

УДК 629.07.5

О.Л. Бурсала, А.П. Корнієнко, О.В. Лісовець, В.М. Пташнік

Харківський університет Повітряних Сил ім. І.Кожедуба, Харків

БОРТОВИЙ АЛГОРИТМ РОЗРАХУНКУ МАНЕВРУ ПО ВИХОДУ В АТАКУ НА НАЗЕМНУ ЦІЛЬ У ГОРИЗОНТАЛЬНІЙ ПЛОЩИНІ

Запропонований алгоритм вирішення задачі виходу літального апарата у точку початку атаки на наземну ціль у горизонтальній площині з узгодженням типу маневру з вимогами членів екіпажу. Алгоритм побудований на прямому методі рішення задачі оптимізації по часу руху літака. Прямі та криві ділянках траєкторії вибираються як локально-оптимальні. Задача оптимізації при постійній швидкості руху літака зводиться до задачі оптимізації по мінімуму довжини траєкторії. Пряма лінія та крива з мінімальним радіусом забезпечують мінімальні довжини траєкторій між двома точками та при повороті на визначений кут відповідно. В алгоритмі передбачена можливість побудови маневру з кількістю ділянок траєкторії до п'яти. Перевантаження літака для розрахунку вважається постійним і рівним деякому еквівалентному, яке враховує як його максимально дозволене значення, так і можливість його реалізації за обмеженої час. Пошук оптимальних параметрів проводиться ітераційним методом.

бойове маневрування літака, наземна ціль, маневр, алгоритм

Вступ

Постановка задачі. У роботі [1] показана необхідність розробки бортового алгоритму розрахунку ближнього наведення літального апарата (ЛА) при атаці наземної цілі та вимоги до нього.

Мета статті. У даній статті пропонуються формульні залежності та блок-схема алгоритму по виходу в атаку на наземну ціль у горизонтальній площині.

Результати досліджень

Алгоритм, що пропонується, побудований на прямому методі рішення задачі оптимізації по часу руху ЛА. Для цього прогнозовані координати x , z та φ представляються у вигляді суми апроксимуючих виразів (залежностей), які відображають рух ЛА з постійною швидкістю на прямих та кривих ділянках траєкторії.

Ці ділянки вибираються у визначеному нижче розумінні як локально-оптимальні. Такими вони є тому, що задача оптимізації при постійній швидкості руху ЛА зводиться до задачі оптимізації по мінімуму довжини траєкторії. А пряма лінія та крива з мінімальним радіусом саме й забезпечують мінімальні довжини траєкторій між двома точками та при повороті на визначений кут відповідно.

В алгоритмі передбачена можливість побудови маневру з кількістю ділянок траєкторії до п'яти. В подальшому вони позначені так: криві №№ 1, 3, 5; прямі №№ 2, 4. Порядкові номери тут рахуються від точки початку атаки $O_{ат}$, як показано на рис. 1.

На кожній з ділянок траєкторії перевантаження для розрахунку вважається постійним і рівним де-

якому еквівалентному, яке враховує як його максимально дозволене значення, так і можливість його реалізації за обмеженої час. Завдяки постійним швидкості польоту (V) та еквівалентному перевантаженню ($n_{y_{екв}}$), рівняння для x та z можливо записати у такому вигляді (див. рис. 1, г):

$$\begin{cases} x_{ц3} - l \cos \varphi_1 - r_1 \sin \varphi_1 - \\ - U_{x3}(t_{\Sigma} + t_1 + t_{пр2}) - V t_{пр2} = 0; \\ z_{ц3} + l \sin \varphi_1 + r_1 (1 - \cos \varphi_1) - \\ - U_{z3}(t_{\Sigma} + t_1 + t_{пр2}) = 0, \end{cases} \quad (1)$$

