

УДК 621.396.61

І.В. Тітов

Харківський університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків

ПРИНЦИПИ АДАПТИВНОГО НАСТРОЮВАННЯ ПАРАМЕТРІВ ЗОНДУЮЧОГО СИГНАЛУ ПОСАДКОВОГО РАДІОЛОКАТОРУ ДЛЯ КОГЕРЕНТНОГО НАКОПИЧУВАЧА

Підвищені вимоги до посадкового радіолокатору (ПРЛ) щодо забезпечення групи керівництва польотами (ГКП) високоточною радіолокаційною інформацією (РЛІ) в зоні посадки є одним з основних аспектів безаварійної посадки літаків в умовах поганої видимості злітно-посадкової смуги (ЗПС). У зв'язку з цим в роботі запропоновані принципи адаптивного настроювання параметрів зонду чого сигналу ПРЛ для оптимальної роботи когерентного накопичувача (КН) та принципи побудови каналу селекції рухомих цілей (СРЦ) з таким накопичувачем.

Ключові слова: посадковий радіолокатор, диспетчерський радіолокатор (ДРЛ), злітно-посадкова смуга, керівник зони посадки (КЗП), радіолокаційна система посадки (РСП), задана лінія посадки (ЗЛП), радіолокаційна інформація, селекція рухомих цілей, когерентний накопичувач, група керівництва польотами, розрахункова точка посадки (РТП).

Вступ

Постановка проблеми. Рішення задачі забезпечення безаварійної посадки літаків в умовах поганої видимості ЗПС висуває підвищені вимоги до ПРЛ щодо забезпечення КЗП високоточної РЛІ в зоні посадки. Існуючі ПРЛ у складі РСП цим вимогам не відповідають. Тому забезпечення безпеки посадки літака в таких умовах є актуальною проблемою.

Аналіз останніх досліджень і публікацій. У роботі [1] пропонується вирішувати завдання СРЦ шляхом реалізації доплерівської фільтрації відбитих імпульсів в когерентному накопичувачі [2] і викладається методика адаптивної настройки часових параметрів зондуючого сигналу для накопичувача. У статті [3] обґрунтовані вимоги до точності вимірювання кутових координат в умовах поганої видимості ЗПС і можливість їх виконання шляхом реалізації сучасних принципів побудови ПРЛ.

Формулювання мети статті. Аналіз можливих принципів адаптивної настройки параметрів зондуючого сигналу ПРЛ для когерентного накопичувача з метою недопущення заважаючих накопичень від пасивних завад.

Викладення основного матеріалу

У складних метеоумовах рекомендованим режимом роботи ПРЛ є активний (АКТ) режим. У цьому режимі здійснюється обробка відбитої пари імпульсів (сигналу запиту) амплітудним трактом первинного приймача і сигналів відповіді (СВ) літакового відповідача (ЛВ) приймачем і дешифратором вторинного каналу ПРЛ. Тому режимом АКТ для ПРЛ є поєднанням пасивного (ПАС) з дальністю дії до 20 км і активного режимів з дальністю до 40 км, тобто режимом "ПАС + АКТ". У цьому режимі ПРЛ вимірює три координати літака на дальностях з 40 км до 20 км без заважаючого впливу відбиттів від

метеохмар. На дальностях менше 20 км зазвичай здійснюється переведення ПРЛ з режиму АКТ в режим "ПАС + СРЦ" – в ближній зоні дії ПРЛ (до 8 – 12 км) відображається інформація каналу СРЦ, а в дальній зоні (від 8 – 12 км до 20 км) [4] – амплітудного каналу. У сучасному локаторі доцільно реалізувати режим "ПАС + СРЦ + АКТ" з "кольоровим забарвленням" РЛІ кожного приймального тракту на моніторі. Для цього до складу локатора повинні входити відповідні канали обробки – амплітудний, вторинний і СРЦ. Будемо виходити з наявності у складі ПРЛ таких каналів.

На заключному етапі посадки при поганій видимості ЗПС основну роль у забезпеченні посадки літака грає РЛІ каналу СРЦ. Для підвищення коефіцієнта придушення пасивних завад (ПЗ) з 20 дБ до 40 дБ пропонується [1] реалізувати в ПРЛ цифрову СРЦ за принципом когерентного накопичення імпульсів у доплерівських фільтрах [2].

