

УДК 621. 396

О.А. Коршець

Командування Повітряних Сил Збройних Сил України, Вінниця

СИНТЕЗ АЛГОРИТМІВ ЗОВНІШНЬОГО КОНТУРУ УПРАВЛІННЯ ВИНИЩУВАЧАМИ ПО МЕТОДУ ПАРАЛЕЛЬНОГО ЗБЛИЖЕННЯ

В статті запропоновано варіант синтезу управляючої функції для наведення винищувачів по методу паралельного зближення у просторі станів різницевих параметрів. Надано структуру алгоритму зовнішнього контуру управління винищувачами, що діють у складі групи.

Ключові слова: наведення винищувачів, алгоритм зовнішнього контуру управління винищувачами.

Вступ

Постановка проблеми і аналіз літератури. Управління в першу чергу пов'язано з поняттям управляємості. Це поняття означає перехід системи за допомогою управління з одного стану в інший. Як показує аналіз [1, 2, 3], існує порядку двадцяти восьми видів управляємості. До перспективної системи самонаведення винищувачів застосуємо такий вид управляємості, коли із заданої точки простору станів R^n (евклідовий простір станів кінцевої системи) здійснюється перехід в іншу задану точку по програмній траєкторії без обмеження на управління. Такий перехід припускає виконання рівності:

$$X_C(i+1) - \Phi(i+1, i) X_C(i) = \Upsilon(i+1, i) U(i), \quad (1)$$

де $X_C(i)$ – вектор станів системи в заданій точці простору для моменту часу (i) ; $X_C(i+1)$ – вектор станів системи при переході в задану точку простору для моменту часу $(i+1)$.

В попередніх роботах автора [4, 5] була отримана система лінійних різницевих рівнянь динаміки самонаведення винищувача, що рухається в групі по курсу на площині у просторі станів P – параметрів (різницевих), а також рівняння для опису динаміки управління винищувача по швидкості.

$$P(i+1) = \Phi(i+1, i) P(i) - \Phi(i+1, i-1) P(i-1) + \Upsilon(i+1, i) U(i). \quad (2)$$

Шляхом розширення вектору простору станів $P(i)$ системи (2) станом $V_a(i)$ системи управління по швидкості відповідно до рівняння для дискретного часу, динаміку системи самонаведення винищувачів по програмній траєкторії можна описати різницеvim рівнянням другого порядку:

$$X(i+1) = \Phi(i+1, j) X(i) - \Phi(i+1, i-1) X(i-1) + \Upsilon(i+1, i) U(i), \quad (3)$$

де $X(i) = \|P_1(i) \ P_2(i) \ V_a(i)\|^T$ – вектор станів системи для моменту часу (i) , $n = 3$;

$U(i) = \|U_1(i) \ U_2(i) \ U_3(i)\|^T$ – вектор управляючих впливів у момент часу (i) ;

$$\Phi(i+1, i) = \begin{vmatrix} \frac{\delta P_2(i) + \delta P_2(i+1)}{\delta P_2(i)} & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{vmatrix} - \text{перехідна}$$

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

$$\Phi(i+1, i-1) = \begin{vmatrix} \frac{\delta P_2(i+1)}{\delta P_2(i)} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{vmatrix} - \text{перехідна}$$

матриця станів $(i-1) \rightarrow (i+1)$.

Для спрощеного запису перехідної матриці управління введемо заміну:

$$U_k = -n(i) \cdot \text{tg}[\psi(i-1) - C(i-1)] + \frac{n(i) \cdot \text{tg}[\psi(i-1) - C(i-1)] \cdot \Delta C(i)}{\Delta \psi(i)} - n_f(i) \cdot \text{tg}[D(i-1) - \psi(i-1)] + \frac{n_f(i) \cdot \text{tg}[D(i-1) - \psi(i-1)] \cdot \Delta D(i)}{\Delta \psi(i)} - n_f(i) \cdot \Delta D(i) + n(i) \cdot \Delta C(i). \quad (4)$$

$$\text{Тоді, } \Upsilon(i+1, i) = \begin{vmatrix} \delta P_2(i+1) \cdot U_k & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{vmatrix} - \text{перехідна}$$

матриця управління, $(i) \rightarrow (i+1)$.