де $x_{ц3}$, $z_{ц3}$ – координати цілі в кінці третьої ділянки траєкторії для системи координат $O_3X_kY_kZ_k$; l – сума горизонтальних проекцій руху ЛА під час атаки (Δl) та засобу ураження (ЗУ) до цілі (A_0); t_{Σ} – сума часу руху ЛА в процесі атаки та ЗУ до цілі; t_1 , $t_{пр2}$ – час руху ЛА на 1-ій та 2-ій ділянках траєкторії; U_{x3} і U_{z3} – проекції швидкості вітру відповідно на вісі O_3X_k і O_3Z_k ;

$$\begin{cases} x_{ц3} = x_{ц0} \cos(\varphi_3 + \varphi_5) - (z_{ц0} + z_5) \sin(\varphi_3 + \varphi_5) - \\ - V t_{пр4} \cos \varphi_3 - (z_3 - z_5) \sin \varphi_3 - \\ - U_{x3}(t_3 + t_{пр4} + t_5); \\ z_{ц3} = z_{ц0} \sin(\varphi_3 + \varphi_5) + (x_{ц0} + x_5) \cos(\varphi_3 + \varphi_5) - \\ - V t_{пр4} \sin \varphi_3 + (x_3 - x_5) \cos \varphi_3 - r_3 - \\ - U_{z3}(t_3 + t_{пр4} + t_5); \end{cases} \quad (2)$$

$$\begin{cases} U_{x3} = U_{x0} \cos(\varphi_3 + \varphi_5) - U_{z0} \sin(\varphi_3 + \varphi_5); \\ U_{z3} = U_{x0} \sin(\varphi_3 + \varphi_5) + U_{z0} \cos(\varphi_3 + \varphi_5). \end{cases} \quad (3)$$

Тут $x_{ц0}$ і $z_{ц0}$ – координати цілі в момент початку маневру, визначені в системі координат $O_0X_kY_kZ_k$; t_3 , $t_{пр4}$, t_5 – час руху ЛА відповідно на ділянках маневру 3, 4, 5.

$$\left\{ \begin{aligned}
 t_i &= \frac{1}{57,296} \left| \frac{\varphi^0}{\omega_i} \right|, \quad i = 1, 3, 5; \quad r_i = \pm \left| \frac{V}{\omega_i} \right|; \\
 \omega_i &= \frac{g \operatorname{tg} |\gamma|_i}{V} \operatorname{sgn} |r_i|; \quad |\gamma|_i = \min \begin{cases} \operatorname{arctg} \sqrt{n_{\text{екв}}^2(k) - 1}; \\ \gamma_{\text{обмеж}}, \end{cases} \\
 n_{\text{екв}(k>1)i} &= \begin{cases} n_{\text{урозр}i} - \frac{(n_{\text{урозр}i} - 1)^2}{\dot{n}_{y_i} t_i}, & \text{якщо } t_i > \frac{2(n_{\text{урозр}} - 1)}{\dot{n}_y}; \\ 1 + \frac{\dot{n}_y t_i}{4}, & \text{якщо } t_i \leq \frac{2(n_{\text{урозр}} - 1)}{\dot{n}_y}, \end{cases} \\
 n_{\text{екв}(k=1)i} &= n_{\text{удозв}}; \quad n_{\text{урозр}i} = \sqrt{\operatorname{tg}^2 |\gamma|_i + 1},
 \end{aligned} \right. \quad (4)$$

де k – номер ітерації; $|\gamma|_{\text{обмеж}}$ – максимально дозволений кут крену; \dot{n}_y – максимально дозволений темп зростання (зменшення) нормального перевантаження; $n_{y \text{ дозв}}$ – максимально дозволена значення нормального перевантаження:

$$n_{y \text{ дозв}} = \min \begin{cases} n_y(C_y); \\ n_{y \text{ міцн}}; \\ n_y(n_x = 0), \end{cases}$$

де $n_y(C_y)$, $n_{y \text{ міцн}}$ і $n_y(n_x = 0)$ – максимальні значення нормального перевантаження, обмежені відповідно максимально дозволеним коефіцієнтом підйомної сили C_y , міцністю конструкції ЛА і забезпеченням нульового значення поздовжнього перевантаження (n_x).