Для зменшення заважаючого впливу ПЗ на всі фільтри по бічних пелюсток АФХ фільтрів здійснюється згладжування бічних пелюсток АФХ [2] до рівня мінус 3 дБ. На рис. 1 ілюструється вид АФХ накопичувача в режимі згладжування бічних пелюсток при накопиченні імпульсів на протязі 8 періодів: $N_n = 8$.

Однак у цьому випадку відбувається розширення основних пелюсток АФХ кожного фільтра в два рази, що істотно збільшує рівень взаємного перекриття АФХ сусідніх фільтрів. Тому потрібно вирішувати завдання придушення пасивних завад, які накопичилися головним чином у першому і сьомому фільтрах із середнім рівнем 0,7 максимальної амплітуди накопичених імпульсів в цих фільтрах. В інших фільтрах придушення накопичень ПЗ (мінус (45 ... 50) дБ) вирішується шляхом віднімання від амплітуди накопичених імпульсів в таких фільтрах 1/128 (42 дБ) або 1/256 (48 дБ) амплітуди накопичених імпульсів в нульовому фільтрі.

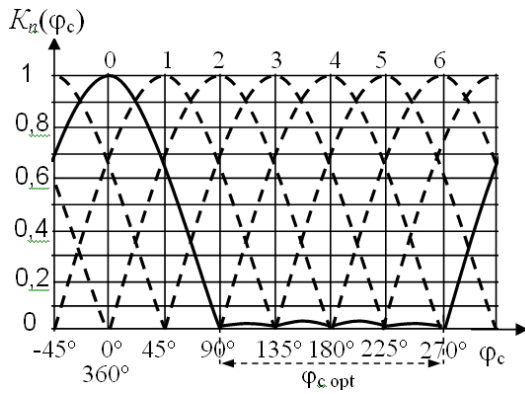


Рис. 1. Ілюстрація оптимального фазового набігу фаз відбитих імпульсів

В ПРЛІ можливо виключити накопичення імпульсів цілі в 1-ому і 7-ому фільтрах КН, шляхом відповідного вибору та зміни значення періоду повторення T_{Π} зондуючих імпульсів.

Із залежності доплерівського набігу фаз φ_c за T_{Π} від довжини хвилі λ і радіальної складової швидкості літака V_r

$$\varphi_c = 4\pi \frac{V_r}{\lambda} T_{\Pi} \quad (1)$$

виходить можливість регулювання значення набігу фаз. Як видно із рис. 1, для забезпечення накопичувань відбиттів від літака в фільтрах 2-6 з мінімальним рівнем накопичувань ПЗ набіг фаз має задовольняти умові:

$$(0,5 + 2i)\pi \leq \varphi_c = \varphi_{c\text{opt}} \leq (1,5 + 2i)\pi; \quad i=0,1,2. \quad (2)$$

Для виконання умови (2) при відомій V_r необхідно підбирати значення T_{Π} із дотриманням однозначності вимірювання дальності:

$$T_{\Pi} \geq \frac{2D_{\text{max}}}{C}, \quad (3)$$

де C – швидкість світла; D_{max} – максимальна дальність дії РЛС.

У відповідності до виразу (1) умова (2) перетворюється у вигляді:

$$(0,125 + 0,5i)\lambda \leq V_r T_{\Pi} \leq (0,375 + 0,5i)\lambda. \quad (4)$$

Відповідний підбір періоду T_{Π} для виконання умов (3) і (4) і складає сутність запропонованого адаптивного підбору параметрів імпульсів зондування для КН.

