

УДК 629.7.083

ШАТРОВ А.М., провідний науковий співробітник, кандидат технічних наук,
старший науковий співробітник

ПЕЧУРА Д.С., старший науковий співробітник, кандидат технічних наук,
старший науковий співробітник

ЩОДО МОЖЛИВОСТІ ЗАСТОСУВАННЯ ЛІТАКАМИ Л-39 НЕКЕРОВАНИХ АВІАЦІЙНИХ РАКЕТ ТИПУ С-8

У статті викладено результати досліджень з визначення можливості застосування некерованих авіаційних ракет типу С-8 учбово-тренувальним літаком Л-39

Ключові слова: літак, некеровані авіаційні ракети, прицільна поправка

Учбово-тренувальний літак Л-39 «Albatros» призначений для навчальної та навчально-бойової підготовки льотного складу, може використовуватися як легкий штурмовик та винищувач. У номенклатуру озброєння літака входять авіаційні бомби, керовані та некеровані авіаційні ракети (НАР) типу С-5 [1].

Аналіз досвіду бойового застосування НАР типу С-5 довів їх недостатню ефективність щодо захищених цілей та відносно слабку фугасну дію бойових частин [2], а проведені після тривалого зберігання лабораторно-стендові та наземні випробування показали незадовільні результати. У зв'язку з цим, на виконання рішення начальника Генерального штабу – Головнокомандувача Збройних Сил України, у Державному науково-дослідному інституті авіації проведено дослідження з визначення можливості застосування літаками Л-39 НАР типу С-8. Актуальність зазначених робіт також підтверджується тим, що вітчизняні ракети АР-8 та ракети, що розробляються за програмою «Серія», також відносяться до НАР типу С-8.

Аналіз льотно-технічних характеристик літака Л-39 щодо максимального навантаження на його підвісках показав, що маса повністю спорядженого пускового блоку УБ-16-57У ракетами С-5М становить 132,4 кг [3]. При цьому, на деяких модифікаціях цього літака передбачено використання двох підвісних паливних баків масою приблизно 272 кг кожний. Тому саме цей показник доцільно розглядати як максимально-допустиме навантаження на одну точку підвіски.

При застосуванні НАР типу С-8 з літаків використовуються пускові блоки Б-8М1 та Б-8С7 (рис. 1), які відрізняються кількістю стволів – 20 та 7 відповідно. Проведений порівняльний аналіз їх технічних характеристик показав, що застосовувати ракети типу С-8 з літаків Л-39 можливо лише з блоків Б-8С7 [2, 3], при цьому навантаження на одну точку підвіски при спорядженні такого блоку ракетами С-8КО буде перевищувати масу спорядженого блоку УБ-16-57У лише на 7,7 кг (5,8%).



Рис. 1. Пускові блоки Б-8М1 та Б-8С7 для застосування некерованих авіаційних ракет типу С-8 з літаків

Для врахування відмінностей балістичних характеристик НАР типу С-8 та С-5, проведено порівняльний аналіз основних елементів траєкторій польоту ракет кожного типу. На основі отриманих даних розроблено методику визначення відповідних прицільних поправок, основою якої є методика проведення інженерно-штурманських розрахунків балістичного забезпечення стрільби НАР [4]. При цьому, враховуючи невелику дальність ефективної стрільби (до 2000 м), використовуються такі припущення [4]:

траєкторія руху НАР складається з двох ділянок – активної та пасивної, при цьому кінцеві параметри руху на активній ділянці є початковими для пасивної ділянки;

швидкість ракети наприкінці активної ділянки (v_a) визначається з урахуванням припущень, що на ракету діє тільки сила тяги двигуна, а втрата швидкості Δv_a обумовлена лише дією сили опору;

закон опору на всій траєкторії приймається постійним та відповідає числу M , визначеному при швидкості v_a ;

параметри атмосфери приймаються постійними та відповідають висоті пуску НАР;

на пасивній ділянці траєкторії НАР рухається як звичайний артилерійський снаряд.

Для рішення балістичних задач стрільби НАР використовували нерухому косокутову систему координат $O\xi\eta$, початок якої знаходиться у точці пуску (O), вісь $O\xi$ направлено по вектору пуску (направленню стволів пускових блоків), а вісь $O\eta$ – вниз в напрямку сили тяжіння [4]. Основні елементи траєкторії НАР в цій системі координат відображено на рисунку 2.

Очевидно, що кут прицілювання α_n (рис. 2) обумовлено величиною повного зниження НАР (η) у кінцевій точці траєкторії

$$\eta = \eta_a + \hat{\eta}_a + \eta_n, \quad (1)$$

де η_a – зниження ракети на активній ділянці траєкторії, яке обумовлено силою

тяжіння; $\hat{\eta}_a$ – зниження ракети на активній ділянці траєкторії, яке обумовлено зміною кута пікірування ракети ($\Delta\lambda_a$); η_n – зниження на пасивній ділянці траєкторії.

У зв'язку з тим, що час польоту НАР на активній ділянці траєкторії (t_a) малий (близько однієї секунди), то величину η_a можна визначити для випадку падіння у пустоті [4]

$$\eta_a = \frac{gt_a^2}{2}. \quad (2)$$

Для розрахунку зниження $\hat{\eta}_a$ можна використати вираз [4]

$$\hat{\eta}_a = \frac{gD_a t_a}{v_a - v_n} \cos \varepsilon \ln \frac{v_a}{v_n}, \quad (3)$$

де D_a – дальність польоту НАР на активній ділянці траєкторії; v_a – швидкість польоту на кінці активної ділянки траєкторії; v_n – швидкість польоту літака.

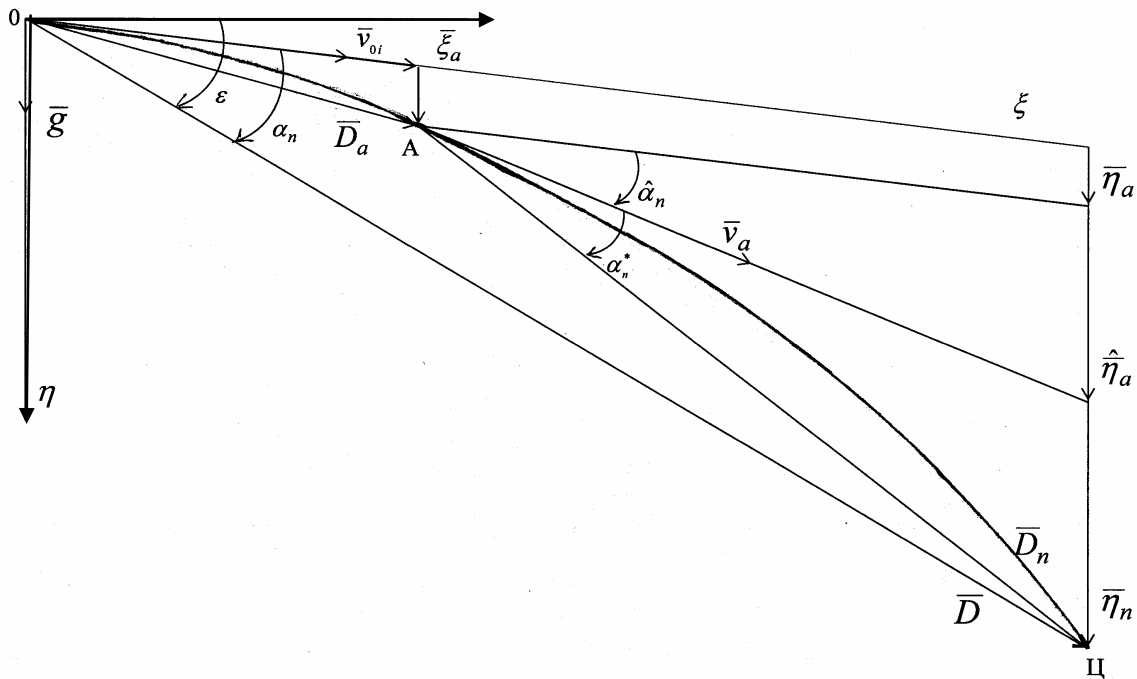


Рис. 2. Елементи траєкторії некерованої авіаційної ракети в косокутовій системі координат

Враховуючи, що на пасивній ділянці траєкторії НАР рухається як артилерійський снаряд, для подальших розрахунків використовувались відомі балістичні таблиці повітряної стрільби ТБВ-ВС-58 [5], в яких містяться балістичні функції $\Theta(\beta_H, v_{01}, \Gamma_H)$ та $A(\beta_H, v_{01}, \Gamma_H)$ (індексацію збережено), що призначені для визначення часу польоту снаряду до цілі (t_n) та кута прицілювання (α_n^*) відповідно.

Процедуру розрахунку функцій Θ , A та порядок визначення значень β_H , v_{01} , Γ_H наведено у [5].

За своєю фізичною сутністю ці функції є коефіцієнтами пропорційності між значенням елемента траєкторії снаряду в пустоті та у повітряному середовищі такої питомої маси, що відповідає відповідній висоті стрільби.

$$t_n = \frac{D}{v_a} \Theta(\beta_H, v_{01}, \Gamma_H); \quad (4)$$

$$\alpha_n^* = \alpha_0 A(\beta_H, v_{01}, \Gamma_H), \quad (5)$$

де α_n^* – кут прицілювання, вершина якого знаходиться на початку пасивної ділянки траєкторії НАР; $\alpha_0 = \frac{gD_n}{2v_a^2} \cos \varepsilon$.

Після обчислення α_n^* , спочатку визначається величина η_n , а потім, за (1), величина повного зниження НАР на всій траєкторії польоту до цілі та кут прицілювання α_n . Враховуючи, що кути α_n мають невелике значення (до 3-х градусів), можна використовувати спрощену формулу [6]

$$\alpha_n = \frac{\eta}{D} \cos \varepsilon \quad (6)$$

А враховуючи особливості конструкції прицілу АСП-ЗНМУ-39 літака Л-39 [2], визначення кута α_n трансформується у визначення кута нахилу поверхні дзеркала відбивача прицілу (Δ_Σ).

$$\Delta_\Sigma = \alpha_n + \Delta\alpha_{\text{приц}}, \quad (7)$$

де $\Delta\alpha_{\text{приц}}$ – поправка, яка враховує особливості конструкції прицілу АСП-ЗНМУ-39 та обумовлена використанням середніх значень балістичних характеристик ракет, установочними кутами юстировки прицілу, спрощеннями прицільного алгоритму при його реалізації в обчислювачі прицілу тощо. Проведені розрахунки показали, що для типових умов застосування величина $\Delta\alpha_{\text{приц}}$ не перевищує $0,05^\circ$.

Сукупність формул (1)...(7) складають основу методики визначення прицільної поправки у вигляді кута нахилу відбивача прицілу АСП-ЗНМУ-39 (Δ_Σ С-8) літака Л-39 при застосуванні НАР типу С-8, розрахунок якої виконується за алгоритмом, що наведено на рисунку 3.

Для оцінки ефективності застосування НАР типу С-8 замість С-5 по наземних цілях було застосовано методику порівняння розрахункового тротилового еквіваленту [7]. Проведені таким чином розрахунки показали, що застосування літаками Л-39 НАР типу С-8 з пускових блоків Б-8С7 замість ракет С-5К та С-5М з штатних пускових блоків УБ-16-57У, дозволить підвищити потужність залпу літака

від 58% до 74% (в залежності від типу ракет С-8) при фактичному збереженні рівня навантаження на кожну точку підвіски.

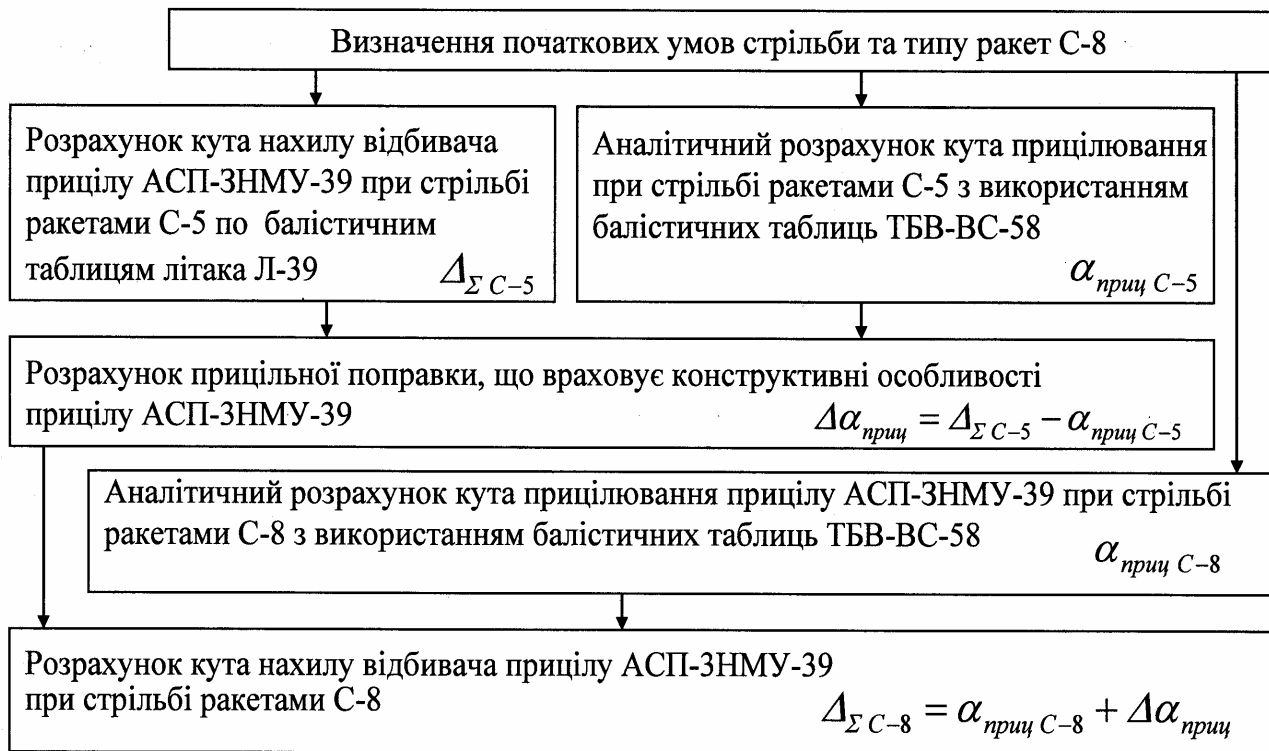


Рис. 3. Алгоритм розрахунку кута нахилу відбивача прицілу АСП-ЗНМУ-39 при застосуванні некерованих авіаційних ракет типу С-8

При цьому, дальність ефективного пуску, яка визначається тактико-технічними характеристиками ракети, збільшиться з 1800 до 2000 метрів, довжина зони вогневого накриття зменшиться приблизно у 2,3 рази, а ширина цього накриття, яка визначається характеристиками розсіювання ракети, практично не зміниться.

ЛІТЕРАТУРА

1. Техническая документация самолета Л-39. Книга 1. Общие сведения и основные тактико-технические данные. 1987. – 188с.
2. Вооружение советской авиации 1941 – 1991./ А.Б. Широкопад; Под общ. ред. А.Е. Тараса. – Мн.: Харвест, 2004. – 736с.
3. Техническая документация самолета Л-39. Книга 3. Техническое описание вооружения. 1987. – 134с.
4. Пашков В.И., Постников А.Г. Внешняя баллистика авиационных ракет и снарядов. – М.: ВВИА им. Н.Е.Жуковского, 1989. – 231с.
5. Таблицы баллистических функций для воздушной стрельбы (ТБВ-ВС-58). Часть I. – М.: Воениздат, 1959. – 700с.
6. Гришутин В.Г. Авиационные прицельные системы. – К.: КВВАИУ, 1983. – 559с.
7. Горст А.Г. Пороха и взрывчатые вещества. – М.: Оборонгиз, 1957. – 187с.