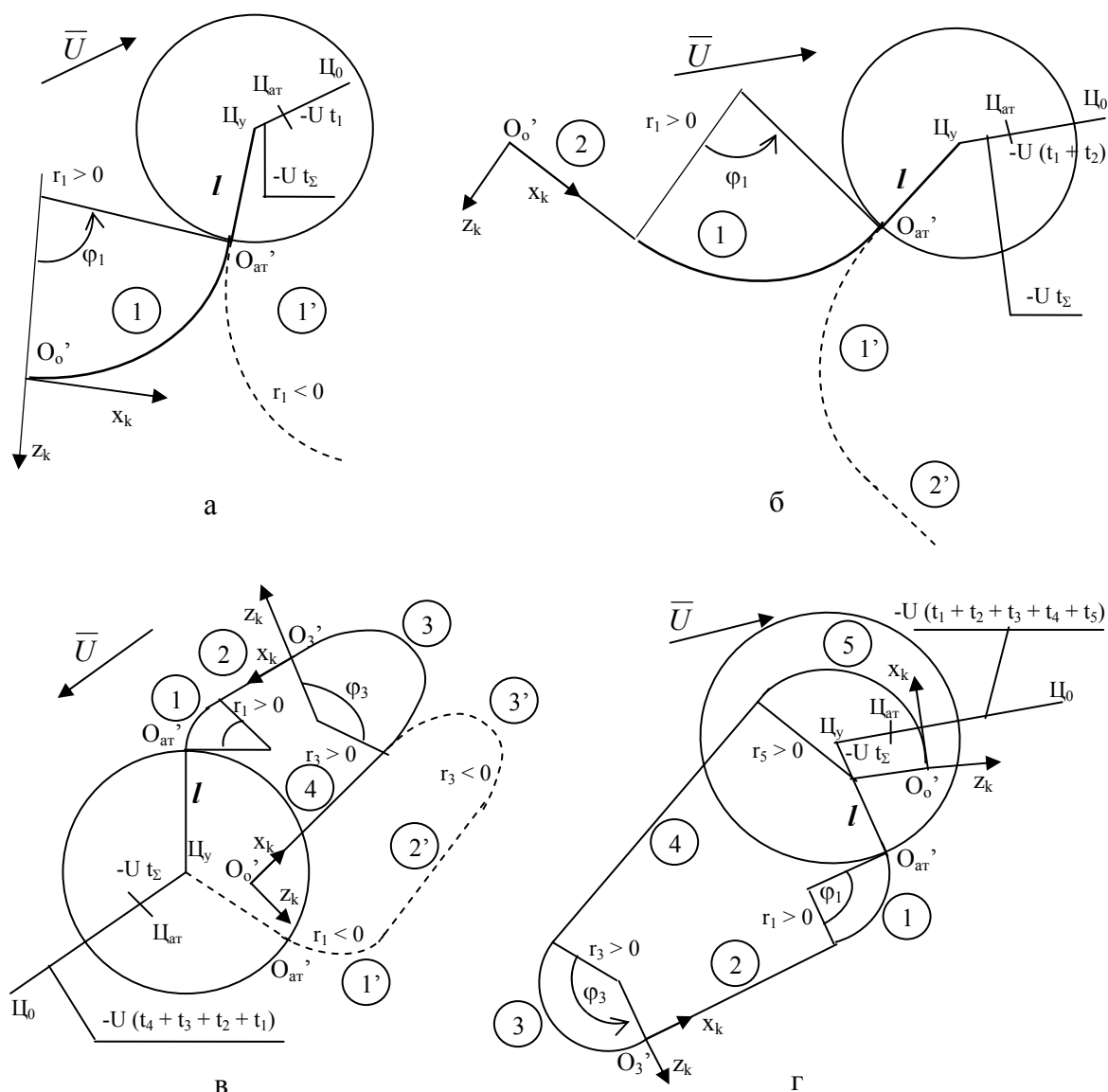


Рис. 1. Деякі горизонтальні маневри по виходу ЛА в атаку

Розрахунок системи рівнянь (1) – (4) проводиться згідно з блок-схемою алгоритму, яка пред- ставлена на рис. 2.

