

УДК 629.07.5

О.В. Лісовець, О.Л. Бурсала, С.А. Калкаманов, І.М. Ключников

Харківський університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків

ВИЗНАЧЕННЯ МАНЕВРУ ПО ВИХОДУ В АТАКУ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА НА НАЗЕМНУ ЦІЛЬ В ГОРИЗОНТАЛЬНІЙ ПЛОЩИНІ

Запропонований спосіб вирішення задачі виходу літального апарата у точку початку атаки на наземну ціль у горизонтальній площині.

бойове маневрування літака, наземна ціль, маневр

Вступ

При бойових діях по наземних цілях важливим етапом польоту літального апарата (ЛА) є етап самонаведення. Цей етап починається з моменту виявлення цілі бортовими засобами і закінчується моментом застосування зброї. Він включає такі дії: виявлення цілі; маневрування у початкове положення для атаки; розпізнавання цілі; прицілювання і застосування засобів ураження (ЗУ). Від ефективності етапу самонаведення у значній мірі залежить ефективність ударного авіаційного комплексу даного типу ЛА. У той же час він напружений, особливо для екіпажів сучасних літаків. Для них наявний час часто є співмірним з потрібним для атаки. Складність виконання етапу самонаведення та дефіцит часу в умовах психологічного напруження від застосування ЗУ та від дії засобів протиповітряної оборони (ППО) противника приводить до того, що атака оперативної цілі, а тим більше з ходу, стає проблематичною. Це підтверджується як результатами бойових навчань на незнайомих полігонах, так і бойовими діями авіації в локальних війнах [1, 2]. У той же час атака з ходу потрібна, оскільки вона є найбільш ефективною при дії по цілях, прикритих засобами ППО. Для успішного виконання етапу самонаведення ЛА на наземні цілі потрібно збільшувати наявний час на атаку та зменшувати потрібний.

Постановка задачі та аналіз літератури. Одним з шляхів зменшення потрібного часу є застосування оптимального за швидкістю маневру по виходу в точку початку атаки. Маневр можна здійснити, якщо відомий закон керування ЛА. Для визначення закону керування потрібні алгоритми та обчислювальна машина на борту ЛА. У цьому випадку оптимальне керування може бути визначене для конкретної ситуації у реальному масштабі часу.

Постановка крайових варіаційних задач з визначення оптимального керування при виході на ціль та розробка методів їх розв'язання неодноразово проводилися, починаючи з 50-х років минулого століття [3, 4]. У наукових цілях ці задачі розв'язувалися за допомогою ЕОМ на землі. При цьому було виявлено, що існуючі та запропоновані

рішення потребують значного машинного часу й обсягу пам'яті та, окрім того, є нестабільними. Подальше дослідження показало, що ці задачі часто бувають з багатьма екстремумами [5]. Тому методи розв'язання, побудовані тільки на необхідних умовах екстремуму функціонала, не можуть бути рекомендовані для їх реалізації на борту ЛА. Потрібні методи розв'язання, які забезпечували б пошук глобального екстремуму.

Такий стан з визначенням закону оптимального керування ЛА та обмежені можливості бортових ЕОМ того часу привели до того, що бортовий алгоритм у 60-х роках минулого століття був створений для розрахунку простих, але недостатньо ефективних маневрів [2]. Реалізований алгоритм дозволяв розраховувати маневри в горизонтальній площині для штильових умов. Вони склались з поодинокості або суцільності двох ділянок траєкторії: ділянка руху по кривій лінії та ділянки руху по ортодромічній прямій лінії у напрямку на ціль. Політ по кривій лінії виконувався з постійним кутом крену. Постійною витримувалася і швидкість ЛА на протязі всього маневру. Кут крену за умовою реалізації його для широкого діапазону швидкостей і висот польоту вибирався як мінімальний із максимально дозволених.