Для моделі процесу виміру, при розгляді детермінованої системи управління, враховуючи попередню швидкість літака та збільшення по швидкості, одержимо рівняння:

$$Z(i+1) = H(i+1) X(i+1), \quad (5)$$

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

Основний матеріал

Для синтезу алгоритмів управління винищувачами для зовнішнього контуру, необхідно знайти послідовність вектора управляючих впливів $U(i)$, виходячи з критерію мінімуму числа дискретних кроків управління, необхідних для переведення об'єкта управління (ОУ) з заданої точки обмеженого простору станів у задану необхідну область того ж простору. При цьому повинна дотримуватися умова, за якою значення послідовностей вектора управління знаходяться усередині замкнутої області управління, що відповідає обраному виду управляємості (1).

При даній постановці задачі, як показано раніше, відома вся інформація про стан ОУ, тобто задані матриці моделі об'єкта $\Phi(i+1,i)$, $\Gamma(i+1,i)$ і $H(i+1)$ на кожному кроці дискретності. Таким чином, потрібно за один крок дискретності перевести систему із заданого стану $X(i)$ в заданий необхідний стан $X_H(i+1)$. При цьому рівняння (3) запишемо в такому вигляді:

$$X_H(i+1) = \Phi(i+1,i) X(i) - \Phi(i+1,i-1) X(i-1) + \Gamma(i+1,i) U(i). \quad (6)$$

Після перетворення рівняння (6) та, записуючи його через обмірювані фізичні параметри при використанні моделі процесу вимірів (5) для детермінованої системи, одержимо:

$$U(i) = \Gamma^{-1}(i+1,i) \cdot [X_H(i+1) - \Phi(i+1,i) H^{-1}(i) \times Z(i) + \Phi(i+1,i-1) H^{-1}(i) Z(i-1)]. \quad (7)$$

Для можливості здійснення фізичної реалізації алгоритму (7) потрібно, щоб матриця $\Gamma^{-1}(i+1,i)$ була не особою [1].

Одержимо управляючу функцію системи управління з елементами в загальному вигляді, вирішуючи (7) з урахуванням (1):

$$U(i) = \begin{pmatrix} \frac{P_{1H}(i+1) - \hat{O}_1(i+1,i) P_1(i) + \hat{O}_1(i+1,i-1) P_1(i-1)}{Y_1(i+1,i)} \\ \frac{P_{2H}(i+1) - \hat{O}_2(i+1,i) P_2(i)}{Y_2(i+1,i)} \\ \frac{V_{aH}(i+1) - \hat{O}_3(i+1,i) V_a(i)}{Y_3(i+1,i)} \end{pmatrix}. \quad (8)$$

Виникає питання про завдання

$$X_H(i+1) = \| P_{1H}(i+1) \quad P_{2H}(i+1) \quad V_{aH}(i+1) \|^T$$

і коефіцієнту $p_H(i)$. Ці величини можна одержати, якщо вибрати конкретний метод управління.

З [6 – 8] відомо, що різні двохточечні методи управління являють собою окремі випадки пропорційного зближення. Сутність пропорційного зближення полягає в тому, що в процесі управління ку-

това швидкість обертання вектора швидкості ОУ підтримується пропорційно до кутової швидкості обертання лінії візування ОУ – програмна точка. Якщо скористатися позначеннями рис. 1, умова пропорційного зближення запишеться так:

$$\frac{d\psi}{dt} = S \frac{d\eta}{dt}, \quad (9)$$

де S – коефіцієнт пропорційності.

Інтегруючи рівняння (9), одержимо:

$$\psi = S\eta + \eta_0. \quad (10)$$

Для здійснення управління по методу паралельного зближення необхідно, щоб лінія візування перемішалася паралельно самій собі при постійності відносини швидкостей ОУ і Ц(i), а також якщо ціль не змінює напрямку свого руху, тому потрібно прийняти $S = \infty$, тоді

$$\frac{d\eta}{dt} = 0. \quad (11)$$

Можливо здійснювати управління безпосередньо по методу паралельного зближення відповідно до загального виразу (11) та рисунку 1.

При цьому кут $\Psi(i)$, який визначався як кут управління винищувачем по курсу, буде постійним, до того часу доки ціль не змінює напрямку свого руху. В цьому випадку перший елемент матриці управління $\Delta\Psi = 0$.

Звернемось до рис. 1, тут введені наступні позначення:

- α – кут між напрямком руху цілі і лінією візування ЛА – Ц (задає напрямку руху цілі);
- ТПР – точка прийняття рішення, обирається згідно із визначенням зони застосування зброї;
- ТЗ – передбачувана точка зустрічі з ціллю в різні моменти часу.

