Розвиток, бойове застосування та озброєння зенітних ракетних військ

УДК 623.462.22

DOI: 10.30748/nitps.2020.41.11

І.В. Помогаєв, В.А. Таршин, А.Б. Скорик

Харківський національний університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків

УДОСКОНАЛЕНИЙ СПОСІБ НАПІВАКТИВНОГО САМОНАВЕДЕННЯ ЗЕНІТНИХ КЕРОВАНИХ РАКЕТ З ВИМІРЮВАННЯМ ДАЛЬНОСТІ РАКЕТА-ЦІЛЬ

У статті розглядаються питання удосконалення способу напівактивного самонаведення зенітних керованих ракет з радіолокаційними головками самонаведення на повітряні цілі. Запропонований спосіб ґрунтується на використанні додаткової інформації про просторове положення цілі та ракети під час самонаведення на повітряну ціль. Як додаткова інформація розглядається відстань між зенітною керованою ракетою та повітряною ціллю у процесі напівактивного самонаведення. Реалізація запропонованого способу передбачає застосування у процесі наведення зенітної керованої ракети комбінації монохроматичних та частотномодульованих сигналів підсвічування. На користь запропонованого способу напівактивного самонаведення свідчать наведені у статті результати оцінки середньоквадратичних помилок вимірювання дальності ракета – повітряна ціль.

Ключові слова: зенітна керована ракета, частотномодульований сигнал, станція наведення ракет, радіолокаційна головка самонаведення, напівактивне самонаведення.

Вступ

Постановка проблеми. Удосконалення існуючих способів наведення (ЗКР) на повітряні цілі обумовлене сучасним станом та тенденціями розвитку зенітного ракетного озброєння [1–3].

Вимога підвищення автономності систем управління та реалізація принципу “вистрілив – забув” зумовило широке застосування активних радіолокаційних головок самонаведення (РГС) ЗКР. Втілення цифрової обробки сигналів у сучасних РГС забезпечило можливість реалізації варіантів обробки сигналів, близьких до оптимального [4–7]. Відповідно до цього, подальший розвиток способів наведення ЗКР пов’язують із застосуванням комплексованих РГС, які забезпечують напівактивно-активне самонаведення ЗКР. Схематично області простору наведення ЗКР в залежності від того, який спосіб наведення використовується, можуть бути проілюстровані на рис. 1.

З рис. 1 видно, що використання напівактивного каналу РГС і інерційної системи наведення (СН) з радіокорекцією дозволяють збільшити дальності наведення у порівнянні з активними РГС.

Подальше удосконалення напівактивного способу самонаведення ЗКР пов’язане з можливістю використання додаткової інформації про взаємне положення цілі та ЗКР у просторі при реалізації напівактивного самонаведення [4–5].

Рис. 1. Області простору наведення ЗКР в залежності від того, який спосіб наведення використовується.

Джерело: розроблено авторами за даними [11, С. 131; 4, С. 41].

У якості додаткової інформації під час реалізації алгоритмів траєкторного керування ЗКР з РГС може бути використана інформація про поточну дальність ракета – ціль ($r_{p-ц}$).

Вимірювання дальності ракета-ціль у процесі самонаведення ЗКР з використанням РГС передбачає необхідність застосування потрібних для цього систем сигналів (комбінації сигналів), параметри яких враховують умови наведення ЗКР, цільову та перешкодову обстановку у зоні дії зенітного ракетного комплексу (ЗРК).

Аналіз останніх досліджень і публікацій. Необхідність удосконалення ЗРК як складової системи протиповітряної оборони країни обумовлена зміщенням акцентів розробки та застосування засобів повітряного нападу (ЗПН) у останніх війнах та збройних конфліктах у бік високоточних керованих засобів ураження (КЗУ) [7–8]. Широке застосування малорозмірних, малопомітних, маловисотних КЗУ обумовлює необхідність виконання наукових робіт щодо підвищення ефективності існуючих та розробки нових сучасних ЗРК [2–3; 10]. Одним з ключових напрямків такого розвитку є проведення наукових досліджень, спрямованих на розвиток способів наведення ЗРК та застосування додаткової інформації для підвищення точності визначення просторового положення ЗРК. З аналізу джерел у класичних методах самонаведення використовується інформація тільки про швидкість цілі відносно ракети [5–7; 11]. Порівняльний аналіз існуючих способів наведення ЗРК та результати останніх досягнень щодо створення нових представлених у роботах [7; 11].