У роботі [1] запропоновано методику такої дискретної зміни періоду T_{Π} шляхом вимірювання поточної швидкості літака V_c і видачі команд синхронізатору на дискретну зміну значення T_{Π} (і тривалості) імпульсів зондування. Для $\lambda = 3,2$ см і $D_{\text{max}} = 30$ км ПРЛІ були отримані набори діапазонів швидкостей ΔV_j і відповідних їм оптимальних значень T_{Π} для меж зміни швидкостей від 1000 км/год до 150 км/год. Аналіз реальних швидкостей різнотипних літаків пока-

зав, що можливі зміни швидкостей на етапі посадки можуть лежати в межах від 500 км/год до 150 км/год. Тому з отриманого [1] набору $\Delta V_j = (V_n \div V_k)$ і значень періодів $T_{\Pi j}$ при вирішенні завдання адаптивного настроювання параметрів зондування досить врахувати відповідну половину набору:

$$\begin{aligned} \Delta V_1 &= (142 \div 116) \text{ м/с}, \quad T_{\Pi 1} = 0,31 \text{ мс}; \\ \Delta V_2 &= (122 \div 88) \text{ м/с}, \quad T_{\Pi 2} = 0,229 \text{ мс}; \\ \Delta V_3 &= (94 \div 68) \text{ м/с}, \quad T_{\Pi 3} = 0,297 \text{ мс}; \\ \Delta V_4 &= (74 \div 53) \text{ м/с}, \quad T_{\Pi 4} = 0,378 \text{ мс}; \\ \Delta V_5 &= (59 \div 20) \text{ м/с}, \quad T_{\Pi 5} = 0,203 \text{ мс}, \end{aligned} \quad (5)$$

Значення параметрів (5) вимагають уточнень. Принцип вибору першого значення $T_{\Pi 1}$ полягає в тому, що цифровим вимірювачем вимірюється поточна швидкість V_c літака і залежно від того, якому з діапазонів ΔV_j відповідає ця швидкість, видається команда синхронізатору на формування імпульсів запуску з відповідним значенням $T_{\Pi j}$.

З умови (4) виходить, що кожне значення $T_{\Pi j}$ “перекриває” певний діапазон ΔV_j швидкостей від початкової V_{nj} до кінцевої $V_{kj} < V_{nj}$. Наступні команди на змінення $T_{\Pi} = T_{\Pi j}$ мають враховувати точність σ_v змінення швидкості. Такий облік зводиться до формуванню команди на зменшення T_{Π} в той період оновлення РЛІ ($T_{\text{оновл}} = 1$ с [4]), коли значення швидкості, що вимірюється $V_{\text{шв}}$ перевищує значення контрольної швидкості V_{dj} для дискретної зміни періоду повторення $T_{\Pi j}$

$$V_{\text{шв}} \geq V_{dj} = V_{kj} + \sigma_v, \quad (6)$$

а наступне значення періоду $T_{\Pi j+1}$ розраховується за умовою (4) для чергового начального значення V_{nj+1} швидкості

$$V_{nj+1} = V_{dj} + \sigma_v = V_{kj} + 2\sigma_v. \quad (7)$$

В роботі [1] були отримані значення параметрів (5) за умови, що помилка σ_v не перевищує 3 м/с ($\sigma_v = 3$ м/с). При цьому, значення контрольних швидкостей V_{dj} , які відповідають набору (5), мають значення: $V_{dj} = 119$ м/с, 91 м/с, 71 м/с і 56 м/с.

Обґрунтуємо можливість забезпечення точності $\sigma_v = 3$ м/с. Канали СРЦ, що виявляють у відбитому сигналі доплерівський набіг фаз (1), не дозволяють змінювати швидкість літака $V_{\text{л}} \approx V_r$ із точністю, яка задовольняє. Тому таке змінення можливо здійснювати класичним способом – шляхом змінювання відстані $\Delta D_{\text{и}}$, пройденого літаком за період часу $T_{\text{оновл}}$:

$$V_c = \Delta D_{\text{и}} / T_{\text{оновл}}. \quad (8)$$

При цьому точність вимірювання швидкості буде залежати від величини часового дискрету τ_d і відносини сигнал/завада. Очевидно, що адаптивну настройку $T_{п}$ можна здійснювати лише для одного літака шляхом виділення та автосупроводження відбитого сигналу такого літака в ближній зоні дії локатора: на дальностях $D_c \leq 10 \text{ км}$. У складних погодних умовах первинне вимірювання швидкості можна здійснювати по пачці імпульсів вторинного каналу. Відсутність в цьому каналі пасивних завод і велике значення відношення сигнал/шум на таких відстанях (≤ 10 за напругою) дозволяє не враховувати вплив шумів на точність вимірювання відстаней, а значить і швидкості. Помилка вимірювання швидкості при цьому буде описуватися виразом:

$$\sigma_v = C\tau_d / (2\sqrt{6}\Gamma_{\text{оновл}}), \quad (9)$$

де C – швидкість світла.

