижче типовому прикладі приймається, що кутові флуктуації цілі мають гауссовий розподіл зі середньоквадратичним значенням ψ_{ψ} , котре можна виявити з хорошим наближенням за розмірами літака. Приймається також, що випадкові рухи цілі носять гауссовий характер, та їх середньоквадратичні значення оцінюються за даними рис. 2, 3. Ці значення подвоюються для розподілу $d\psi/dt$, так як швидкість змінення перекрученого фазового фронту в 2 рази більше швидкості змінення ракурсу цілі.

Розподіл густини ймовірності $p(f)$ для $f(t)$ виражається модифікованою функцією Ганкеля в вигляді

$$p(f) = \frac{1}{2\pi\sigma_{\psi}\sigma_{\omega}} \times K_0 \left(\frac{f}{2\sigma_{\psi}\sigma_{\omega}} \right), \quad (4)$$

де K_0 – модифікована функція Ганкеля; f – частота (в Гц); σ_{ψ} – середньоквадратичне значення девиції фази, обумовленої кутовим шумом (в безмежних одиницях); σ_{ω} – середньоквадратичне значення частоти ризикування (в Гц).

Значення σ_{ψ} можна виявити із співвідношення

$$\sigma_{\psi} = 2\pi\sigma_{\text{ang}}/\lambda, \quad (5)$$

де σ_{ang} – середньоквадратичне значення кутової похибки (в лінійних одиницях), яка вимірюється в місці розташування цілі; λ – довжина хвилі височастотного випромінення (в тих же одиницях, що і σ_{ang}).

Для виявлення $p(f)$ потребується пристрій АРП з великою швидкодією, котра забезпечила рівні ваги для всіх значень $f(t)$. Однак вільно діюча АРП, внаслідок від'ємної кореляції між величиною кутового шуму і амплітудою сигналу, викличе зменшення компонент спектру, яке залежить від їх зсуву від середньої доплерівської частоти, що

приведе до звуження спектру, як це відбувається під впливом кутового шуму.

Функція $p(f)$ була виявлена відносно середньої доплерівської частоти. вона має максимум при $f = 0$, що відповідає (в абсолютному значенні) середній доплерівській частоті сигналу у цілі (після детектування сигналу) При наближенні аргументу функції K_0 до нуля густина ймовірності $p(f)$ наближається до нескінченності. Однак цієї функції густини, котра подібна функції густини ймовірності для синусоїдної хвилі, яка має два нескінченних межових значень. Функція $p(f)$ веде себе правильно і має повну ймовірність, яка дорівнює 1, при інтегуванні по всім можливим значенням в межах від $-\infty$ до $+\infty$, тобто, вона при інтегуванні в межах будь-який кінцевий смуги частот має деяке значення ймовірності, яке менше 1.

Проведемо розрахунок функції $p(f)$ для великого літака типу Боїнг-707 з розмахом крила 40 м, якого спостерігають з носу. У цьому випадку оціночне значення $\sigma_{\text{ang}} = 6$ м; на хвилі $\lambda = 0,032$ м, це дає $\sigma_{\psi} = 1178$. При середньоквадратичній швидкості ризикування $0,8^\circ/\text{с}$ розділеної на 360° , період, буде дорівнювати $\sigma_{\omega} = 0,0022$ Гц. Це після детектування дає спектр доплерівських частот (віднесений до частоти передавача РЛС) $p(f) = 0,062K_0[(f - f_d)/5,18]$, де f_d – середня доплерівська частота від корпусу літака. Функція $p(f)$ подана графічно на рис. 6, який показує що спектр частот, який усереднили за великий період часу, має форму, котру мали очікувати для спостережуваного з носу літака, який здійснює політ по прямий. Вимірювання, які проведенні для літака Боїнг-707 за допомогою доплерівський РЛС, яка має високу розподіляючу здатність і працюючу у тому ж діапазоні, дали спектр, який зображений на рис. 7.

Слід вказати, що будь-яке постійне значення швидкості віражу або змінення ракурсу дає додаткове постійне значення $d\psi(t)/dt$, це приводить до розширення доплерівського спектру і зміненні його

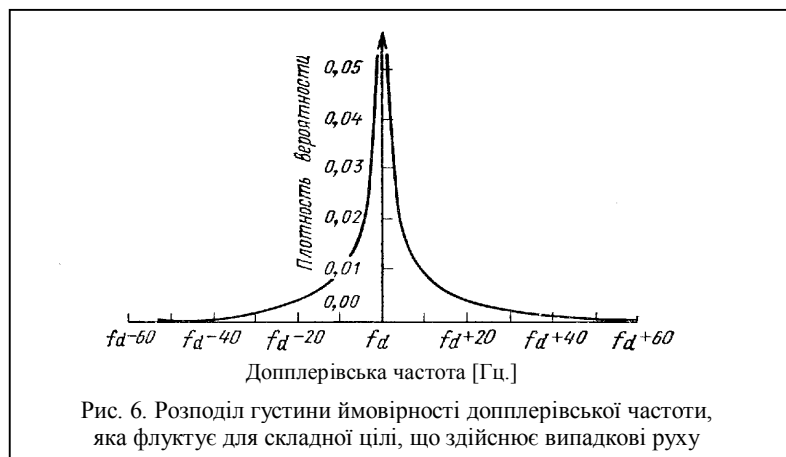


Рис. 6. Розподіл густини ймовірності доплерівської частоти, яка флукутує для складної цілі, що здійснює випадкові рухи

