

УДК 621.396.96

Дружинін В. А. докт. техн. наук, с.н.с (Тел.: +380 093 307 00 47. E-mail : v_druzhinin@mail.ua)
(Державний університет телекомунікацій, м. Київ)

АЛГОРИТМИ РАДІОКЕРУВАННЯ ДИСТАНЦІЙНО ПІЛОТОВАНИМИ ЛІТАЛЬНИМИ АПАРАТАМИ У СКЛАДІ БАГАТОПОЗИЦІЙНИХ СИСТЕМ РАДІОЛОКАЦІЇ

Дружинін В. А. Алгоритми радіокерування дистанційно пілотованими літальними апаратами у складі багатопозиційних систем радіолокації. В роботі представлені блок-схеми алгоритмів “переслідування” без кутового зміщення веденого дистанційно пілотованого літального апарату (ДПЛА) відносно ведучого, “переслідування” з кутовим зміщенням та наведені їх структурні реалізації; отримані залежності: динамічної помилки від часу запізнення команд керування при реалізації режиму “чистого” переслідування ведучого ДПЛА веденими, динамічної помилки від часу запізнення команд керування при реалізації режиму переслідування веденими ведучого ДПЛА з кутовим зміщенням, а також запропонована узагальнена схема системи керування польотом веденими при переслідуванні ведучого літального апарату з кутовим зміщенням.

Ключові слова: радіокерування, дистанційно пілотований літальний апарат, багатопозиційна система спостереження, алгоритм переслідування

Дружинин В. А. Алгоритмы радиоуправления дистанционно пилотируемыми летательными аппаратами в составе многопозиционных систем радиолокации. В работе представлены блок-схемы алгоритмов “преследования” без углового смещения ведомого дистанционно пилотируемого летательного аппарата относительно ведущего, “преследования” с угловым смещением и приведены их структурные реализации; получены зависимости: динамической ошибки наведения от времени запаздывания команд управления при реализации режима “чистого” преследования ведущего аппарата ведомыми, динамической ошибки наведения от времени запаздывания команд управления при реализации режима преследования ведомыми аппаратами своего ведущего с угловым смещением, а также представлена обобщенная схема системы управления полетом ведомых аппаратами в условиях преследования их ведущего с угловым смещением.

Ключевые слова: радиоуправление, дистанционно пилотируемый летательный аппарат, многопозиционная система наблюдения, алгоритм преследования

Druzhinin V.A. Radiocontrol algorithms by the remotely pilot-controlled aircrafts in composition the multiposition systems of radiolocation. The flow-charts of algorithms of "pursuit" are in-process presented without angular displacement of the slave remotely pilot-controlled aircraft in relation to an anchorman. The algorithms of "pursuit" are presented with angular displacement of slave vehicles in relation to an anchorman. Structural realization over of these algorithms is brought. Dependences of dynamic error of aiming from time of delays commands of management during realization of the mode of "clean" pursuit are got. Dependences of dynamic error of aiming are got on time of delay of commands of management during realization of the mode of pursuit with angular displacement. The generalized chart over of control system is brought by flight slave at pursuit of leading aircraft with angular displacement.

Keywords: radiocontrol, remotely pilot-controlled aircraft, multiposition system of vision, algorithms of pursuit

Актуальність роботи визначається тим, що сучасні концепції розвитку радіотехнічних систем із змінною просторовою конфігурацією орієнтовані на створення багатофункціональних засобів спостереження з поведінковою спроможністю до самоорганізації, використання яких дозволило б отримувати якісну інформацію про об'єкти моніторингу з урахуванням зростаючих вимог до оперативності й точності визначення їх параметрів та класифікації у реальному масштабі часу в умовах складної сигнально-завадової обстановки. Модернізація існуючих та проектування перспективних систем спостереження передбачає вирішення завдань просторового керування літальними апаратами (ЛА) повітряної складової відповідної системи [1...3].

Завдання просторового керування ЛА зводиться до визначення і передачі команд керування (КК) на борт веденого ДПЛА з фіксованим запізненням відносно КК ведучого об'єкта. Ця задача характеризується тим, що керування польотом здійснюється безперервно на всій траєкторії польоту групи ДПЛА. Для спрощення сприйняття визначена задача розглядається в одній площині, як показано на Рис. 1.

Положення ведучого і веденого ЛА визначиться в інерціальній системі координат з

осями $H, P, D(\vec{V})$. Ведучий ЛА рухається зі швидкістю \vec{V}_1 на висоті H_1 . Аналогічно швидкість веденого $\vec{V}_2 = \vec{V}_1$, а напрямок співпадає з напрямком ведучого. З цього випливає, що кут нахилу траєкторії θ дорівнює курсовому куту ведучого. Це справедливо у випадку, якщо кут атаки дорівнює 0. Для цього випадку кінематичні співвідношення показані на Рис. 2.

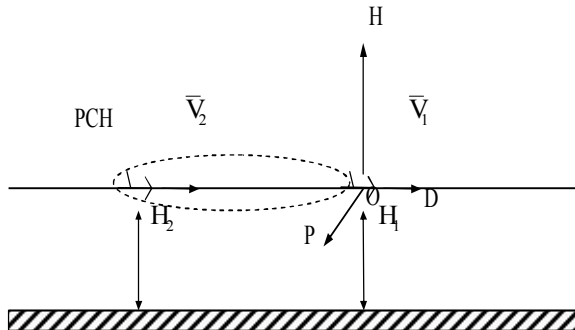


Рис. 1. Просторові характеристики ведучого та веденого ЛА в інерціальній системі координат $H, P, D(\vec{V})$

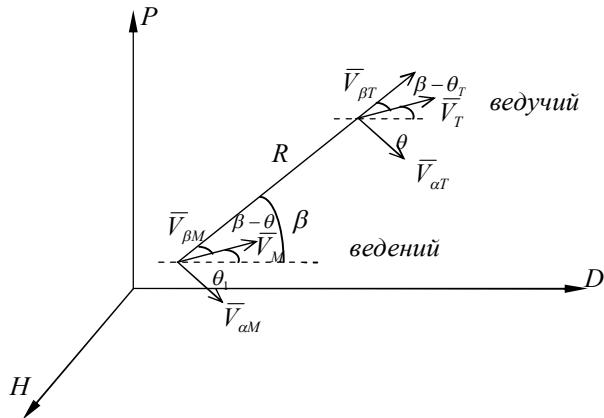


Рис. 2. Графічна інтерпретація кінематичних співвідношень при русі ведучого та веденого ДПЛА (вигляд зверху)

Кут лінії візування на Рис. 2 позначений β , відстань між ведучим та веденим – R , проекції векторів швидкості ведучого та веденого на лінію візування – $V_{\beta T}, V_{\beta l}$, а до нормалі до лінії візування – $V_{\alpha T}, V_{\alpha M}$. Призначення системи утримання (СУ) веденого на потрібній траєкторії (наведення) полягає у формуванні таких КК (на автопілот), які будуть забезпечувати утримання веденого за ведучим навіть при маневруванні останнього. Припустимо, що система утримання буде відпрацьовувати вхідний сигнал, що дорівнює (пропорційний) куту лінії візування β або швидкості візування $\dot{\beta}$. За таких вхідних сигналах можлива реалізація тільки одного закону керування, що може використовуватися для утримання веденого, – це “переслідування”. У цьому випадку ведений ЛА завжди знаходиться прямо за ведучим, тобто $\theta = \beta$. У випадку відсутності маневру це означає, що ведений рухається з постійною бічною швидкістю, а при сталій повздовжній швидкості буде забезпечуватися “ідеальна” дистанція між двома об’єктами по прямій лінії.

У відповідності до Рис. 2 кінематичні співвідношення примуть вигляд [4]:

$$\dot{R} = V_{\beta T} - V_{\beta M} = V_T \cos(\beta - \theta_T) - V_M \cos(\beta - \theta); \quad R = R_0 + \dot{R}\Delta t,$$

а кутові відхилення

$$\dot{\beta} = -\frac{V_{\alpha T} - V_{\alpha M}}{R} = -\frac{V_T \sin(\beta - \theta_T) - V_M \sin(\beta - \theta)}{R}, \quad \beta = \beta_0 + \dot{\beta}\Delta t.$$

Метод “чистого” переслідування буде визначатися тим, що ані ведучий, ані ведений не маневрують. При цьому $V_T = const$, а $\theta_T = 0$, $\theta = \beta$.

У цьому випадку [4]:

$$\dot{R} = \frac{dR}{dt} = V_T \cos \beta - V_M; \quad \dot{\beta} = \frac{d\beta}{dt} = -\frac{V_T \sin \beta}{R}.$$

При цьому $\dot{\beta}$ буде дорівнювати нулю тільки коли $\beta = 0$ або π , тобто переслідування відбувається точно “в хвіст”. Якщо знайти рішення для β і кута нахилу траєкторії θ як функцію зміни дистанції R , розділивши рівняння на $d\beta$, отримаємо

$$\frac{dR}{d\beta} = \left(-ctg\beta + \frac{V_M}{V_T} \cos ec\beta \right) R \Rightarrow \frac{dR}{R} = (-ctg\beta + \gamma \cos ec\beta) d\beta,$$

де $\gamma = \frac{V_M}{V_T}$ – співвідношення швидкостей ведучого і веденого ДПЛА.