За інформацією відкритих джерел [4–7; 11–13] для керованих ракет п'ятого покоління в зоні наведення реалізується знаходження повного вектора нормальних прискорень ракети і цілі, що потребує вимірювання дальності ракета – ціль та урахування просторового зв'язку каналів наведення. Практична реалізація алгоритмів траєкторного керування ЗРК з напівактивним самонаведенням передбачає використання інформації про дальність ракета – ціль ($r_{p-ц}$). Такий спосіб вимірювання дальності ракета – ціль реалізується в авіаційних ракетних комплексах перехоплення та враховує лише методичну помилку, яка при реалізації ЗРК буде мати неприпустимо велику величину [5].

Усунення такого недоліку може забезпечуватися шляхом застосування для вимірювання дальності ракета – ціль та радіальної швидкості цілі сигналів з внутрішньою модуляцією (складних сигналів).

Питання застосування в якості зондувальних частотномодульованих (ЧМ) сигналів глибоко вивчені та висвітлені у великій кількості джерел, зокрема [14]. Переваги застосування ЧМ сигналів наведені у роботі [16]. У той же час, особливої уваги заслуговують сигнали з дискретною псевдохаотичною частотною модуляцією [15]. Основні переваги застосування таких сигналів у радіолокаційних системах, у тому числі і ЗРК, наведені у роботах [14–16]. Однак застосування нових типів сигналів для отримання додаткової інформації під час реалізації напівактивного способу самонаведення ЗРК потребує проведення більш глибоких наукових досліджень та визначення шляхів практичної реалізації.

Мета статті – обґрунтування можливості удосконалення способу напівактивного самонаведення ЗРК за рахунок вимірювання дальності ракета – ціль

по відбитому від цілі частотномодульованому сигналу.

Виклад основного матеріалу

Основна ідея удосконалення способу напівактивного самонаведення зенітних керованих ракет з вимірюванням дальності ракета-ціль.

Ідея удосконалення способу напівактивного самонаведення ЗРК на ціль полягає у додатковому вимірюванні поточної дальності ракети до цілі (рис. 2) по відбитому ЧМ сигналу радіолокаційною головкою самонаведення.

Рис. 2. Просторова модель інформаційної взаємодії РГС і СНР

Джерело: розроблено авторами за даними [4, С. 41].

При цьому дальність ракета-ціль з урахуванням методичної помилки визначається виразом:

$$r_l = \frac{1}{2} \cdot (r_{снр-ц} + r_{p-ц} - r_{снр-р}), \quad (1)$$

де $r_{снр-ц}$ – дальність від СНР до цілі; $r_{p-ц}$ – дальність від ракети до цілі; $r_{снр-р}$ – дальність від СНР до ракети.

Методична помилка визначається співвідношенням:

$$\Delta r_m = r_l - r_{p-ц} = \frac{1}{2} \cdot (r_{снр-ц} - r_{p-ц} - r_{снр-р}). \quad (2)$$

Значення величин, що входять до виразу (1) та (2), відображені на рис. 2.

Для існуючих ЗРК, у більшості випадків, крім ситуації, коли СНР, ракета та ціль знаходяться на одній прямій, при такому способі виміру дальності помилка виміру буде мати неприпустимо велику величину.

Вимірювання дальності інтегруванням швидкості поза замкненою системою вимірювання недовідоме через лінійне зростання дисперсії помилки вимірювання дальності у часі:

$$\sigma_{\pi}^2 = \frac{1}{2} \cdot G_v \cdot t_p, \quad (3)$$

де G_v – спектральна щільність частотного шуму на вході оптимального дискримінатора, t_p – час польоту ракети.