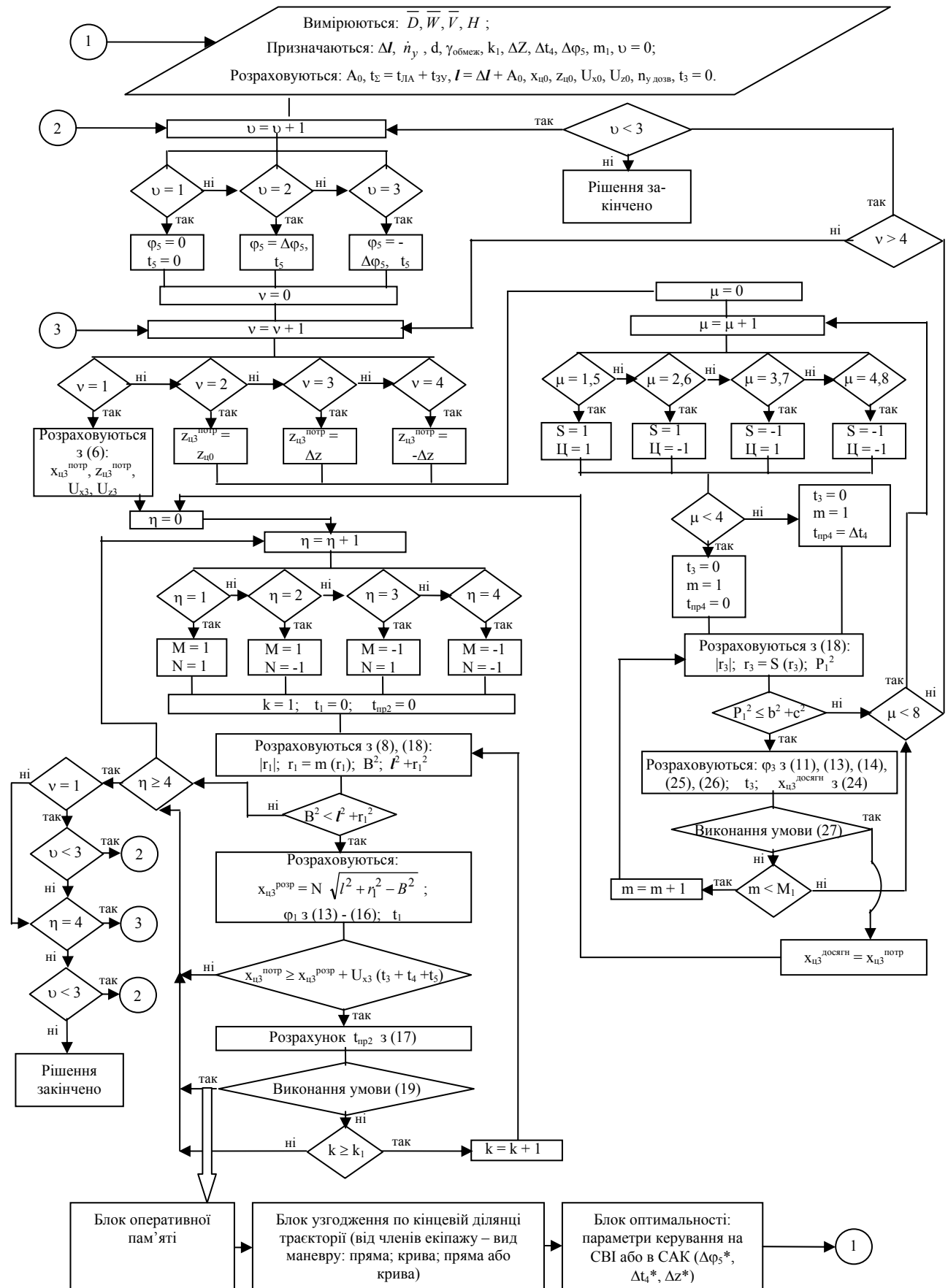


Рис. 2. Блок-схема алгоритму розрахунку маневру атаки

Алгоритм побудований так, що пошук оптимальних параметрів – φ_1^* , $t_{пр2}^*$, φ_3^* , $t_{пр4}^*$, та φ_5^* проводиться серед так званих дозволених параметрів. Дозволені параметри – це параметри, які для конкретних умов стану ЛА – $x_{ц0}$, $z_{ц0}$, V , U_{x0} , U_{z0} , n_y , $\gamma_{обмеж}$ і визначених γ_i та $r_i = \pm|r_i|$ ($i = 1, 2, 3$) задовольняють рішення системи рівнянь (1) – (4).

Розрахунок цієї системи в алгоритмі проводиться або тільки на системі рівнянь (1, 3, 4), або на сукупності системи рівнянь (2, 3, 4) і (1, 3, 4).

Рішення тільки на системі рівнянь (1, 3, 4) (на рис. 2 цьому відповідає ситуація $v = 1$) зводиться до пошуку значень параметрів $\varphi_1(r)$ та $t_{пр2}(r)$, ($r = 1 \dots 4$), які б задовольнили цю систему при таких початкових умовах:

$$\begin{cases} x_{ц3} = x_{ц3}^{потр} = x_{ц0} \cos \varphi_5 - (z_{ц0} + z_5) \sin \varphi_5 - U_{x3} t_5; \\ z_{ц3} = z_{ц3}^{потр} = z_{ц0} \sin \varphi_5 + (z_{ц0} + z_5) \cos \varphi_5 - U_{z3} t_5; \\ U_{x3} = U_{x0} \cos \varphi_5 - U_{z0} \sin \varphi_5; \\ U_{z3} = U_{x0} \sin \varphi_5 + U_{z0} \cos \varphi_5, \end{cases}$$

де φ_5 – одне із значень: $\varphi_5 = |0, \Delta\varphi_5, -\Delta\varphi_5|^T$;

$$t_5 = \left| \frac{\varphi_5}{\omega_5} \right|.$$

Рішення тільки системи рівнянь (1, 3, 4) відповідає пошуку маневру, який складається не більше ніж з трьох ділянок траєкторії.

