

УДК 621. 396

О.А. Коршець

Командування Повітряних Сил Збройних Сил України, Вінниця

СИНТЕЗ РІВНЯНЬ РАДІОЕЛЕКТРОННОЇ СИСТЕМИ УПРАВЛІННЯ ВИНИЩУВАЧАМИ ПО КУРСУ У ПРОСТОРІ СТАНІВ РІЗНИЦЕВИХ ПАРАМЕТРІВ

Розглядаються питання самонаведення винищувача в зону застосування зброї, який розташований в групі (бойовому порядку) винищувачів із застосуванням простору станів різницевих параметрів, представлені рівняння самонаведення винищувача по курсу в горизонтальній площині для радіоелектронної системи управління (РЕСУ).

Ключові слова: самонаведення, простір станів різницевих параметрів.

Вступ

Постановка проблеми і аналіз літератури. Як відомо, всі методи дослідження автоматизованих систем управління базуються на математичній моделі динамічної системи. Одним із способів математичного опису систем управління є опис системи у просторі станів який, як свідчить практика досліджень, найбільш повно виконує завдання синтезу оптимальних систем наведення [1 – 3]. Отримані різницеві рівняння

дозволять управляти винищувачем, який знаходиться у групі та отримати багатопозиційну радіолокаційну систему багатоканального наведення, під якою розуміють сукупність взаємопов'язаних систем наведення кількох просторово рознесених об'єктів управління, радіолокаційні датчики яких утворюють єдину багатопозиційну радіолокаційну систему.

Метою статті є синтез рівнянь самонаведення літака по курсу, що знаходиться в групі, для зовнішнього контуру РЕСУ групою винищувачів.

Основний матеріал

Динаміка наведення групи літаків на площині у просторі станів різницевих параметрів наведена на рис.1. Одержання рівнянь у просторі станів різницевих параметрів дискретної системи самонаведення винищувача (який знаходиться у певному бойовому порядку) по курсу з використанням різницево-далекомірного способу, дозволяє вирішити задачу управління винищувачем по курсу на площині у складі групи [4 – 6].

На рис. 1 зображені: багатопозиційна радіолокаційна система із 4-х бортових радіолокаційних станцій (БРЛС) винищувачів (LA_1, LA_2, LA_3, LA_4); $LA(i-1), LA(i), LA(i+1)$ – положення кожного із винищувачів в дискретні моменти часу; $\Pi(i)$ – положення цілі в i -ий момент часу (програмної точки); $R_{1\Pi}(i), R_{2\Pi}(i), R_{3\Pi}(i)$ – похили дальності від $\Pi(i)$ до відповідних винищувачів; $R_2(i), R_3(i), R_4(i)$ – похили дальності від першого літального апарата (ЛА) до відповідних БРЛС інших винищувачів; C – азимут бази LA_2LA_3 ; D – азимут бази LA_3LA_4 ; X_1 – вісь, яка співпадає з напрямком бази LA_2LA_3 ; X_2 – вісь, яка співпадає з напрямком бази LA_3LA_4 ; $x_1(i); x_2(i)$ – проєкції положення першого винищувача на вісь X_1 та X_2 ; $x_{1\Pi}(i), x_{2\Pi}(i)$ – проєкції положення точки $\Pi(i)$ на вісь X_1 та на вісь X_2 ; $\psi(i)$ – кут, що задає напрямок управляемого руху ЛА по курсу, та який характеризує напрямок

вектора швидкості групи ЛА щодо напрямку на північ – N ; $\eta(i)$ – кут, що характеризує положення лінії візування ЛА – $\Pi(i)$ на площині в момент часу i ; Δl – відстань, пройдена ЛА при русі зі швидкістю V за час $\Delta t = t(i) - t(i-1)$; $h_{x_1}(i), h_{x_2}(i)$ – додаткові параметри положення першого ЛА щодо осей X_1 і X_2 в дискретні моменти часу i ; $h_{x_{1\Pi}}(i), h_{x_{2\Pi}}(i)$ – додатковий параметр положення $\Pi(i)$ щодо осей X_1 і X_2 .

Для вирішення поставленої задачі вважаємо, що базові відстані LA_2LA_3 і LA_3LA_4 ($d_1(i)$ та $d_2(i)$), а також кути $C(i)$ і $D(i)$ можуть бути невизначені та змінюватись в кожний дискретний момент часу. Виміри, що проводяться системою міжлітакової навігації (МЛН), забезпечують одержання поточних значень $R_2(i), R_3(i), R_4(i)$, і відстаней $d_1(i), d_2(i)$, а відстані $R_{1\Pi}(i), R_{2\Pi}(i), R_{3\Pi}(i), R_{4\Pi}(i)$ отримуємо за допомогою бортових радіолокаційних вимірювачів. На підставі зазначених вимірів бортова апаратура першого ЛА визначає поточні значення $P_1(i) = R_2^2(i) - R_3^2(i)$, $P_2(i) = R_3^2(i) - R_4^2(i)$ та $P_{1\Pi}(i) = R_{2\Pi}^2(i) - R_{3\Pi}^2(i)$, $P_{2\Pi}(i) = R_{3\Pi}^2(i) - R_{4\Pi}^2(i)$. По напрямку бази LA_2LA_3 відліки параметра $x_1(i)$ проводяться відносно LA_3 (ліворуч $x_1(i) > 0$, праворуч - $x_1(i) < 0$), по напрямку бази LA_3LA_4 відліки величини $x_2(i)$ проводяться також відносно LA_3 (ліворуч $x_2(i) > 0$, праворуч - $x_2(i) < 0$).

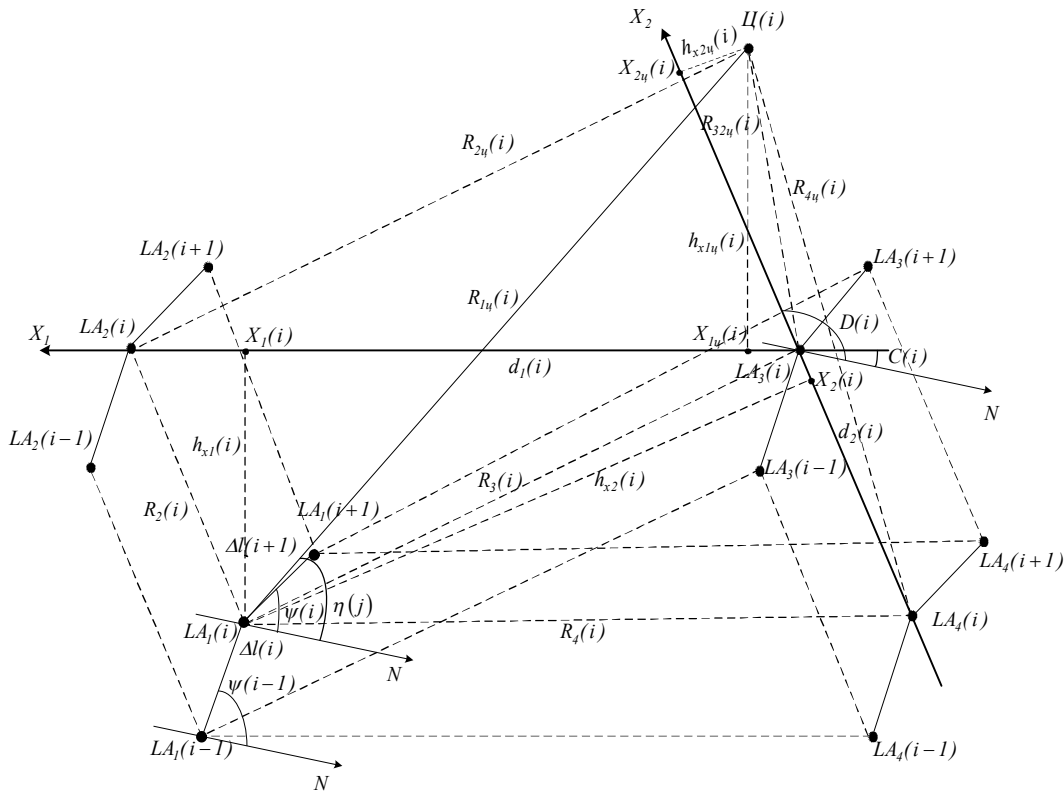


Рис. 1. Динаміка наведення групи літаків на площині у просторі станів різницевих параметрів

У кожен момент часу відомі такі величини:

$$\begin{aligned}
 & - P_1(0) = R_2^2(0) - R_3^2(0), \dots, P_1(i-1) = R_2^2(i-1) - R_3^2(i-1), P_1(i) = R_2^2(i) - R_3^2(i); \\
 & - P_2(0) = R_3^2(0) - R_4^2(0), \dots, P_2(i-1) = R_3^2(i-1) - R_4^2(i-1), P_2(i) = R_3^2(i) - R_4^2(i); \\
 & - P_{1\text{ц}}(0) = R_{2\text{ц}}^2(0) - R_{3\text{ц}}^2(0), \dots, P_{1\text{ц}}(i-1) = R_{2\text{ц}}^2(i-1) - R_{3\text{ц}}^2(i-1), P_{1\text{ц}}(i) = R_{2\text{ц}}^2(i) - R_{3\text{ц}}^2(i); \\
 & - P_{2\text{ц}}(0) = R_{3\text{ц}}^2(0) - R_{4\text{ц}}^2(0), \dots, P_{2\text{ц}}(i-1) = R_{3\text{ц}}^2(i-1) - R_{4\text{ц}}^2(i-1), P_{2\text{ц}}(i) = R_{3\text{ц}}^2(i) - R_{4\text{ц}}^2(i).
 \end{aligned}$$

Ці параметри можна викласти через геометричні величини, позначені на рис. 1 та за допомогою методики лінеаризації рівнянь динаміки дискретної системи управління по курсу:

$$\left\{ \begin{aligned}
 P_1(0) &= d_1^2(0) - 2 \cdot d_1(0) \cdot x_1(0), \dots, P_1(i-1) = \\
 &= d_1^2(i-1) - 2 \cdot d_1(i-1) \cdot x_1(i-1); \\
 P_1(i) &= d_1^2(i) - 2 \cdot d_1(i) \cdot x_1(i); \\
 P_2(0) &= 2 \cdot d_2(0) \cdot x_2(0) - d_2^2(0), \dots, P_2(i-1) = \\
 &= 2 \cdot d_2(i-1) \cdot x_2(i-1) - d_2^2(i-1); \\
 P_2(i) &= 2 \cdot d_2(i) \cdot x_2(i) - d_2^2(i); \\
 P_{1\text{ц}}(0) &= d_{1\text{ц}}^2(0) - 2 \cdot d_{1\text{ц}}(0) \cdot x_{1\text{ц}}(0), \dots, P_{1\text{ц}}(i-1) = \\
 &= d_{1\text{ц}}^2(i-1) - 2 \cdot d_{1\text{ц}}(i-1) \cdot x_{1\text{ц}}(i-1); \\
 P_{1\text{ц}}(i) &= d_{1\text{ц}}^2(i) - 2 \cdot d_{1\text{ц}}(i) \cdot x_{1\text{ц}}(i); \\
 P_{2\text{ц}}(0) &= 2 \cdot d_{2\text{ц}}(0) \cdot x_{2\text{ц}}(0) - d_{2\text{ц}}^2(0), \dots, P_{2\text{ц}}(i-1) = \\
 &= 2 \cdot d_{2\text{ц}}(i-1) \cdot x_{2\text{ц}}(i-1) - d_{2\text{ц}}^2(i-1); \\
 P_{2\text{ц}}(i) &= 2 \cdot d_{2\text{ц}}(i) \cdot x_{2\text{ц}}(i) - d_{2\text{ц}}^2(i),
 \end{aligned} \right. \quad (1)$$

де $d_1(i)$ і $d_2(i)$ – базові відстані LA_2LA_3 і LA_3LA_4 відповідно в i -й момент часу.