Тоді потрібне значення часового дискрету у відповідності до (9) можна визначити виходячи з заданої точності σ_{v3} змінення швидкості як

$$\tau_d \leq 2\sqrt{6}\Gamma_{\text{оновл}}\sigma_{v3}/C. \quad (10)$$

Для $\sigma_{v3} = 3 \text{ м/с}$ і $T_{\text{оновл}} = 1 \text{ с}$ дискрет τ_d має задовольняти умові: $\tau_d \leq 0,049 \text{ мкс}$, значить в якості прийняттого значення дискрету можливо прийняти $\tau_{d1} = 0,045 \text{ мкс}$. Тому елементи каналу СРЦ у вигляді КН мають робити з такою дискретністю.

З метою зниження вимог до швидкодії і обсягу пам'яті цифрових пристроїв (ЦП) для інших каналів обробки РЛІ значення дискрету τ_{d2} можна брати істотно більше (сумірне з тривалістю τ_i зондуючого імпульсу $\tau_{d2} \leq 0,5\tau_i$). Для цього синхронізатор повинен дискретно змінювати (по команді вимірювача швидкості) період повторення і тривалість імпульсів запуску і формувати дві послідовності тактових імпульсів (ТІ) – ТІ1 з дискретністю τ_{d1} і ТІ2 з τ_{d2} .

Цифрову обробку імпульсів фазового каналу приймача доцільно здійснювати двома каналами: каналом черезперіодного віднімання відбитих імпульсів (на рис. 2 не показаний) і каналом когерентного накопичення імпульсів обраного літака. Перший канал вирішує завдання СРЦ у всьому робочому діапазоні дальностей традиційним способом – шляхом черезперіодного віднімання квадратурних сигналів фазового каналу та їх подальшої обробки і відображення. На другий канал покладається завдання виділення сигналів одного літака, який безпосередньо здійснює посадку, і високоточного вимірювання його координат. На рис. 2 наведена структурна схема КАС та окремих пристроїв, які взаємодіють з каналом. Уточнимо принципи побудови цього каналу і алгоритм роботи окремих його пристроїв.

Робота КАС з фіксованими значеннями періоду повторення $T_{пj}$ для кожного діапазону швидкостей ΔV_j

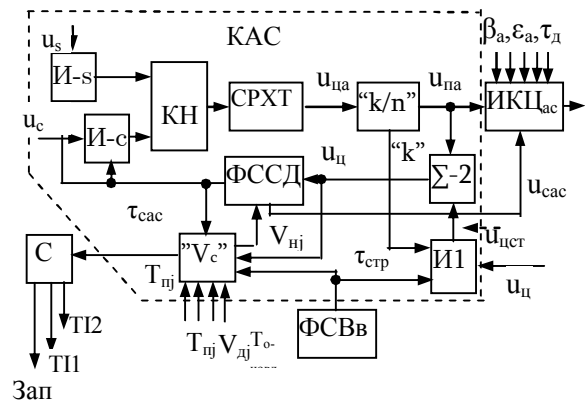


Рис. 2. Структурна схема КАС

обумовлює можливість проявлення в першому каналі СРЦ сліпої швидкості $V_{сл}$

$$V_{сл} = n \frac{\lambda}{2T_{пj}}, \quad n = 1, 2, 3, \dots \quad (11)$$

Для обраних значень $T_{пj}$ в (5) і λ значення перших сліпих швидкостей $V_{слj}$ (11) (при $n=1$) приймають значення $V_{слj} \approx 51,6 \text{ м/с}$; $69,9 \text{ м/с}$; $53,9 \text{ м/с}$; $42,3 \text{ м/с}$ і $78,8 \text{ м/с}$. Із діапазону швидкостей від 140 м/с до 45 м/с впливає, що для значень $T_{пj}$ в (5) можливі появи перших, других та третіх сліпих швидкостей в першому каналі СРЦ. Виходячи з можливих зникнень з будь-яких причин міток літаків амплітудного та вторинного каналів ПРЛ виходить необхідність “придушення сліпих швидкостей” в першому каналі СРЦ шляхом вобуляції періодів $T_{пj}$ за принципом: $N_n T_{пj}$, $N_n T_{пja}$, $N_n T_{пj}$, $N_n T_{пja}$, і т.д.