Максимальне перевантаження призначалося однаковим для широкого діапазону швидкостей і висот польоту літака. З метою його реалізації в усьому діапазоні воно вибиралося мінімальним з максимально можливих. Через це у багатьох бойових польотах максимальне можливе перевантаження ЛА повністю не використовувалося.

Мале значення кута крену потребувало початок виконання маневру, а значить, і виявлення цілей, проводити на досить великій відстані від них. Тому атака, як правило, проводилася по раніше розвіданих, тобто запрограмованих, цілях.

Якщо дальність була замалою, то атака зривалась, виконувався повторний захід. А якщо дальність була велика і політ проходив у штиль, то ЛА вимушений був значний час летіти по ортодромічній прямій.

Політ по прямій забезпечував сприятливі умови для дії усіх засобів ППО. Для того, щоб зменшити втрати літаків в районі дії ППО, доцільно вихід у точку початку атаки виконувати по кривій лінії мінімального розвороту. Рух по такій кривій, окрім зменшення ефективності дії ППО, розширює можливість виконання атаки ЛА при малих дальностях виявлення цілей. Політ по кривій мінімального радіуса розвороту повинен виконуватися з максимальним кутом крену за рахунок створення максимального нормального перевантаження, яке залежить від швидкості та висоти польоту ЛА.

При наявності вітру маневр потребував безперервної корекції траєкторії. При цьому імовірність виходу ЛА в атаку зменшувалася.

Таким чином, бортовий алгоритм 60-х років розраховував маневри, які:

а) навіть для постійної швидкості ЛА не забезпечували у більшості випадків оптимальності траєкторії;

б) могли застосовуватися в основному по розвіданих цілях;

в) не були спрямовані на зменшення ефективності дії засобів ППО противника.

Для підвищення ефективності бойового застосування ЛА при дії по наземних цілях доцільно розробити новий бортовий алгоритм, який надасть можливість розраховувати оптимальний маневр по виходу ЛА у точку початку атаки в горизонтальній площині як у штиль, так і при наявності вітру з будь-якого положення цілі з можливістю вибору екіпажем кінцевої ділянки траєкторії – прямої або кривої та типу маневру (без прольоту або з прольотом цілі).

При цьому однією з часткових задач бортового алгоритму повинно бути визначення максимально можливого нормального перевантаження. При розв'язанні задачі вибору оптимального маневру алгоритм повинен задавати помірні вимоги до машинного часу та обсягу пам'яті бортових ЕОМ.

Мета статті. Розглядається постановка задачі визначення маневру по виходу в атаку ЛА на наземну ціль у горизонтальній площині з урахуванням впливу вітру.

Результати досліджень

Конкретизуємо умови задачі та розглянемо можливі способи її рішення. Нехай на висоті H екіпаж виявив ціль і прагне перевести ЛА в точку виходу в атаку в горизонтальній площині за мінімальний час. Положення цілі відносно ЛА будемо визначати у прямокутній правій системі координат $Ox_k y_k z_k$ з початком її у центрі мас ЛА (т. O) та віссю Ox_k , направленою вздовж вектора швидкості ЛА, віссю Oy_k , направленою вгору перпендикулярно горизонтальній площині.

Для моменту початку маневру ($t = t_0$) прийемо координати цілі: $x_{ц0}, z_{ц0}, y_{ц0} = -H$. Координати точки кінця маневру (початку атаки) відносно наземної цілі задаються тільки по осі Oy_k :

$$y_{ат} = -H.$$

Координати $x_{ат}$ і $z_{ат}$ належать точкам кола можливої атаки радіусом l з центром, який при атаці у штиль збігається з ціллю, а при атаці з наявністю вітру – зміщеним відносно цілі на лінійну величину \bar{L}_u , як показано на рис. 1.