Кут η для цього методу визначається БЦОМ і може змінюватись лише у разі зміни напрямку руху цілі і співвідношення швидкостей цілі і винищувача. Його можна отримати із співвідношення:

$$\sin \eta(i) = \frac{V_\delta(i)}{V_c(i)} \cdot \sin \alpha(i). \quad (12)$$

Тоді кут $\Psi(i)$ дорівнює:

$$\psi(i) = \gamma(i) - \eta(i), \quad (13)$$

де $\gamma(i)$ – кут між напрямком на північ та лінією візування ЛА(i) – Ц(i) (визначається бортовою апаратурою).

У тому випадку, коли напрямку руху цілі змінюється, визначається наступна точка зустрічі з ціллю, та відповідно ТПР. Тоді кут ψ змінюється на $\Delta\psi$. Для отримання алгоритмів управління по методу паралельного зближення, необхідно в кожний момент часу знати кут $\Delta\psi$. Як відзначалось, якщо ціль на певному проміжку своєї траєкторії рухається рівномірно і прямолінійно $\Delta\psi = 0$.

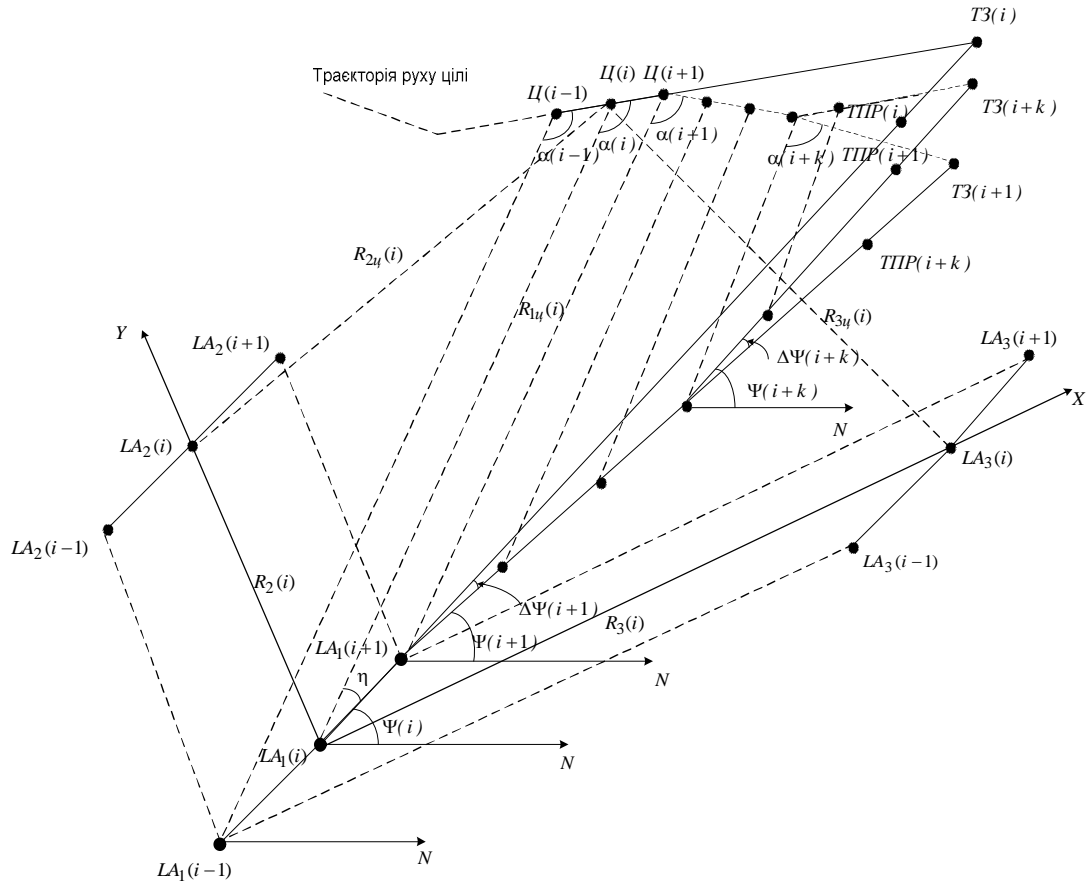


Рис. 1. Динаміка управління винищувачами по методу паралельного зближення

Розглянемо випадок, коли ціль змінює напрямок свого руху. Слід зазначити, що тут визначений вище метод управління вимагає контролю положення і швидкості обертання лінії візування. Тому потрібно сполучити в будь-який момент часу $(i+1)$ точки $\ddot{O}(i+1)$ і $LA(i+1)$, де індекс 1 - кількість дискрет на програмній траекторії руху ЛА після моменту часу i , коли по одному з каналів виміру фіксується параметр $\{P_1(i) : i = 0, 1, 2, \dots, N\}$, а по другому - параметр $\{P_2(i) : i = 0, 1, 2, \dots, N\}$. З рис. 1 можна помітити, що точки $\ddot{O}(i+1)$ і $LA_1(i+1)$ будуть сполучені тоді і тільки тоді, коли різниці $\Delta P_1(i+1)$ й $\Delta P_2(i+1)$ одночасно будуть дорівнювати нулю [9, 10].

В цій задачі є можливість здійснювати безпосередній контроль за напрямком лінії візування ЛА – ТПП(i) за допомогою виразу (12). Тому визначення куту $\Psi(i+k)$ в будь який дискретний момент часу відбувається по (13).