До включення КАС в роботу синхронізатор “С” формує послідовність імпульсів запуску “Зап”, наприклад, за принципом $T_{п1}$, $T_{п2}$, $T_{п3}$, $T_{п1}$ і т.д., а також тактові імпульси ТІ1 з дискретністю τ_{d1} і ТІ2 з τ_{d2} . Для введення і обробки імпульсів одного літака необхідно сформувати строб введення $\tau_{стр}$. Це завдання вирішує оператор за допомогою керованого формувача “ФСВВ” шляхом накладення стробу на координатну мітку, отриману за рахунок обробки пачки імпульсів u_c вибраного каналу (амплітудного (ПАС), СРЦ або вторинного) в залежності від заводої обстановки і дальності введення. Тривалість $\tau_{стр}$ стробу повинна перебивати найбільше переміщення ΔD_m літака за період оновлення $T_{оновл}$. Для набору можливих швидкостей посадки (5) значення $\tau_{стр}$ можна вибирати із умови:

$$\tau_{стр} \geq \Delta D_m / C = V_{нj} T_{оновл} / C. \quad (12)$$

Імпульси u_c , які виділяються схемою “И1” – $u_{цстр}$ проходять схему додавання “Σ-2” та надходять на вимірювач швидкості “V_c” та формувач стробу супроводження за дальністю (“ФССД”). Вимірювач “V_c” за

вимірюваним віддаленням D_1 і D_1 імпульсів пачок в двох періодах оновлення ($\Delta D_n = D_1 - D_2$) в стробі $\tau_{стр}$ вимірює швидкість V_c за формулою (8) та за результатами вимірювань здійснює:

– вибір діапазону швидкостей набору (5) ΔV_j ,

до якого відноситься швидкість V_c ;

– “видачу команди” синхронізатору на формування імпульсів запуску в режимі вобуляції періоду $N_n T_{пј}$, $N_n T_{пја}$, $N_n T_{пј}$, $N_n T_{пј}$;

– “видачу” формувачу “ФССД” значення початкової швидкості $V_{пј}$ для розрахунку тривалості стробу автосупроводження $\tau_{сac}$.

“ФССД” формує строб $\tau_{сac}$ за формулою (12) із заміною $V_{пл}$ на $V_{пј}$. В наступних періодах оновлення $T_{оновл}$ інформації шляхом стробування схем співпадіння “И-с” та “И-с” здійснюється обробка імпульсів u_s і u_c фазового каналу приймача. При цьому ці імпульси в “КН” будуть мати доплерівський набіг фаз (1), що задовольняє умові (2). Тому вони будуть накопичуватись у відповідних фільтрах (рис. 1) без суттєвих накопичувань пасивних завад. Зчитані з КН імпульси накопичування обробляються “стабілізатором рівня хибної тривоги” (СРХТ), який виробляє адаптивний до шумів і пасивних завад поріг обмеження та виділяє відбиті літаком імпульси $u_{сac}$, які перевищили цей поріг. Імпульси $u_{сac}$ підлягають критерійній обробці виявлювачем “k/n”.

Виявлювач “k/n” в момент виконання умов критерію k/n видає потенціал напруги “k”, який забирає схему “И1” і тому через суматор “Σ-2” починають проходити імпульси пачки $u_{пac}$ каналу автосупроводження. По запізненню цих імпульсів в двох суміжних періодах оновлення, вимірювач “V_c” вимірює швидкість $V_{си}$ та порівнює зі значенням контрольної швидкості $V_{дј}$. В період оновлення, коли виконується умова $V_{си} \geq V_{дј}$, вимірювач “V_c” “ви-

дає” команди синхронізатору “С” і формувачу “ФССД” на вимірювання періоду $T_{пј}$ ($T_{пја}$) на $T_{пј+1}$ ($T_{п(ј+1)a}$). Такий принцип роботи КАС продовжується до зникнення потенціалу “k”, що знімається з виявлювача “k/n”. Цей потенціал зникає, коли порушуються умови критерійної обробки – відсутність імпульсів в l періодах поспіль. На виході виявлювача “k/n” відбувається зміщення імпульсів пачки $u_{пac}$ в напрямку переміщення антени. Вимірювач координат цілі автосупроводження ИКЦ_{сac} має компенсувати це зміщення пачки при розрахунку курсу $\beta_{ц}$ та кута місця $\epsilon_{ц}$ літака, що супроводжується.

Висновки

В роботі запропоновані можливі принципи побудови високочастотного каналу СРЦ у вигляді когерентного накопичувача з адаптивним настроюванням параметрів зондуючого сигналу ПРЛ. Такий канал дозволить виконувати вимоги щодо точності локатора для забезпечення послідовної посадки літаків по одному в умовах поганої видимості ЗПС.

Список літератури

1. Рысаков М.Д. Посадочный радиолокатор с адаптивным настроюванием когерентного накопичувача / М.Д. Рысаков, І.В. Титов, С.А. Макаров // Системи озброєння і військова техніка. – 2010. - № 2(22). – С. 143-148.
2. Озброєння та військова техніка РТВ. Побудова РЛС 19Жб: навч. посібник. Ч. 1 / [Д.А. Гриб, В.П. Голованов, В.І. Клімченко та ін.] – Х.: ХУПС, 2007. – 300 с.
3. Рысаков Н.Д. Требования к точности измерения координат посадочным радиолокатором для обеспечения посадки самолетов в условиях плохой видимости ВПП / Н.Д. Рысаков, І.В. Титов, А.П. Кулик // Системи обробки інформації. – Х.: ХУПС, 2011. - Вып. 2(92). – С. 55-60.
4. Рысаков Н.Д. Военная техника авиационной радиолокации. Вып. 2: Посадочный радиолокатор и устройства отображения РСР-6М2. – Х.: ХВВАУРЭ, 1990. – 139 с.

Надійшла до редакції 6.01.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф. П.Ю. Костенко, Харківський університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків.

ПРИНЦИПЫ АДАПТИВНОЙ НАСТРОЙКИ ПАРАМЕТРОВ ЗОНДИРУЮЩЕГО СИГНАЛА ПОСАДОЧНОГО РАДИОЛОКАТОРА ДЛЯ КОГЕРЕНТНОГО НАКОПИТЕЛЯ

І.В. Титов

Повышенные требования к посадочному радиолокатору (ПРЛ) по обеспечению группы руководства полетами высокоточной радиолокационной информацией в зоне посадки является одним из основных аспектов безаварийной посадки самолетов в условиях плохой видимости взлетно-посадочной полосы. В связи с этим в работе предложены принципы адаптивной настройки параметров зондирующего сигнала ПРЛ для оптимальной работы когерентного накопителя (КН) и принципы построения канала селекции движущихся целей с таким накопителем.

Ключевые слова: посадочный радиолокатор, диспетчерский радиолокатор, взлетно-посадочная полоса, руководитель зоны посадки, радиолокационная система посадки, заданная линия посадки, радиолокационная информация, селекция движущихся целей, когерентный накопитель, амплитудно-фазовая характеристика, расчетная точка посадки.

PRINCIPLES OF ADAPTIVE SETTINGS PROBLE SIGNAL ON RADAR MANAGEMENT DRIVE FOR COHERENT STORE

I.V. Titov

Increased demands on radar for the management of the Mission Group of high-precision radar information in the landing zone is a fundamental aspect of safe landing of aircraft in low visibility runway. In this regard, in the proposed principles of adaptive settings radar probe signal for optimum operation of the coherent drive and principles of construction of the channel selection of moving targets) with this drive.

Keywords: landing radar, control radar, runway, landing area of the head, radar landing system, defined by line planting, radar data, selection of moving targets, the coherent drive management team flights, the estimated point of landing.