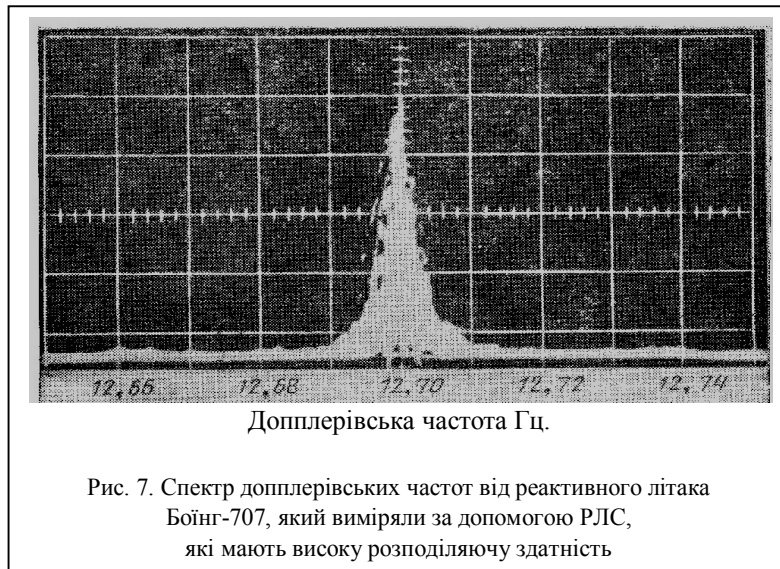


Рис. 7. Спектр доплерівських частот від реактивного літака Боїнг-707, який виміряли за допомогою РЛС, які мають високу розподіляючу здатність

форми, яка виражається в менш різкому спаданні функції $p(f)$ поблизу її максимуму, а також до зсуву всього спектру частоти, виду змінення середньої радіальної швидкості. Зсув спектру викликає його змазування або розширення в залежності від інтервалу спостереження. Окрім того, змінення швидкості руху також викликає розширення спектру. Складові ехо-сигналу від обертаючих або коливаючих частин літака викликають появу доплерівських ліній на частотах, які зсунуті від доплерівського спектру літака. Періодична амплітудна модуляція складає пари доплерівських ліній, які симетрично розташовані відносно доплерівської частоти, яка відповідає швидкості літака.

На основі вищенаведеної фізики змінення фазової картини спектра відносно змінення ракурсу спостереження за повітряною ціллю, змінюється ширина спектру відбитого від цілі сигналу. Також було показано, що якщо ракурс цілі змінюється із сталою швидкістю, то часові функції кутового шуму і миттєвої доплерівської частоті мають однакову форму, тобто закон, який показує змінення форми та (або) ширини спектру відбитого сигналу відносно зондуючого за однакові короткі інтервали часу, буде мати лінійну функцію. Якщо ця функція буде лінійна, то будемо вважати, що в відбитому сигналі на фоні пасивних завад (рис. 1) спостерігається сигнал цілі.

Висновки

Були розглянуті основні фізичні властивості спектрів відбитих від земної поверхні завад та спектрів корисних сигналів від цілей, які застосовуються в радіолокаційних комплексах повітряного базування винищувальної авіації Повітряних Сил. Вони надають суттєву допомогу екіпажам повітряних суден у здійсненні виконання поставлених задач, але є і недоліки, які істотно впливають на виконання

поставлених задач, з якими потрібно боротися шляхом оптимізації методів приймання відбитих від цілі сигналів та ідеєю обробки радіолокаційної інформації параметрів сигналів в авіаційних імпульсно-доплерівських РЛПК.

Система, що була запропонована в цій статті, перша у цьому класі систем зі схожим принципом роботи. Вона „перекриває” позитивні якості попередніх систем, об’єднавши позитивні їх якісні показники і усуваючи тим самим їх головні недоліки, а це:

- вимірювання однозначної дальності до цілі з високою точністю;
- вимірювання однозначної швидкості руху повітряної цілі з високою точністю;
- досить велика дальність виявлення повітряної цілі у всіх ракурсах атаки та на будь-яких радіальних швидкостях зближення (вдавлення) з повітряною ціллю;
- відносно короткий час обробки інформації, яка обробляється з приходом відбитого сигналу від повітряної цілі.

Список літератури

1. Бакулев П.А., Стенин В.М. Методы и устройства селекции движущихся целей. – М.: Радио и связь, 1986. – 287 с.
2. Голиусов Ю.В. Авиационные радиопередающие устройства. – М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1990. – 210 с.
3. Дудник П.И., Чересов Ю.И. Авиационные радиолокационные устройства. – М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1986. – 533 с.
4. Новокианов М.Н. Электродинамика и распространение радиоволн: Специальный курс. – Рига: РВВА-ИУ им. Я. Алксниса, 1981. – 563 с.
5. Грудинская Г.П. Распространение радиоволн. – М.: Высшая школа 1967. – 244 с.
6. Никольский В.В. Электродинамика и распространение радиоволн. – М.: Наука, 1978. – 543 с.
7. Сазонов Д.М. Антенны и устройства СВЧ. – М.: Высшая школа, 1988. – 432 с.
8. Бадалов А.Л., Михайлов А.С. Нормы на параметры электромагнитной совместимости РЭС: Справочник. – М.: Радио и связь, 1990. – 271 с.
9. Куля Б.М. Авиационные радиопередающие устройства. – К.: КВВАИУ им. Ленинского Комсомола Украины, 1987. – 487 с.
10. Скольник М. Введение в технику радиолокационных систем. – М.: Мир, 2006. – 736 с.

Надійшла до редколегії 27.11.2007

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.М. Глюшко, Національний аерокосмічний університет «ХАІ» ім. М.С. Жуковського, Харків.