

УДК 623.4.011

А.Б. Скорик, С.В. Ольховіков, О.Ф. Галицький

Харківський університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків

АНАЛІЗ ЗАДАЧІ РЕАЛІЗАЦІЇ РЕЖИМУ ПЕРЕДАЧІ КЕРУВАННЯ ЗКР МІЖ ВЗАЄМОДІЮЧИМИ САМОХІДНИМИ ВОГНЕВИМИ УСТАНОВКАМИ ЗРК СД

У статті розглядається ЗКР СД із напівактивним самонаведенням як елемент інтегрованої інтелектуальної системи, що реалізує концепцію централізовано-мережної технології забезпечення бойових дій. Проведено аналіз особливостей прийому сигналу в РГС і формування команд радіокоррекції ЗКР. Показано принципову можливість здійснення послідовного підсвічування цілі й формування команд радіокоррекції двома взаємодіючими самохідними вогневими установками (СВУ). Визначено фактори, що обмежують реалізацію режиму передачі керування ЗКР. Визначено состав інформації, яку потрібно передавати із СВУ-1 на СВУ-2.

Ключові слова: напівактивне самонаведення, радіокоррекція, РГС ЗКР, квазіінерціальне керування.

Вступ

Постановка проблеми. У системах напівактивного самонаведення вимірювальний пристрій розташований на борту ракети й може визначати координати цілі відносно ракети. У процесі польоту ракети підсвічування цілі здійснюється РЛС СВУ. Основним тактичним обмеженням такої схеми є необхідність тривалої роботи РЛС СВУ на випромінювання. Використання послідовного підсвічування цілі взаємодіючими СВУ під час польоту ракети (черги ракет) дозволить значно підвищити ефективність стрільби в умовах застосування супротивником протирадіолокаційних ракет (ППР).

Аналіз літератури. На сьогодні питання передачі керування ракетою між взаємодіючими літаками групи активно досліджуються у ВПС Росії [1, 2].

Мета статті. Аналіз можливості здійснення багатопозиційного послідовного підсвічування цілі й факторів, що обмежують можливість використання режиму передачі керування ЗКР.

Основний матеріал

Режим передачі керування ракетою між взаємодіючими вогневими установками ППО можна розглядати як один з елементів, розроблювальної в арміях країн НАТО концепції централізованого мережевого керування бойовими діями – *Network-centric Warfare*. Згідне цієї концепції бортові системи ракет, вогневих засобів і засобів радіолокаційної розвідки об'єднані в єдину інформаційну мережу, яка забезпечує найбільш повне використання можливостей ЗКР по поразці цілей.

Під режимом передачі керування мається на увазі пуск однієї або декількох ракет з інерціально-коректуємою системою наведення з однієї СВУ, а також організація передачі на ракету й прийому на ній команд радіокоррекції з іншої СВУ. Цей режим може застосовуватися в наступних випадках [1] (якщо ціль, по якій пущена ракета, вийшла за межі зони супроводження СВУ, що пустила цю ракету, і при цьому перенацілювання ракети на іншу ціль або недоцільно, або неможливо): для організації спеціальних тактичних

приймів атаки цілей, що здійснюють вогневу протидію (пуск ППР); у випадку, коли СВУ, що пустила ракету, змушена припинити підсвічування цілі.

Радіолокаційна головка самонаведення, установлена на ракеті ЗРК СД, напівактивна доплерівського типу. У РГС використовується принцип так званої зовнішньої когерентності, коли за базу вибирається доплерівський сигнал зовнішнього, по відношенню до ракети джерела випромінювання. У якості опорного сигналу в каналі супроводження цілі використовується сигнал підсвічування цілі, випромінюваний бічними пелюстками антени РЛС СВУ. Опорний сигнал приймається спеціальною антеною опорного приймача РГС.

$$F_{\text{пч1Гп}} = F_{\text{п}} + F_{\text{дл}} - F_{\text{Г}}; \quad (1)$$

$$F_{\text{пч1Оп}} = F_{\text{п}} + F_{\text{р-сву}} - F_{\text{Г1}}, \quad (2)$$