Для вимірювання дальності може бути використано ЧМ + монохроматичний (МХ) сигнал, в якому окрім ЧМ складовою присутній сигнал МХ. Вираз для відбитого від цілі ЧМ + МХ сигналу, можливо записати у вигляді:

$$U_c(t) = \begin{cases} U_M(t) \cdot e^{j(\omega_c \cdot t + \varphi)} \\ \sum_{k=0}^{\infty} U_{cm} e^{j[(\omega_c + \Delta\omega)(t - kT) + 0.5\mu(t - kT)^2]} \end{cases}, \quad (4)$$

де $\mu = \Delta f_c / T$ – швидкість частотної модуляції ЧМ сигналу; Δf_c , T – відповідно ширина спектра та період слідування ЧМ сигналу; φ – фазовий зсув сигналу; $\omega_c = \omega_0 + \omega_{\text{допл}}$ – частота сигналу, ω_0 – несуча частота сигналу; $\omega_{\text{допл}}$ – доплерівська частота відбитого сигналу; $\Delta\omega = 2\pi \cdot \Delta f$ – зсув початкової частоти ЧМ сигналу відносно монохроматичного.

Вираз (4) описує періодичний ЧМ сигнал, якщо на протязі часу τ_m випромінюється ЧМ складова сигналу, а на протязі часу $T_m - \tau_m$ випромінюється монохроматичний сигнал.

У випадку одночасного формування ЧМ та МХ складових випромінюється комбінований ЧМ сигнал.

В приймальних пристроях СНР та РГС може бути здійснена кореляційно-фільтрова обробка ЧМ+МХ сигналу. Сигнал гетеродину можна представити у вигляді:

$$U_z(t) = \begin{cases} U_{M,z}(t) \cdot e^{j(\omega_z \cdot t + \varphi_0)} \\ \sum_{k=0}^{\infty} U_{cm,z} e^{j[(\omega_z + \Delta\omega)(t - nT) + 0.5\mu(t - nT)^2]} \end{cases}. \quad (5)$$

Сигнал на виході перемножувача (змішувача) з урахуванням затримки τ_z між прийнятим сигналом $U_c(t)$ та сигналом гетеродину $U_z(t)$, $\tau_z \ll T$, $n = k$, можна записати у вигляді:

$$U_{3M}(t) = 0.5 \cdot U_c(t) \cdot U_z^*(t - \tau_z) = \begin{cases} U_{3M,M} \cdot e^{j[(\omega_n + \omega_{\text{допл}})t + \Delta\varphi]} \\ \sum_{nk=0}^{\infty} U_{3M,CM} \cdot e^{j[(\omega_z \tau_z - 0.5\mu \tau_z^2)]} \cdot e^{j[(\omega_n + \omega_{\text{допл}})t + \mu \tau \varphi]} \end{cases}. \quad (6)$$

Перший член виразів (6) є монохроматичний сигнал, що переноситься на більш вузьку проміжну

частоту ω_n та має доплерівський зсув $\omega_{\text{допл}}$. Другий та третій члени у виразі (6) описують фазовий $\omega_z \tau - 0.5\mu \tau^2$ та частотний $\omega_{\text{допл}} + \mu \tau$ зсув відносно проміжної частоти ω_n . Таким чином процес гетеродинування, що приймається ЧМ+МХ сигналом, перетворює інформацію, закладену в різниці затримок в інформації, що зберігається в частотному зсуві ЧМ сигналу відносно МХ. Величина цього зсуву F_d пропорційна дальності до цілі:

$$F_d = \mu \cdot \tau_z. \quad (7)$$

Після старту ЗКР величина τ_z а відповідно і F_d для СНР та ракети буде відрізнятися. Для кожного з випадків частотний зсув визначається простими співвідношеннями:

$$F_{d,\text{снр}} = \frac{2 \cdot \mu}{c} \cdot \tau_{\text{снр-ц}} \quad (8)$$

$$F_{d,\text{зкр}} = \frac{\mu}{c} \cdot (\tau_{\text{снр-ц}} + \tau_{p-\text{ц}}), \quad (9)$$

де $F_{d,\text{снр}}$, $F_{d,\text{зкр}}$ – відповідно частотний зсув для СНР та РГС ЗКР.