Отже, одержимо управляючу функцію для управління по методу паралельного зближення. Матриця управління для цього методу буде визначатися, як і у загальному випадку виразом (8).

При управлінні по методу паралельного зближення [5, 10] зміну курсового кута винищувача $\Delta D(i)$ можна визначити таким чином:

$$\Delta D(i) = \frac{n_f(i) - n(i)}{n_f(i) \cdot \text{tg}(D(i-1) - C) - n(i) \cdot \text{tg}(D(i-1) - B)} \quad (14)$$

де C і B – кути між напрямком на північ N та осями Y , X відповідно; $D(i)$ – курсовий кут руху винищувача, який характеризує напрямок вектора швидкості OY відносно напрямку N ; $n(i)$ – співвідношення по двох каналах управління, яке визначається як $n(i) = \Delta X(i-1) / (\Delta Y(i-1))$, ($\Delta X(i-1)$, $\Delta Y(i-1)$ – необхідні різниці для управління літаком в попередній момент часу); $n_f(i)$ – необхідне співвідношення по каналах ΔX та ΔY для інтервалу часу $\Delta t(i)$, яке визначається виразом $n_f(i) = \frac{\Delta X(i)}{\Delta Y(i)}$.

Величини $n_H^{(3)}$, $n^{(3)}$, $\text{tg}[C - D(i-1)]$, $\text{tg}[D(i-1) - B]$ на інтервалі часу $\{\Delta t(i) : i = 1, 2, \dots, N\}$ є постійними. Зміна цих величин настає в момент часу i .

Елемент $U_1(i)$ матриці управління (8) запишемо у вигляді: $U_1(i) = \Delta \psi(i) = \psi(i) - \psi(i-1)$, або із виконанням управління по каналах $P_1(i)$ і $P_2(i)$ із застосуванням виразу (14):

$$U_1(i) = \Delta \psi(i) = \frac{n_H(i) - n(i)}{n_H(i) \text{tg}(\psi(i-1) - C) - n(i) \text{tg}(\psi(i-1) - D)} \quad (15)$$

Конкретизуємо значення елементів управляючої функції з урахуванням (4), (8):

$$U(i) = \begin{pmatrix} \frac{n_H(i) - n(i)}{n_H(i) \operatorname{tg}(\psi(i-1) - C) - n(i) \operatorname{tg}(\psi(i-1) - D)} \\ \Delta P_2 / (k - i) \\ \Delta V_{\hat{a}}(i+1) \end{pmatrix}, (16)$$

де k – загальне число обраних дискрет; i – число дискрет до моменту часу i .

Алгоритм формування сигналів управління винищувачами в радіотехнічній системі відповідно до (16), представлений на рис. 2.

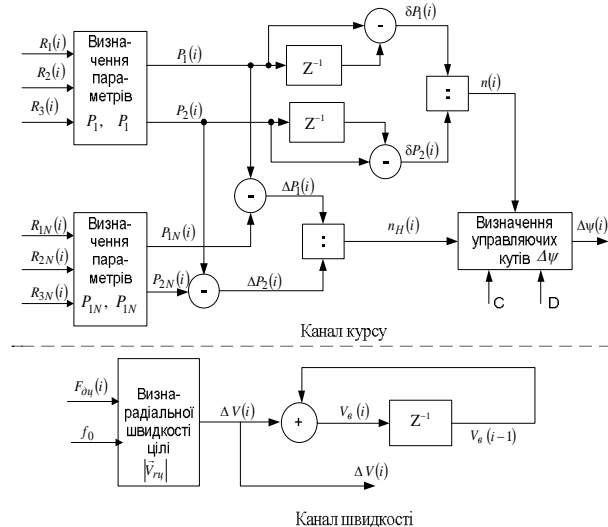


Рис. 2. Алгоритм формування сигналів управління винищувачами що діють у складі групи для зовнішнього контуру

ВИСНОВКИ

Використання методу паралельного зближення доцільно за умови, коли швидкість цілі перевищує швидкість винищувачів. Тому його застосування є ефективним для побудови перспективної системи самонаведення винищувачів, що рухаються у складі групи та в умовах дії надшвидкісних винищувачів противника.

СИНТЕЗ АЛГОРИТМОВ ВНЕШНЕГО КОНТУРА УПРАВЛЕННЯ ІСТРЕБИТЕЛЯМИ ПО МЕТОДУ ПАРАЛЛЕЛЬНОГО СБЛИЖЕННЯ

Е.А. Коршец

В статті пропонується варіант синтезу управляючої функції для наведення істребителів по методу паралельного зближення в просторі станих різницевих параметрів. Предоставлена структура алгоритма внешнего контура управления истребителями, которые действуют в составе группы.

Ключевые слова: наведение истребителів, алгоритм внешнего контура управления истребителями.

SYNTHESIS OF ALGORITHMS EXTERNAL CONTOUR OF MANAGEMENT DESTROYERS ON METHOD OF PARALLEL APPROCHEMENT

O.A. Korshets

In the article the variant of synthesis of managing function is offered for aiming of destroyers on the method of parallel rapprochement in space of problems of residual parameters. A structure is given of algorithm of external contour of management destroyers which operate in composition a group.

Keywords: aiming of destroyers, algorithm external the contour of management destroyers.

Можливості синтезу алгоритмів управління для заданої системи в значній мірі виявляються при вивченні властивостей системи, які прийнято називати спостережливістю, ідентифікованістю, управляемістю та адаптивністю та будуть розглядатися в подальших роботах автора.

Список літератури

1. Справочник по теории автоматического управления / Под ред. А.А. Красовского – М.: Наука, 1987. – 712 с.
2. Ройтенберг Я.Н. Автоматическое управление / Я.Н. Ройтенберг. – М.: Наука, 1978. – 551 с.
3. Андрущенко В.А. Теория систем автоматического управления / В.А. Андрущенко. – Л.: Изд-во Ленинградского ун-та, 1990. – 251 с.
4. Коршец О.А. Математична модель зовнішнього контуру управління винищувачами по швидкості у просторі станів різницевих параметрів / О.А. Коршец // Системи управління, навігації та зв'язку. – К.: ДП «ЦНДІ НіУ», 2011. – Вип. 2 (18). – С. 119-122.
5. Коршец О.А. Математична модель управління боковим рухом літака при груповому наведенні / О.А. Коршец, Р.В. Коваленко, А.П. Волобуєв // Радиотехника: Всеукр. межвед. науч.-техн. сб. – Х.: ХНУРЕ, 2006. – Вып. 147. – С. 37-42.
6. Вейцель В.А. Основы радиоуправления / В.А. Вейцель, В.Н. Типугин. – М.: Сов. радио, 1973. – 463 с.
7. Гуткин Л.С. Радиоуправление / Л.С. Гуткин, В.Б. Пестряков, В.Н. Титрин. – М.: Сов. радио, 1970. – 324 с.
8. Максимов Н.В. Радиоуправление ракетами / Н.В. Максимов, Г.И. Горгонов. – М.: Сов. радио, 1984. – 600 с.
9. Коршец О.А. Автоматизоване управління літаками в групі у просторі станів різницевих параметрів / О.А. Коршец // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. научн. тр. – Х.: ХАИ, 2006. – Выпуск 32. – С. 38-46.
10. Барышев И.В. Формирование и использование поверхностей положения с вертикальной образующей / И.В. Барышев, А.В. Длужневский // Зарубежная радиоэлектроника. Успехи современной радиоэлектроники. – 1999. – № 11. – С. 55-59.

Надійшла до редколегії 22.09.2011

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