де $F_{\text{пч1Гп}}$, $F_{\text{пч1Оп}}$ – відповідно перша проміжна частота головних і опорного приймальних каналів; $F_{\text{п}}$, $F_{\text{Г1}}$ – відповідно частота сигналу підсвічування й частота гетеродина ракети. Сигнал, прийнятий по опорному каналу, містить доплерівську добавку частоти пропорційну радіальній швидкості ЗКР відносно СВУ – $F_{\text{р-сву}}$. Сигнал, відбитий від цілі містить доплерівські добавки СВУ-ціль, ціль-ЗКР (рис. 1):

$$F_{\text{дл}} = F_{\text{ц-сву}} + F_{\text{р-ц}}$$

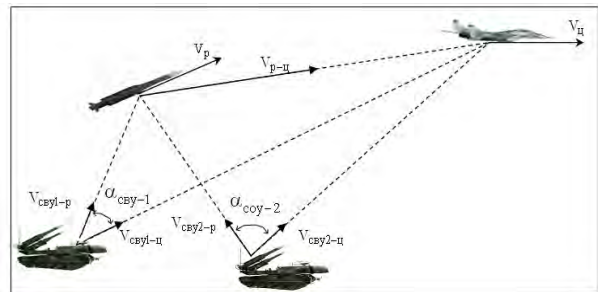


Рис. 1. Двопозиційна система підсвічування цілі

Сигнал системи, що стежить за швидкістю $F_{\text{сву}}$ підсумовується із сигналом опорного каналу:

$$F_{\text{пч2Оп}} = F_{\text{пч1Оп}} + F_{\text{сву}} = F_{\text{п}} + F_{\text{р-сву}} - F_{\text{Г1}} + F_{\text{сву}}. \quad (3)$$

Отримана напруга використовується для компенсації доплерівської добавки частоти в цільово-

му приймальному каналі (головному приймачі):

$$F_{пч2Гп} = F_{пч2Оп} - F_{пч1Гп} = (F_{п} + F_{р-сву} - F_{г1} + F_{ссу}) - (F_{п} + F_{ц-сву} + F_{р-ц} - F_{г1}). \quad (4)$$

З виразу (4) ясно, що частота сигналу на виході приймача РГС, що використовує принцип зовнішньої когерентності, не залежить від частоти підсвічування. Це дуже важливий факт, тому що розходження в частоті передавачів двох СВУ, що працюють на одному частотному літері можуть значно перевищувати діапазон роботи слідкуючої системи за швидкістю (ССВ). З огляду на те, що значення $F_{пч2Гп}$ і $F_{ссу}$ при нульовій доплерівській добавці мають рівні значення, приведемо вираження (4) до вигляду:

$$F_{д.обмір} = F_{ц-сву} + F_{р-ц} - F_{р-сву}, \quad (5)$$

де $F_{д.обмір}$ – обмірюване (приладове) значення доплерівської частоти. У випадку, якщо СВУ, ракета й ціль перебувають на одній лінії

$$F_{д.обмір} = 2 \cdot F_{ц}.$$

Рівняння (5) визначає величину доплерівської добавки частоти, вимірюваної РГС ракети. З рис. 1 видно, що чим більше буде відстань між СВУ-1 і СВУ-2, тим більш значний стрибок частоти буде при зміні СВУ, що підсвічує ціль. Величина стрибка по частоті $\Delta F_{д}$ визначається як

$$\Delta F_{д} = (F_{ц-сву1} - F_{р-сву1}) - (F_{ц-сву2} - F_{р-сву2}). \quad (6)$$

У випадку, якщо стрибок частоти буде більший ніж половина ширини смуги фільтра системи, що стежить за швидкістю ($F_{д} \geq \Delta F_{ф.ССВ}$) відбудеться зрив супроводження цілі й РГС перейде до режиму пошуку за швидкістю. Протягом 0,4 секунд РГС здійснює пошук у вузькій зоні пошуку $F_{п.1} = \pm 5кГц$.

Для випадку $\Delta F_{д} \leq F_{п.1}/2$ РГС із високою ймовірністю здійснить перезахоплення цілі (тому що ціль перебуває в центрі діаграми спрямованості антени РГС). При незахопленні цілі у вузькій зоні пошуку РГС здійснює подальший пошук у широкій зоні пошуку $F_{п.2} = \pm 10кГц$, однак ймовірність захоплення в цій зоні нижче, через збільшення часу пошуку й можливість виходу цілі із променя РГС.

При аналізі можливості передачі керування ракетою варто враховувати той факт, що захоплення сигналу цілі РГС відбувається на кінцевій ділянці наведення ракети, на порівняно невеликій дальності $D_{р-ц}$ між ракетою й ціллю. При цьому величини кутів $\alpha_{сву-1}$ і $\alpha_{сву-2}$ зменшуються, внаслідок чого зменшується й стрибок доплерівської частоти при зміні СВУ, що підсвічує ціль. Кути $\alpha_{сву-1}$ і $\alpha_{сву-2}$ можуть бути визначені для кожної СВУ, як кут між двома векторами, спрямованими із точки стояння СВУ на ракету й ціль

$$\alpha_{пi\delta} = \arccos \left(\frac{X_p \cdot X_{\delta} + Y_p \cdot Y_{\delta} + Z_p \cdot Z_{\delta}}{\sqrt{X_{\delta}^2 + Y_{\delta}^2 + Z_{\delta}^2} \cdot \sqrt{X_p^2 + Y_p^2 + Z_p^2}} \right). \quad (7)$$

Основний час ракета наводиться в *інерціальному режимі з радіокоррекцією*. Приймання команд *радіокоррекції* здійснюється опорним каналом РГС ракети по бічних пелюстках ДС РЛС СВУ, при цьому СВУ здійснює спостереження за ціллю.

Очевидно, що кути $\alpha_{сву-1}$ і $\alpha_{сву-2}$ обмежені максимальним значенням $\alpha_{сву.макс}(D_{сву-р})$, що залежить від дальності СВУ – ракета. Основний час ракета наводиться в *інерціальному режимі з радіокоррекцією*. Приймання команд *радіокоррекції* здійснюється опорним каналом РГС ракети по бічних пелюстках ДС РЛС СВУ, при цьому СВУ здійснює спостереження за ціллю. Очевидно, що кути $\alpha_{сву-1}$ і $\alpha_{сву-2}$ обмежені максимальним значенням $\alpha_{сву.макс}(D_{сву-р})$, що залежить від дальності СВУ – ракета. При аналізі можливості передачі керування ракетою між двома взаємодіючими СВУ крім *радіотехнічного* аспекту необхідно розглядати *інформаційний* аспект питання. Перед стартом ЗКР виконуються задачі передстартової підготовки: наведення пускової установки (ПУ) у напрямку попередженої точки зустрічі; наведення РГС у напрямку поточного положення цілі й введення в бортовий обчислювач ракети польотного завдання. Один інформаційний кадр передстартової підготовки наведений у табл. 1.

Таблиця 1
Склад інформації цілевказування ЗКР

1	ω_{α} – кутова швидкість обертання ЛВЦ у каналі азимута
2	ω_{η} – кутова швидкість обертання ЛВЦ у каналі нахилу
3	D_{δ} – дальність цілі
4	D_{ρ} – радіальна швидкість цілі
5	Разові команди
6	$t_{ет}$ – час включення економічної траєкторії
7	$\epsilon_{дв}$ – час взведення радіопідривача ЗКР
8	Разові команди
9	$\phi_{гус}, \phi_{ву}$ – кути наведення ПУ в горизонтальній і вертикальній площинах
10	$\phi_{А.нав}, \phi_{Н.нав}$ – кути наведення РГС у каналах азимута й нахилу
11	$\dot{D}_{i\delta\delta}$ – сигнал наведення РГС за швидкістю

Слова 1 – 8 польотне завдання, видаване в бортовий обчислювач ЗКР. Польотне завдання містить координатну інформацію для РГС і разові команди, які конкретизують умови обстрілу цілі і роботи бортового спорядження ЗКР. Слова 9 – 11 координати що відпрацьовуються ПУ й РГС. Кадр інформації, що запам'ятовується у момент пуску, використовується у якості початкових даних для моделювання польоту ракети. При обстрілі чергою ракет команди радіокоррекції можуть приймати перші дві ракети, третя ракета у пуску наводиться без радіокоррекції. Розподіл каналів радіокоррекції визначається разовими командами К1, К9. Після старту, на ракету з інтервалом 2,6с. передаються команди радіокоррекції, інформаційний кадр яких наведений у табл. 2.

Таблиця 2
Склад інформації радіокорекції ЗКР

1	$\Delta D_{лрк}$ – сигнал поправки по дальності		
2	$\Delta D_{\epsilon\delta\epsilon}$ – сигнал поправки за швидкістю зближення		
3	$\Delta\omega_{А.лрк}$ – сигнал поправки кутової швидкості обертання ЛВЦ у каналі азимута		
4	$\Delta\omega_{Н.лрк}$ – сигнал поправки кутової швидкості обертання ЛВЦ у каналі нахилу		
5	к3	к19	

У ракеті використовується квазіінерціальна система, в якій обчислюються координати відносного руху ракети й цілі наступним чином:

$$\hat{D} = D_0 - \int_0^t \hat{D} dt + \Delta D_{\epsilon \delta \epsilon};$$

$$\hat{D} = \dot{D}_0 + \frac{1}{2} \int_0^t (W_{xA} + W_{xp} + 2 \cdot C_q) dt + \Delta \dot{D}_{\epsilon \delta \epsilon};$$

$$\hat{D} \cdot \hat{\omega}_A = W_i + 2 \cdot \hat{\omega}_A \cdot \hat{D} + C_{q\omega}; \quad \hat{\omega}_i = \omega_i 0 - \Delta \omega_i_{\epsilon \delta \epsilon};$$

$$\hat{D} \cdot \hat{\omega}_i = W_A - 2 \cdot \hat{\omega}_i \cdot \hat{D} - C_{q\omega}; \quad \hat{\omega}_A = \omega_{A0} + \Delta \omega_{A\epsilon \delta \epsilon},$$

де $D_0, \dot{D}_0, \omega_{A0}, \omega_i 0$ – початкові значення дальності, швидкості зближення ракети з ціллю й кутової швидкості обертання ЛВЦ; W_{xA}, W_H, W_A – проекції повного прискорення ракети на осі X, Y, Z системи координат, що пов'язана з антеною, обмірювані датчиками лінійних прискорень; W_{xp} – проекція повного прискорення ракети на вісь X зв'язаної системи координат; $C_q = 6m/c^2, C_{q\omega} = 9,81m/c^2$ – постійні поправки для компенсації сили ваги; $\hat{D}, \dot{D}, \hat{\omega}_A, \hat{\omega}_i$ – оцінки значень дальності, швидкості зближення й кутової швидкості, обчислені у бортовому обчислювачі ЗРК.

З виразів (8) – (13) видно, що для реалізації наведення ЗРК з радіокоррекцією на СВУ необхідно здійснювати прогнозування координат, розрахованих бортовим обчислювачем ракети, моделювання польоту ракети й обчислення координат $\hat{D}_i, \dot{D}_i, \hat{\omega}_{Ai}, \hat{\omega}_{i,i}$ відносного руху ракети й цілі, супроводжуваної РЛС СВУ. Різниця між прогнозованими координатами БО ЗРК і координатами моделі польоту ракети передається на ракету в якості сигналів поправки по відповідним координатам.