Обернене перетворення попереднього виразу (інтегрування) має вигляд

$$\ln R = -\ln |\sin \beta| + \gamma \ln \left| \operatorname{tg} \frac{\beta}{2} \right| + \text{const}.$$

Якщо припустити, що $0 \leq \beta < \pi$, то

$$\ln \frac{R \sin \beta}{\operatorname{tg} (\beta/2)^\gamma} = \text{const},$$

або

$$\frac{R \sin \beta}{(\operatorname{tg} \beta/2)^\gamma} = \frac{R_0 \sin \beta}{(\operatorname{tg} \beta_0/2)^\gamma} = K = \lambda,$$

де R_0 і β_0 – потрібні значення дистанції і кута візування веденого відносно ведучого ДПЛА.

Так як ведучий і ведений повинні бути на одній лінії, то β наближається до 0, а $\lambda = K$ повинні бути постійними.

Точний вивід “у хвіст” ведучому ДПЛА відбудеться за умови $\beta = \theta = 0$. При цьому кутова швидкість визначиться як $\dot{\beta} = -\frac{V_T}{\lambda} \frac{\sin^2 \beta}{(\operatorname{tg} \beta/2)^\gamma}$.

На ділянці траєкторії, де $\beta \ll 1$, $\sin \beta \approx \beta$, $\operatorname{tg} \frac{\beta}{2} \approx \frac{\beta}{2}$, швидкість

$$\dot{\beta} \approx -\frac{V_T \cdot 2^\gamma}{\lambda} \beta^2 - \gamma.$$

У момент розвороту ведучого і веденого $\dot{\theta} \approx \dot{\beta}$ при ідеальному переслідуванні та V_M (швидкість веденого) повинна мати подвійне перевищення над швидкістю ведучого і $\gamma = 2$ (Рис. 3).

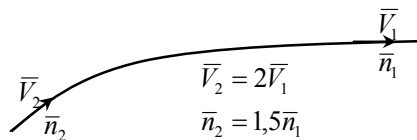


Рис. 3. Відношення швидкостей ведучого та веденого ДПЛА в момент розвороту при “ідеальному” переслідуванні

Потрібне перевантаження веденого повинно в 1,5 рази перевищувати перевантаження ведучого ЛА [4...10]. Через зазначені вимоги метод “переслідування” може бути реалізований або за умови руху веденого у промені АС ведучого БРЛЗ (теленаведення) або за умови самонаведення. Помилки наведення за теленаведенням будуть визначатися за ε і β як $0,5\theta_{\varepsilon,\beta}$, що складає $0,5^\circ$. Що ж стосується самонаведення, то помилка зростає суттєво і складає одиниці градусів (до 15°).

Блок-схема алгоритму “переслідування” та структурна реалізація даного алгоритму на борту ДПЛА зображені на Рис. 4, 5.

Реалізація площинної антенної решітки (ПАР) БП СРЛС АНБ ЗПК на визначених інтервалах часу потребує побудови зміщеного строю ведених ДПЛА.

При наведенні таким способом для кожного веденого встановлюється фіксований кут β і величина P , тобто буде виникати постійний кут випередження (Рис. 6). На Рис. 7 показані

можливі траєкторії ДПЛА БП СРБ АНБ ЗВПК відповідно до значень γ .

У цьому випадку ЛА, що рухаються з постійною швидкістю, будуть без маневру переслідувати паралельним курсом ведучого. Це забезпечить сталість траєкторії, тобто фіксований кут β_n .

Таким чином, переслідування з фіксованим кутом також має сенс, як і випадку “чистого” переслідування, але за початкових умов, коли $\beta_n \leq \pi/2$. Для реалізації переслідування зі сталим кутом необхідне чітке знання співвідношення швидкостей ведучого і веденого та кути атаки.

За умови сталості кута атаки лінії візування також не будуть обертатися, тобто $\dot{\beta} = 0$. Це можливо в тому випадку, коли складова швидкості веденого V_{aT} , що розташована за нормаллю до лінії візування, урівнюється нормальною складовою швидкості ведучого $V_{\beta T}$. У цьому випадку не будуть виникати кутові прискорення $\dot{V}_{aT}, \dot{V}_{\beta T}$ і не буде відбуватися випередження ведених відносно ведучого. Для реалізації такого керування, аналогічного методу паралельного зближення, КК визначиться як [4]:

$$\lambda = \frac{\dot{\theta}}{\dot{\beta}}$$

Але за методом паралельного зближення КК існує постійно. А при методі наближення зі сталим кутом КК включається за умови виникнення прискорень, тобто $\dot{\theta} = 0$ та $\dot{\beta} = 0$.