Введемо значення "великих" різностей:

$$\left\{ \begin{aligned}
 \Delta P_1(0) &= P_{1\text{ц}}(0) - P_1(0), \dots, \Delta P_1(i-1) = \\
 &= P_{1\text{ц}}(i-1) - P_1(i-1), \Delta P_1(i) = P_{1\text{ц}}(i) - P_1(i); \\
 \Delta P_2(0) &= P_{2\text{ц}}(0) - P_2(0), \dots, \Delta P_2(i-1) = \\
 &= P_{2\text{ц}}(i-1) - P_2(i-1), \Delta P_2(i) = P_{2\text{ц}}(i) - P_2(i),
 \end{aligned} \right. \quad (2)$$

Підставивши (1) у (2), одержимо:

$$\left\{ \begin{aligned}
 \Delta P_1(0) &= -2d_1(0)\Delta x_1(0), \dots, \Delta P_1(i-1) = \\
 &= -2d_1(i-1)\Delta x_1(i-1), \Delta P_1(i) = -2d_1(i)\Delta x_1(i); \\
 \Delta P_2(0) &= 2d_2(0)\Delta x_2(0), \dots, \Delta P_2(i-1) = \\
 &= 2d_2(i-1)\Delta x_2(i-1), \Delta P_2(i) = 2d_2(i)\Delta x_2(i).
 \end{aligned} \right. \quad (3)$$

де $\Delta x_1(0) = x_{1\text{ц}}(0) - x_1(0), \dots, \Delta x_1(i-1) = x_{1\text{ц}}(i-1) - x_1(i-1), \Delta x_1(i) = x_{1\text{ц}}(i) - x_1(i);$
 $\Delta x_2(0) = x_{2\text{ц}}(0) - x_2(0), \dots, \Delta x_2(i-1) = x_{2\text{ц}}(i-1) - x_2(i-1), \Delta x_2(i) = x_{2\text{ц}}(i) - x_2(i).$

Визначимо, що

$$\delta x_1(i) = x_1(i) - x_1(i-1); \quad \delta x_2(i) = x_2(i) - x_2(i-1).$$

Уведемо значення "малих" різностей за умови коли $d_1(i)$ та $d_1(i-1)$ і $d_2(i)$ та $d_2(i-1)$ зберігаються однаковими за допомогою використання внутрішнього контуру групування літаків [4]:

$$\left\{ \begin{aligned}
 \delta P_1(1) &= P_1(1) - P_1(0) = -2d_1(1)\delta x_1(1); \\
 &\dots \\
 \delta P_1(i-1) &= -2d_1(i-1)\delta x_1(i-1); \\
 \delta P_1(i) &= P_1(i) - P_1(i-1) = -2d_1(i)\delta x_1(i); \\
 \delta P_2(1) &= P_2(1) - P_2(0) = 2d_2(1)\delta x_2(1); \\
 &\dots \\
 \delta P_2(i-1) &= 2d_2(i-1)\delta x_2(i-1); \\
 \delta P_2(i) &= P_2(i) - P_2(i-1) = 2d_2(i)\delta x_2(i).
 \end{aligned} \right. \quad (4)$$

Таким чином, на момент часу i відомі:

$$\begin{aligned}
 & \Delta P_1(0), \dots, \Delta P_1(i-1), \Delta P_1(i), \Delta P_2(0), \dots, \Delta P_2(i-1), \Delta P_2(i); \\
 & \delta P_1(0), \dots, \delta P_1(i-1), \delta P_1(i), \delta P_2(0), \dots, \delta P_2(i-1), \delta P_2(i);
 \end{aligned}$$

відносини збільшень по каналах P_1 і P_2 для інтервалу часу $\Delta t(i+1)$: $n(1) = \delta P_1(1)/\delta P_2(1)$; ... ; $n(i-1) = \delta P_1(i-1)/\delta P_2(i-1), n(i) = \delta P_1(i)/\delta P_2(i)$. (5)

Завдання послідовності збільшень $\{\delta P_i(i); i=\overline{1, N}\}$, як правило, буде зіставлятися з положенням програмної точки на даний момент часу по каналу P_1 .

Стан динаміки розглянутої моделі системи наведення групи винищувачів на ціль по курсу може бути представлений у вигляді послідовних значень $P_1(i) \in P_1, P_2(i) \in P_2$ і $\Psi(i) \in \Psi$.

Перехідні характеристики системи зі стану (i) в стан $(i+1)$ можна записати на підставі рис. 1:

$$\left\{ \begin{aligned}
 \delta x_1(i+1) &= \Delta l(i+1) \cos [\psi(i) - C(i)], \\
 \delta x_1(i) &= \Delta l(i) \cos [\psi(i-1) - C(i-1)]; \\
 \delta x_2(i+1) &= \Delta l(i+1) \cos [D(i) - \psi(i)], \\
 \delta x_2(i) &= \Delta l(i) \cos [D(i-1) - \psi(i-1)].
 \end{aligned} \right. \quad (6)$$

З (4) виходить що

$$\left\{ \begin{aligned}
 \delta x_1(i) &= \delta P_1(i)/(2d_1(i)), \delta x_1(i+1) = \delta P_1(i+1)/(2d_1(i)); \\
 \delta x_2(i) &= \delta P_2(i)/(2d_2(i)), \delta x_2(i+1) = \delta P_2(i+1)/(2d_2(i)).
 \end{aligned} \right. \quad (7)$$

Вирішуючи спільно (6) і (7), знаходимо перехідні характеристики:

$$\begin{aligned}
 & (\delta P_1(i+1)/\delta P_2(i+1)) \cdot (\delta P_2(i)/\delta P_1(i)) = \\
 & \frac{\cos [\psi(i) - C(i)] \cdot \cos [D(i-1) - \psi(i-1)]}{\cos [D(i) - \psi(i)] \cdot \cos [\psi(i-1) - C(i-1)]}. \quad (8)
 \end{aligned}$$

Для рішення рівнянь у просторі станів уведемо поняття необхідного n_H чи апріорного значення відносини збільшень по каналах P_1 і P_2 для інтервалу часу $\Delta t(i+1)$:

$$n_H(1) = \frac{\Delta P_1(1)}{\Delta P_2(1)}, \dots, n_H(i-1) = \frac{\Delta P_1(i-1)}{\Delta P_2(i-1)},$$

$$n_H(i) = \frac{\Delta P_1(i)}{\Delta P_2(i)} = \frac{\delta P_1(i+1)}{\delta P_2(i+1)}. \quad (9)$$

Виходячи з отриманих перехідних характеристик (8), з огляду на (9), а також провівши лінеаризацію, та вважаючи збільшення $\Delta \psi(i)$ по курсовому куту $\psi(i) = \psi(i-1) + \Delta \psi(i)$ і різницю між напрямками вісей X_1, X_2 в (i)-й та (i-1)-й моменти часу $\Delta C(i), \Delta D(i)$ досить малими величинами, щоб здійснити заміну:

$$\begin{cases} \cos \Delta \psi(i) \approx 1, \cos \Delta C(i) \approx 1, \cos \Delta D(i) \approx 1; \\ \sin \Delta \psi(i) \approx \Delta \psi(i), \sin \Delta C(i) \approx \Delta C(i), \\ \sin \Delta D(i) \approx \Delta D(i), \end{cases}$$

одержимо рівняння, що описують динаміку управління групою винищувачів по курсу на площині у просторі станів різницевих параметрів:

$$P_1(i+1) = \frac{\delta P_2(i) + \delta P_2(i+1)}{\delta P_2(i)} P_1(i) - \frac{\delta P_2(i+1)}{\delta P_2(i)} \times P_1(i-1) + \Delta \psi(i) \cdot \delta P_2(i+1) \times \{-n(i) \cdot \text{tg}[\psi(i-1)] - C(i-1)\} + \frac{n_H(i) \cdot \text{tg}[D(i-1) - \psi(i-1)] \cdot \Delta D(i)}{\Delta \psi(i)} \times$$

$$\times n_H(i) \cdot \text{tg}[D(i-1) - \psi(i-1)] - n_H(i) \cdot \Delta D(i) + n(i) \cdot \Delta C(i) + \frac{n(i) \cdot \text{tg}[\psi(i-1) - C(i-1)] \cdot \Delta C(i)}{\Delta \psi(i)} \}; \quad (10)$$

$$P_2(i+1) = P_2(i) + \delta P_2(i+1). \quad (11)$$

Величини $n_H(i), n(i), \text{tg}[\psi(i-1) - C(i-1)], \text{tg}[D(i-1) - \psi(i-1)]$ на інтервалі часу $\{\Delta t(i): i=1, 2, \dots, N\}$ є постійними. Зміна цих величин настає в момент часу i .