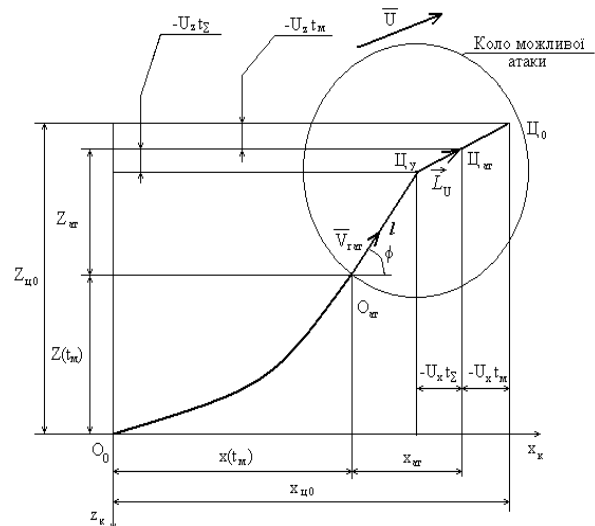


Рис. 1. Коло можливих атак при наявності вітру

Значення \bar{L}_u визначається з виразу:

$$\bar{L}_u = -\bar{U} t_\Sigma,$$

де \bar{U} – вектор швидкості вітру; $t_\Sigma = t_{3У} + t_{ЛА}$ – сумарний час, який складається з часу самостійного польоту ЗУ до цілі ($t_{3У}$) та польоту ЛА в процесі опізнання цілі, прицілювання та застосування ЗУ ($t_{ЛА}$).

Математично належність координат $x_{ат}$ і $z_{ат}$ колу радіусом l можна записати у вигляді системи рівнянь:

$$\begin{cases} x_{ат} - U_x t_\Sigma = l \cos \varphi; \\ z_{ат} - U_z t_\Sigma = l \sin \varphi, \end{cases} \quad (1)$$

де U_x, U_z – проекції вектора швидкості вітру \bar{U} на вісі Ox_k і Oz_k відповідно; $l = A_0 + \Delta l$; A_0 – горизонтальна проекція переміщення ЗУ в штиль після відділення від ЛА; Δl – горизонтальна проекція переміщення ЛА в процесі опізнання, прицілювання та застосування ЗУ; φ – кут у горизонтальній площині між віссю Ox_k і лінією l .

Вибір значення Δl – неоднозначний. Його велике значення підвищує час дії засобів ППО на ЛА, а мале може бути недостатнім для опізнання, прицілювання та застосування зброї.

Зменшення значення Δl можливе, зокрема, за рахунок зменшення часу на прицілювання. Для цьо-

го необхідно, щоб у точці початку атаки вектор швидкості займав певне положення для прицілювання, що визначається виразом:

$$\varphi_v = \varphi + \psi,$$

де φ_v – кут у горизонтальній площині між віссю Ox_k і вектором швидкості ЛА; ψ – кут у горизонтальній площині між вектором швидкості та лінією l .

У подальшому будемо вважати, що $\psi = 0$, тоді $\varphi_v = \varphi$.

У загальному вигляді переміщення ЛА з точки O_0 у точку $O_{ат}$ можна записати у такому вигляді:

$$\begin{cases} x_{ат} = x_{ц0} - x(t_M) - U_x t_M; \\ z_{ат} = z_{ц0} - z(t_M) - U_z t_M, \end{cases} \quad (2)$$

а кутове положення його вектора швидкості:

$$\varphi_v = \varphi, \quad (3)$$

де t_M – час маневру ЛА.