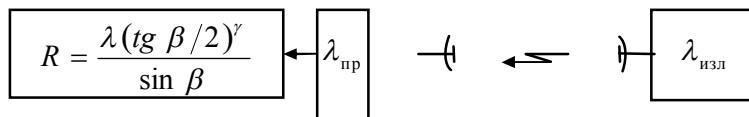


Рис. 5. Структурна реалізація алгоритму “переслідування” без кутового зміщення веденого ДПЛА відносно ведучого на борту веденого об’єкта керування

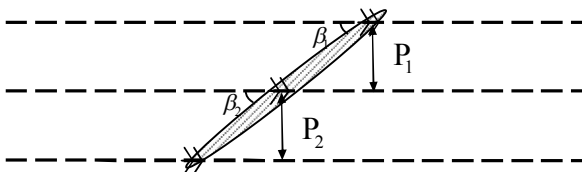


Рис. 6. Зміщений стрій ДПЛА

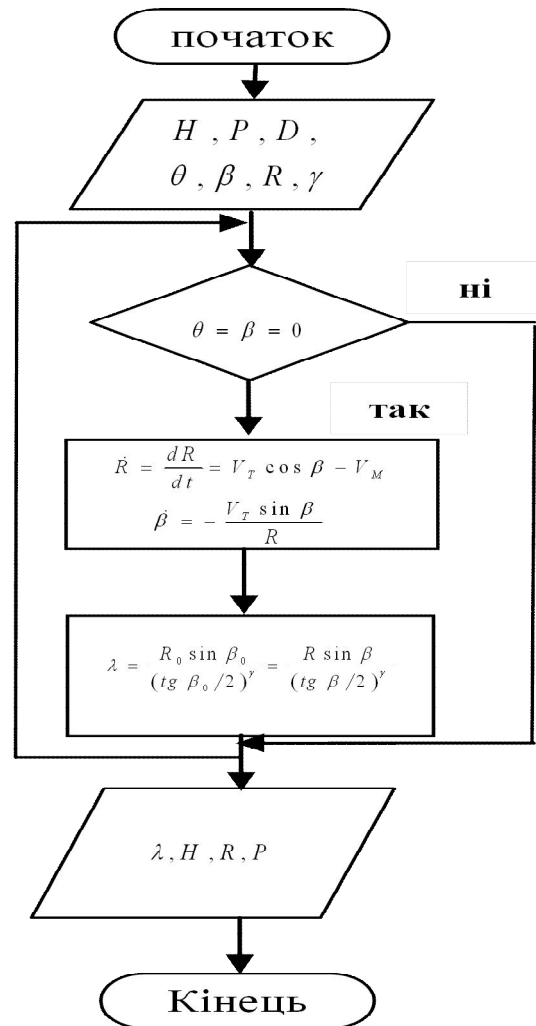


Рис. 4. Блок-схема алгоритму “переслідування” без кутового зміщення веденого ДПЛА відносно ведучого

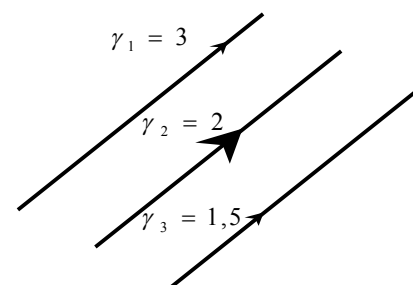


Рис. 7. Імовірні траєкторії ДПЛА

Рівень КК буде визначатися із співвідношення

$$\theta = \lambda\beta + \theta_0,$$

де θ_0 – початковий кут непогодження.

За умови сталості кутів рівень КК можливо визначити через γ :

$$\sin(\beta_0 - \theta_0) = \frac{V_T}{V_M} \sin(\beta_0 - \theta_T) \Rightarrow \sin(\beta_0 - \theta_0) = \gamma \sin(\beta_0 - \theta_T) \Rightarrow \lambda = f(\gamma).$$

Типові траєкторії при $\gamma = \frac{V_M}{V_T} = 2$ і КК $2\lambda, 4\lambda, 6\lambda$ зображені на Рис. 8.

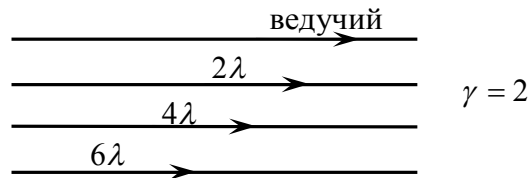


Рис. 8. Типові траєкторії ДПЛА при $\gamma = \frac{V_M}{V_T} = 2$ та КК $2\lambda, 4\lambda, 6\lambda$

Реалізація наведених траєкторій можлива тільки в ідеальній системі керування за будь-яких початкових умов. Для визначення опорних траєкторій необхідно допустити, що рух ведених ЛА здійснюється в часовому проміжку $t_n = 0 + \Delta t$ зі сталою швидкістю V_M і такими кутами нахилів траєкторій θ , щоб вони були спрямованими вздовж траєкторії ведучого ДПЛА. Якщо $V_{\beta M}$ являє собою складову веденого, що спрямована вздовж траєкторії ведучого, і бічна складова $V_{\beta T} \approx 0$, то швидкість зниження ЛА буде отримана у вигляді

$$\dot{R} = V_{\beta T} - V_{\beta M} = \text{const}.$$

Звідси дистанція між веденими ДПЛА

$$R = R_0 - |V_{\beta T} - V_{\beta M}| t,$$

де R_0 – значення початкової дистанції, за якого швидкість зближення буде сталою або дорівнювати 0.

Час запізнення видачі КК

$$t_i = \frac{R_0}{|V_{\beta T} - V_{\beta M}|}.$$

Але наявність кутових швидкостей ЛА та запізнення видачі КК призводить до відмінності реальної траєкторії від опорної. Ця відмінність у деякий момент часу t визначиться поперечним зміщенням y_t .

Аналогічно повздовжнє положення веденого ДПЛА буде визначатися величиною зміщення y_m . Зміщення траєкторій ЛА в часі характеризуватимуться і швидкостями \dot{y}_m , які визначаються флуктуаціями кута θ .

Якщо утримувати траєкторію ЛА в тілесному куті $\theta \ll 1^0$, то швидкість зміщення визначиться залежністю

$$\begin{aligned} \dot{y}_m &= V_M \theta \cos \theta = V_{\beta M} \theta; \\ y_t &= y_{0t} + \dot{y}_m \Delta t = y_{0t} + \dot{y}_m t_i. \end{aligned}$$

У реальності реалізація погоні з кутовим зміщенням можлива на базі автопілоту (АП) з динамічною затримкою. Якщо подати роботу АП як лінійного пристрою, то рівень КК з урахуванням помилок прийме вигляд

$$\lambda = \frac{\theta}{y_m \dot{\beta}}$$

А помилка дистанції

$$\beta = \frac{y_t - y_m}{R} \quad R \gg (y_t - y_m);$$

$$R = \frac{y_t - y_m}{\beta}$$

Помилка утримання в потрібному створі кута

$$\theta = \frac{\dot{y}_m}{V_{\beta M}}, \quad \theta \ll 1^\circ.$$

Утримання ведених на відповідній дистанції можливе за допомогою радіопромменя (РПр) (тобто на лінії візування). У цьому випадку ведені летять у межах ДСА БРЛЗ ведучого ДПЛА.

Для виконання польоту вздовж лінії візування швидкість веденого V_{ai} повинна дорівнювати лінійній швидкості $R_0 \dot{\beta}$, де R_0 – відстань від станції до веденого. При цьому

$$V_{\alpha M} = R_T \dot{\beta} \Rightarrow \dot{\beta} = \frac{V_{\alpha T}}{R_T}$$

Коли ведений рухається вздовж заданої траєкторії (знаходиться в РПр) $R_0 \approx \text{const}$, $V_{\alpha M} = 0$. Тобто траєкторія нагадує чисте переслідування, але зі зміщенням.

При сході веденого з потрібної траєкторії $R_0 \neq \text{const}$; $V_{\alpha M} \neq V_{\alpha T}$, що і буде параметром непогодження для системи керування польотом (СКП) веденого ДПЛА.

Основною перевагою метода переслідування зі зміщенням є його простота. Принциповим недоліком такого методу є виникнення помилок при збільшенні дистанції відставання ведених ДПЛА, що зумовлено польотом у густих шарах атмосфери та призводить до рефракції променя й виникнення великого швидкісного напору.

Блок-схема алгоритму “переслідування” з кутовим зміщенням та структурна реалізація даного алгоритму на борту ДПЛА показані на Рис. 9, 10.

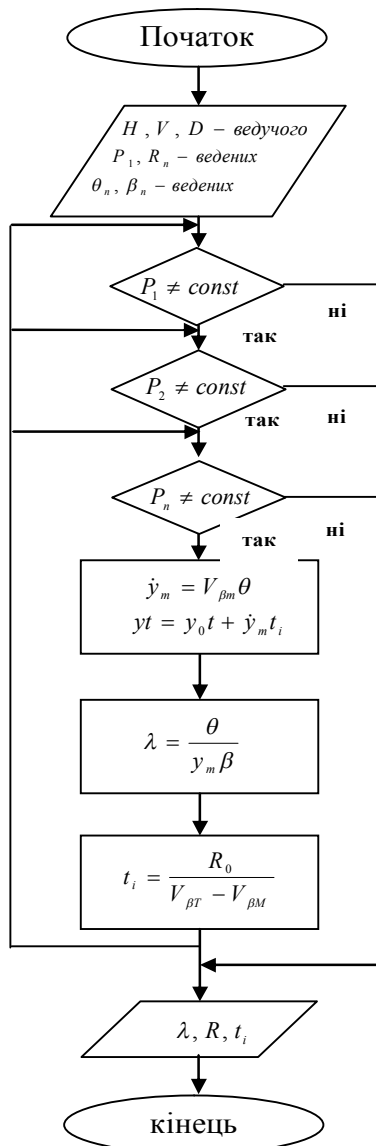


Рис. 9. Блок-схема алгоритму “переслідування” з кутовим зміщенням

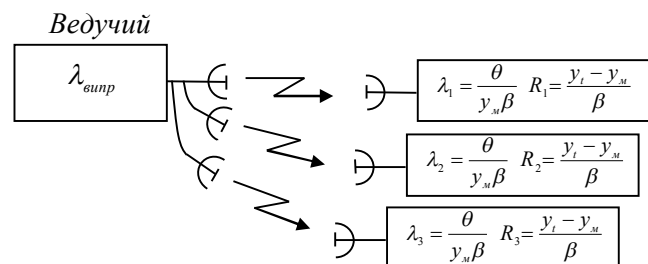


Рис. 10. Структурна реалізація алгоритму “переслідування” з кутовим зміщенням

Динамічна помилка (промах) утримання ведених на потрібній траєкторії як і у випадку чистого переслідування, так і у випадку переслідування зі зміщенням можна виразити так :

$$M = y_t(t_i) - y_m(t_i).$$

Фактичний час t_i – це час запізнення КК з борту веденого. Час запізнення КК не повинен перевищувати часу комплексної постійної часу контуру керування аеродинамічного об'єкта T_e , тобто $t_i < T_e$, а краще $t_i \ll T_e$, оскільки в загальному випадку час обробки КК і вироблення керуючих рішень буде визначатися як $t_i + T_a$, тому при t_i , на порядок менший за T_a , задовольнить потрібну якість функціонування СКП ведених ЛА.

У випадку чистого переслідування динамічна помилка буде залежати від часу запізнення КК (Рис. 11). У випадку переслідування веденими ведучого ДПЛА із кутовим зміщенням залежність динамічної помилки від часу запізнення КК показана на Рис. 12.

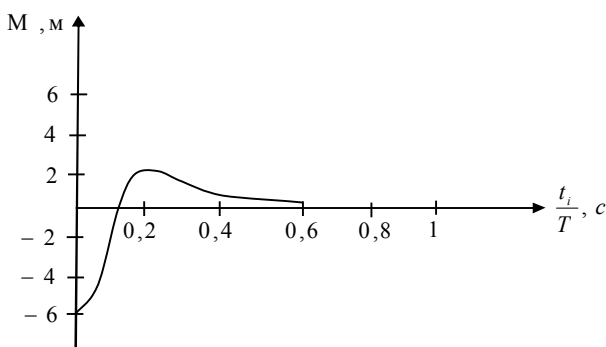


Рис. 11. Залежність динамічної помилки від часу запізнення КК при реалізації режиму “чистого” переслідування ведучого ДПЛА

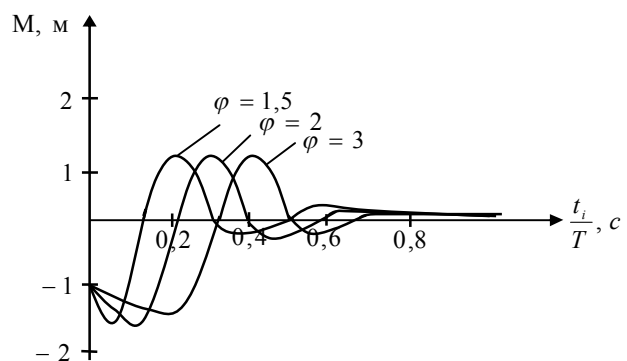


Рис. 12. Залежність динамічної помилки від часу запізнення КК при реалізації режиму переслідування веденими ведучого ДПЛА з кутовим зміщенням

У випадку переслідування веденими ведучого ДПЛА з кутовим зміщенням при зростанні опору повітря (виникнення хибних кутів атаки), залежність динамічної помилки від часу запізнення КК зображена на Рис. 13.

Залежність промаху у випадку погоні зі зміщенням від величини перевантаження ведених (поворот строю) показана на Рис. 14.

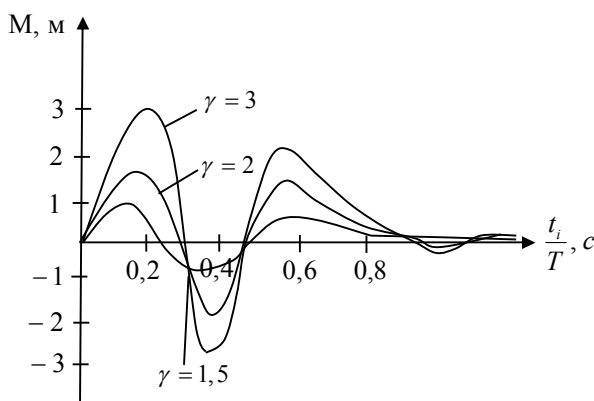


Рис. 13. Залежність динамічної помилки від часу запізнення КК при реалізації режиму переслідування веденими ведучого ДПЛА із кутовим зміщенням при зростанні опору повітря

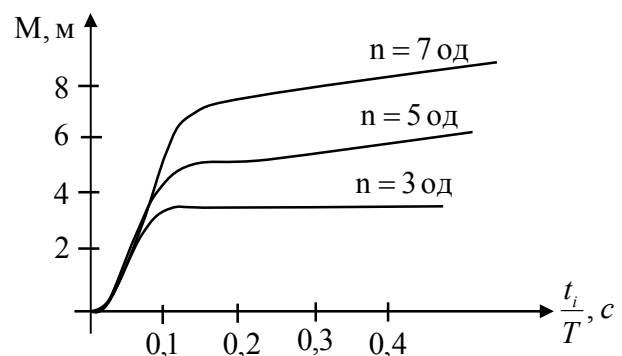
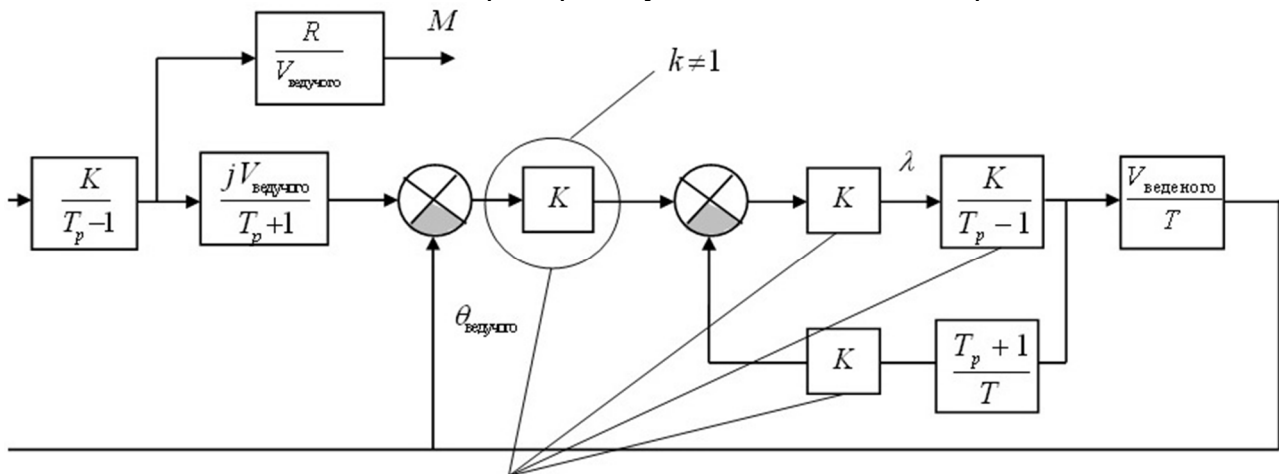


Рис. 14. Залежність промаху у випадку погоні зі зміщенням від величини перевантаження ведених ДПЛА

Узагальнена схема СКПл ЛА при переслідуванні зі зміщенням зображена на Рис. 15.



При переслідуванні без зміщення $k=1$

Рис. 15. Узагальнена схема СКПл веденими при переслідуванні ведучого ДПЛА з кутовим зміщенням

У випадку повороту ведучого (при зміні об'єкта моніторингу системою) не допускається зміщення точки наведення ведених, оскільки, як і в методі погоні, зміщення точки зустрічі призведе до двох випадків (Рис. 16): згладжування траєкторії веденого призведе до зменшення перевантаження і випередження ведучого; згладжування траєкторії призведе до виникнення кутових швидкостей і прискорень $\dot{\theta}_i, \dot{A}_i, \ddot{\theta}_i, \dot{A}_i$, що також призведе до випередження ведучого.

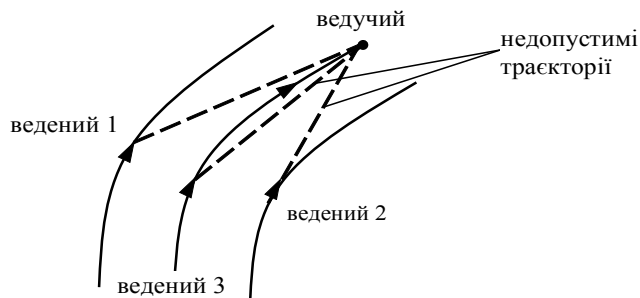


Рис. 16. Траєкторії польоту ЛА при зміні об'єкта моніторингу

Висновки

1. Враховуючи існуючий теоретичний апарат методу переслідування і можливості реалізації його в сучасних ЛА, можна стверджувати про обґрунтованість створення методу переслідування ведучого і ведених ДПЛА без зміщення (передумова для реалізації синтезованої лінійної антенної решітки (ЛАР) БП СРБ АНБ ЗВПК) і зі зміщенням з фіксованим кутом θ (передумова для реалізації синтезованої ПАР БП СРБ АНБ ЗВПК).

2. Для реалізації методів переслідування з кутовим зміщенням і без зміщення необхідно дотримуватися таких вимог: знання швидкості польотів ведучого і веденого (ведених) ДПЛА; ці швидкості повинні бути рівними і постійними: $\bar{V}_M = \bar{V}_T = \text{const}$; постійна часу контуру керування веденого ЛА повинна бути меншою часу запізнення КК, що передаються з ведучого на борт веденого: $T_e < t_s$, а краще $T_e \ll t_s$; – коефіцієнт передачі контуру керування веденого під час переслідування без зміщення $K_e = 1$.

3. У випадку повороту ведучого (при зміні об'єкта моніторингу) не допускається зміщення точки наведення ведених, оскільки, як і в методі погоні, зміщення точки зустрічі призведе до двох випадків: згладжування траєкторії веденого призведе до зменшення перевантаження і випередження ведучого; згладжування траєкторії призведе до виникнення кутових швидкостей і прискорень $\dot{\theta}_m, \dot{E}_m, \ddot{\theta}_m, \dot{E}_m$, що також призведе до випередження

ведучого.

4. Нехтування зазначеним (п. 2) призведе до виродження методів переслідування без кутового зміщення і з кутовим зміщенням до методу переслідування повітряної цілі зенітною керованою ракетою.

5. Витримування ведених ДПЛА на паралельних траєкторіях досягається вибором співвідношення постійної часу контуру керування веденого T_c і часу запізнення передачі КК на борт веденого (ведених) t_3 .

6. Як недолік слід зазначити неможливість пролягання траєкторії на фіксованій висоті $H = \text{const}$, тобто неможливість реалізації огинання рельєфу місцевості. Висота може витримуватися тільки відповідно до висоти ведучого, а ведучий також не зможе огинати рельєф місцевості $H_T = H_M = H_{\text{середнє}}$.

7. Огинання рельєфу місцевості ЛА призведе до виникнення додаткових кутів атак ε , що, в свою чергу, викличе: збільшення лобового опору веденого, і, як наслідок, втрату швидкості; виникнення додаткових кутових швидкостей і прискорень, і, як наслідок, втрату швидкості веденим.

8. Технічна реалізація методу переслідування з кутовим зміщенням і без кутового зміщення можлива за допомогою застосування фазованих антенних решіток (ФАР) в БРЛЗ ведучого ДПЛА за умови формування елементарними випромінювачами такої кількості діаграм спрямованості, яка буде відповідати кількості ведених ДПЛА, або за рахунок організації сеансів зв'язку шляхом сканування променя при виконанні залежності $\dot{O}_a \ll t_c \leq t$ або $T_e \ll t_3 = t_{\text{сканування}}$.

Література

1. Дружинін В. А. Проблеми формування та обробки радіолокаційної інформації в системах радіобачення: монографія / В. А. Дружинін. – К.: Логос, 2013. – 230 с.
2. Дружинін В. А. Прийом радіолокаційної інформації в багатопозиційних системах радіобачення / В. А. Дружинін // Наукові записки Українського науково-дослідного інституту зв'язку. – 2012. – № 3 (23). – С. 11-16.
3. Дружинін В. А. Багатопозиційний прийом в напівактивних системах радіобачення / В. А. Дружинін // Сучасний захист інформації. – 2012. – № 3. – С. 74-78.
4. Меркулов В.И. Авиационные системы радиоуправления. Т. 2. Радиоэлектронные системы самонаведения / В. И. Меркулов, В. В. Дрогалин, А. И. Канащенков, А. С. Богачев, И. В. Забелин, В. Н. Лепин, О. Ф. Самарин, В. А. Сарычев, А. А. Соловьев, Л. С. Турнецкий, В. С. Чернов, А. И. Шуклин ; под ред. А. И. Канащенкова и В. И. Меркулова. – Москва : «Радиотехника», 2003. – 470 с/
5. Растрьгин Л. А. Современные принципы управления сложными объектами / Л. А. Растрьгин. – Москва : Сов. радио, 1980. – 197 с.
6. William F. Stenberg Electricity and electronics basic. / William F. Stenberg, Walter B. Ford // American technical society Chicago. USA. – 2002 y. – 222 p.
7. Мамин В. П. Динамика ракет / В. П. Мамин. – Москва: Машиностроение, 1990. – 106 с.
8. Черкашин Г. Н. Полуактивная радиолокационная головка самонаведения / Г. Н. Черкашин, В. В. Дегтярев. - Ч. II. – К.: КВЗРИУ, 1974. – 56 с.
9. Гуткин Л. С. и др. Радиоуправление реактивными снарядами. – Москва : Сов.радио, 1968. – 202 с.
10. Красовский А. А. Основы теории управления и системотехники / А. А. Красовский. – Москва : ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского, 1986.

Дата надходження в редакцію: 22.10.2014 р.

Рецензент: д.т.н., проф. С. В. Толюпа