Пошук рішення для сукупності рівнянь (2, 3, 4) і (1, 3, 4), як показано на рис. 2, ситуація $v > 1$, здійснюється на початку тільки на системі (2, 3, 4), а потім по її вихідних даних і на системі (1, 3, 4).

Пошук рішення системи рівнянь (2, 3, 4) зводиться до знаходження значень параметрів – $\varphi_3(m)$, $x_{ц3}(m)$, $U_{x3}(m)$, $U_{z3}(m)$, $m = 1 \dots 8$, які задовольняють цій системі та комбінації з фіксованих значень таких вхідних даних:

$$\begin{aligned} z_{ц3} &= |z_{ц0}, \Delta z_{ц3}, -\Delta z_{ц3}|^T; \\ t_{пр4} &= |0, \Delta t_4|^T; \\ \varphi_5 &= |0, \Delta\varphi_5, -\Delta\varphi_5|^T. \end{aligned}$$

Одержані з рішення системи (2, 3, 4) значення параметрів $x_{ц3}^{досягн}(m)$, $U_{x3}(m)$, $U_{z3}(m)$ та призначений параметр $z_{ц3}$ є вхідними даними для системи (1, 3, 4). Для цієї системи $x_{ц3}^{досягн}$ і $z_{ц3}$ позначені як $x_{ц3}^{потр}$ і $z_{ц3}^{потр}$.

Пошук параметрів на будь-якій із цих систем рівнянь проводиться ітераційним методом. При цьому для системи рівнянь (1, 3, 4) параметри $\varphi_1(r)$, $t_{пр2}(r)$ ($r = 1, 2, 3, 4$) повинні знаходитися з таких залежностей:

$$B^2 \leq l^2 + r_1^2;$$

$$\begin{aligned} B &= z_{ц3}^{потр} - r_1 - U_{z3} T_a; \\ x_{ц3}^{потр} &\geq x_{ц3}^{розр} + U_{x3}(t_\Sigma + t_1); \\ x_{ц3}^{розр} &= N \sqrt{l^2 + r_1^2 - B^2}; \quad N = \{+1, -1\}^T; \\ T_a &= t_\Sigma + t_1 + t_{пр2}; \quad t_1 = \frac{1}{57,296} \left| \frac{\varphi_1^0}{\omega_1} \right|; \\ \varphi_1 &= \begin{cases} \varphi, & \text{якщо } r_1 > 0, \\ \varphi - 360, & \text{якщо } r_1 < 0; \end{cases} \end{aligned} \quad (5)$$

$$\varphi = \begin{cases} \arcsin \varphi, & \text{якщо } \sin \varphi > 0 \text{ і } \cos \varphi > 0; \\ 180^0 - \arcsin \varphi, & \text{якщо } \cos \varphi < 0; \\ 360^0 - \arcsin \varphi, & \text{якщо } \sin \varphi < 0 \text{ і } \cos \varphi > 0; \end{cases} \quad (6)$$

$$\begin{aligned} \sin \varphi &= \frac{-Bl + r_1 x_{ц3}^{розр}}{l^2 + r_1^2}; \quad \cos \varphi = \frac{Br_1 + l x_{ц3}^{розр}}{l^2 + r_1^2}; \\ t_{пр2} &= \frac{x_{ц3}^{потр} - x_{ц3}^{розр} - U_{x3}(t_\Sigma + t_1)}{V + U_{x3}}; \end{aligned} \quad (7)$$

$$r_1 = M \left| \frac{V}{\omega_1} \right|; \quad M = \{+1, -1\}^T. \quad (8)$$

Ітерації для кожного φ_{1r} ($r = 1, 2, 3, 4$) закінчуються по виконанню однієї з умов:

$$d^2 \leq D^2 \quad \text{або} \quad k > k_1, \quad (9)$$

де $d^2 = [\Delta B_{(k)}]^2 + [\Delta U_{x3}(t_\Sigma + t_1)]_{(k)}^2$;

$$\Delta B_{(k)} = B_{(k)} - B_{(k-1)};$$

$$[\Delta U_{x3}(t_\Sigma + t_1)]_{(k)} = [U_{x3}(t_\Sigma + t_1)]_{(k)} - [U_{x3}(t_\Sigma + t_1)]_{(k-1)};$$

d – різниця розрахунків на (k) і $(k - 1)$ ітераціях. Вона повинна бути співрозмірна з похибкою виміру дальності до цілі; k_1 – максимально дозволена кількість ітерацій.

Для системи рівнянь (2, 3, 4) ітераційний пошук параметрів $\varphi_3(m)$, $t_3(m)$ та $x_{ц3}(m)^{досягн}$ ($m = 1 \dots 8$) проводиться з таких залежностей:

$$P_1^2 \leq b^2 + c^2;$$

$$P_1 = z_{ц3}^{потр} + r_3;$$

$$r_3 = s |r_3|;$$

$$s = |+1, -1|^T;$$

$$b = x_{ц0} \cos \varphi_5 - (z_{ц0} + z_3) \sin \varphi_5 - V t_{пр4} + (U_{x0} \cos \varphi_5 + U_{z0} \sin \varphi_5) (t_3 + t_{пр4} + t_5);$$

$$c = (z_{ц0} + r_3) \cos \varphi_5 + x_{ц0} \sin \varphi_5 + (r_3 - r_5) + (U_{x0} \sin \varphi_5 - U_{z0} \cos \varphi_5) (t_3 + t_{пр4} + t_5);$$

$$r_5 = |r_5| \operatorname{sgn} \varphi_5.$$

При цьому

$$x_{ц3}^{досягн} = \Pi \sqrt{b^2 + c^2 - P_1^2};$$

$$\Pi = |+1, -1|^T.$$

Значення r_3 і t_3 розраховуються за формулами (7, 8), але з заміною параметра « m » на « φ », номеру

ітерації «к» на «т» та підстрокового значення «1» на «3».

Кути φ_3 визначаються по формулах (5) і (6) при таких значеннях $\sin\varphi$ і $\cos\varphi$:

$$\sin\varphi = \frac{P_1 b + c x_{ц3}^{досягн}}{b^2 + c^2};$$

$$\cos\varphi = \frac{P_1 c + b x_{ц3}^{досягн}}{b^2 + c^2}.$$

При цьому ітерації для кожного φ_{3m} ($m = 1 \dots 8$) закінчуються при виконанні однієї з умов, подібних до умов (9):

$$d_1^2 \leq \Delta D^2 \quad \text{або} \quad m > m_1,$$

де

$$d_1^2 = \Delta \left\{ P_1^2 + [U_{x3}(t_3 + t_{пр4})]^2 \right\}_{(m)} =$$

$$= \left\{ P_1^2 + [U_{x3}(t_3 + t_{пр4})]^2 \right\}_{(m)} -$$

$$- \left\{ P_1^2 + [U_{x3}(t_3 + t_{пр4})]^2 \right\}_{(m-1)};$$

m – номер ітерації; m_1 – максимально дозволена кількість ітерацій.

В алгоритмі передбачено узгодження типу маневру з вимогами членів екіпажу ЛА. Для цього в бортовий алгоритм додано блок узгодження, у якому проводиться аналіз вимог членів екіпажу та, при необхідності, селекція розрахованих маневрів. Селекція по типу кінцевої ділянки траєкторії проводиться по параметру φ_1 . Якщо $\varphi_1 = 0$, то кінцева ділянка – пряма, а при $|\varphi_1| > 0$ – крива лінія. Значно складніше проводиться селекція маневрів, які передбачають проліт мимо цілі чи ні. Складність полягає вже у визначенні поняття прольоту мимо цілі. Справа в тому, що на самонаведенні всі маневри ЛА проводяться поблизу цілі, тобто рух здійснюється мимо цілі. В алгоритмі момент прольоту мимо цілі розуміється як знаходження цілі на траверзі ЛА при його русі в тил ворога.