Вочевидь, що вираз (9) з урахуванням (8) можна уявити так:

$$F_{d,\text{зкр}} = \frac{\mu}{c} \cdot \tau_{p-\text{ц}} + \frac{1}{2} \cdot F_{d,\text{снр}}. \quad (10)$$

Вираз (10) показує, що при вимірюванні дальності ракета-ціль на борту ЗКР частотним методом існує помилка пропорційна до частоти $F_{d,\text{снр}}$.

При напіваактивному наведенні на борту ракети відсутня інформація про частотний зсув $F_{d,\text{снр}}$, однак така інформація може бути отримана СНР, якщо сигнал підсвічування цілі замість постійного значення величин $\Delta\omega = \Delta\omega_0$ ввести величину, що перебудується:

$$\Delta\omega = \Delta\omega_0 - \omega_k, \quad (11)$$

де $\omega_k = 2\pi F_{d,\text{снр}}$ – компенсаційна частота, то стане можливим вимірювання у РГС ЗКР дальності ракета-ціль без методичної помилки.

При цьому, суттєвим є те, що при пуску декількох ЗКР по одній цілі точне вимірювання дальності, на кожний з ракет в черзі, не залежить від кількості ракет та інтервалів між пусками.

СНР та РГС ЗКР являють собою двопозиційну радіолокаційну систему. Як було показано вище, для вимірювання дальності ракета-ціль на борту ЗКР без методичної помилки необхідно здійснити вимірювання та ввід в сигнал підсвічування СНР компенсаційної добавки.

Слід відмітити, що вимірювання цієї добавки частоти є ні що інше, як вимірювання дальності – $\tau_{\text{снр-ц}}$ частотним методом.

Найбільш просто величину частотного зсуву між згорнутим ЧМ та МХ складовими можна виміряти здійснюючи супровід кожної з складових ЧМ+МХ сигналу своєї системи супроводу. Введення компенсаційного додатку можливо як в ЧМ так і у МХ складову ЧМ+МХ сигналу. При цьому необхідно здійснити ввід ω_k одночасно в випромінюваний сигнал та у сигнал першого гетеродина приймально-го пристрою СНР, що дозволяє уникнути дії додаткового частотного додатку на приймальний пристрій СНР. Введення компенсаційного додатку можливе в обох варіантах (періодичний ЧМ та комбінований ЧМ) формування складного ЧМ+МХ сигналу.

Проведення оцінки точності вимірювання дальності на борту ЗКР при напіваактивному самонаведенні.

До старту ЗКР гетеродинні напруги РГС ЗКР синхронізуються з гетеродинними напругами СНР. Протягом польоту ракети мають місце флуктуації частоти передавача СНР і гетеродинів РГС та СНР.

$$U_{zm}(t) = 0.5U_c(t)U_z^*(t - \tau_3) = \begin{cases} U_{zm} e^{j[(\omega_n + \Delta\omega_n + \omega_{донл} - \omega_k)t + \varphi]} \\ \sum_{n,k=0}^{\infty} U_{zm} e^{j[(\omega_n + \Delta\omega_n + \Delta\omega + \omega_{донл})t + \mu\pi_3 t]} e^{j[\omega_r \tau_3 - 0.5\mu\tau_3^2]} \end{cases} \quad (13)$$

З аналізу (13) можна зробити висновок, що флуктуації несучої частоти ω_0 зондувального сигналу не мають впливу на точність вимірювання дальності.

Загальний вираз, що описує вимір дальності частотним методом з використанням ЧМ + МХ сигналу, має вигляд:

$$r = \frac{c}{2 \cdot \mu} \cdot (F_{чм} - F_m), \quad (14)$$

де $F_{чм}$, F_m – частоти згорнутих ЧМ та МХ складових сигналу.

