

ДОСЛІДЖЕННЯ ПРОЦЕСУ АВТОМАТИЧНОГО КЕРУВАННЯ РУХОМ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА НА ЕТАПІ ВИВЕДЕННЯ У РАЙОН АЕРО- ДРОМУ

В.О. Табуненко, О.О. Клімішен
(Харківський університет Повітряних Сил)

Розроблено спосіб побудови траєкторії виведення літака при плоскому маневрі, який можливо застосувати для виведення його у район аеродрому. Пропонується методика формування комбінованого керування літаком при виході у задане положення. Наведено результати моделювання процесу виведення літака.

літальний апарат, комбіноване керування, траєкторний рух, цільова функція

Постановка задачі. На підставі розгляду існуючих способів реалізації маневру літального апарату (ЛА) по виходу у район аеродрому можливо визначити, що автоматичне керування рухом потребує деякого часу (десятки хвилин). Якщо район аеродрому характеризується інтенсивним рухом інших ЛА бажано мінімізувати час виведення літака у зону маяків, які забезпечують посадку або скоротити час виведення у район аеродрому взагалі. Особливо коли мова йдеться про транспортні літаки. Таким чином підвищиться безпека повітряного руху у районі аеродрому.

Залишається відкритим і питання комплексного врахування обмежень на параметри польоту ЛА. Крім того, не існує рекомендацій щодо формування керування літаком, коли на траєкторію його руху накладаються специфічні обмеження, зумовлені наявністю областей простору, у які літак не повинен потрапляти (зони руху, злітання або посадки інших літаків, зони опромінювання систем, що незадіяні у забезпеченні посадки літаків).

Все це обумовлює необхідність розробки методу керування літаком, який дозволить комплексно врахувати всі можливі обмеження на траєкторний рух літака при виведенні у задане просторове положення.

Аналіз літератури. Аналіз літературних джерел, присвячених проблемі керування польотом ЛА, дозволяє зробити висновок, що, наприклад, для розв'язання задачі виведення літака у зону дії курсового та глісадного радіомаяків можливо застосувати метод локального прогнозування руху динамічних систем [1, 2]. Крім того, додаткові можливості відкриваються у випадку, коли задача керування ЛА зводиться до обер-

неної задачі динаміки [1, 3]. Методи, що ґрунтуються на локальному прогнозуванні, є досить поширеними, але потребують подальшого удосконалення. Найбільш доцільним є зведення задачі керування ЛА до оберненої задачі динаміки у випадку, коли розглядається плоский маневр ЛА. Все це, у свою чергу, вимагає розробки математичної моделі плоского маневру ЛА, розробки способу зведення просторового маневру до плоского і вибору оптимальної траєкторії [1, 3].

Мета статті. Метою статті є розгляд підходу щодо вирішення проблеми керування рухом транспортного літака в умовах виведення в задане просторове положення при виконанні передпосадочного маневру.

Розділ основного матеріалу. Згідно запропонованої методики керування траєкторним рухом ЛА формуються кількома етапами. На одних керування здійснюється за методикою формування плоского маневру, на інших – за методикою локального прогнозування [1, 2]. Це дозволило використати переваги обох методик – маневр залишається плоским, але похибка виходу літака в точку початку кінцевого віражу практично відсутня.

У цих умовах задача траєкторного руху формулюється як задача визначення закону формування керуючих функцій n_x , n_y , який забезпечує переведення ЛА з початкового в заданий кінцевий стан на обмеженому інтервалі часу, і що задовольняє обмеженням на фазові координати та керуючі функції. Використання означеної методики спрощує розв’язання задачі керування ЛА при виведенні його у заданий кінцевий стан за шістьма фазовими координатами, причому по траєкторії, яка наближена до оптимальної. Це досягається за рахунок зведення крайової задачі до термінальної задачі у площині [1,3].

Математична модель руху ЛА вибрана у траєкторній системі координат [1,2]:

$$\begin{cases} \dot{V} = g(n_x - \sin \theta); \dot{\theta} = (g/V) \cdot (n_y \cos \gamma - \cos \theta); \dot{\psi} = (-g/V) \cdot n_y \sin \gamma; \\ \dot{X} = V \cos \theta \cos \psi; Y = V \sin \theta; \dot{Z} = -V \cos \theta \sin \psi; \\ \dot{n}_y = \eta; \dot{\eta} = (-2\xi/T_n) \cdot \eta - n_y/T_n^2 + (K_n \cdot V) \cdot n_{y3}/T_n^2; \\ \dot{\gamma} = \mu; \dot{\mu} = -a_1\mu - a_0\gamma + K_\gamma\gamma_3, \end{cases} \quad (1)$$

де V – модуль вектору швидкості ЛА; θ – кут нахилу траєкторії; ψ – кут шляху; $\{X, Y, Z\}$ – просторові координати ЛА; g – прискорення вільного падіння; n_x , n_y – перевантаження в проєкціях на осі зв’язаної СК; γ – кут крену ЛА; ξ , T_n , K_n , K_γ , a_0 , a_1 – параметри автопілотів перевантаження і крену; n_{y3} , γ_3 – задані значення перевантаження і крену.

Існують обмеження на перевантаження n_x , n_y , на кути крену γ та нахилу траєкторії θ , а також на швидкість V та висоту H .

При русі ЛА у похилій площині, траєкторію руху можливо апроксимувати двома дугами кіл розвороту та прямолінійною дільницею, що з'єднає ці дуги по дотичній.

Радіуси дуг кіл обираються з умови руху по них з максимальною кутовою швидкістю. Координати точок дотику визначаються шляхом знаходження загальних розв'язань для поляр відповідних кіл (виходячи з виду траєкторії) з зовнішнім або внутрішнім центром подібності та рівняння конкретного кола [1]. Координати центрів дуг початкових віражів визначаються через проекції вектору початкової швидкості у системі координат площини маневру [1, 3].

Знаючи координати точок спряжиння дуг віражів і прямолінійних відрізків можливих траєкторій, розраховуємо довжини кожної з траєкторій. Після чого обираємо траєкторії що задовольняють просторовим обмеженням, наприклад по висоті, а з них - мінімальної довжини. Після того, як зроблено вибір траєкторії ЛА, необхідно здійснити розрахунок керуючих функцій, що забезпечують рух ЛА по означеній траєкторії.

Для визначення керуючих функцій, що забезпечать рух ЛА на віражах у площині маневру звернемося до рис. 1.

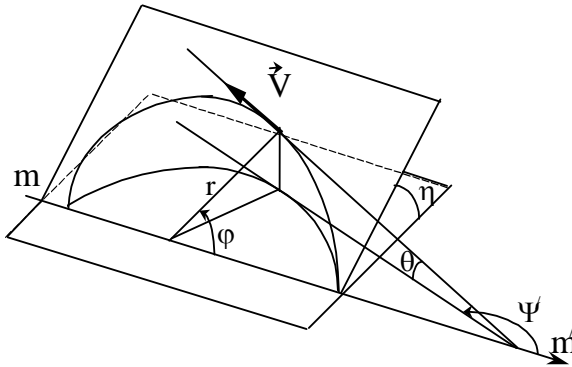


Рис. 1. Зв'язок кутів траєкторного руху

На цьому рисунку φ – кут повороту у площині маневру (відлік від напрямку $m-m'$), η – кут нахилу площини маневру, r - радіус віражу, \vec{V} – вектор поточної швидкості ЛА.

Керування u_1 знайдемо, виходячи з того, що розворот буде здійснено з постійною швидкістю $V = \text{const}$, отже, $u_1 = \sin\theta$. Управління u_2 та u_3 формуємо як функції поточного куту нахилу траєкторії або куту шляху:

$$u_2 = \cos \theta + \frac{V^2}{rg} \cdot \frac{\sqrt{\cos^2 \theta - \cos^2 \eta}}{\cos \vartheta} = \sigma \frac{V^2 \cos(\psi - \psi_0) \sin \eta}{rg} + \cos \eta / \sqrt{1 - \cos^2(\psi - \psi_0) \sin^2 \eta}; \quad (2)$$

$$u_3 = -\sigma \frac{V^2}{rg} \cdot \frac{\cos \eta}{\cos \vartheta} = -\sigma \frac{V^2}{rg} \sqrt{1 - \cos^2(\psi - \psi_0) \sin^2 \eta}; \quad (3)$$

де $u_1 = n_x$; $u_2 = n_y \cos \gamma$; $u_3 = n_y \sin \gamma$.