Для визначення такого прольоту мимо цілі введемо праву прямокутну систему координат $O_0X_gY_gZ_g$ з орієнтацією горизонтальної вісі OX_g перпендикулярно лінії фронту з напрямком у бік тилу ворога. Тоді ознакою «прольоту мимо цілі» може бути зміна знаків по координаті X_g . Зміна знаків може відбутися чи ні на кожній із точок маневру. Тож перевірку події «П» – прольоту мимо цілі треба загалом проводити на кожній з точок траєкторії.

З метою зменшення обсягу такої перевірки в алгоритмі прийнята гіпотеза, що на кожній з ділянок розрахованих маневрів можливість події «П» виникає не більше одного разу. При такому підході перевірку слід проводити тільки після кожної ділянки розрахованих маневрів. Ознакою події «П» є рівність її одиниці, «П» визначається за такою формулою:

$$П = \begin{cases} 1, \text{ якщо } \frac{x_g(n)}{x_g(n-1)} < 0 \text{ при } x_g(n-1) \neq 0; \\ 1, \text{ якщо } \left| \frac{x_g(n)}{x_g(n-1)} \right| > 0 \text{ при } x_g(n-1) = 0; \\ 0, \text{ якщо } \frac{x_g(n)}{x_g(n-1)} > 0 \text{ при } x_g(n-1) \neq 0; \end{cases} \quad (10)$$

де $x_g = x_{g\varphi} \cos \Delta k - z_{g\varphi} \sin \Delta k$; Δk – кут повороту системи координат $O_0X_gY_gZ_g$ відносно $O_0X_kY_kZ_k$;

$$x_{g\varphi} = x_{ц0} + r_5 \sin \varphi_5 + V t_{пр4} \cos \varphi_5 + r_3 \sin (\varphi_3 + \varphi_5) - r_3 \sin \varphi_5 + V t_{пр2} \cos (\varphi_3 + \varphi_5);$$

$$z_{g\varphi} = z_{ц0} + r_5 (1 - \cos \varphi_5) - V t_{пр4} \sin \varphi_5 + r_3 \cos (\varphi_3 + \varphi_5) + \varphi_5 - r_3 \cos \varphi_5 + V t_{пр2} \sin (\varphi_3 + \varphi_5).$$

$x_{g(n)}$ ($n = 1, 2, 3, 4, 5$) для формули (10) отримується при підстановці параметрів, що позначені у табл. 1.

Таблиця 1
Параметри для розрахунку прольоту мимо цілі

n	Параметр
1	φ_5
2	$\varphi_5, t_{пр4}$
3	$\varphi_5, t_{пр4}, \varphi_3$
4	$\varphi_5, t_{пр4}, \varphi_3, t_{пр2}$
5	$\varphi_5, t_{пр4}, \varphi_3, t_{пр2}, \varphi_1$

Таким чином, селекція маневрів по «прольоту мимо цілі» зводиться до розрахунку події «П» згідно формули (10). Якщо при будь-якому «n» $П = 1$, то маневр виконується з прольотом мимо цілі. І навпаки, при $П \neq 0$, маневр виконується без прольоту мимо цілі.

Після блоку узгодження параметри дозволених та узгоджених маневрів поступають на блок оптимальності.

Блок оптимальності з позиції досягнення оптимальності проводить аналіз рішення і, при необхідності подальшої оптимізації, вироблення потрібних варіацій параметрів – $\Delta z_{ц3}, \Delta \varphi_5, \Delta t_4$.

Аналіз рішення зводиться до пошуку «кращого» рішення по мінімальному часу виконання маневру та визначення для процедури оптимізації «сусідніх» рішень. На процедурі зіставлення «кращого» рішення та «сусідів» по часу виконання маневрів та різниці параметрів визначаються варіації параметрів $\Delta z_{ц3}, \Delta \varphi_5, \Delta t_4$. Варіації параметрів та параметри з адресами, відносно яких проводяться варіації, направляються на вхід розрахунку дозволених параметрів. В цьому випадку розрахунок дозволених параметрів проводиться, починаючи з адрес та з варіаціями, поданими блоком оптимальності, що значно скорочує обсяг розрахунків. Послідовне застосуван-

ня цієї процедури призводить до знаходження оптимальних параметрів маневру.

Висновки

Запропонований бортовий алгоритм забезпечує розрахунок маневру по виходу ЛА в атаку на наземну ціль у горизонтальній площині у штиль і при наявності вітру для будь-якого положення цілі відносно ЛА з можливістю вибору членами екіпажу типу маневру (з прольотом цілі чині) та кінцевої ділянки траєкторії (прямої чи кривої лінії).