З урахуванням (1) рівняння (2) можна записати у такому вигляді:

$$\begin{cases} l \cos \varphi + U_x t_\Sigma = x_{ц0} - x(t_M) - U_x t_M; \\ l \sin \varphi + U_z t_\Sigma = z_{ц0} - z(t_M) - U_z t_M, \end{cases}$$

звідки

$$\begin{cases} x(t_M) = x_{ц0} - U_x \cdot (t_M + t_\Sigma) - l \cos \varphi; \\ z(t_M) = z_{ц0} - U_z \cdot (t_M + t_\Sigma) - l \sin \varphi. \end{cases} \quad (4)$$

Значення координат $x(t_M)$ і $z(t_M)$, а також кута φ можуть бути знайдені шляхом інтегрування диференціальних рівнянь руху ЛА для нульових значень координат x та z та кута повороту φ . Для цього використаємо систему рівнянь руху ЛА у перевантаженнях, яка для маневру у горизонтальній площині має такий вигляд [3]:

$$\begin{aligned} \dot{V} &= g n_x; \\ \dot{\varphi} &= \frac{g \operatorname{tg} \gamma}{V}; \\ \dot{x} &= V \cos \varphi; \\ \dot{z} &= -V \sin \varphi; \\ \gamma &= \arctg \sqrt{n_y^2 - 1}, \end{aligned} \quad (5)$$

де V – швидкість польоту ЛА; g – прискорення земного тяжіння; n_x , n_y – відповідно поздовжнє та нормальне перевантаження; γ – кут крену.

Для інтегрування системи рівнянь (5) необхідно задати одне з дозволених керувань: програмне у вигляді

$$\{n_x(t), \gamma(t)[n_y(t)]\}$$

або координатне

$$\{n_x(X, t), \gamma(X, t)[n_y(X, t)]\},$$

де $X = X[V, \varphi, x, z, y = -H]$.

Для задачі, що розв'язується, краще визначити координатний закон керування. Він має можливість забезпечити розв'язання задачі не для однієї сукуп-

ності початкових умов – $x_{ц0}, z_{ц0}, y_{ц0}, V, \varphi_0$, а для множини.

Окрім того, цей закон дозволяє досить просто врахувати і межі дозволеного керування як функції швидкості V та висоти H .

При виборі координатного закону керування постановка задачі оптимального керування може бути сформульована у такому вигляді: вибір оптимального закону керування означає пошук серед усіх дозволених законів координатного керування, які переводять точку з координатами $x_{ц0}, z_{ц0}, \varphi = 0$ у положення $x_{ат}, z_{ат}, \varphi$, таких, для яких функціонал

$$I = \int_{t_0}^{t_M} dt \quad \text{на рішенні системи рівнянь (5) набуває}$$

найменшого значення з виконанням умов (3), (4).

Висновки

Підвищення ефективності бойового застосування ЛА при дії по наземних цілях вимагає розробки нового бортового алгоритму, який надасть можливість розраховувати оптимальний маневр по виходу ЛА у точку початку атаки в горизонтальній площині з реалізацією максимально можливого нормального перевантаження.

Запропонований у даній статті алгоритм, на відміну від існуючих, дозволяє більш повно використовувати технічні можливості бортових систем, скоротити час перебування ЛА у зоні дії засобів ППО противника.

У подальшому в наступних статтях буде більш детально викладено описаний у даній роботі алгоритм визначення маневру по виходу в атаку літального апарата на наземну ціль у горизонтальній площині.

Список літератури

1. Балахонцев Н., Медін А. Развитие форм и способов ведения военных действий в начале XXI века // Зарубежное военное обозрение. – 2003. – № 4. – С. 25-28.
2. Горелин И.С., Коврижкин О.Г., Королев В.В. Авиационные прицельно-навигационные системы. – К.: КИ ВВС, 1998. – 475 с.
3. Динамика полета летательных аппаратов. Траектории движения и летные характеристики / Под ред. А.М. Тарасенкова. – М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1966. – 328 с.
4. Расчет и анализ движения летательных аппаратов. Инженерный справочник. М.: Машиностроение, 1971. – 422 с.
5. Лисовец А.В. Разработка и исследование прицельных систем ближнего маневренного воздушного боя. – К.: КВИАВУ, 1978. – 186 с.

Надійшла до редколегії 6.10.2006

Рецензент: д-р техн. наук, ст.наук.співр. О.Б. Леонтьев, Харківський університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків.