

УДК 621.396.96

С.В. КАДУБЕНКО, Г.В. МЕГЕЛЬБЕЙ

Харківський університет Повітряних Сил ім. Івана Кожедуба, Україна

ОБГРУНТУВАННЯ КРИТЕРІЮ ЕФЕКТИВНОСТІ КЕРУВАННЯ ЕНЕРГЕТИЧНИМ РЕСУРСОМ БАГАТОФУНКЦІОНАЛЬНОЇ РАДІОЛОКАЦІЙНОЇ СТАНЦІЇ ЗЕНІТНОГО РАКЕТНОГО КОМПЛЕКСУ В РЕЖИМІ НАВЕДЕННЯ ЗЕНІТНИХ КЕРОВАНИХ РАКЕТ

Розглядається та обґрунтовується загальний вираз критерію ефективності керування енергетичним ресурсом багатофункціональної радіолокаційної станції зенітного ракетного комплексу в режимі наведення зенітних керованих ракет з урахуванням особливостей керування ракетою на двох етапах її польоту.

енергетичний ресурс, критерій ефективності, оптимальне керування, багатокритеріальна задача оптимізації, метод скалярного згортання часткових критеріїв

Загальна постановка проблеми та аналіз літератури

В сучасних умовах ведення збройних конфліктів, а також нового якісного розвитку засобів повітряного нападу (ЗПН), кількість цілей у повітряному просторі значно зростає [1]. Боротьба за панування у повітрі та протиборство ЗПН і озброєння протиповітряної оборони (ППО) є вирішальною умовою успіху у ході війни [2]. Тому сьогодні актуальною проблемою залишається створення надійної та ефективної системи ППО.

Як відомо, до складу системи ППО входять зенітні ракетні комплекси (ЗРК), тому одним з шляхів створення такої надійної системи є покращення ефективності їх роботи. Можливості по підвищенню якості функціонування ЗРК за рахунок удосконалення його конструктивних частин в значній мірі пов'язано з великою вартістю. Тому одним з шляхів підвищення ефективності ЗРК є збільшення пропускної здатності його інформаційних засобів. В сучасних зразках озброєння такими засобами, як правило, є багатофункціональні радіолокаційні станції (БФ РЛС). В основному такі станції можуть працювати в наступних режимах: пошуку та виявлення, захвата та супроводження повітряних цілей, наведення зенітних керованих ракет (ЗКР). На праце-

здатність БФ РЛС накладається ряд обмежень, зокрема обмеження по енергетичному ресурсу [4]. Тоді для підвищення пропускної здатності такої станції необхідно передбачити організацію раціонального керування указаним ресурсом.

Ця задача розглядається [4, 5] як керування енергетичним ресурсом у режимах огляду повітряного простору, супроводження цілей, супроводження цілей і наведення ракет, а також при поєднанні двох або трьох режимів.

Аналіз літератури показав, що керування енергетичним ресурсом БФ РЛС у режимі наведення розглядається у загальному вигляді без урахування особливостей різних етапів наведення ракет.

Метою статті є обґрунтування критерію ефективності управління енергетичним ресурсом в режимі наведення ЗКР, який буде враховувати особливості керування ЗКР на двох етапах польоту: виводу ракети на кінематичну траєкторію та наведення ракети на ціль.

Викладення матеріалів досліджень

У статті енергетичним ресурсом БФ РЛС називається сумарна кількість часових дискрет, що витрачається на виконання усіх радіолокаційних функцій у циклі її роботи [3]. У відповідності до цього, кіль-

кість часових дискрет, яка виділяється на реалізацію конкретної радіолокаційної функції, пропорційна кількості енергії, яку витрачає РЛС на реалізацію цієї функції.

Для вирішення поставленої задачі необхідно обрати такі керовані параметри БФ РЛС, які впливають на процес керування польотом ракет. Такими параметрами було обрано число та моменти часу вимірювання параметрів траєкторії польоту ракети, число і моменти часу керування положенням ЗКР у просторі, а також рівень команд керування польотом ЗКР.

Постановка задачі оптимізації керування у загальному вигляді включає в себе: вибір цільової функції у вигляді математичної моделі, яка описує процес керування, визначення припущень та обмежень на процес керування, та обґрунтування критерію ефективності керування [6].

Політ телекерованої ракети прийнято розподіляти на три етапи: захват ракети на супроводження, етап виводу ракети на кінематичну траєкторію, етап наведення ракети на ціль [7]. На етапі захвату на супроводження політ ЗКР некерований, відбувається тільки захват її координатором ракети по кутовим координатам (ϵ, β), також ракета набуває швидкість, яка дозволяє забезпечити ефективне керування.

Після етапу захвату починається етап виводу ЗКР на кінематичну траєкторію. Інформація про координати ракети, яка отримана на етапі захвату, є апріорною для етапу виводу ракети на кінематичну траєкторію.

Необхідність виділення етапу виводу полягає у тому, що у процесі польоту ЗКР на етапі захвату, ракета може значно відхилитись від кінематичної траєкторії. Момент зменшення похибок по положенню ракети відносно кінематичної траєкторії до таких границь, коли ракета входить в трубку допустимого промаху і в подальшому проходить в ній, є моментом закінчення етапу виводу. Тому на цьому етапі обмеженням, що накладається на процес керу-

вання, буде мінімальний час виводу ракети на кінематичну траєкторію при забезпеченні потрібної точності.

Після етапу виводу починається етап наведення ЗКР. На цьому етапі необхідно забезпечити потрібну точність наведення телекерованої ЗКР в точці зустрічі ракети з ціллю. Тому на цьому етапі обмеженням на процес керування буде забезпечення потрібної точності керування польотом ЗКР при мінімальних затратах енергетичного ресурсу БФ РЛС.

Вихідними передумовами для вибору математичної моделі, яка описує процес керування ЗКР, є наступні: для опису траєкторії польоту ЗКР використовується поліном n -го ступеня; параметри, що спостерігаються та фільтруються, представлені у полярній системі координат; похибки кожного окремого спостереження некорельовані між собою та підпорядковані нормальному закону розподілу; хід дискретного часу k пов'язаний з моментами керування положенням ЗКР.

Математична модель ЗКР як динамічної системи розглядається у вигляді комбінації двох взаємопов'язаних моделей – руху ЗКР (модель траєкторії польоту) та моделі вимірювання координат (моделі спостережень) [4].

Модель руху ЗКР описується системою різнице-вих рівнянь [4]:

$$\vartheta_{k+1} = \Phi_k \vartheta_k, \quad k = 1, 2, \dots, T_p \quad (1)$$

де ϑ_k – вектор параметрів траєкторії на k -му кроці;

ϑ_{k+1} – вектор параметрів траєкторії на $(k+1)$ -му кроці;

Φ_k – матриця екстраполяції параметрів траєкторії;

T_p – момент закінчення етапу наведення.

Модель процесу вимірювання координат ЗКР, яка встановлює зв'язок між вектором параметрів траєкторії ϑ_k і вектором координат, що вимірюються Y_k , представлена у вигляді лінійно-алгебраїчного співвідношення [4]:

$$Y_k = H_k \vartheta_k + \Delta Y_k, \quad (2)$$

де Y_k – вектор координат, що вимірюються;

H_k – відома перехідна матриця, яка встановлює зв'язок між координатами, які спостерігаються та фільтруються;

ΔY_k – відомий вектор похибок вимірювання координат.

Процес керування ЗКР в режимі наведення розглядається як сукупність двох процесів: процесу керування вимірюваннями параметрів траєкторії польоту ЗКР та процесу управління положенням телекерованої ЗКР у просторі.

Задача оптимального керування ЗКР описується системою частково спостережуваної послідовності, яка задовольняє наступній системі рекурентних рівнянь [9]:

$$\vartheta_{k+1} = C_k u(k, Y_{k-1}) + \Phi_k \vartheta_k, \quad (3)$$

$$Y_k = v(k, Y_{k-1}) H_k \vartheta_k + \Delta Y_k, \quad (4)$$

де C_k – відома симетрична ненегативно визначена матриця;

$u(k, Y_{k-1})$ – вектор керування положенням ЗКР, яка наводиться;

$v(k, Y_{k-1})$ – вектор керування вимірюваннями координат ЗКР, що наводиться.

На вектори керування накладаються наступні обмеження:

$$u \in U, v \in V, \quad (5)$$

де U – замкнена множина можливих значень керування ЗКР;

V – замкнена множина можливих значень керування вимірюваннями координат траєкторії ЗКР.

Таким чином, у розглянутій системі здійснюється спільне керування положенням ЗКР у просторі та оцінювання параметрів її траєкторії. Рівняння (3) описує неспостережуваний процес руху ЗКР. Рівняння (4) уявляє собою спостережуваний процес вимірювання параметрів траєкторії польоту ЗКР. Система рівнянь (3 – 4) вирішується для моменту

часу, коли ЗКР знаходяться у визначених точках з координатами (ϑ_0, Y_0) .

Для організації оптимального керування енергетичним ресурсом БФ РЛС необхідно знайти такі керування, які залежать від апріорної інформації та від результатів вимірювань на інтервалах $[T_0, T_n]$ і $[T_n, T_p]$, та які задовольняють обмеженням на процес керування (5) для забезпечення мінімуму наступного критерію ефективності при наведенні однієї ЗКР:

$$J = J_e + J_n \rightarrow \min. \quad (6)$$

Управління на етапі виводу ЗКР на кінематичну траєкторію оптимізується за критерієм мінімуму часу виводу ЗКР на кінематичну траєкторію при забезпеченні заданої точності на інтервалі $[T_0, T_n]$. Задача зниження часу при забезпеченні заданої точності, яка називається у теорії автоматичного управління задачею максимальної швидкодії, в [8] вирішується за критерієм мінімального часу. Тоді у прийнятих позначеннях, критерій мінімізації кількості часових дискрет при реалізації виводу ЗКР на кінематичну траєкторію при забезпеченні потрібної точності можна записати у наступному вигляді [8]:

$$J_e = (T_n - T_0) + SpB_{T_n}^* \Psi_{T_n} \rightarrow \min, \quad (7)$$

де T_n – кількість часових дискрет в момент закінчення етапу виводу при досягненні потрібної точності;

T_0 – кількість часових дискрет в момент початку етапу виводу ЗКР на кінематичну траєкторію;

$SpB_{T_n}^* \Psi_{T_n} = SpB_{T_n}^* [\Psi(T_n, T_{n-1}) - \Psi_{mp}(T_n)]$ – слід кореляційної матриці помилок оцінок параметрів траєкторії на інтервалі $[T_0, T_n]$;

$B_{T_n}^*$ – вагова симетрична ненегативно визначена матриця, знак * означає транспонування;

$\Psi_{mp}(T_n)$ – потрібне значення кореляційної матриці похибок оцінювання в момент часу T_n .

Управління на етапі наведення телекерованої ЗКР оптимізується за критерієм мінімізації розходу обмеженого енергетичного ресурсу БФ РЛС при забезпеченні заданої точності наведення на інтервалі $[T_n, T_p]$. У літературі для вирішення такого типу задач обґрунтовано застосування квадратичного критерію ефективності [9]. Для поставленої задачі його можна записати в наступному вигляді [9]:

$$J_H = Sp\Psi_{T_p} H + \sum_{k=0}^{T_p-1} M \left(Sp\Psi_k h + uqu^* + F(k, v) \right) \rightarrow \min, \quad (8)$$

де $Sp\Psi_{T_p}$ – слід кореляційної матриці помилок оцінювання параметрів траєкторії на кінцевій ділянці польоту ракети;

$k = 0, 1, \dots, T_p - 1$ – кількість часових дискрет;

M – знак математичного очікування;

$Sp\Psi_k$ – слід кореляційної матриці помилок оцінювання параметрів траєкторії на k -му кроці;

$u = u(k, Y_{k-1})$ – вектор керування ракетою;

$H = H(T_p)$, $h = h(k)$, $q = q(k)$ – симетричні не-негативно визначені матриці;

$F(k, v) = F(k, v(k, Y_{k-1}))$ – ненегативна скалярна функція від k та вектору керування вимірюванням координат ЗКР $v = v(k, Y_{k-1})$.

Вектори u та v є векторами керування, які обираються на підставі всіх спостережень, проведених до моменту часу k . Особливістю рішення такої задачі сумісної оптимізації є можливість її розділення на дві задачі: пошуку оптимального керування ЗКР і пошуку оптимального керування спостереженнями за параметрами траєкторії її польоту.

Сучасні ЗРК, як правило, багатоканальні не тільки по кількості супроводжуваних цілей, а й по кількості ЗКР, що наводяться у циклі роботи РЛС. Тому при обґрунтуванні критерію управління енергетичним ресурсом БФ РЛС в режимі наведення необхідно враховувати, що у загальному випадку в циклі роботи БФ РЛС наводиться декілька ЗКР.

Така задача належить до багатокритеріальної задачі оптимізації керування енергетичним ресурсом БФ РЛС у режимі наведення ЗКР. Сукупність критеріїв, по яким наводяться ЗКР в циклі роботи БФ РЛС, утворює вектор часткових критеріїв $J = \{J_i\}, i = \overline{1, N}$, де N – кількість ЗКР, що наводяться. Кожен з часткових критеріїв представляє собою функціонал J_i .

Вирішення задач багатокритеріальної оптимізації досить складне, і забезпечити оптимум одночасно для усіх часткових критеріїв практично неможливо. Тому необхідно шукати компроміс між рішеннями оптимальними з точки зору часткових критеріїв [10].

У [10 – 12] обґрунтовано застосування методу скалярного згортання часткових критеріїв за нелінійною схемою компромісів в різних постановках багатокритеріальних задач, а особливо у тих випадках, коли виникаюча ситуація може значним чином змінюватись або бути невизначеною. Беручи це до уваги, для обґрунтування критерію ефективності керування енергетичним ресурсом БФ РЛС в режимі наведення ЗКР можливе використання методу „згортки часткових критеріїв”.

Використання цього методу передбачає знання верхньої границі зміни кожного з часткових критеріїв, тобто обмежень на можливі значення функціоналів. Такими обмеженнями для усіх ЗКР, які наводяться, є максимально можлива кількість звернень БФ РЛС до ЗКР (сеансів зв'язку):

$$S_i \leq S_{i \max}, \quad (9)$$

де S_i – кількість сеансів зв'язку з i -ю ЗКР.

Сеанс зв'язку – це час, впродовж якого на одному кутовому напрямку проводиться вимірювання координат та видача команди керування для однієї ЗКР.

Тоді критерій ефективного керування енергетичним ресурсом БФ РЛС при застосуванні скалярної згортки буде мати наступний вигляд [11]:

$$J = \sum_{i=1}^N S_i (S_i - J_i)^{-1} = \sum_{i=1}^N (1 - J_{o_i})^{-1}, \quad (10)$$

де $J_{o_i} = \frac{J_i}{S_i}$ – відносні критерії.

Ідейна основа такої схеми складається у тому, що компроміс між частковими критеріями ставиться у залежність від ситуації, для якої знаходиться оптимальне рішення. Такими ситуаціями можуть бути напружена, спокійна та проміжна [11]. У якості характеристики напруженої ситуації, коли часткові критерії наближаються до своїх граничних значень, використовується міра наближення відносних критеріїв до свого граничного значення (8). При виникненні напруженої ситуації необхідно «стримувати» зростання таких критеріїв, тому що зростання сеансів зв'язку з ракетою, яка наводиться на ближню ціль, не компенсується тією обставиною, що витрати енергетичного ресурсу БФ РЛС для ЗКР, що наводиться на дальню ціль, будуть мінімальними.

В існуючих сьогодні зразках озброєння алгоритми управління роботою БФ РЛС розраховані саме на таку напружену ситуацію. Складність її полягає у тому, що на проведення вимірювань координат та передачу команд управління ЗКР виділяється максимально можлива, однакова та рівномірна кількість енергетичного ресурсу (кількість часових дискрет) у циклі роботи БФ РЛС. Разом з цим для забезпечення потрібної точності наведення у точці зустрічі ЗКР з ціллю частота звернень до ракети протягом польоту досить висока, але на етапі виводу ракети така висока частота звернень не завжди є необхідною.

У спокійних ситуаціях, коли не виникає загрози порушення обмежень, скалярна згортка по нелінійній схемі компромісів еквівалентна оператору інтегральної оптимальності та може бути зосереджена на економії сумарного енергетичного ресурсу (дискрет часу) БФ РЛС ЗКР в режимі наведення ЗКР на двох етапах польоту. У проміжних ситуаціях отримуються різні ступені часткового вирівнювання критеріїв [10].

Застосування нелінійної схеми дозволяє вирішувати багатокритеріальну задачу управління енергетичним ресурсом БФ РЛС в режимі наведення ЗКР на цілі в залежності від виникаючих ситуацій, тому що вона має властивість самокоректування [10].

Для отримання критерію ефективності керування енергетичним ресурсом БФ РЛС в режимі наведення ЗКР на цілі підставимо значення критеріїв (6 – 7) в (10) та отримаємо

$$J = \sum_{i=1}^N S_i \left(S_i - T_i - \text{Sp} B_{iT_n}^* \Psi_{iT_n} - \text{Sp} \Psi_{iT_p} H_i - \sum_{k=0}^{T_p-1} M(\text{Sp} \Psi_{ik} h_i + u_i q_i u_i^* + F_i(k, v_i)) \right)^{-1} \rightarrow \min. \quad (11)$$

Складові цього виразу визначають наступне:

S_i – визначає сумарну кількість сеансів зв'язку з i -ту ЗКР, що наводяться;

$T_i = (T_{n_i} - T_{0_i})$ – визначає тривалість (кількість часових дискрет) інтервалу виводу ЗКР на кінематичну траєкторію;

$\text{Sp} B_{iT_p}^* \Psi_{iT_p}$ та $\text{Sp} \Psi_{iT_p} H_i$ характеризують відносні точності виводу ЗКР на кінематичну траєкторію та у точку зустрічі з ціллю;

$\text{Sp} \Psi_{ik} h_i$ визначається поточною точністю на протязі відрізка часу керування.

При вирішенні задачі пошуку оптимального керування енергетичним ресурсом БФ РЛС в режимі наведення ЗКР у циклі її роботи правило вибору такого керування залежить від значень:

- \mathfrak{q}_{k+1} – вектора параметрів траєкторії на $(k+1)$ -му кроці, який описує рух телекерованої ЗКР;
- Y_k – вектора координат, що вимірюються;
- критерія ефективності керування енергетичним ресурсом БФ РЛС;
- результатів усіх попередніх та поточних вимірювань параметрів траєкторії польоту ЗКР при

кожному наступному значенні вектору керування вимірюваннями координат ЗКР $v(k, Y_{k-1})$;

– усіх попередніх значень вектора керування при кожному наступному значенні вектору керування положенням ЗКР $u(k, Y_{k-1})$.

Отриманий критерій (11) враховує особливості польоту ЗКР на різних етапах, сумісне керування вимірюванням параметрів траєкторії польоту ЗКР та керування її положенням у просторі в залежності від ситуації.

Висновки

Запропонований критерій ефективності керування енергетичним ресурсом БФ РЛС ЗРК в режимі наведення ЗКР на двох етапах її польоту та сумісного керування вимірюванням координат і керування положенням ЗКР у просторі дозволяє отримати оптимальний час виводу ЗКР на кінематичну траєкторію, забезпечити задану точність наведення при мінімальних витратах енергетичного ресурсу багатofункціональної радіолокаційної станції.

Література

1. Числов В. Подавление системы ПВО // Зарубежное военное обозрение. – 1993. – №1. – С. 35-39.
2. Балахонцев Н., Медин А. Развитие форм и способов ведения военных действий в начале XXI века // Зарубежное военное обозрение. – 2003. – №4. – С. 25-28.
3. Кадубенко С.В., Круглов А.В., Смирнов О.Л. Метод оптимального управления режимом наведения многофункциональной РЛС // Авиационно-космическая техника и технология. – Х.: ХАИ, 2001. – Вып. 21. – С 47-53.
4. Кузьмин С.З. Основы проектирования систем цифровой обработки радиолокационной информации. – М.: Радио и связь, 1986. – 352 с.
5. Конторов Д.С., Голубев-Новожилов Ю.С. Введение в радиолокационную системотехнику. – М.: Сов. радио, 1971. – 368 с.
6. Сейдж Э.П., Уайт Ч.С. Оптимальное управление системами. – М.: Радио и связь, 1982. – 392 с.
7. Закорюкин В.М., Зулий Г.В. Основы построения зенитных ракетных и зенитных артиллерийских комплексов: Учебное пособие. – Х.: ХВУ, 1996. – 358 с.
8. Теория автоматического управления. Ч.2 / Под ред. А.А. Воронова. – М.: Высш. шк., 1986. – 342 с.
9. Григорьев Ф.Н., Кузнецов Н.А., Серебровский А.П. Управление наблюдениями в автоматических системах. – М.: Наука, 1986. – 215 с.
10. Воронин А.Н. Многокритериальная оптимизация динамических систем управления // Кибернетика. – 1980. – № 4. – С. 56-68.
11. Воронин А.Н. О формализации выбора схемы компромиссов в задачах многокритериальной оптимизации // Известия АН СССР. Техническая кибернетика. – 1984. – № 2. – С. 173-176.
12. Воронин А.Н. О приближениях решению многокритериальных вариационных задач управления // Известия АН СССР. Техническая кибернетика. – 1989. – № 1. – С. 46-53.

Поступила в редакцию 26.06.2006

Рецензент: д-р техн. наук, доцент Г.В. Єрмаков, Харківський університет Повітряних Сил ім. Івана Кожедуба, Харків.