

УДК 623.746

О.О. Клімішен¹, К.П. Мсаллам²¹Харківський університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків²Національний аерокосмічний університет ім. М.С. Жуковського „ХАІ”, Харків

СПОСІБ КЕРУВАННЯ РУХОМ ЛІТАКА НА ЕТАПІ МАНЕВРУВАННЯ

Наведені положення, які ґрунтуються на методі плоского маневру дозволяють провести розрахунки керувань траєкторним рухом літального апарату при виведенні його у заданий кінцевий стан. Результати роботи можуть бути використані при моделюванні різних варіантів застосування літального апарату та для створення бортових алгоритмів керування літального апарату на етапі маневрування.

Ключові слова: траєкторне керування, локальне прогнозування, маневр.

Вступ

Загальна постановка проблеми, аналіз останніх досягнень та публікацій. Аналіз існуючих способів керування рухом літальних апаратів (ЛА) свідчить, що питання автоматизації траєкторного керування потребує ретельного розгляду. Особливо це важливо на такому етапі польоту як бойове маневрування, який відрізняється динамізмом, швидкістю зміни обстановки, дефіцитом часу на прийняття рішення льотчиком. Суттєво ускладнюється пілотування на означеному етапі, коли політ відбувається у гірській місцевості, у районі з поганими погодними умовами. При цьому може ставитися задача виведення літака у задану область або точку простору відносно наземних орієнтирів.

Істотне значення для задач виведення має характер граничних умов на кінці траєкторії. Керування виведенням об'єкту в заданий кінцевий стан за шістьма фазовими координатами (три координати положення і три складові вектора швидкості) є задачею високої складності [1, 2]. Складність вказаної задачі обумовлюється необхідністю враховувати велику кількість різноманітних обмежень на траєкторний рух ЛА. Все це обумовлює необхідність розробки методу керування ЛА, який дозволить комплексно врахувати всі можливі обмеження на траєкторний рух. В зв'язку з нелінійністю задачі її постановка й вирішення містять у собі великі математичні труднощі.

Аналіз літературних джерел [1 – 8], присвячених проблемі керування польотом ЛА, дозволяє зробити висновок, що для розв'язання задачі виведення ЛА у задане просторове положення слід надати перевагу використанню методу локального прогнозування руху динамічних систем. Крім того, додаткові можливості відкриваються у випадку, коли задача керування літаком зводиться до оберненої задачі динаміки [5 – 7]. 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 [4, 5]. Все це, у свою чергу, вимагає

розробки математичної моделі плоского маневру ЛА, розробки методу зведення просторового маневру до плоского і вибору оптимальної траєкторії.

Метою публікації є викладення одного з можливих підходів щодо побудови траєкторії виходу літака у задане просторове положення. Виведення літака здійснюється виключно у похилій площині. По суті, запропоновано підхід у зведенні задачі формування оптимальної траєкторії руху ЛА до термінальної задачі в площині.

Постановка задачі та виклад матеріалів дослідження

Використання зазначеного способу спрощує розв'язання задачі керування ЛА при виведенні його у заданий кінцевий стан за шістьма фазовими координатами, причому за оптимальною траєкторією. Це досягається за рахунок зведення крайової задачі до термінальної задачі у площині. При цьому відзначаються такі етапи: визначення площини маневру; побудова оптимальної траєкторії плоского маневру; розрахунок управління, що реалізують рух за вибраною траєкторією (рис. 1).

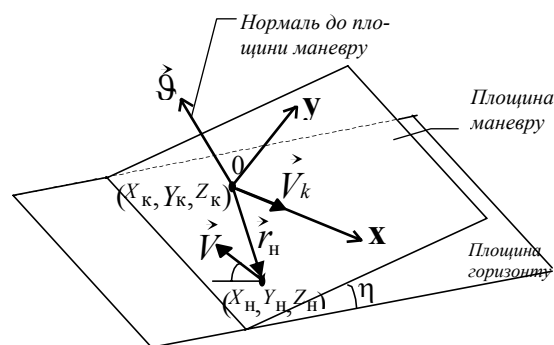


Рис. 1. Визначення площини маневру

Керування, які забезпечують суміщення поточного вектору \vec{V} із площиною маневру, визначаються з умови мінімізації функціоналу такого вигляду:

$$G = [\langle \vec{\vartheta}, \vec{V} \rangle]^2 / V^2 = \quad (1)$$

$$(\vartheta_x \cos \theta \cos \psi + \vartheta_y \sin \theta - \vartheta_z \cos \theta \sin \psi)^2,$$

де, $\vec{\theta} = (\theta_x, \theta_y, \theta_z)$ – нормаль до площини маневру.