Для розрахунку команд радіокоррекції на СВУ-2 необхідно зробити розрахунок траєкторії польоту ракети до точки передачі керування, а далі формувати команди радіокоррекції у режимі *виносу*

старта відносно СВУ. Для проведення розрахунків, із СВУ1 на СВУ2 необхідно передати наступну інформацію: координати СВУ-1 в абсолютній прямокутній системі координат $X_0Y_0H_0$ (початок координат O_0 у точці роз'їзду засобів комплексу); час пуску ракети; інформаційний кадр пуску; всі інформаційні кадри радіокоррекції, які передавалися на борт ракети до моменту передачі керування; час передачі останнього інформаційного кадру.

При обстрілі цілі у режимі "спектраекторія" додатково необхідно на основі аналізу $t_{дв}$ проводити зміну режиму підсвічування цілі. Реалізація *режиму передачі керування ракетою* також дозволить проводити пуски з пускової заряджаючої установки у режимі радіокорекції і суттєво зменшить вимоги до взаємного розташування засобів ЗРК на місцевості.

Висновки

У ЗРК із напівактивним самонаведенням існує принципова можливість реалізації послідовного підсвічування цілі та *режиму передачі керування ракетою* між двома взаємодіючими СВУ.

Для вирішення питань практичного застосування *режиму передачі керування ракетою* в ЗРК СД необхідно проведення досліджень із використанням повної трьохмірної моделі наведення ракети. Крім того, вимагає додаткового дослідження питання розрахунку зони поразки ЗРК при реалізації режиму передачі керування ракетою.

Список літератури

1. *Авіація ПВО Росії й науково-технічний прогрес: бойові комплекси й системи вчора, сьогодні, завтра / Під ред. Е.А. Федосова. – М.: Дрофа, 2004. – 816 с.*
2. *Системи керування озброєнням винищувачів: Основи інтелекту багатофункціонального літака / Під ред. Е.А. Федосова. – М.: Машинобудування, 2005. – 400 с.*

Надійшла до редколегії 21.02.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Г.А. Дробаха, Харківський університет Повітряних сил ім. І. Кожедуба, Харків.

АНАЛИЗ ЗАДАЧИ РЕАЛИЗАЦИИ РЕЖИМА ПЕРЕДАЧИ УПРАВЛЕНИЯ ЗРК МЕЖДУ ВЗАИМОДЕЙСТВУЮЩИМИ САМОХОДНЫМИ ОГНЕВЫМИ УСТАНОВКАМИ ЗРК СД

А.Б. Скорик, С.В. Ольховыков, О.Ф. Галицкий

В статье рассматривается ЗУР СД с полуактивным самонаведением как элемент интегрированной интеллектуальной системы, реализующей концепцию централизованно-сетевой технологии обеспечения боевых действий. Проведен анализ особенностей приема сигнала в РГС и формирования команд радиокоррекции ЗУР. Показана принципиальная возможность осуществления последовательного подсвета цели и формирования команд радиокоррекции двумя взаимодействующими самоходными огневymi установками (СОУ). Определены факторы, ограничивающие реализацию режима передачи управления ЗУР. Определен состав информации, передаваемой с СОУ-1 на СОУ-2.

Ключевые слова: полуактивное самонаведение, радиокоррекция, ГСН ЗУР, инерциальное управление.

ANALYSIS OF TASK OF REALIZATION OF MODE OF CONTROL OF ZRK TRANSFER BETWEEN INTERACTIVE SELF-PROPELLED FIRE OPTIONS OF ZRK SD

A.B. Skorik, S.V. Ol'khovikov, O.F. Galtskiy

In the article the mean range surface-to-air missile (SAM) with semi-active radar homing (SARH) is considered as an element of the integrated intellectual system realizing the concept of Network-centric Warfare (NCW). The analysis of radio signals reception in the SARH and shapings of radiocorrection commands SAM is conducted. The principled capability of implementation of sequential integral lighting of the targets and shaping of radiocorrection commands by two mobile firing stations (MFS) is shown. The factors bounding realization of a condition dual steering SAM are determined. The structure of the information transmitted with MFS -1 on MFS -2 is determined.

Keywords: semi-active homing, radiocorrection, SARH SAM, inertial steering, an mobile firing station.