Помилка вимірювання дальності – Δr залежить від помилок вимірювання частот $F_{чм}$, F_m , помилки введення компенсаційної складової в сигнал підсвічування СНР Δf_k та помилки $\Delta f_k = \mu \cdot \Delta \tau_r$, що виникає за рахунок неспівпадання початку формування ЧМ сигналу підсвічування та ЧМ сигналу гетеродину РГС ЗКР (дана помилка може виникати при досить великому часі польоту ракети). Помилка введення компенсаційної складової в сигнал підсвічування СНР може бути знайдена за формулою:

У результаті виникають досить великі взаємні відхилення частоти. Різниця між параметрами зондувального сигналу СНР та параметрами гетеродинних напруг РГС призводить до деякого зменшення відношення сигнал – шум у приймальному пристрої РГС ЗКР, однак при цьому, як правило, зберігається можливість стійкої роботи наступних систем РГС. За рахунок впливу відхилень частоти, точність вимірювання дальності на борту ЗКР також змінюється.

З урахуванням введення компенсаційної добавки у сигнал підсвічування, що приймається РГС:

$$U_{c.pgc}(t) = \begin{cases} U_m(t) \cdot e^{j(\omega_0 + \Delta\omega_n + \omega_{донл} - \omega_k)t + \varphi} \\ \sum_{k=0}^{\infty} U_{чм} e^{j[(\omega_0 + \Delta\omega_n + \Delta\omega + \omega_{донл})(t - kT) + 0.5\mu(t - kT)^2]} \end{cases} \quad (12)$$

де $\Delta\omega_n$ – зміна частоти передавача за час польоту ЗКР.

У результаті перемноження сигналу гетеродину (12) та відбитого від цілі сигналу на виході змішувача буде напруга, яка визначається виразом:

$$\Delta f_k = \frac{1}{2} \cdot (\mu \cdot \tau_{снр-ц} - F_{d.зсув}), \quad (15)$$

де $\mu \tau_{снр-ц}$ – зсув частоти ЧМ сигналу за рахунок дальності; $F_{d.зсув}$ – виміряне значення частотного зсуву.

Помилка компенсації Δf_k визначається точністю вимірювання частот $F_{чм}$, F_m в СНР.

Розглянуті ЧМ + МХ сигнали належать до класу складних ЧМ сигналів, які дозволяють отримати некорельовані вимірювання дальності та швидкості.

Складові помилки виміру дальності мають випадковий характер, викликаються різними причинами і можуть розглядатися як незалежні. Вираз для Δr може бути записано у наступному вигляді:

$$\Delta r = \frac{c}{2 \times \mu} \times (\Delta F_{d.pgc} + \Delta F_{m.pgc} + \frac{1}{2} \times (\Delta F_{чм.снр} + \Delta F_{м.снр}) + \Delta f_r), \quad (16)$$

$\Delta F_{d.pgc}$, $\Delta F_{m.pgc}$, $\Delta F_{чм.снр}$, $\Delta F_{м.снр}$ – введені з урахуванням того, що кожна з складових супроводжується своєю слідкувальною системою.

Дисперсія вимірювання дальності може бути записана наступним чином:

$$\sigma_D^2 = \left(\frac{c}{2\mu}\right)^2 \left[\sigma^2 \Delta F_{\text{чм.ргс}} + \sigma^2 \Delta F_{\text{м.ргс}} + \right. \\ \left. + \frac{1}{2} \left(\sigma_{\Delta F_{\text{чм.снр}}}^2 + \sigma_{\Delta F_{\text{м.снр}}}^2 \right) + \sigma_{\Delta F_r}^2 \right]. \quad (17)$$

Припускаючи, що слідкувальні системи з фазовим дискримінатором працюють в усталеному режимі, переписемо вираз (17) у вигляді:

$$\sigma_D^2 = \left(\frac{c}{2\mu}\right)^2 \cdot \left[\frac{1}{\pi} \left(S_{\text{чм.ргс}} \omega_{\text{чм.ргс}} + \right. \right. \\ \left. \left. + S_{\text{м.ргс}} \cdot \omega_{\text{м.ргс}} + \frac{1}{2} \cdot \left(S_{\text{чм.снр}} \omega_{\text{чм.снр}} + \right. \right. \right. \\ \left. \left. \left. + S_{\text{м.снр}} \cdot \omega_{\text{м.снр}} \right) \right) \right] + \frac{c^2}{4} \cdot \sigma_{\Delta \tau_r}^2, \quad (18)$$

$$\sigma_D = \frac{c}{2\mu} \cdot \sqrt{\frac{1}{\pi} \left(S_{\text{чм.ргс}} \omega_{\text{эф.чм.ргс}} + S_{\text{м.ргс}} \omega_{\text{эф.м.ргс}} + \frac{1}{2} \cdot \left(S_{\text{чм.снр}} \omega_{\text{эф.чм.снр}} + S_{\text{м.снр}} \omega_{\text{эф.м.снр}} \right) \right) + \frac{c}{2} \cdot \sigma_{\Delta \tau_r}}. \quad (19)$$

Величина $\sigma_{\Delta \tau_r}$ в загальному випадку є функція часу польоту ракети, яка має тенденцію до зростання, що може призвести до зменшення точності вимірювання дальності. Її значення можуть бути отримані тільки при обліку конкретної апаратної реалізації передавальних та гетеродинних пристроїв. При невеликих відстанях польоту ракети ця складова може не враховуватися. Однак при великому часі польоту ЗКР може виникнути необхідність в прийомі на борту ЗКР синхронізуючих імпульсів від СНР. Такий варіант найкращий при застосуванні телекерування другого виду.

Для випадку, коли слідкуючі системи СНР і РГС мають приблизно рівні параметри (ефективні смуги пропускання), а значенням $\sigma_{\Delta \tau_r}$ можна знехтувати, та вважаючи, що на вході слідкувальних систем є перешкоди з щільністю S_n вираз (19) можна представити у більш простому вигляді:

$$\sigma_D = \frac{c}{\mu} \sqrt{\frac{3}{2} S_n \omega_{\text{эф}}}. \quad (20)$$

Середньоквадратична помилка вимірювання дальності розглянутим способом для $\mu = 30 \text{ МГц} / \text{с}$ та $\sigma_{D_0} = S_n \cdot \omega_{\text{эф}} \approx 10 \text{ Гц}$ та становить 38 м.

Для порівняння, потенційна точність вимірювання дальності складає 10 м, розрахована за формулою:

де $S_{\text{чм.ргс}}, S_{\text{м.ргс}}, S_{\text{чм.снр}}, S_{\text{м.снр}}$ – спектральні щільності перешкод типу білого шуму на вході слідкувальних систем РГС і СНР;

$\omega_{\text{чм.ргс}}, \omega_{\text{м.ргс}}, \omega_{\text{чм.снр}}, \omega_{\text{м.снр}}$ – ефективні смуги пропускання замкнутих слідкувальних систем РГС та СНР;

$\sigma_{\Delta \tau_r}^2$ – дисперсія помилки часу початку формування ЧМ сигналу підсвічування та ЧМ сигналу гетеродину РГС ЗКР.

Середньоквадратична помилка вимірювання дальності на борту ЗКР при напівактивному самонаведенні:

$$\sigma_D = c \cdot \sigma = \frac{c}{q \cdot \Delta \omega_{\text{эф}}}, \quad (21)$$

де q – це відношення сигнал/шум;

$\Delta \omega_{\text{эф}}$ – ефективна ширина сигналу.

Висновки

У статті запропонований удосконалений спосіб напівактивного самонаведення ЗКР. Ключовою особливістю його є реалізація додаткового вимірювання дальності ракета–ціль по відбитому від цілі частотномодульованому сигналу. Застосування розробленого удосконаленого способу напівактивного самонаведення ЗКР забезпечує підвищення точності вимірювання координат цілі та її похідних, дозволяє усунути методичні помилки вимірювання дальності ракета–ціль за рахунок використання як зондувальних сигналів з частотноманіпульованою структурою.

Використання частотномодульованого сигналу забезпечує високу роздільну здатність за дальністю, як наслідок більшу точність наведення ракети на ціль і, відповідно, більшу імовірність поразки цілі. Окрім того, враховуючи властивості узгоджених фільтрів частотноманіпульованих, може бути розглянутий варіант обробки комбінованих ЧМ (ЧМ+МХ) сигналів однотипними пристроями.