Записуючи рівняння системи (10), (11) у матричному вигляді, відповідно до відношення $x(i+1) = \Phi(i+1, i)x(i) + Y(i+1, i)u(i)$ [7], одержимо різницеве рівняння другого порядку:

$$P(i+1) = \Phi(i+1, i)P(i) - \Phi(i+1, i-1)P(i-1) + Y(i+1, i)U(i), \quad (12)$$

$$\text{де } P(i+1) = \begin{Bmatrix} P_1(i+1) \\ P_2(i+1) \end{Bmatrix} - \quad (13)$$

вектор станів системи для моменту часу $(i+1), n=2$;

$$P(i) = \begin{Bmatrix} P_1(i) \\ P_2(i) \end{Bmatrix} - \quad (14)$$

вектор станів системи для моменту часу $(i), n=2$;

$$P(i-1) = \begin{Bmatrix} P_1(i-1) \\ P_2(i-1) \end{Bmatrix} - \quad (15)$$

вектор станів системи для моменту часу $(i-1), n=2$;

$$U(i) = \begin{Bmatrix} U_1(i) \\ U_2(i) \end{Bmatrix} - \quad (16)$$

вектор управляючих впливів в момент часу $(i)? r=2$;

$$\Phi(i+1, i) = \begin{Bmatrix} \Phi_1(i+1, i) & 0 \\ 0 & \Phi_2(i+1, i) \end{Bmatrix} - \quad (17)$$

перехідна матриця станів $(i) \rightarrow (i+1)$;

$$\Phi(i+1, i-1) = \begin{Bmatrix} \Phi_1(i+1, i-1) & 0 \\ 0 & 0 \end{Bmatrix} - \quad (18)$$

перехідна матриця станів $(i-1) \rightarrow (i+1)$;

$$Y(i+1, i) = \begin{Bmatrix} Y_1(i) & 0 \\ 0 & Y_2(i) \end{Bmatrix} - \quad (19)$$

перехідна матриця управлінь, $(i) \rightarrow (i+1)$.

Розмір перехідних матриць станів системи і управлінь дорівнює 2×2 , що відповідає другому порядку рівняння системи [1]. Згідно з (10), (11) визначимо елементи перехідних матриць станів системи. Для (17) одержимо:

$$\Phi_1(i+1, i) = \frac{\delta P_2(i) + \delta P_2(i+1)}{\delta P_2(i)}, \quad (20)$$

$$\Phi_2(i+1, i) = 1, \quad (21)$$

для (18) одержимо:

$$\Phi_1(i+1, i-1) = \frac{\delta P_2(i+1)}{\delta P_2(i)} P_1(i-1). \quad (22)$$

Елементи перехідної матриці управлінь (19) також визначаються з рівнянь системи (10), (11):

$$Y_1(i) = \delta P_2(i+1) \cdot \{-n(i) \cdot \text{tg}[\psi(i-1) - C(i-1)] + (n(i) \cdot \text{tg}[\psi(i-1) - C(i-1)] \cdot \Delta C(i)) / \Delta \psi(i) - n_H(i) \times \text{tg}[D(i-1) - \psi(i-1)] - n_H(i) \cdot \Delta D(i) + n(i) \cdot \Delta C(i) + (n_H(i) \cdot \text{tg}[D(i-1) - \psi(i-1)] \cdot \Delta D(i)) / \Delta \psi(i)\}; \quad (23)$$

$$Y_2(i) = 1. \quad (24)$$

Значення елементів матриць (17) і (18) уточнюються при синтезі різницевих рівнянь функціонування зовнішнього контуру РЕСУ винищувачами. Елементи вектора управління (16) можна отримати при завданні відповідного методу самонаведення всієї групи винищувачів в зону застосування зброї.