Площина маневру визначається через координати початкової точки (X_n, Y_n, Z_n) та вектор кінцевої швидкості \vec{V}_k . Початок вектора \vec{V}_k – кінцева точка з координатами (X_k, Y_k, Z_k) .

При русі об'єкту керування у похилій площині, оптимальною траєкторією, в сенсі мінімуму часу виведення, буде траєкторія, яка складається з двох дуг кіл розвороту та прямолінійної ділянки, що з'єднає ці дуги по дотичній.

Мають місце чотири варіанти руху у похилій площині (рис. 2):

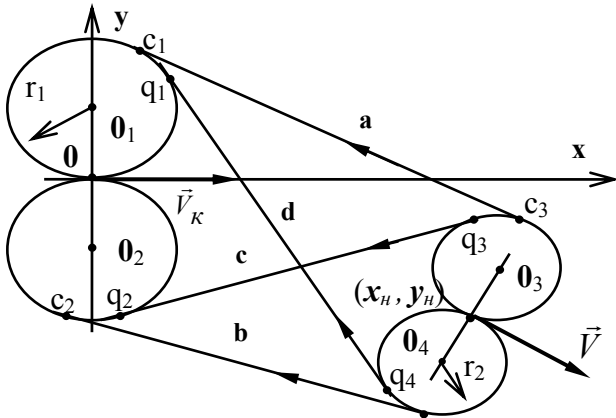


Рис. 2. Варіанти побудови траєкторій у площині маневру

Траєкторія **a** – $(x_n, y_n) c_3 c_1 0$, траєкторія **b** – $(x_n, y_n) c_4 c_2 0$, траєкторія **c** – $(x_n, y_n) q_3 q_2 0$, траєкторія **d** – $(x_n, y_n) q_4 q_1 0$.

Координати точок дотику визначені з загальних розв'язань для поляр відповідних кіл (виходячи з типу траєкторії) з зовнішнім або внутрішнім центром подібності та рівняння конкретного кола [5]. Координати центрів дуг початкових віражів O_3 та O_4 визначаються через проекції вектору початкової швидкості у системі координат площини маневру.

Знаючи координати точок сполучення дуг віражів і прямолінійних відрізків можливих траєкторій, розраховуємо довжини кожної з траєкторій. Після чого обираємо траєкторії, які задовольняють просторовим обмеженням, наприклад по висоті, а з них – мінімальній довжині. Після того, як зроблено вибір траєкторії ЛА, необхідно розрахувати керуючі функції, які забезпечують політ ЛА за вибраною траєкторією.

У роботах [1, 3, 5, 8] запропоновано математичну модель траєкторного руху літака, де у якості керуючих функцій обрані перевантаження та кут крену ЛА. Вказана математична модель може використовуватися у нашому випадку.

На прямолінійному відрізку траєкторії кути шляху та нахилу траєкторії є постійними, отже, якщо виходить з [5]: $\gamma = 0$, а $n_y = \cos \theta$ ($u_2 = \cos \theta$, $u_3 = 0$). Що стосується керування $u_1(n_x)$, то для забезпечення максимальної швидкості (максимальної швидкодії) необхідно встановити $u_1 = n_{x \max}$ та, по мірі наближення до точки переходу у кінцевий віраж, знижу-

вати її так, щоб у віраж увійти із заданою кінцевою швидкістю [3, 5]. Початок і темп зниження швидкості визначаються за динамічними характеристиками ЛА.

Для визначення керування рухом ЛА на віражах у площині маневру звернемося до рис. 3.

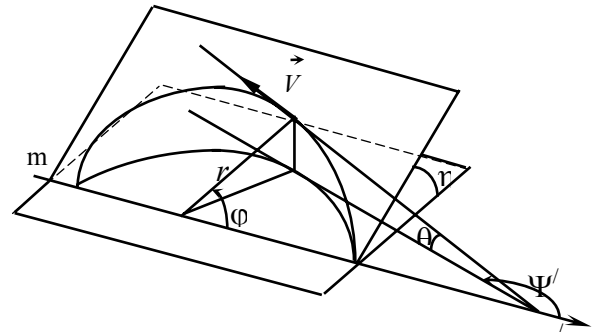


Рис. 3. Зв'язок кутів траєкторного руху

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

Керування u_2 та u_3 формуємо як функції поточного кута нахилу траєкторії θ або кута шляху Ψ :

$$u_2 = \cos \theta + \frac{V^2 \sqrt{\cos^2 \theta - \cos^2 \eta}}{rg \cos \theta}; \quad (2)$$

$$u_3 = -\sigma \frac{V^2 \cos \eta}{rg \cos \theta} = -\sigma \frac{V^2}{rg} \sqrt{(1 - \sin^2 \eta \cos^2 (\psi - \psi_0))}.$$

Для знаходження управлінь u_2 та u_3 , що забезпечують рух ЛА на прямолінійному відрізку траєкторії, розв'язуємо задачу точного наведення методом локального прогнозування. Таке розв'язання є обґрунтованим, оскільки вектор швидкості на початку відрізка має орієнтацію, близьку до необхідної, але з похибкою за рахунок помилок виведення на першому відрізку траєкторії. Тому формування керування на підставі рівності нулю похідних від кута нахилу траєкторії та кута шляху може дати значний промах у кінці прямолінійного відрізка, в той час як керування, що ґрунтується на методі локального прогнозування, по суті, мінімізує подібну похибку. Для цього використовується цільова функція:

$$\Phi = R^2, \quad (3)$$

де R – відстань від поточної точки до точки початку кінцевого віражу. Таким чином, керування рухом ЛА формується в два етапи. На першому етапі керування формується за інформацією про поточні кути орієнтації вектора швидкості. На другому – за допомогою методу локального прогнозування.

Запропонований спосіб комбінованого формування керування ЛА при наведенні дозволяє використовувати переваги методів локального прогнозування та обернених задач динаміки: маневр залишається плоским, але похибка виведення ЛА в точку початку кінцевого віражу практично відсутня.

Специфіка алгоритму керування, заснованого

на положеннях методу локального прогнозування, характеризується низкою параметрів, вплив яких на процес виведення ЛА є значним. В результаті дослідження алгоритму формування траєкторних управлінь рухом ЛА подані рекомендації, що стосуються вибору цих параметрів, з метою забезпечення підвищення ефективності алгоритму та поліпшення якості процесу виведення ЛА в заданий кінцевий стан [3]. Дослідження показали можливість впливу на характер траєкторії, час та точність виведення у заданий стан при допустимих похибках.

Аналіз результатів моделювання показує, що основний вплив на час виведення ЛА чинить взаємна орієнтація векторів швидкості об'єкта у початковій та кінцевій точках [3]. Приймалася умова, що помилки за координатами не повинні перевищувати 15 метрів. Допустимі похибки складових вектора швидкості \vec{V} : $\Delta V \leq 10$ м/с, $\Delta \theta \leq 1^\circ$, $\Delta \psi \leq 1^\circ$.

Аналогічні дослідження проводилися для перевірки дієздатності алгоритму формування траєкторних управлінь при плоскому маневрі ЛА. Було опрацьовано методику визначення радіусів віражів з урахуванням динамічних характеристик ЛА [5]. На рис. 4 зображено характерну для алгоритму керування при плоскому маневрі траєкторію виведення у заданий кінцевий стан.