Алгоритм побудований на прямому методі оптимізації. Для цього прогнозовані координати представлені у вигляді трансцендентних малопараметричних рівнянь, які відображають рух ЛА з постійною швидкістю на більш ніж декількох десятках маневрів з локально-оптимальними ділянками траєкторій.

Рішення цих рівнянь, приведених до алгебраїчних, зводиться до ітераційного пошуку дозволених параметрів, тобто параметрів, які задовольняють початковим рівнянням для ситуаційних крайових умов. Далі серед дозволених параметрів проводиться оптимізаційний процес по вибору таких параметрів, які забезпечують маневр з мінімальним часом виходу ЛА у атаку. В алгоритмі розрахунок дозволених параметрів побудований так, що він легко

з'єднується з різними відомими процедурами пошуку оптимальних параметрів [2, 3].

Ця властивість дозволяє вибором процедури оптимізації використовувати для розрахунків сучасні БЦОМ з різним обсягом пам'яті та швидкодії. Циклічне рішення цієї задачі забезпечує на всій траєкторії виходу ЛА в атаку реалізацію принципу оптимальності Беллмана [3].

Список літератури

1. Лисовець О.В., Бурсала О.Л., Калкаманов С.А., Ключников І.М. Визначення маневру по виходу в атаку літального апарата на наземну ціль в горизонтальній площині // Системи озброєння і військова техніка. – 2006. – № 4 (8). – С. 7-9.
2. Химмельблау Д. Прикладное нелинейное программирование. – М.: Мир, 1975. – 534 с.
3. Батицев Д.Н. Поисковые методы оптимального проектирования. – М.: Сов. радио, 1975. – 216 с.
4. Корн Г., Корн Т. Справочник по математике (для научных работников и инженеров). – М.: Наука, 1974. – 832 с.

Надійшла до редколегії 3.03.2008

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

БОРТОВОЙ АЛГОРИТМ РАСЧЕТА МАНЕВРА ПО ВЫХОДУ В АТАКУ НА НАЗЕМНУЮ ЦЕЛЬ В ГОРИЗОНТАЛЬНОЙ ПЛОСКОСТИ

Бурсала А.Л., Корниенко А.П., Лисовец А.В., Пташник В.М.

Предложен алгоритм решения задачи выхода летательного аппарата в точку начала атаки наземной цели в горизонтальной плоскости с согласованием типа маневра с требованиями членов экипажа. Алгоритм построен на прямом методе решения задачи оптимизации по времени движения самолета. Прямые и кривые участки траектории выбираются как локально-оптимальные. Задача оптимизации при постоянной скорости движения самолета сводится к задаче оптимизации по минимуму длины траектории. Прямая линия и кривая с минимальным радиусом обеспечивают минимальные длины траекторий между двумя точками и при повороте на определенный угол соответственно. В алгоритме предусмотрена возможность построения маневра с количеством участков траектории до пяти. Перегрузка самолета для расчета считается постоянной и равной некоторой эквивалентной, которая учитывает как ее максимально разрешенное значение, так и возможность ее реализации за ограниченное время. Поиск оптимальных параметров проводится итерационным методом.

Ключевые слова: боевое маневрирование самолета, наземная цель, маневр, алгоритм

ON-BOARD ALGORITHM OF THE CALCULATION OF THE MANEUVER ON OUTPUT IN ATTACK ON OVERLAND PURPOSE IN HORIZONTAL PLANE

Bursala A.L., Kornienko A.P., Lisovets A.V., Ptashnik V.M.

The Offered algorithm of the decision of the problem of the leaving the flying machine in point begin attacks to overland purpose in horizontal plane with co-ordination of the type of the maneuver with requirements of the crew members. The Algorithm is built on a direct method of decisions of the problem to optimization on time of the moving the plane. Direct and curves areas to paths are chosen as local-optimum. The Problem to optimization under constant velocity of the moving the plane is reduced to problem of the optimization on minimum of the length to paths. The Straight line and curve with minimum radius provide the minimum lengths a path between two points and at tumbling on determined corner accordingly. Possibility of the building of the maneuver is provided in algorithm with amount area to paths before five. Overloading the plane for calculation is considered constant and equal certain equivalent, which takes into account as here greatly allowed importance, so and possibility to here realization for limited time. Searching for optimum parameter is conducted iteratively by method.

Keywords: combat maneuvering plane, overland purpose, maneuver, algorithm