Для моделі процесу виміру, при розгляді детермінованої системи управління, на підставі рівняння $Z(i+1) = H(i+1)X(i+1) + v(i+1), i=0, 1, 2, \dots$ [1], та, враховуючи, що вектор помилок вимірів $v(i+1)$ дорівнює нулю, одержимо рівняння:

$$Z(i+1) = H(i+1)P(i+1). \quad (25)$$

$$\text{де } H(i+1) = \begin{Bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{Bmatrix} - \text{перехідна матриця вимірів.}$$

Висновки

В статті було синтезовано алгоритм самонаведення винищувача по курсу з використанням радіолокаційної інформації від винищувачів, які виконують задачу у бойовому порядку разом із управляємим ЛА, із застосуванням різницевих параметрів. За допомогою отриманого алгоритму побудована модель дискретної системи самонаведення по курсу центра мас винищувача, яку можна описати рівняннями (10), (11).

Отримана багатопозиційна система самонаведення має вагомі переваги в порівнянні як з однопозиційними радіолокаційними системами наведення, так і їх сукупністю, не об'єднаною в єдину систему. Ці переваги обумовлені перш за все можливістю використання додаткової інформації, яка знаходиться в просторовій структурі електромагнітного поля [8, 9].

Список літератури

1. Медич Дж. Статистические оптимальные линейные оценки и управление / Дж. Медич. – М.: Энергия, 1973. – 440 с.
2. Казаков И.Е. Статистическая система управления в пространстве состояний / И.Е. Казаков. – М.: Наука, 1975. – 432 с.
3. Деруссо П. Пространство состояния в теории управления (для инженеров) / П. Деруссо, Р. Рой, Ч. Клоуз. – М.: Наука, 1970. – 620 с.
4. Коршець О.А. Автоматизоване управління літаками в групі у просторі станів різницевих параметрів / О.А. Коршець // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Х.: НАУ «ХАИ», 2006. – Вып. 32. – С. 38-46.

5. Коршець О.А. Математична модель управління боковим рухом літака при груповому наведенні / О.А. Коршець, Р.В. Коваленко, А.П. Волобуєв // Радиотехника: Всеукр. міжвед. науч.-техн. сб. – Х.: ХНУРЕ, 2006. – Вып. 147. – С. 37-42.

6. Авиационные системы радиопередачи. Т.1. Принципы построения систем радиопередачи. Основы синтеза и анализа / Под ред. А.И. Канащенкова и В.И. Меркулова. – М.: Радиотехника, 2003. – 192 с.

7. Торопчин А.Я. Современный стан та перспективи розвитку систем наведення у ПС. Аналіз дискретних систем самонаведення винищувачів на надманеврені цілі у просторі станів / А.Я. Торопчин, О.А. Коршець, В.В. Поляков // Збірник наукових праць. – Х.: ХУПС, 2005. – Вып 1 (1). – С. 23-26.

8. Облик перспективных бортовых радиолокационных систем. Возможности и ограничения / А.И. Канащенков и др. – М.: ИПРЖР, 2002. – 176 с.

9. Вол В.П. Аналитическое конструирование оптимальной системы автоматического управления полетом вертолетов в строю / В.П. Вол // Автоматика и телемеханика. – М., 1969. – № 5. – С. 28-34.

Надійшла до редколегії 19.05.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.Д. Карлов, Харківський університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків.

СИНТЕЗ УРАВНЕНИЙ РАДИОЭЛЕКТРОННОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ИСТРЕБИТЕЛЯМИ ПО КУРСУ В ПРОСТРАНСТВЕ СОСТОЯНИЙ РАЗНОСТНЫХ ПАРАМЕТРОВ

Е.А. Коршец

Рассматриваются вопросы самонаведения истребителя в зону применения оружия, который расположен в группе (боевом порядке) истребителей с применением пространства состояний разностных параметров, представлены уравнения самонаведения истребителя по курсу в горизонтальной плоскости для радиоэлектронной системы управления.

Ключевые слова: самонаведение, пространство состояний разностных параметров.

SYNTHESIS OF EQUALIZATIONS OF RADIOELECTRONIC CONTROL THE SYSTEM BY PURSUIT PLANE TO ON-COURSE IN SPACE OF PROBLEMS OF DIFFERENCE PARAMETERS

E.A. Korshch

The questions of self-direction of destroyer are examined in the area of application of weapon, which is located in the group (battle-order) of pursuit planes with the use of space of problems of difference parameters, equalizations of self-direction of pursuit plane are presented to on-course in a horizontal plane for radio electronic control the system.

Keywords: self-direction, space of problems of difference parameters.