Список літератури

1. Шамко Є.В. Основні особливості застосування повітряних сил в сучасних умовах ведення збройної боротьби / Є.В. Шамко, О.М. Жарик, В.В. Коваль // Наука і техніка Повітряних Сил Збройних Сил України. – 2017. – № 2(27). – С. 15-18. <https://doi.org/10.30748/nitps.2017.27.02>.
2. Карпенко Д.В. Стан та перспективи розвитку зенітного ракетного озброєння Повітряних Сил Збройних Сил України / Д.В. Карпенко // Наука і техніка Повітряних Сил Збройних Сил України. – 2017. – № 2(27). – С. 76-78. <https://doi.org/10.30748/nitps.2017.27.14/>

3. Основні завдання технічного оснащення Повітряних Сил Збройних Сил України зенітним ракетним озброєнням / Д.В. Карпенко, Д.Г. Бурдіко, Б.М. Ланецький, В.В. Лук'ячук // Новітні технології – для захисту повітряного простору: XIII наукова конференція ХНУПС, 13-14 квітня 2017 р.: тези доповідей. – Х.: Харківський національний університет Повітряних Сил. – 2017. – С. 168.
4. Аналіз особливостей побудови і застосування перспективних систем управління високоточною зброєю. Активні головки самонаведення / А.Б. Скорик, М.І. Камчатний, Є.В. Моргун, І.В. Помогаєв // Системи озброєння і військова техніка. – 2018. – № 3(55). – С. 36-43. <https://doi.org/10.30748/soivt.2018.55.05>.
5. Классификация современных и перспективных систем управления зенитными ракетами и ракетами воздух-воздух / А.Б. Скорик, О.Ф. Галицкий, В.В. Воронин, М.И. Целик // Системи обробки інформації. – 2012. – № 7(105). – С. 147-151.
6. Yanushevsky R. Modern missile guidance / R. Yanushevsky. – CRC Press Taylor & Francis Group, 2008. – 226 p.
7. Yanushevsky R. Guidance of unmanned aerial vehicles / R. Yanushevsky. – CRC Press Taylor & Francis Group, 2011. 345 p.
8. Довідник учасника АТО: озброєння і військова техніка Збройних сил Російської Федерації / А.М. Алімпієв, Г.В. Певцов, Д.А. Гриб та ін.; За заг. ред. А.М. Алімпієва. – Х. Оригінал: 2015. – 732 с.
9. Шершнев М.А. Тенденції розвитку збройної боротьби в повітрі та їх вплив на формування вимог до перспективних зенітних ракетних систем / М.А. Шершнев, Ю.В. Наливайко, В.В. Воронін // Системи озброєння і військова техніка. – 2009. – № 1(17). С. 25-30.
10. Офіційний сайт Командування Повітряних Сил ЗСУ. Візія Повітряних Сил Збройних Сил України 2035 щодо розвитку на найближчі 15 років. – Режим доступу: <https://www.facebook.com/kpszs/posts/2773107272967335/>.
11. Галицкий О.Ф. Влияние концепции сетецентрических войн на развитие систем наведения ЗУР и ракет воздух-воздух / О.Ф. Галицкий // Системи обробки інформації. – 2013. – № 1(108). – С. 130-133.
12. Джеванширов П.Ф. Повышение точности наведения зенитных управляемых ракет на участке самонаведения / П.Ф. Джеванширов, К.В. Молоканов // Вестник Концерна ПВО «Алмаз – Антей». – 2015. – № 1. – С. 55-58.
13. Системы управления и динамика наведения ракет / И.Е. Казаков, Д.И. Гладков, Л.З. Криксунов и др.; Под ред. И.Е. Казакова. – М.: ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 1973. – 498 с.
14. Радиоэлектронные системы: Основы построения и теория: справочник / Под ред. Я.Д. Ширмана. – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Радиотехника, 2007. – 512 с.
15. Таршин В.А. Аналіз можливостей ДЧМ сигналів щодо підвищення функціональності радіолокаційних систем / В.А. Таршин, О.В. Очуренко, О.Л. Кузнецов // Збірник наукових праць Харківського університету Повітряних Сил. – 2011. – № 1(27). – 107 с.
16. Орленко В.М. Особенности обнаружения радиолокационных целей при широкой полосе частот зондирующих сигналов / В.М. Орленко // Прикладная радиоэлектроника. – 2006. – № 4. – С. 528-535.