Яку саме поточну координату обирати за керуючу функцію залежить від визначення кута нахилу площини, у якій передбачається виконання руху ЛА. Якщо $\eta \approx 75 - 90^\circ$, то доцільним є використання аналітичного виразу (2). У випадку коли $\eta \approx 0$, доцільним є формування керування за інформацією про кути шляху ψ (вираз (3)) [3].

Для знаходження керувань u_2 і u_3 , що забезпечують рух ЛА на прямолінійній ділянці обраної траєкторії, вирішується задача виведення з використанням локального прогнозування [2]. Таке рішення обґрунтовано, тому що вектор швидкості на початку ділянці має орієнтацію близьку до необхідної, але з похибкою за рахунок помилок виведення при виконанні віражу. Тому, формування керування на основі рівності нулю похідних від куту нахилу траєкторії і куту шляху, може дати великий промах у кінці ділянці, в той час як керування засноване на локальному прогнозі, по суті, мінімізує цю похибку.

Для цього використовується цільова функція:

$$F = R^2,$$

де R – відстань від поточної точки до точки початку кінцевого віражу.

Якщо для розрахунку керуючих функцій залучається локальне прогнозування [2], то систему "локальних розв'язань" можна подати у вигляді:

$$\begin{cases} V_n = V_0 + V_1 u_1; & X_n = X_0 + X_1 u_1 + X_2 u_2 + X_3 u_3; \\ \theta_n = \theta_0 + \theta_2 u_2; & Y_n = Y_0 + Y_1 u_1 + Y_2 u_2; \\ \psi_n = \psi_0 + \psi_3 u_3; & Z_n = Z_0 + Z_1 u_1 + Z_2 u_2 + Z_3 u_3, \end{cases} \quad (4)$$

де V_n , θ_n , ψ_n , X_n , Y_n , Z_n – прогнозовані на інтервал Δt значення координат; V_0 , θ_0 , X_0 , Y_0 , Z_0 , V_1 , θ_2 , ψ_3 , $X_1 - X_3$, Y_1 , Y_2 , $Z_1 - Z_3$ – коефіцієнти, що залежать від поточних та кінцевих значень координат.

Задаючи значення керуючих функцій з області допустимих значень та заморожуючи їх на інтервалі прогнозу Δt , отримуємо множину точок прогнозу у фазовому просторі, що утворюють область досяжності на інтервалі Δt . Задача зводиться до вибору таких управлінь, що переведуть об'єкт в точку області досяжності найменш віддалену від заданого кінцевого поло-

ження. Ці керування знаходяться з мінімізації цільової функції вигляду:

$$F_0 = \lambda_1 \cos \varphi + \lambda_2 r, \quad (5)$$

де $\cos \varphi = (\vec{r}, \vec{V}_K) / (r V_K)$; $\vec{r} = (X - X_K, Y - Y_K, Z - Z_K)$; λ_1, λ_2 – коефіцієнти, які є функціями часу, тобто $\lambda_1(t), \lambda_2(t)$.

Для побудови алгоритму здійснимо розклад у ряд Тейлора F_0 на інтервалі Δt по аргументам n_y, γ :

$$F_0(n_y + \Delta n_y, \gamma + \Delta \gamma) \approx F_0(n_y, \gamma) + (F_{0n_y} \Delta n_y + F_{0\gamma} \Delta \gamma) + \dots \approx F_0(n_y, \gamma) + \Delta F_0(\Delta n_y, \Delta \gamma);$$

$$\Delta F_0(\Delta n_y, \Delta \gamma) = F_{0n_y} \Delta n_y + F_{0\gamma} \Delta \gamma, \quad (6)$$

де $F_{0n_y}, F_{0\gamma}$ – часткові похідні функції (6) за відповідними аргументами.

