

УДК 621.396.96

Г.В. Мегельбей

Харківський університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків

**ОПТИМІЗАЦІЯ КЕРУВАННЯ ЕНЕРГЕТИЧНИМ РЕСУРСОМ
БАГАТОФУНКЦІОНАЛЬНОЇ РЛС ЗЕНІТНОГО РАКЕТНОГО КОМПЛЕКСУ
В РЕЖИМІ НАВЕДЕННЯ ЗЕНІТНИХ КЕРОВАНИХ РАКЕТ**

Розглядаються результати рішення задачі оптимізації керування енергетичним ресурсом багатофункціональної РЛС зенітного ракетного комплексу в режимі наведення зенітних керованих ракет.

енергетичний ресурс, оптимальне керування, перепускна здатність, багатофункціональна РЛС

Вступ

Загальна постановка проблеми. На сьогоднішній день одним із пріоритетних шляхів підви-

щення ефективності ЗРК є збільшення перепускної здатності його інформаційних засобів. У сучасних зразках озброєння такими засобами, як правило, є багатофункціональні РЛС (БФ РЛС).

Можливість одночасного здійснення декількох радіолокаційних функцій передбачає наявність певних обмежень на роботу таких станцій. Найбільш істотним обмеженням є обмеженість енергетичного ресурсу, під яким розуміється сумарна кількість часових дискрет, що виділяється на реалізацію всіх радіолокаційних функцій у циклі її роботи [1]. Виходячи з цього, кількість часових дискрет, що виділяється на реалізацію конкретної радіолокаційної функції, пропорційна кількості енергії, а значить, і енергетичному ресурсу, який витрачає РЛС на виконання цієї функції.

Підвищення перепускної здатності БФ РЛС можливо за рахунок оптимізації керування її енергетичним ресурсом [1].

Аналіз літератури. Сьогодні можна виділити наступні напрямки досліджень, присвячених тематиці керування енергетичним ресурсом БФ РЛС: керування ресурсами РЛС у режимі виявлення цілей; керування ресурсами РЛС у режимі супроводження цілей; керування ресурсами РЛС у кожному з можливих режимів роботи; керування розподілом енергетичних ресурсів між функціональними режимами РЛС.

У літературі [2] найбільш загальним підходом до рішення задачі керування РЛС у режимі супроводження радіолокаційних об'єктів є вибір кількості й моментів проведення вимірювань (складання оптимального розкладу роботи РЛС), який звичайно складається з урахуванням певного (заданого) інтервалу супроводження. Необхідна точність інформації по об'єктам, що обслуговуються, залежить від типу об'єктів і призначення РЛС. Показано, що керування супроводженням об'єктів зводиться до вибору постійного темпу локації, виходячи з мінімальної витрати енергетичного ресурсу РЛС, і складанню, на цій основі, раціонального розкладу вимірювань по кожному об'єкту.

Аналіз робіт з розподілу енергетичного ресурсу між функціональними режимами РЛС показав [1 – 3], що для рішення таких задач необхідно сформулювати результуючий критерій ефективності керування, що дозволить вирішити задачу в її конкретній постановці.

У роботі [1] розглянуто керування енергетичним ресурсом БФ РЛС у динаміці її функціонування при реалізації режиму наведення зенітних керованих ракет (ЗКР) і розподіл цього ресурсу між функціональними режимами супроводження цілей й наведення ракет. Запропоновано метод оптимального керування режимом наведення БФ РЛС. Однак керування енергетичним ресурсом БФ РЛС у режимі наведення зенітних керованих ракет розглянуто тільки у загальному вигляді, без урахування особливостей польоту ЗКР на різних етапах польоту.

Як правило, в існуючих БФ РЛС енергетичний ресурс між об'єктами, що обслуговуються, в одному радіолокаційному режимі розподіляється рівномірно. При цьому не враховуються особливості кожного із цих об'єктів, а робота БФ РЛС здійснюється по

відповідним програмам і алгоритмам, що закладені у спеціалізованій цифровій обчислювальній машині (СЦОМ) ЗРК. Аналіз роботи БФ РЛС показує, що в таких умовах існує резерв енергетичного ресурсу БФ РЛС ЗРК для збільшення кількості об'єктів, що обслуговуються.

Таким чином, аналіз робіт з оптимального керування енергетичним ресурсом БФ РЛС показав, що, незважаючи на значну кількість робіт, присвячених цій тематиці, задачі оптимального керування енергетичним ресурсом РЛС у різних режимах її роботи вимагають проведення подальших досліджень [2,3]. Зокрема, досліджень по вирішенню задачі керування енергетичним ресурсом БФ РЛС у режимі наведення ЗКР з урахуванням особливостей етапів польоту ракет, що наводяться.