Надійшла до редколегії 17.09.2020

Схвалена до друку 13.10.2020

Відомості про авторів:

Помогаєв Ігор Володимирович

викладач Харківського національного університету Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків, Україна,
<https://orcid.org/0000-0002-6070-7062>

Таршин Володимир Анатолійович

доктор технічних наук доцент
начальник кафедри Харківського національного університету Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків, Україна
<https://orcid.org/0000-0001-7059-6354>

Скорик Анатолій Борисович

кандидат технічних наук доцент
доцент кафедри Харківського національного університету Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-4327-8796>

Information about the authors:

Ihor Pomohaiev

Instructor Ivan Kozhedub Kharkiv
National Air Force University,
Kharkiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-6070-7062>

Volodymyr Tarshyn

Doctor of Technical Sciences Associate Professor
Head of Department of Ivan Kozhedub Kharkiv
National Air Force University,
Kharkiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0001-7059-6354>

Anatolii Skoryk

Candidate of Technical Sciences Associate Professor
Senior Lecturer of Ivan Kozhedub Kharkiv
National Air Force University,
Kharkiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-4327-8796>

УСОВЕРШЕНСТВОВАННЫЙ СПОСОБ ПОЛУАКТИВНОГО САМОНАВЕДЕНИЯ ЗЕНИТНЫХ УПРАВЛЯЕМЫХ РАКЕТ С ИЗМЕРЕНИЕМ ДАЛЬНОСТИ РАКЕТА-ЦЕЛЬ

И.В. Помогаев, В.А. Таршин, А.Б. Скорик

В статье рассматриваются вопросы усовершенствования способа полуактивного самонаведения зенитных управляемых ракет с радиолокационными головками самонаведения на воздушные цели. Предложенный способ основан на использовании дополнительной информации о пространственном положении цели и ракеты во время самонаведения

на воздушную цель. Как дополнительная информация рассматривается расстояние между зенитной управляемой ракетой и воздушной целью в процессе полуактивного самонаведения. Реализация предложенного способа предусматривает применение в процессе наведения зенитной управляемой ракеты комбинации монохроматических и частотномодулированных сигналов подсвета. В пользу предложенного способа полуактивного самонаведения свидетельствуют приведенные в статье результаты оценки среднеквадратических ошибок измерения дальности ракета - воздушная цель.

Ключевые слова: зенитная управляемая ракета, частотномодулированный сигнал, станция наведения ракет, радиолокационная головка самонаведения, полуактивное наведение.

IMPROVED METHOD OF SEMI-ACTIVE HOMING OF SURFACE-TO-AIR MISSILES WITH MEASURING TARGET-MISSILE RANGE

I. Pomohaiev, V. Tarshyn, A. Skoryk

The questions of improving of the method of semi-active homing of surface-to-air missiles with radar seekers to air targets are considered. The method based on the use of additional information about target and missile attitude flight during the homing is proposed. The range between surface-to-air missiles and air target during the semi-active homing is used as additional information. The implementation of the proposed method needs to use of a combination of monochromatic and frequency modulated illumination signals during the guidance of surface-to-air missile. Measuring the range of the target missile in the process of homing an surface-to-air missile using a homing radar head requires the use of the necessary signal systems (signal combinations), the parameters of which take into account the guidance conditions of the surface-to-air missile, target and interference in the surface-to-air missile. The results of the estimation of the root-mean-square error of measuring of the target-missile range are given. They show the effectiveness of the proposed method of semi-active homing of surface-to-air missiles with radar seekers. Also, the use of frequency-modulated signal provides a high resolution in range, as a consequence of greater accuracy of aiming the missile at the target and, accordingly, a greater probability of hitting the target. The application of the developed improved method of semi-active homing of an surface-to-air missile improves the accuracy of measuring the coordinates of the target and its derivatives, eliminates methodological errors in measuring the range of the missile-target by using as sounding signals with frequency-manipulated structure. In addition, given the properties of the matched filters of the frequency-manipulated signals, the option of processing the combined frequency-modulated signals by the same type of devices can be considered.

Keywords: surface-to-air missile, frequency-modulated signal, fire control radar, radar seeker, semi-active homing.