Тому можна укласти, що мінімізацію F_0 можна здійснити за рахунок мінімізації приросту ΔF_0 шляхом вибору приростів Δn_y та $\Delta \gamma$, причому, вибір останніх повинен виконуватись з урахуванням обмежень, що накладаються як на прирости, так і на самі керуючі функції.

Можливо деякі обмеження перетворити у лінійні нерівності, наприклад:

$$\Delta n_{y \min} \leq \Delta n_y \leq \Delta n_{y \max}; \quad (7)$$

$$\Delta \gamma_{\min} \leq \Delta \gamma \leq \Delta \gamma_{\max}, \quad (8)$$

або
$$u_2^- - u_2 \leq q_1 \Delta n_y + q_2 \Delta \gamma \leq u_2^+ - u_2, \quad (9)$$

де $u_2 = n_y \cos \gamma$; $q_1 = \cos \gamma$; $q_2 = -n_y \sin \gamma$; $u_2^- = \max \left\{ \frac{\theta_{\min} - \theta}{\theta_2}; \frac{H_{\min} - Y_0 - Y_1 u_1}{Y_2} \right\}$;

$$u_2^+ = \frac{\theta_{\max} - \theta}{\theta_2}; \quad u_2^- - u_2 \leq \Delta u_2 \leq u_2^+ - u_2.$$

Таким чином, обмеження трансформувалися у систему лінійних нерівностей (7) – (9). Отже, вибір $\Delta n_y, \Delta \gamma$ являє собою задачу лінійного програмування із цільовою функцією (6) та системою нерівностей (7) – (9), розв'язання якої можливо реалізувати за допомогою перебору координат вершин багатокутника допустимих рішень ("симплекса") при геометричній інтерпретації задачі [3].

Керування u_1 формується незалежно від u_2, u_3 і виконує функції збільшення та гасіння швидкості руху ЛА [3]. Перевірка дієздатності розроблених алгоритмів керування, які базуються на зазначеній методиці здійснювалася шляхом моделювання як процесу синтезу керувань, так і динамічного об'єкта, у якості якого виступає літак, на ПЕОМ.

Дослідження показали можливість впливу на характер траєкторії, час та точність виведення у заданий стан при допустимих похибках.

Залишається відкритим питання вибору складових цільової функції. Розглянуто різноманітні форми залежності коефіцієнтів λ_1, λ_2 цільової функції (6) від додаткових параметрів k_1, k_2 , які вводяться в їхній склад, а

також від часу t . У результаті здійснено вибір таких значень параметрів k_1, k_2 , що відповідають необхідній якості процесу виведення. Але незважаючи на отримані результати вказане питання потребує подальшого ретельного розгляду. У табл. 1 наведено варіанти сукупностей початкових та кінцевих умов процесу виведення ЛА.

Таблиця 1

Початкові та кінцеві умови процесу виведення ЛА

№ вар	Початкові умови						Кінцеві умови					
	V, м/с	θ°	ψ°	X, м	Y, м	Z, м	V, м/с	θ°	ψ°	X, м	Y, м	Z, м
1	270	-25	230	4500	1000	4000	165	-20	75	2000	500	1000
2	270	-15	200	500	1750	1100	215	-10	155	-6200	1050	0
3	270	-10	100	200	500	2100	225	-15	15	3250	950	130

Аналіз результатів моделювання показав, що основний вплив на час виведення ЛА чинить взаємна орієнтація векторів швидкості об'єкта у початковій та кінцевій точках (при використанні локального прогнозування).

Приймалася умова, що помилки за координатами не повинні перевищувати 15 метрів. Допустимі похибки складових вектора швидкості \vec{V} : $\Delta V \leq 10$ м/с, $\Delta \theta \leq 1^\circ$, $\Delta \psi \leq 1^\circ$.

Порівняння похибок виведення наведено у табл. 2. Варіант за номером 1 відповідає алгоритму, який базується на локальному прогнозуванні [2], варіант за номером 2 – алгоритму, що побудований на положеннях запропонованого способу керування.

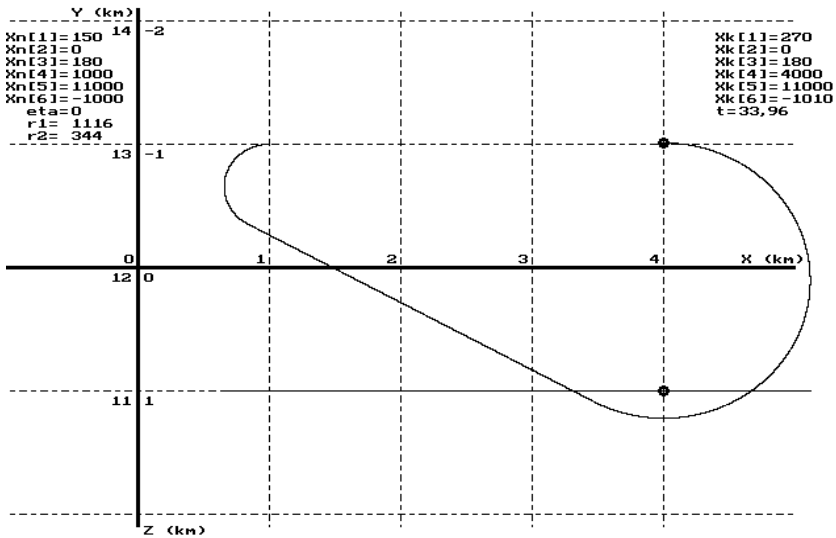
Таблиця 2

Порівняння похибок виведення

№ вар	Час	Похибки виведення					
	t, с	ΔV , м/с	$\Delta \theta^\circ$	$\Delta \psi^\circ$	ΔX , м	ΔY , м	ΔZ , м
1	29,6	0,007	1,265	0,467	3,384	11,900	3,608
2	18,576	-0,143	-0,032	-0,056	-0,015	-0,089	-0,156
1	29,8	0,002	1,551	3,529	7,971	2,991	7,493
2	21,298	-0,071	-0,022	-0,008	-0,235	-0,082	-0,048
1	19	0,008	0,288	0,5	11,779	3,786	1,134
2	14,327	-0,059	-0,023	0,024	0,170	-0,047	-0,192

На рис. 2 зображено характерну для алгоритму керування при плоскому маневрі траєкторію виведення у заданий кінцевий стан.

Таким чином, згідно запропонованій методиці, керування рухом ЛА можливо формувати наступним чином:



- на першому етапі здійснюється керування за інформацією про поточні кути орієнтації вектору швидкості;
- на другому етапі керування формуються із використанням локального прогнозування [2];
- далі знову використовується інформація щодо кутів орієнтації вектору швидкості для формування керувань.

Рис. 2. Типова траєкторія ЛА

Висновок. Наведені положення можливо використовувати при розробці алгоритмічного забезпечення системи траєкторного керування ЛА на етапі посадки та виведення у район аеродрому. При цьому, висуваються підвищені вимоги щодо точності вимірювання висотно - швидкісних параметрів, кутів шляху та нахилу траєкторії, координат положення літака. Це в свою чергу потребує впровадження до складу бортового обладнання сучасного літака нових вимірювачів вказаних параметрів.

ЛІТЕРАТУРА

1. Белов А.И., Климишен А. О. Использование опорных фазовых траекторий в задачах управления // Сборник научных трудов ХГПУ. - Харьков: Вестник ХГПУ. - 1999. - Вып. 57. - С. 91-94.
2. Суханов А.Ю., Климишен А.О. Прямой метод в задаче терминального управления маневренного объекта // Сборник научных трудов ХГПУ. - Харьков: Вестник ХГПУ. -1998. -Вып. 15. - С. 115-118.
3. Суханов О.Ю., Клімішен О.О., Табуненко В.О., Загорулько Р.А. Спосіб по-

*будови траєкторії руху літака у похилій площині. Збірник наукових праць.
Системы обработки информации. – Х.: ХВУ. –2004. – Вип.6. - С.199-204.*

Надійшла 21.06.2005

Рецензент: доктор технічних наук, професор О.І. Риженко,
Національний аерокосмічний університет «ХАІ».