Метою статті є знаходження вирішення задачі оптимального керування енергетичним ресурсом БФ РЛС ЗРК у режимі наведення зенітних керованих ракет.

Викладенн матеріалів досліджень

У загальному випадку постановка задачі оптимізації керування містить у собі: визначення допущень і обмежень на процес керування, вибір керованих параметрів і математичної моделі, які описують процес керування й обґрунтування критерію ефективності керування [4].

При постановці задачі оптимального керування енергетичним ресурсом БФ РЛС у режимі наведення були прийняті наступні обмеження й допущення:

1. Режим роботи БФ РЛС – супроводження цілей і наведення ракет. Інформація про повітряну ціль надходить від станції виявлення ЗРК.

2. Етап захвату ракети закінчений до моменту початку керування, тобто БФ РЛС починає працювати із ЗКР, маючи початкову інформацію про неї (координати ЗКР).

3. У зоні відповідальності РЛС знаходяться цілі, що летять як по детермінованим траєкторіям, так і ті цілі, які здійснюють маневр.

Для розв'язання задачі керування енергетичним ресурсом БФ РЛС були обрані керовані параметри БФ РЛС, які впливають на процес керування польотом ракет:

1. Кількість і моменти вимірювання параметрів траєкторії польоту ракети.

2. Кількість і послідовність моментів керування положенням ЗКР у просторі.

3. Величина команд керування польотом ЗКР.

У загальному вигляді задача керування енергетичним ресурсом БФ РЛС із урахуванням обмежень і допущень визначена як пошук оптимального керування ресурсом (параметрами) РЛС у режимі наведення з урахуванням особливостей етапів польоту ракет.

Для керування енергетичним ресурсом БФ РЛС у кожному із цих режимів були розглянуті відповідні критерії ефективності такого керування, і в роботі [4] обґрунтовано загальний вираз критерію ефективності

керування енергетичним ресурсом БФ РЛС у режимі наведення, який має вигляд [4]:

$$J = \sum_{i=1}^N \frac{S_i}{S_i - J_{iv} - J_{in}} \rightarrow \min, \quad (1)$$

де $i = \overline{1, N}$ – кількість ракет, що наводяться, у циклі роботи БФ РЛС; S_i – сумарна кількість сеансів зв'язку з i -ю ЗКР, що наводиться; J_{iv} – критерій ефективності керування енергетичним ресурсом на етапі виводу для i -ї ЗКР, що наводиться; J_{in} – критерій ефективності керування енергетичним ресурсом на етапі наведення для i -ї ЗКР, що наводиться.

Аналіз виразу (1) та часткових критеріїв J_{iv}, J_{in} показав, що задача оптимального керування енергетичним ресурсом БФ РЛС у режимі наведення ЗКР вирішується послідовно. Спочатку заходиться розв'язання задачі на етапі виводу ракет, а потім на підставі отриманого розв'язання на етапі виводу, вирішується задача на етапі наведення за відповідними критеріями [4].

На етапі виводу ракет на кінематичні траєкторії задача оптимального керування енергетичним ресурсом БФ РЛС представляється в такий спосіб [4]. Необхідно знайти таке керування спостереженнями за параметрами траєкторій ракет за умови досягнення необхідної кінцевої помилки оцінювання, щоб у циклі роботи БФ РЛС за найменший час вивести кожну ЗКР на кінематичну траєкторію, яке доставляє мінімум наступному критерію [4]:

$$J_b = \sum_{i=1}^N J_{bi} = \sum_{i=1}^N (K_{li} - k_{0i}) + \sum_{i=1}^N \sum_{k=k_0}^{K_i} \phi_{bi}(k) s_{ik} \rightarrow \min, \quad (2)$$

де K_{li} – заздалегідь невідомий момент часу закінчення етапу виводу кожної ракети на кінематичні траєкторії, які наводяться в циклі роботи БФ РЛС при виконанні вимог по точності; k_{0i} – момент часу початку супроводження i -ї ЗКР; k – кількість сеансів зв'язку (часових дискрет) на етапі виводу ракет на кінематичні траєкторії; $\phi_{bi}(k)$ – вектор керування спостереженнями за i -ю ракетою; s_{ik} – витрати на проведення спостережень за параметрами траєкторії i -ї ЗКР каналом вимірювача й на його перемикання з однієї ракети на іншу. Ці витрати пропорційні енергетичному ресурсу, який витрачає БФ РЛС на k -му кроці.

Оптимальний закон керування енергетичним ресурсом БФ РЛС, який мінімізує час виводу ЗКР на кінематичні траєкторії був визначений правилом [5]:

$$\tilde{\phi}_b(k) = \begin{cases} 1, & \text{якщо } \max \text{Sp} \left\{ \begin{array}{l} \Phi_k \Psi_k P_k^* \times \\ \times [P_k \Psi_k P_k + R_k]^{-1} \times \\ \times P_k \Psi_k \Phi_k^* \gamma_{k+1}^* \end{array} \right\} - s_{ik} > 0; \\ 0, & \text{у протилежному випадку,} \end{cases} \quad (3)$$

де $\Phi_k = \text{diag}(\Phi_{ik})$ – матриця екстраполяції параметрів траєкторій ракет, що наводяться; $\Psi_k = \text{diag}(\Psi_{ik})$ – матриця помилок оцінок параметрів траєкторій ракет, що наводяться; $P_k = \text{diag}(P_{ik})$ – перехідна матриця, яка визначає склад параметрів траєкторій ЗКР, що вимірюються, знак $*$ означає транспонування; $R_k = \text{diag}(R_{ik})$ – матриця похибок вимірювань координат ракет, що наводяться; $\gamma_{k+1} = \text{diag}(\gamma_{ik+1})$ – матриці спряжених змінних до матриць Ψ_k .

На етапі наведення ракет на кінематичні траєкторії спочатку вирішується задача визначення оптимального керування спостереженнями за ЗКР, а потім здійснюється пошук оптимальних значень керування польотом за критерієм мінімуму витрат розходу енергетичного ресурсу при виконанні вимог по точності наведення [4, 5]:

$$J_n = \sum_{i=1}^N J_{ni} = \sum_{i=1}^N \left\{ \begin{array}{l} \text{Sp} \Psi_{ik_p} Z_i(K_p) + \\ + \sum_{k=k_{i+1}}^{K_{p-1}} M \left[\begin{array}{l} u_i^*(k) q_i(k) u_i(k) + \\ + \text{Sp} \Psi_{ik} z_i(k) + \\ + F(k, v_i(k)) \end{array} \right] \end{array} \right\} \rightarrow \min, \quad (4)$$

де $\text{Sp} \Psi_{ik_p}$ – слід кореляційної матриці помилок оцінювання параметрів траєкторії на кінцевій ділянці польоту i -ї ракети; $k = \overline{k_{i+1}, K_p}$ – кількість часових дискрет на етапі наведення; M – знак математичного очікування; $\text{Sp} \Psi_{ik}$ – слід кореляційної матриці помилок оцінювання параметрів траєкторії i -ї ЗКР на k -му кроці; $u_i(k)$ – вектор керування i -ою ракетою, знак $*$ означає транспонування; $z_i(k), Z_i(K_p), q_i(k)$ – симетричні ненегативно визначені матриці; $F(k, v_i(k))$ – ненегативна скалярна функція від k і вектора керування.

Таким чином, розв'язання задачі керування енергетичним ресурсом БФ РЛС із метою збільшення її перепускної здатності на етапі наведення ЗКР зводиться до розв'язання двох часткових задач [4, 5]:

1) пошуку оптимального керування спостереженнями за параметрами траєкторій ракет, що наводяться;

2) пошуку керування ракетами, на підставі рішення попередньої задачі.

Відповідно до вищесказаного, при розв'язанні задачі керування спостереженнями на етапі наведення спочатку була визначена детермінована послідовність моментів вимірювань координат ракет, що наводяться, у циклі роботи БФ РЛС відповідно до виразу [4, 5]:

$$\tilde{\phi}(k) = \begin{cases} 1, & \text{коли } \max \text{Sp} \left\{ \begin{array}{l} \Phi_k \Psi_k P_k^* \times \\ \times [P_k \Psi_k P_k + R_k]^{-1} \times \\ \times P_k \Psi_k \Phi_k^* \gamma_{k+1}^* \end{array} \right\} - r_{ik} > 0; \\ 0, & \text{у протилежному випадку,} \end{cases} \quad (5)$$

де r_{ik} – витрати БФ РЛС на проведення спостережень за параметрами траєкторії i -ї ЗКР каналом вимірювача і на його переключення з однієї ракети на іншу, які пропорційні енергетичному ресурсу, що витрачає БФ РЛС на k -му кроці.

Отримана послідовність дозволяє вирішити задачу керування польотом ракети.

Оптимальне керування польотом i -ї ЗКР буде мати вигляд [5]:

$$\bar{u}(k) = - \left[\begin{pmatrix} C_k & \beta(k) \\ \beta(k) \end{pmatrix}^* p(k+1) \begin{pmatrix} C_k & \beta(k) \\ \beta(k) \end{pmatrix} \right]^{-1} \times \left[\begin{pmatrix} C_k & \beta(k) \\ \beta(k) \end{pmatrix}^* p(k+1) \begin{pmatrix} \Phi_k & C_k(E - \beta(k)) \\ 0 & E - \beta(k) \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \bar{q}_k \\ \bar{\eta}(k) \end{pmatrix} \right], \quad (7)$$

де E – одинична матриця; $\eta(k)$ – додатковий вектор, який дорівнює керуванню $\tilde{u}(k-1)$, що діяло на ракету в попередній момент часу ($k-1$).

Отриманий метод розв'язання задачі оптимального керування енергетичним ресурсом БФ РЛС у режимі наведення ЗКР полягає в наступному. Спочатку вирішується задача оптимального керування спостереженнями на етапі виводу за критерієм мінімуму часу виводу ракет на кінематичні траєкторії при забезпеченні заданої точності (2). Початковими умовами для цього етапу являється інформація про координати i -ої ЗКР, отримані на етапі захвату ракети.

На підставі отриманого рішення на етапі виводу вирішується задача спільної оптимізації на етапі наведення ракет за критерієм мінімуму витрат енергетичного ресурсу при виконанні вимог по точності наведення (4). Початковою інформацією на цьому етапі є координати ЗКР, отримані наприкінці етапу виводу.

Маючи розв'язання задач керування енергетичним ресурсом БФ РЛС на кожному з етапів режиму наведення, рішення задачі оптимального керування енергетичним ресурсом БФ РЛС у цьому режимі з урахуванням особливостей двох етапів вирішується відповідно до критерію (1).

Розглянутий метод був покладений в основу методики оптимального керування енергетичним ресурсом БФ РЛС [6], яка визначає процедуру рішення задачі оптимального керування ресурсом БФ РЛС, зокрема в режимі наведення. Дана методика може бути включена в робочу програму СЦОМ у якості одного із часткових алгоритмів [7], що вирішує задачу оптимального керування енергетичним ресурсом БФ РЛС у режимі наведення.

Особливістю отриманої методики є те, що для урахування неодночасного виводу ракет на кінематичні траєкторії в циклі роботи БФ РЛС, у методиці оптимального керування енергетичним ресурсом БФ РЛС передбачена локальна оптимізація для тих ракет, які були виведені на кінематичні траєкторії.

Для дослідження ефективності розробленої методики оптимального керування енергетичним ресурсом БФ РЛС ЗКР була досліджена модель функціонування БФ РЛС із використанням різних алгоритмів керування в режимі наведення. Показником ефективності розроблених алгоритмів керування в порівнянні з існуючими, був розглянутий вигравш перепускної здатності БФ РЛС по ракетах при реалізації режиму наведення ЗКР.

Аналіз результатів проведених досліджень методики показує, що залежно від різних комбінацій алгоритмів керування енергетичним ресурсом БФ РЛС, які використовуються у методиці, різної точності наведення й кількості ЗКР, різної кількості цілей і їх характеристик, вигравш перепускної здатності БФ РЛС при реалізації режиму наведення ЗКР становить 14 – 22%.

Висновки

Отримані результати досліджень доцільно використовувати при створенні сучасних БФ РЛС, які вирішують задачі різного призначення, зокрема задач керування космічними польотами. А також при модернізації й розробці перспективних БФ РЛС у якості інформаційних засобів ЗКР.

Список літератури

1. Кадубенко С.В., Гомозов А.В., Тарахтей В.П. Метод оптимального управління режимом наведення многофункціональної РЛС // Збірник наукових праць. – Х.: ХАІ. – 2001. – Вип. 21. – С. 47-53.
2. Кузьмин С.З. Основы проектирования систем цифровой обработки радиолокационной информации. – М.: Радио и связь, 1986. – 352 с.
3. Малышев В.В., Красильщиков М.Н., Карлов В.И. Оптимизация наблюдения и управления летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1989. – 312 с.
4. Кадубенко С.В., Мегельбей Г.В. Обґрунтування критерію ефективності керування енергетичним ресурсом багатфункціональної радіолокаційної станції зенітного ракетного комплексу в режимі наведення зенітних керованих ракет // Авиационно-космическая техника и технология: научно-технический журнал Национального аэрокосмического университета имени Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Х.: НАКУ «ХАИ». – 2006. – Вып. 4 (30). – С. 65-70.
5. Григорьев Ф.Н., Кузнецов Н.А., Серебровский А.П. Управление наблюдениями в автоматических системах. – М.: Наука, 1986. – 215 с.
6. Кадубенко С.В., Мегельбей Г.В., Толстолужская Е.Г. Методика оптимального управления энергетическим ресурсом многофункциональной РЛС зенитного ракетного комплекса // Системи управління навігації та зв'язку. – К: Центральний науково-дослідний інститут навігації і управління. – 2007. – Вип. 3. – С.103-106.
7. Саврасов Ю.С. Алгоритмы и программы в радиолокации. – М.: Радио и связь, 1985. – 216 с.

Надійшла до редколегії 13.11.2007

Рецензент: д-р техн. наук ст. наук співр. В.В. Баранник, Харківський університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків.