УДК 629.531.55

***ШАТРОВ А.М.**, провідний науковий співробітник, кандидат технічних наук, старший науковий співробітник*
***ШЕМЯКІН С.Г.**, старший науковий співробітник*

ЩОДО МОЖЛИВОСТІ ПІДВИЩЕННЯ ТОЧНОСТІ ЗАСТОСУВАННЯ НЕКЕРОВАНИХ АВІАЦІЙНИХ РАКЕТ ШЛЯХОМ ВРАХУВАННЯ ТЕМПЕРАТУРИ ЇХ ДВИГУНІВ

У статті викладено результати досліджень щодо можливості підвищення точності рішення задачі прицілювання некерованими авіаційними ракетами шляхом врахування впливу температури заряду двигуна на сумарний імпульс тяги

Ключові слова: балістична траєкторія, некеровані авіаційні ракети, повне пониження, прицільна поправка

Некеровані авіаційні ракети (НАР) є одним з найбільш масових засобів ураження, які можуть застосовуватися всіма типами бойових літальних апаратів (ЛА), що знаходяться на озброєнні Збройних Сил України. У процесі досліджень технічного стану НАР та відповідно до [1], було виявлено залежність сумарного імпульсу тяги (I_Σ) їх ракетних двигунів від температури, яка у робочому діапазоні температур може змінюватися у межах 8 … 10% в залежності від типу палива. Очевидно, що зміна цього показника вплине на траєкторію польоту цих ракет, але в математичному забезпеченні (алгоритмах) існуючих прицільних систем ЛА враховується лише середнє значення цього показника.

Згідно діючої класифікації НАР є снарядами із складною балістичною схемою руху, а їх траєкторія складається з двох ділянок – активної та пасивної, які суттєво відрізняються складом діючих на них сил [2]. Для кожної ділянки може бути складена своя система рівнянь, основою яких є канонічне рівняння руху центру мас снаряду із змінною масою, при цьому кінцеві умову руху на першій ділянці є початковими умовами для другої.

В основу розв’язання завдання щодо підвищення точності рішення задачі прицілювання НАР шляхом врахування впливу температури заряду двигуна на сумарний імпульс тяги доцільно покласти аналітично-розрахункові методи теорії зовнішньої балістики та прицільних систем.

Для рішення поставленого завдання скористаємося відомою методикою проведення інженерно-штурманських розрахунків (ІШР) балістичного забезпечення стрільби НАР [3] та теорією рішення задачі прицілювання по наземним цілям НАР [4]. Враховуючи, що математичний апарат ІШР використовує швидкість НАР наприкінці активній ділянці польоту (v_a), необхідно також визначити зв'язок між v_a

© Шатров А.М., Шемякін С.Г., 2016

та сумарним імпульсом тяги НАР (I_Σ).

Після розрахунку основних елементів траєкторії НАР для різних значень сумарного імпульсу тяги (I_Σ), які відповідають певній температурі заряду двигуна, можна визначити деяку прицільну поправку, яка й буде враховувати зміну балістичної траєкторії.

Для вирішення балістичних та прицільних задач стрільби НАР, враховуючи відносно невеликі ефективні дальності їх застосування (до 2000 м), прийнято використовувати нерухому косокутну систему координат $0\xi\eta$, початок якої знаходиться у точці пуску (0), вісь 0ξ направлено по вектору пуску $\bar{v}_{0i}$ (направленню стволів пускових блоків), а вісь 0η – вниз у напрямі сили тяжіння [3]. Схему прицілювання НАР можна представити у вигляді балістичного трикутника ОАЦ (рис. 1), який лежить у вертикальній площині системи координат (X_g, Y_g, Z_g). Початок цієї системи (0) знаходиться у центрі мас ЛА, вісь Y_g направлено вверх по геоцентричній вертикалі, вісь X_g – по дотичній до поточної ортодромії, а вісь Z_g направлено таким чином, щоб система була правою (на рисунку 3 вісь Z_g не показано). Зазначимо, що площина $X_g Z_g$ завжди знаходиться у площині горизонту.

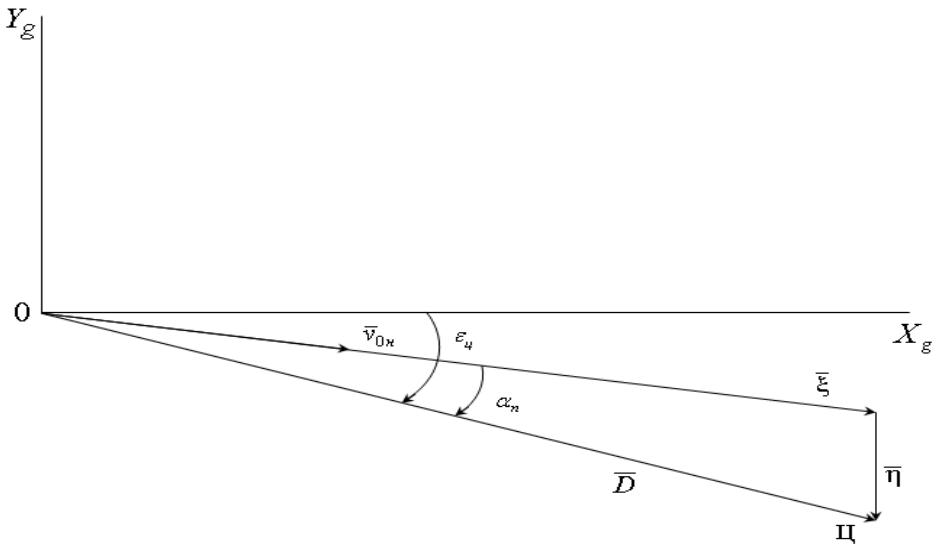

Рис. 1. Схема прицілювання при стрільбі некерованими авіаційними ракетами

На рис. 1 використовуються наступні позначення: $\bar{v}_{oi}$ – вектор початкової швидкості НАР, який співпадає з направленням стволів пускових блоків; $\bar{D}$ – вектор дальності до цілі; $\bar{\eta}$ – вектор повного пониження НАР; α_i – кут прицілювання; $\varepsilon_ö$ – кут місця цілі.

Враховуючи те, що вектора $\bar{D}$ і $\bar{\eta}$ лежать у вертикальній площині, можна перейти до їх скалярних значень та визначити кут прицілювання α_i як

$$tg\alpha_i = \frac{\eta \cos(\varepsilon_ö - \alpha_i)}{D\cos\alpha_i}.$$

У зв'язку з тим, що кути α_i мають невелике значення (зазвичай до 3-х

градусів), користуються більш простою формулою

$$\alpha_{ï} = \frac{\eta}{D} cos\,\varepsilon_{ö}\,. \qquad (1)$$

Таким чином, для розрахунку кута прицілювання необхідно знати величину повного пониження (η), яка визначається умовами застосування та балістичними характеристиками НАР.

Основні елементи траєкторії, які необхідні для вирішення балістичної задачі стрільби НАР, показано на рисунку 2. Точками А і Ц відповідно позначено закінчення активної та пасивної ділянок траєкторії, а швидкість ракети наприкінці активної ділянки траєкторії – $\bar{v}_a$. Враховуючи, що всі наведені елементи траєкторії руху лежать у вертикальній площині, можна перейти до скалярних значень векторів та записати повне пониження НАР у вигляді

$$\eta = \eta_a + \hat{\eta}_a + \eta_{ï}\,, \qquad (2)$$

де η_a та $\hat{\eta}_a$ – пониження ракети на активній ділянці траєкторії, які обумовлені дією сили тяжіння та поворотом вектора швидкості ракети з положення $\bar{v}_{0í}$ у положення $\bar{v}_a$; $\eta_{ï}$ – пониження на пасивній ділянці траєкторії.

Враховуючи, що час польоту НАР на активній ділянці траєкторії (t_a) не перевищує 1,5 с, величину пониження η_a розраховують для випадку падіння у пустоті [2]

$$\eta_a = \frac{gt_a^2}{2}\,. \qquad (3)$$

Пониження $\hat{\eta}_a$ розраховується як [1]

$$\hat{\eta}_a = \frac{gD_a t_a}{v_a - v_{í}} cos\,\varepsilon\, ln\frac{v_a}{v_{í}}\,, \qquad (4)$$

де D_a – дальність польоту НАР на активній ділянці траєкторії; $v_{í}$ – швидкість польоту носія.

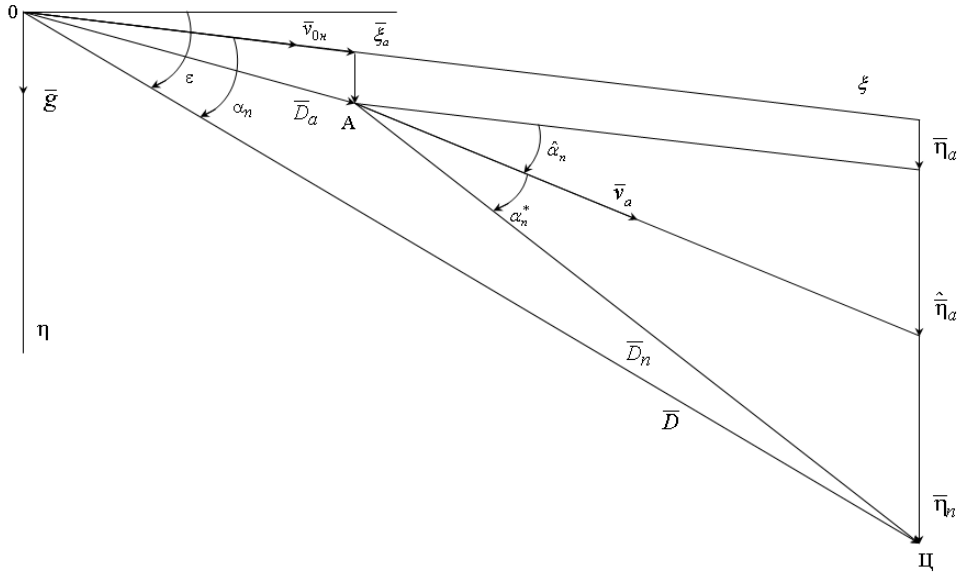

Рис. 2. Елементи траєкторії некерованої авіаційної ракети в косокутній системі координат

У зв'язку з тим, що на пасивній ділянці траєкторії НАР рухається подібно гарматному снаряду, то для розрахунку η_n використовують відомі балістичні таблиці повітряної стрільби ТБФ-ПС-55, розроблені під керівництвом професора Д.А. Вентцеля [4], в яких містяться балістичні функції, що відповідають певним елементам траєкторії снаряду, зокрема $\alpha_{ï}^{*}$ – кута прицілювання, вершина якого знаходиться у точці початку пасивної траєкторії НАР; t_n – часу польоту НАР на пасивної ділянці траєкторії.

$$\alpha_{ï}^{*} = \alpha_0 A(\beta_H, v_{01}, \Gamma_H), \qquad (5)$$
$$t_{ï} = \frac{D_n}{v_a}\Theta(\beta_H, v_{01}, \Gamma_H),$$

де $A(\beta_H, v_{01}, \Gamma_H)$ та $\Theta(\beta_H, v_{01}, \Gamma_H)$– функції для визначення кута прицілювання та часу польоту відповідно (індексацію ТБФ-ПС-55 збережено); D – дальність польоту НАР на пасивної ділянці траєкторії. Процедуру розрахунку величин β_H, v_{01}, Γ_H наведено у ТБФ-ПС-55 [4]. Параметр α_0 визначається за формулою

$$\alpha_0 = \frac{dD_{ï}}{2v_{à}^2}\cos\varepsilon.$$

За своєю фізичною сутністю функції A і Θ є коефіцієнтами пропорційності між значенням елементу траєкторії в пустоті та у повітряному середовищі такої питомої маси, що відповідає висоті стрільби.

Після розрахунку $\alpha_{ï}^{*}$, визначається величина $\eta_{ï}$, а потім – величина повного пониження НАР (η) на всій траєкторії польоту до цілі.

Таким чином, відповідно до залежностей (4) і (5), енергетика НАР у вигляді швидкості ракети наприкінці активної ділянки траєкторії (v_a) враховується при визначенні $\hat{\eta}_a$ та $\eta_{ï}$.

У зв'язку з тим, що енергетика НАР визначається значенням сумарного (повного) імпульсу тяги (I_Σ), для визначення зв'язку між (v_a) та тягою двигуна ($\dot{O}_{ä}$) скористаємося відомою формулою К. Е. Ціолковського [5] з урахуванням припущень щодо руху НАР на активній ділянці траєкторії

$$v_a = u_e \ln\frac{m_0}{m_k}, \qquad (6)$$

де u_e – ефективна швидкість витоку; m_0 – стартова маса ракети; m_k – пасивна маса ракети.

Зв'язок між повним імпульсом тяги двигуна (I_Σ), питомим імпульсом тяги двигуна ($I_{ïèò}$) та ефективною швидкістю витоку (u_e) визначається відомими формулами внутрішньої балістики [5]

$$\dot{O}_{ä} = u_e|\dot{m}|, \quad u_e = I_{ïèò}, \quad I_\Sigma = T_{ä}t_a, \qquad (7)$$

де $u_e = \frac{\dot{O}_{ä}}{|\dot{m}|}$; $|\dot{m}| = \frac{m_0 - m_k}{t_a}$.

Таким чином, враховуючи (7), формулу (6) можна записати у вигляді

$$v_a = \frac{T}{|\dot{m}|} ln \frac{m_0}{m_k} = \frac{I_\Sigma}{|\dot{m}| t_a} ln \frac{m_0}{m_k}. \quad (8)$$

Для розрахунку прицільної поправки $\Delta\alpha_n$, яка враховує зміну кута прицілювання стрільбі НАР у залежності від температури ракетного палива, необхідно обчислити кути прицілювання при стрільбі НАР з нормальною (α_n) та пониженою (α'_n) температурою двигуна, а потім обчислити $\Delta\alpha_n$

$$\Delta\alpha_n = \alpha'_n - \alpha_n. \quad (9)$$

Викладений алгоритм можна реалізувати шляхом внесення змін у відповідні робочі формули прицільних (прицільно-навігаційних) систем літальних апаратів у вигляді прицільної поправки $\Delta\alpha_n$ на кінцевому етапі розрахунку. При цьому прицільна система не потребує додаткових юстировок, а решта кутових поправок прицілювання, які обумовлені швидкістю повітря (вітру), рухом літака, цілі (відповідно прийнятої гіпотези) тощо, розраховуються прицільною системою літака в автоматичному режимі і не будуть залежати від величини поправки $\Delta\alpha_n$. Після відладки та відповідного тестування отримані програми розрахунку $\Delta\alpha_n$ можливо буде розглянути як вихідний корисний продукт для проведення подальших спеціальних досліджень з метою підвищення точності застосування НАР.

Таким чином, врахування впливу температури заряду двигуна на балістичні характеристики НАР у вигляді деякої прицільної поправки дозволить підвищити точність застосування у межах ефективної дальності пуску.

ЛІТЕРАТУРА

1. Горст А.Г. Пороха и взрывчатые вещества. – М.: Оборонгиз, 1957. – 187с.
2. Пашков В.И., Постников А.Г. Внешняя баллистика авиационных ракет и снарядов. – М.: ВВИА им. Н.Е.Жуковского, 1989. – 231с.
3. Гришутин В.Г. Авиационные прицельные системы. – К.: КВВАИУ, 1983. – 559с.
4. Таблицы баллистических функций для воздушной стрельбы (ТБВ-ВС-58). Часть I. – М.: Воениздат, 1959. – 700с.
5. Чуйко В.С. Внешняя баллистика авиационных ракет и снарядов. – М.: ВВИА им. Н.Е.Жуковского, 1976. – 255с.

Надійшла до редакції 31.10..2016
Рецензент професор: Коврижкін О.Г.