

УДК 629.7.015

¹О.Г. Водчиць, канд. техн. наук²І.С. Кравчук, канд. техн. наук³В.В. Тараненко⁴М.М. Баскаков

АЛГОРИТМ ТРАЄКТОРНОГО НАВЕДЕННЯ БЕЗПЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА, ЯКИЙ ПЛАНЕРУЄ НА НАЗЕМНУ ЦІЛЬ ПРИ ЗАБЕЗПЕЧЕННІ ЗАДАНИХ КІНЦЕВИХ УМОВ НАВЕДЕННЯ

¹Факультет військової підготовки НАУ, e-mail: fmt@nau.kiev.ua^{2,3}Науковий центр Військово-повітряних сил Збройних сил України⁴Міністерство оборони України

Отримані математичні залежності, які дозволяють реалізувати алгоритм траєкторного наведення безпілотного літального апарата на наземну ціль при забезпеченні заданих кінцевих умов наведення.

Вступ

Широке застосування для керування польотом безпілотних літальних апаратів (БЛА) інерціальних навігаційних систем потребує від розробників системи керування вирішення проблеми розроблення оптимальних алгоритмів керування польотом, які б забезпечували мінімальні енергетичні витрати на керування (досягнення максимальної дальності польоту), і задані кінцеві умови наведення (кут підходу БЛА до цілі, кінцева швидкість та ін.) з максимальною точністю.

Вирішенню цієї проблеми присвячено значну кількість наукових праць, наприклад [1; 2].

Зокрема, у цих працях показано, що оптимальним методом наведення літального апарата на нерухому ціль, який забезпечує мінімальні енергетичні витрати енергії на керування і мінімальний промах, є метод пропорціонального наведення [2].

Разом з тим, у відомих працях під час розгляду задачі наведення, коли на вектор кінцевих параметрів наведення накладаються жорсткі вимоги (наприклад, на кут підходу БЛА до цілі), застосовували програмні методи наведення [3; 4], які не є оптимальними.

У цій статті розглядається питання розроблення алгоритму траєкторного наведення БЛА на наземну ціль у разі забезпечення заданих кінцевих умов зіткнення з ціллю.

Алгоритм побудовано за методом пропорційного наведення, параметрами якого є зміщені значення кутової швидкості вектора дальності та швидкості зближення БЛА з ціллю.

Постановка задачі

Розглянемо алгоритм формування параметра траєкторного наведення в площині тангажа у вигляді [2]

$$\Delta n = \frac{N_0}{g} |\dot{D}_T| \dot{\epsilon} - n_y, \quad (1)$$

де Δn – параметр наведення; g – прискорення вільного падіння; N_0 – навігаційна постійна; $|\dot{D}_T|$ – модуль швидкості зміни проекції поточної дальності на площину тангажа; ϵ – кутова швидкість лінії дальності в площині тангажа; n_y – поточне значення перевантаження БЛА у площині тангажа.

При реалізації алгоритму траєкторного наведення у вертикальній площині з використанням методу пропорційного наведення, коли параметром траєкторного наведення є кутова швидкість лінії дальності в площині тангажа $\dot{\epsilon}$, траєкторія польоту БЛА близька до прямолінійної (рис. 1, лінія 2).

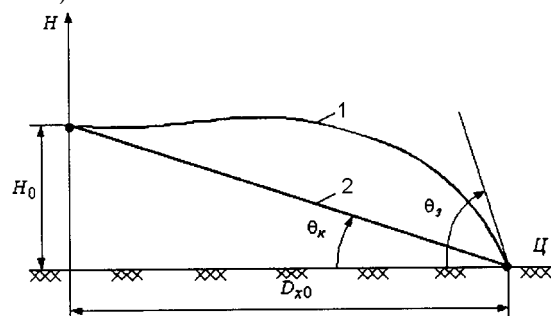


Рис. 1

Кут зустрічі θ_k БЛА з наземною ціллю у цьому разі буде визначатися початковими умовами пуску – висотою H_0 і проекцією дальності на земну поверхню D_{x0} :

$$\operatorname{tg} \theta_k = \frac{H_0}{D_{x0}}.$$

Щоб кут зустрічі θ_k за будь яких умов пуску БЛА дорівнював заданому θ_3 , необхідно формувати в алгоритмі (1) величину $\dot{\epsilon}$ таким чином, щоб забезпечувалася траєкторія 1 (рис. 1). Таке значення величини $\dot{\epsilon}$ будемо називати зміщеним $\epsilon_{3м}$.

Отже, задачу наведення БЛА в площині тангажа можна сформулювати так: для заданих початкових умов пуску БЛА \bar{D}_0, \bar{V}_0 сформулювати такий закон зміни $\dot{\epsilon}_{3M}$, щоб БЛА влучив у ціль з промахом, не більшим від заданого, а параметри руху БЛА відповідали умовам

$$\theta_k = \theta_3;$$

$$V_k \geq V_{\min}.$$

Розробка алгоритму формування параметра траєкторного наведення

Уведемо поняття умовної цілі. Під умовною ціллю будемо розуміти точку простору M у площині тангажа, яка рухається в напрямі реальної цілі таким чином, щоб точка M і БЛА зустрілися з реальною ціллю одночасно.

Поставимо умову, щоб точка M рухалася по прямолінійній траєкторії ϵ , яка разом з лінією дальності складає вертикальну площину, кут нахилу траєкторії ϵ відносно земної поверхні – θ_3 (рис. 2), а відстань між умовною ціллю M і реальною ціллю C становила дальність \bar{B} , що змінюється за законом

$$B = B_0 \left(1 - \frac{X_g}{D_{0xg}} \right), \tag{2}$$

де B_0 – початкова відстань між умовною ціллю, яка на початку наведення знаходиться в точці M_0 і C ; $D_{0xg} = D_0 \cos \epsilon_0$.

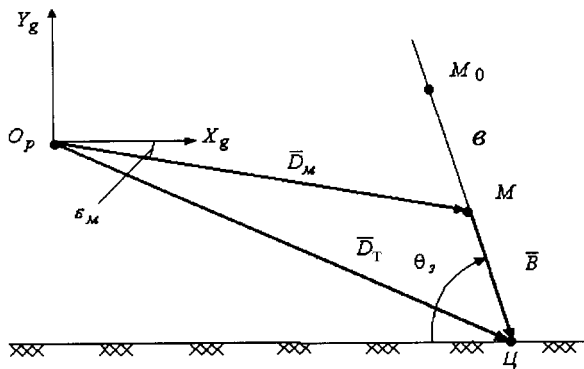


Рис. 2

Продиференціювавши рівняння (2), отримаємо вираз для визначення швидкості руху умовної цілі M по прямій ϵ :

$$\dot{B} = -\frac{B_0}{D_{0xg}} V_{xg}. \tag{3}$$

Положення БЛА відносно цілі C у вертикальній площині характеризується вектором \bar{D}_T , а відносно умовної цілі M – вектором \bar{D}_M . Положення умовної цілі M відносно істинної цілі C визначається вектором \bar{B} .

Для визначення зміщених параметрів \dot{D}_{3M} і $\dot{\epsilon}_{3M}$ траєкторного наведення у вертикальній площині будемо розглядати процес наведення БЛА на умовну ціль M , закон руху якої визначається виразами (2) і (3). При цьому під зміщеними параметрами \dot{D}_{3M} і $\dot{\epsilon}_{3M}$ траєкторного наведення будемо розуміти модуль швидкості зміни вектора \bar{D}_M і кутову швидкість його обертання $\dot{\epsilon}_M$, тобто: $\dot{D}_{3M} = \left| \dot{\bar{D}}_M \right|$; $\dot{\epsilon}_{3M} = \dot{\epsilon}_M$.

На основі рис. 2 запишемо очевидне векторне рівняння

$$\bar{D}_M = \bar{D}_T - \bar{B}.$$

Проектуючи це рівняння на осі $O_k x_g, O_k y_g$, отримуємо:

$$D_{mxg} = D_{xg} - B_{xg}; \tag{4}$$

$$D_{myg} = D_{yg} - B_{yg},$$

де D_{xg}, D_{yg} – проекції вектора поточної дальності до цілі на осі $O_k x_g, O_k y_g$; B_{xg}, B_{yg} – проекції вектора \bar{B} на ці самі осі.

Проекції B_{xg}, B_{yg} можна визначити через заданий кут зустрічі БЛА з ціллю θ_3 у вигляді

$$B_{xg} = B \cos \theta_k; \tag{5}$$

$$B_{yg} = B \sin \theta_k,$$

де B визначено за виразом (2).

Визначивши складові D_{mxg} і D_{myg} за формулами (4), (5), можна визначити дальність D_M як модуль вектора \bar{D}_M :

$$D_M = \sqrt{D_{mxg}^2 + D_{myg}^2}.$$

Кінематичну схему зближення БЛА з точкою M у вертикальній площині зображено на рис. 3.

Рух БЛА відносно умовної цілі M визначаємо за їх швидкостями у вертикальній площині – V_T та \dot{B} , причому

$$V_T = \sqrt{V_{xg}^2 + V_{yg}^2},$$

а \dot{B} – за формулою (3).

Орієнтації векторів швидкостей \bar{V}_T та \bar{B} визначаємо відповідно кутами θ_k та θ_3 , причому

$$\theta_k = \arctg \frac{V_{yg}}{V_{xg}}.$$

Орієнтацію вектора дальності \bar{D}_M у вертикальній площині визначаємо кутом ϵ_M , який можна знайти за допомогою виразу

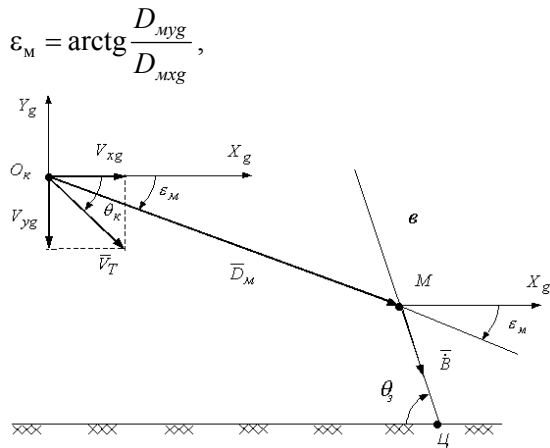


Рис. 3

де складові D_{mxg}, D_{myg} розраховуємо за формулами (4).

Вектор \vec{D}_M у процесі наведення БЛА на умовну ціль M зменшується за модулем і виконує обертовий рух. Рівняння цього руху мають вигляд

$$\dot{D}_M = \dot{B} \cos(\theta_3 - \epsilon_m) - V_T \cos(\theta_k - \epsilon_m); \quad (6)$$

$$\dot{\epsilon}_m = \frac{1}{D_M} [V_T \sin(\theta_k - \epsilon_m) - \dot{B} \sin(\theta_3 - \epsilon_m)]. \quad (7)$$

Підставляючи у вирази (6) і (7) значення \dot{B} згідно з виразом (3), отримаємо:

$$\dot{D}_M = -\frac{B_0}{D_{0xg}} V_{xg} \cos(\theta_3 - \epsilon_m) - V_T \cos(\theta_k - \epsilon_m); \quad (8)$$

$$\dot{\epsilon}_m = \frac{1}{D_M} [V_T \sin(\theta_k - \epsilon_m) + \frac{B_0}{D_{0xg}} V_{xg} \sin(\theta_3 - \epsilon_m)]. \quad (9)$$

Величини \dot{D}_M і $\dot{\epsilon}_m$ обчислені за виразами (8) і (9) і є тими зміщеними параметрами, які використовуються для реалізації алгоритму траєкторного наведення (1). Проаналізуємо, чи буде у цьому разі виконуватися умова зустрічі $\theta_k = \theta_3$.

У процесі реалізації алгоритму траєкторного наведення (1) політ БЛА виконується таким чином, щоб $\dot{\epsilon}_m \approx 0$, що можливо тільки, якщо $\sin(\theta_k - \epsilon_m) = 0$ і $\sin(\theta_3 - \epsilon_m) = 0$, звідки $\theta_k = \theta_3$.

Тобто у разі використання в алгоритмі траєкторного наведення (1) параметра $\dot{\epsilon}_m$, обчисленого за формулою (9), політ БЛА виконується по цій траєкторії, коли забезпечується кінцева умова наведення $\theta_k = \theta_3$.

Результати математичного моделювання траєкторій наведення БЛА у вертикальній площині, коли як параметри траєкторного наведення $|\dot{D}_M|$ і $\dot{\epsilon}_m$ для реалізації алгоритму (1) використовувалися параметри, обчислені за виразами (8) і (9) відповідно, зображено на рис. 4, при початковій швидкості $V = 300$ м/с, заданому куті зустрічі БЛА з наземною цілью $\theta_3 = 65^\circ$ та пуску БЛА з висот 5000, 4000, 3000, 2000, 1000 м (відповідно траєкторії 1, 2, 3, 4, 5).

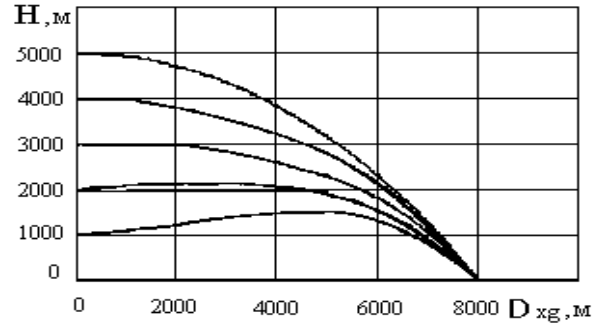


Рис. 4

Висновки

Отримані, математичні залежності дозволяють реалізувати алгоритм траєкторного наведення планувального БЛА, оснащеного інерціальною навігаційною системою на нерухому наземну ціль, забезпечуючи задані кінцеві умови наведення. В основу алгоритму покладено метод пропорційного наведення зі зміщеними значеннями швидкості зближення БЛА з цілью і кутової швидкості вектора дальності.

Список літератури

1. Казаков И.Е. Статистическая теория систем управления в пространстве состояний. – М.: Наука, 1975. – 432 с.
2. Максимов М.В., Горгонов Г.И., Чернов В.С. Авиационные системы радиопередачи. – М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1984. – 364 с.
3. Мубаракишин Р.В. Комплексное наведение летательных аппаратов и отделяемых средств. – М.: Машиностроение, 1990. – 272 с.
4. Фролов В.С. Инерциальное управление ракетами. – М.: Воениздат, 1975. – 168 с.

Стаття надійшла до редакції 09.04.04.

А.Г. Водчиц, И.С. Кравчук, В.В. Тараненко, Н.Н. Баскаков

Алгоритм траєкторного наведення беспилотного летательного аппарата, планирующего на наземную цель при обеспечении заданных конечных условий наведения

Получены математические зависимости, позволяющие реализовать алгоритм траєкторного наведения беспилотного летательного аппарата на наземную цель при обеспечении заданных конечных условий наведения.

O.G. Vodchytc, I.S. Kravchuk, V.V. Taranenko, N.N. Baskakov

Algorithm of trajectory guidance of a planning unmanned flight vehicle to a ground target providing the

guidance in case the final conditions of guidance are given

In the article are obtained the mathematical relations which allow to implement algorithm of trajectory guidance of a unmanned flight vehicle to a ground target providing the guidance in case the final conditions of guidance are given.