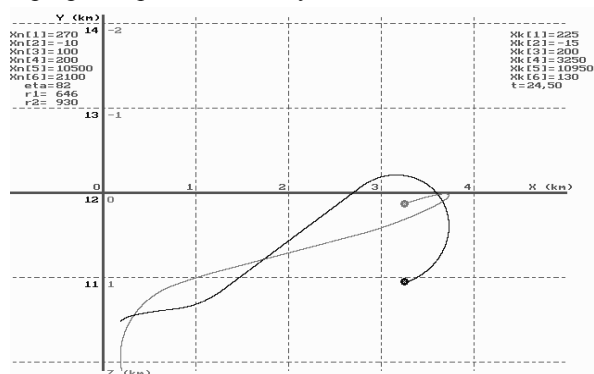


Рис. 4. Типова траєкторія плоского маневру

Висновки та напрямки подальших досліджень

Перевагою методу плоского маневру [5] є те, що він забезпечує високу методичну точність наведення (за всіма фазовими координатами) і дозволяє синтезувати практично оптимальне за швидкодією керування в реальному масштабі часу, при відносно простій процедурі розрахунків.

СПОСОБ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ САМОЛЁТА НА ЭТАПЕ МАНЕВРИРОВАНИЯ

А.О. Климишен, Е.П. Мсаллам

Приведены положения, которые основываются на методе плоского маневра позволяют провести расчеты управления траекторным движением летательного аппарата при выведении его в заданное конечное состояние. Результаты работы могут быть использованы при моделировании разных вариантов применения летательного аппарата и для создания бортовых алгоритмов управления летательного аппарата на этапе маневрирования.

Ключевые слова: траекторное управление, локальное прогнозирование, маневр.

METHOD OF TRAFFIC OF AIRPLANE CONTROL ON THE STAGE OF MANOEUVRING

A.O. Klimishen, K.P. Msallam

Positions which are based on the method of flat manoeuvre allow to conduct the calculations of managements trajectory motion of aircraft at the leadingout of him in the set eventual state are resulted. Job performances can be used for the design of different variants of application of aircraft and for creation of algorithms of sides of management of aircraft on the stage of manoeuvring.

Keywords: trajectory management, local prognostication, manoeuvre.

Дослідження алгоритму керування при плоскому маневрі підтвердили його дієздатність. При цьому формування керування на віражах виробляється за інформацією про поточне значення кута шляху або кута нахилу траєкторії з урахуванням часу виконання віражу, і точність виведення в точку сходу з віражу ніяк не контролюється. Це може призвести до того, що в реальній обстановці, коли діють зовнішні і внутрішні збурення, траєкторія, яка реалізується, може істотно відрізнятись від розрахункової. Для усунення цього явища запропоновано спосіб комбінованого формування керування ЛА при наведенні. При цьому, керування на віражах здійснюється за методом плоского маневру, а на відрізку прямої, який з'єднує точки сполучення віражів, – за методом локального прогнозування.

Результати роботи можуть бути використані:

- при моделюванні різних варіантів застосування ЛА;
- для створення бортових алгоритмів керування ЛА на етапі маневрування.

Список літератури

1. Гришутин В.Г. Локальное прогнозирование динамических систем в задачах управления // Адаптивные САУ. – К., 1982. – Вып. 10. – С. 31-35.
2. Десятьев А.Г. К задаче синтеза локально-оптимального управления // Устойчивость и управление. – Казань: КАИ, 1990. – С. 73-77.
3. Суханов А.Ю., Климишен А.О. Прямой метод в задаче терминального управления маневренного объекта // Вестник ХГПУ. – Х.: ХГПУ, 1998. – Вып. 15. – С. 115-118.
4. Сергеев Ф.Л. Алгоритм выбора допустимых маневров самолета, выполняемых по типу косої полупетли. – М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского. – 1982. – С. 113-119.
5. Белов А.И., Климишен А.О. Использование опорных фазовых траекторий в задачах управления // Вестник ХГПУ. – Х.: ХГПУ, 1999. – Вып. 57. – С. 91-94.
6. Галиуллин А.С. Методы решения обратных задач динамики. – М.: Наука, 1986. – 224 с.
7. Крутько П.Д. Обратные задачи динамики управляемых систем: Линейные модели. – М.: Наука, 1988. – 328 с.
8. Тараненко В.Т., Момджи В.Г. Прямой вариационный метод в задачах динамики. – М.: Машиностроение, 1986. – 128 с.

Надійшла до редколегії 5.05.2008

Рецензент: д-р техн. наук, старший науковий співробітник Г.В. Худов, Харківський університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків.