

УДК 623.746-519

DOI: [https://doi.org/1034169/2414-0651.2025.1\(45\).39-44](https://doi.org/1034169/2414-0651.2025.1(45).39-44)

В. І. СІЛКОВ, кандидат технічних наук, доцент
<https://orcid.org/0000-0003-4446-212X>

М. М. МІТРАХОВИЧ, доктор технічних наук,
професор
<https://orcid.org/0000-0001-7656-1371>

А. Л. ЗІРКА, кандидат технічних наук
старший дослідник
<https://orcid.org/0000-0001-5304-2894>
(Центральний науково-дослідний інститут
озброєння та військової техніки Збройних Сил
України, м. Київ)

МЕТОДИКА РОЗРАХУНКУ ДАЛЬНОСТІ ПОЛЬОТУ БОМБИ, ЩО ОБЛАДНАНА КРИЛОМ І ДВИГУНОМ

У статті викладена методика розрахунку дальності польоту бомби, яка оснащена крилом і турбореактивним двигуном. Запропоновано розрахункові залежності для розрахунку дальності польоту бомби з урахуванням підвищення аеродинамічної якості за рахунок оснащення її крилом та встановлення маршового двигуна.

Показано, що встановлення двигуна дозволяє зменшити кут нахилу траєкторії планерування бомби на величину, яка пропорційна відношенню тяги до сили тяжіння бомби.

За допомогою енергетичного методу доказано, що найменша витрата палива для отримання одного і того ж імпульсу тяги двигун доцільно запускати на початковій ділянці польоту, а планерування бомби на максимальну дальність виконувати на найвишній швидкості.

Ключові слова: авіаційна бомба, планерування бомби, траєкторія польоту, аеродинамічна якість, дальність польоту, турбореактивний двигун.

ВСТУП

Україно-російська війна відрізняється від попередніх збройних конфліктів безпрецедентним масовим застосуванням безпілотних літальних апаратів (БпЛА) і керованих авіаційних бомб. Унікальні бойові властивості БпЛА для вирішення задач розвідки, а згодом у якості ударних засобів, досить докладно проаналізовано військовими фахівцями у багатьох публікаціях.

На даний час разом з БпЛА все більш широкого застосування набувають порівняльно нові боеприпаси – крилаті авіаційні бомби (КАБ). Це обумовлено двома причинами: суттєвим підвищенням бойових властивостей засобів ППО та недостатньою дальністю польоту вільнопадаючих бомб у штатній конфігурації [1, 4].

Модернізація по збільшенню дальності польоту некерованих бомб здійснювалася за наступними напрямками:

- установка на бомбу невеликого крила для підвищення її аеродинамічної якості;
- установка на бомбу додаткового двигуна;
- установка на бомбу рульових органів управління і універсального модуля планерування і корекції (УМПК).

УМПК надавалися функції управління траєкторією польоту КАБ з використанням супутникового зв'язку, а також функції стабілізації і задачі покращення стійкості керованості бомби. Таким чином, звичайна бомба перетворювалася у безпілотний керований літальний апарат [2, 3].

Розуміння особливостей функціонування КАБ дозволить обґрунтовано визначати технічні вимоги до такого засобу ураження.

Метою роботи є відпрацювання робочого науково-методичного апарату з оцінювання аеродинамічних характеристик планеруючої бомби, що оснащена, у тому числі маршовим турбореактивним двигуном та вибору оптимальних значень параметрів польоту після відділення від носія.

РЕЗУЛЬТАТИ ДОСЛІДЖЕНЬ

До КАБ висувуються основні вимоги: ударна міць, точність влучання і дальність планерування. Ударна міць КАБ оцінюється величиною тротилового еквівалента, дальність польоту – аеродинамічною якістю, а ефективність застосування – точністю влучання.

Запас енергії бомба отримує від літака-носія в момент її скидання. Цей запас необхідно перетворити у дальність польоту. Як це зробити, йдеться у даному матеріалі.

Некеровані авіаційні бомби попередніх поколінь мали порівняно невелику дальність польоту. При невеликих дальностях штурману було складно здійснити наведення літака і точне прицілювання на ціль. З розвитком засобів навігації та прицільних систем дальність від місця скидання до цілі безперервно збільшувалася, а висота польоту носія під час скидання стала визначатися особливим коридором. Для унеможливлення входу літака-носія в зону дії засобів ППО противника вона має бути або гранично малою, або не нижчою за деяку велику висоту [4].

Звичайна авіаційна бомба відрізняється невеликою величиною аеродинамічної якості (зазвичай у межах 1...2 одиниць). Її збільшення за рахунок вдосконалення аеродинаміки корпусу бомби повністю себе вичерпало. Залишається одна можливість – оснащення бомби крилом.

Між тим, можливості крила обмежені. У складеному положенні воно повинно вписуватися у габарити бомби, тому розмах крила не повинний перевищувати довжину корпусу бомби. Хорда крила також обмежується: при значній хорді крило виступає за обводи корпусу, порушується його профіль і збільшується мідель, що приведе до росту лобового опору бомби та зниженню її аеродинамічної якості. Всі ці недоліки вимагають пошуку інших варіантів.

Альтернативним варіантом крилу є установка на корпус бомби реактивного двигуна з паливним баком. В деяких випадках застосовується комплексний варіант – крило+двигун.

Таким чином, сучасна КАБ – це новітній і ефективний зразок озброєння, який необхідно терміново впроваджувати і вдосконалювати. Розглянемо більш докладно означені варіанти.

Визначення дальності польоту бомби

У сталому планеруванні КАБ лобовий опір X_a врівноважується складовою сили тяжіння $G\sin\theta$, а прямолінійність руху забезпечується рівністю підйомної сили Y_a і складовою $G\cos\theta$ (рис. 1, а):

$$\begin{aligned} X_a &= -G\sin\theta, \\ Y_a &= GG\cos\theta, \end{aligned} \quad (1)$$

де θ – кут планування бомби, $G = gm$ – сила тяжіння бомби.

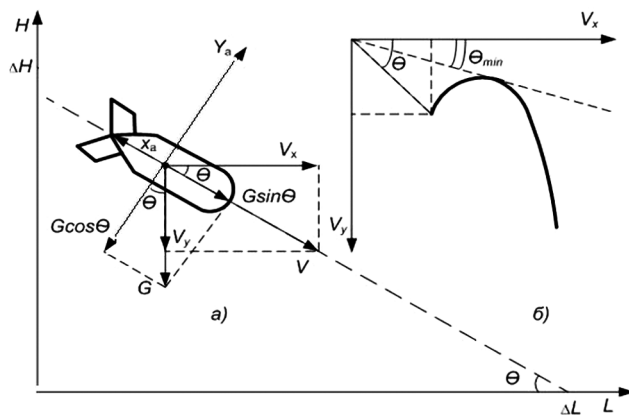


Рис. 1. Схема сил, що діють на бомбу у вертикальній площині

Шляхом ділення даних рівнянь (1) одного на друге одержимо:

$$\operatorname{tg}\theta = -\frac{X_a}{Y_a} = -\frac{C_{xa}}{C_{ya}} = -\frac{1}{K}. \quad (2)$$

Таким чином, кут планування θ визначається однозначно аеродинамічною якістю ЛА K . Найменший кут відповідає максимальній якості.

З приведенного рисунка можна отримати зв'язок між висотою і дальністю планування:

$$\frac{\Delta H}{\Delta L} = -\operatorname{tg}\theta = -\frac{1}{K} \quad \text{або} \quad \Delta L = K\Delta H, \quad (3)$$

де ΔH – витрачена висота за час планерування.

З формули (3) слідує, що максимальну дальність можна одержати при максимальній аеродинамічній якості.

Відомо, що K_{max} відповідає найвигіднішому коефіцієнту підйомної сили $C_{y_{max}}$ [5, 6]. Найвигідніша швидкість, у свою чергу, також відповідає найвигіднішому коефіцієнту підйомної сили $C_{y_{max}}$. При цьому швидкість може бути істинною V , індикаторною V_i або приладовою V_{np} .

Швидкість польоту отримаємо з другого рівняння системи (1) $C_{y_{max}}V^2S/2 = G\cos\theta$. Звідси

$$V_{np} = \sqrt{\frac{2gm}{C_{y_{max}}\rho_0 S}}. \quad (4)$$

У формулі (4) прийнято $\cos\theta \approx 1$ як для малого кута нахилу траєкторії.

Слід зауважити, що приладова швидкість відрізняється від індикаторної тільки величиною поправок для конкретної системи вимірювання швидкості $V_{np} = V_i - \delta V$, де δV – помилка вимірювання швидкості. Нагадаємо, що індикаторна швидкість однозначно зв'язана з швидкісним напором $q = \rho_0(V_i)^2/2$. У силу малості поправок δV на практиці використовують рівність $V_{np} \approx V_i$.

Перевагою індикаторної і приладової швидкостей є їх незалежність від висоти польоту [6]. При їх обчисленні щільність повітря приймається для нульовій висоті ($\rho_0 = 1,225 \text{ кг/м}^3$).

Якщо $V_{np} = \text{const}$, то швидкісний напір зберігається незмінним. Але при розрахунку дальності польоту необхідно використовувати істинну швидкість (відносно землі) та щільність реальної атмосфери ρ . Зв'язок між істинною та приладовою швидкостями можна записати у виді:

$$V = V_i / \sqrt{\Delta}, \quad V_i = V_{np} + \delta V. \quad (5)$$

Відношення ρ_0/ρ_H звичайно позначають через Δ , а δV – сумарна поправка до показника швидкості [6]. При зниженні бомби з постійною приладовою швидкістю істинна швидкість буде зменшуватися і на висоті $H=0$ вони стають рівними.

Визначення максимальної аеродинамічної якості КАБ

Із формули (3) видно, що визначальним параметром дальності польоту КАБ є її аеродинамічна якість. На практиці використовують декілька способів оцінки аеродинамічної якості:

- продувкою моделі КАБ в аеродинамічній трубі;
- розрахунком за діючими методиками;
- льотним експериментом натурної КАБ.

Розглянемо особливості кожного із даних методів.

Для продувки в трубі розробляють продувочну модель КАБ. Вона повинна бути геометрично подібною своєму аналогу.

Модель продувають у трубі і визначають діючі сили і моменти в залежності від кута атаки. За силами і моментами розраховують відповідні коефіцієнти даних сил і моментів $C_x(\alpha)$, $C_y(\alpha)$. Ці залежності моделі і її аналогу повинні бути однаковими. Вони також дозволяють побудувати поляру $C_x(C_y)$.

Приклад такої залежності наведений на рис. 2.

Поляра застосовується для розрахунку багатьох льотних характеристик і, перш за все, лобового опору та аеродинамічної якості. У будь-якій точці поляри можна визначити відношення C_{ya}/C_{xa} , тобто аеродинамічну якість. Максимальну якість можна визначити тангенсом кута нахилу дотичної лінії, що проведена з початку координат до кривої $C_{ya}(C_{xa})$. Точка торкання відповідає найвигіднішому коефіцієнту підйомної сили, а саме і максимальній якості [6].

Основною проблемою даного методу є використання досить дорогої аеродинамічної труби.

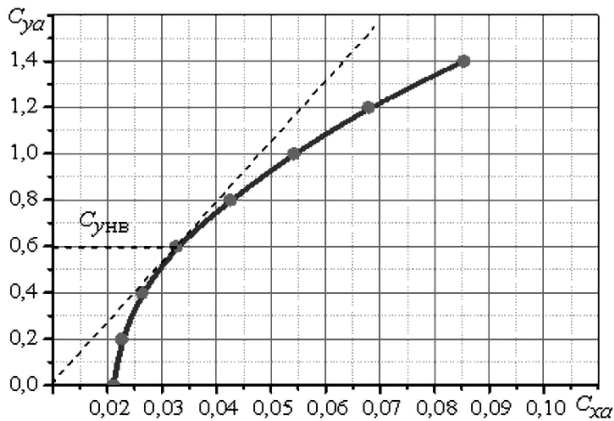


Рис. 2. Приклад поляри КАБ

Розрахункові методики високого рівня з визначення аеродинамічної якості вимагають застосування комп'ютерної техніки та складання складних програм. Найбільш доступним і точним методом визначення аеродинамічних характеристик є льотний експеримент. У ньому в якості моделі може бути використаний безпосередньо сам об'єкт досліджування – КАБ зі штатним вимірювальним обладнанням, що дозволяє реєструвати горизонтальну V_x та вертикальну V_y швидкості польоту, геометричну висоту, кути крену, курсу.

Задачею експерименту є виконання «площадок» з постійним кутом зниження і витримуванням постійної швидкості протягом 10...20 с.

Виконавши такі «площадки» на швидкостях $V_{min}, V_1, V_2, \dots, V_{max}$, будують залежності від швидкості: θ, V_y, K за формулами:

$$\frac{V_y}{V_x} = -\operatorname{tg}\theta = \frac{1}{K} \quad \text{або} \quad V_y = \frac{V_x}{K} \approx \frac{V}{K}. \quad (6)$$

Із рис. 1, б видно, що співвідношення вертикальної і горизонтальної швидкостей також можна знайти через аеродинамічну якість.

Наближена рівність свідчить про те, що горизонтальна складова швидкості V_x є близькою до швидкості по траєкторії V в силу малості кута зниження θ між векторами швидкості. Це дає підставу стверджувати, що в прямолінійному сталому зниженні вертикальна швидкість у K разів менша траєкторної швидкості. Використовуючи цю властивість, можна побудувати поляру швидкостей (рис. 1, б). Дотична до неї визначить мінімальний кут зниження і найвигідніший режим польоту. Звідси вертикальну швидкість можна знайти як $V_y = V/K$.

Максимальна аеродинамічна якість бомби з крилом дозволяє визначити її максимальну дальність польоту.

Оцінка впливу тяги двигуна на дальність польоту бомби

При наявності двигуна на бомбу діє додаткова сила P та додаткова сила ΔG_{cy} – сила тяжіння силової установки і палива для двигуна [7]. Тобто сила тяжіння бомби з двигуном зростає до $G_{\partial\partial\epsilon} = G + \Delta G_{cy}$. Тоді перше рівняння системи (1) приймає вид:

$$X_a = P - G_{\partial\partial\epsilon} \sin\theta_{\partial\partial\epsilon}, \quad (7)$$

де $\theta_{\partial\partial\epsilon}$ – кут зниження бомби з працюючим двигуном.

Рівняння (2) після установки двигуна прийме вид:

$$Y_a = G_{\partial\partial\epsilon} \cos\theta_{\partial\partial\epsilon}. \quad (8)$$

Поділивши (7) на (8), одержимо

$$\frac{1}{K} = \frac{P - G_{\partial\partial\epsilon} \sin\theta_{\partial\partial\epsilon}}{G_{\partial\partial\epsilon} \cos\theta_{\partial\partial\epsilon}} = \frac{P}{G_{\partial\partial\epsilon} \cos\theta_{\partial\partial\epsilon}} - \operatorname{tg}\theta_{\partial\partial\epsilon}. \quad (9)$$

З порівняння (9) і (2) приходимо до висновку, що силова установка підвищує дальність польоту бомби через зменшення кута планерування.

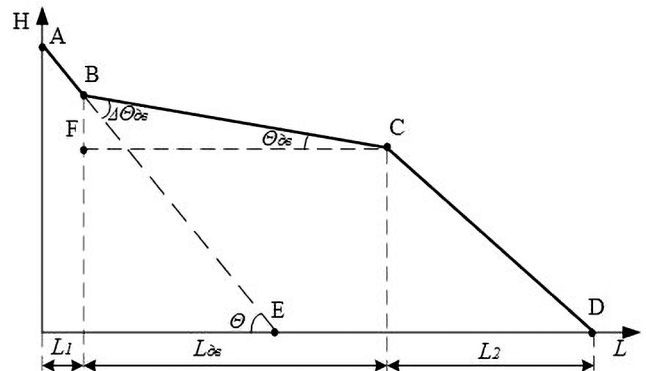


Рис. 3. Траєкторія планерування бомби

Слід зауважити, що зміна конфігурації бомби за рахунок власної тяги та паливного бака декілька підвищує її лобовий опір і зменшує максимальну аеродинамічну якість бомби. Планування виконується на невеликих кутах, тому можна прийняти допущення, що $\cos\Delta\theta_{\partial\partial\epsilon} \approx 1$ і записати рівняння (9) у виді:

$$\operatorname{tg}\theta_{\partial\partial\epsilon} = -\left(\frac{1}{K} - \frac{P}{G_{\partial\partial\epsilon}}\right). \quad (10)$$

По аналогії з формулою (3) дальність польоту бомби з працюючим двигуном можна записати у виді:

$$L_{\partial\partial\epsilon} = \frac{\Delta H}{\operatorname{tg}\theta_{\partial\partial\epsilon}}, \quad (11)$$

де ΔH – витрата висоти за час працювання двигуна. При малих кутах допустимо замінювати $\operatorname{tg}\theta$ самим кутом у радіанах. Тоді можна записати $\operatorname{tg}\theta_{\partial\partial\epsilon} = \theta_{\partial\partial\epsilon} = \theta - \Delta\theta_{\partial\partial\epsilon} = 1/K - P/G_{\partial\partial\epsilon}$. Порівнюючи цю різницю з формулою (8), одержимо:

$$\Delta\theta_{\partial\partial\epsilon} = P/G_{\partial\partial\epsilon} \text{ рад} = 57,3 P/G_{\partial\partial\epsilon} \text{ град}. \quad (12)$$

Приріст дальності польоту за рахунок працюючого двигуна дорівнює:

$$\Delta L_{\partial\partial\epsilon} = \frac{\Delta H}{\operatorname{tg}\Delta\theta_{\partial\partial\epsilon}} - \frac{\Delta H}{\operatorname{tg}\theta} = \Delta H \left(\frac{1}{\operatorname{tg}\Delta\theta_{\partial\partial\epsilon}} - \frac{1}{\operatorname{tg}\theta} \right). \quad (13)$$

Двигун за запасом палива має обмежений час роботи і встає питання, на якій частині траєкторії його потрібно включати: одразу після скидання бомби або наприкінці? Іншими словами, де він надає бомбі найбільшу енергію?

Загальна енергія бомби оцінюється величиною

$$H_e = H + \frac{V^2}{2g}, \quad (14)$$

де H_e – загальна енергія 1 кг ваги бомби або так звана «енергетична висота», що складається з потенційної (H) і кінетичної ($V^2/2g$) енергій.

Приріст енергії за рахунок тяги двигуна можна оцінити у виді:

$$\Delta H_e = \frac{dH_e}{dt} \Delta t. \quad (15)$$

Похідну dH_e/dt визначимо диференціюванням рівняння (15):

$$\frac{dH_e}{dt} = \frac{dH}{dt} + \frac{V}{g} \frac{dV}{dt}. \quad (16)$$

Вона складається з суми похідних геометричної висоти (вертикальної швидкості) і з тангенціального прискорення.

Похідну dH/dt визначимо через параметри бомби. Для цього напишемо два відомих рівняння динаміки польоту для висоти і швидкості:

$$\frac{dH}{dt} = V \sin \theta_{\text{об}}, \quad \frac{dV}{dt} = g(n_x - \sin \theta_{\text{об}}). \quad (17)$$

Визначимо з другого рівняння $\sin \theta_{\text{об}}$

$$\sin \theta_{\text{об}} = gn_x - \frac{1}{g} \frac{dV}{dt}. \quad (18)$$

та підставимо його у перше рівняння. Отримаємо:

$$\frac{dH}{dt} = V \left(gn_x - \frac{1}{g} \frac{dV}{dt} \right). \quad (19)$$

Підставимо похідну dH/dt в (16) та одержимо:

$$\frac{dH_e}{dt} = V n_x = V \frac{P - X_a}{G_{\text{об}}} \quad (20)$$

За знаком похідної dH_e/dt можна визначити зміну функції (у даному разі функції $H_e(t)$): якщо похідна додатна (а це можливо при $P > X_a$), то функція зростає – енергія бомби збільшується за часом незалежно від маневру, що виконує бомба. І навпаки – якщо тяга менша за лобового опору, загальна енергія зменшується за часом.

У нашому випадку звичайно $P < X_a$, тому тяга двигуна тільки зменшує похідну dH_e/dt , але не змінює її знак. Іншими словами, і з тягою двигуна енергія бомби продовжує зменшуватися, але не так швидко як без двигуна.

Дальність польоту при наявності двигуна визначається рівнянням:

$$\frac{dL}{dt} = V \cos \theta_{\text{об}}. \quad (21)$$

Поділивши дане рівняння на рівняння (20), одержимо:

$$\frac{dL}{dH_e} = \frac{\cos \theta_{\text{об}}}{n_x}. \quad (22)$$

Шляхом інтегрування (20) одержимо:

$$L = \int_{H_{e1}}^{H_{e2}} \frac{\cos \theta_{\text{об}}}{n_x} dH_e. \quad (23)$$

У формулі (21) $H_{e1} = H_1 + \frac{V_1^2}{2g}$, $H_{e2} = H_2 + \frac{V_2^2}{2g}$ де

індекс «1» – відповідає польоту бомби у момент включення двигуна, індекс «2» – моменту закінчення його роботи. Вважаємо, що включення двигуна змінює тільки кут нахилу траєкторії і величину тангенціального перевантаження від θ і n_x до значень $\theta_{\text{об}}$ і $n_{x\text{об}}$. Їх постійність дозволяє записати рішення інтегралу (21) у наступному виді:

$$L_{\text{об}} = \frac{\cos \theta_{\text{об}}}{n_{x\text{об}}} (H_{e2} - H_{e1}). \quad (24)$$

Таким чином, частина траєкторії польоту бомби з працюючим двигуном обумовлена двома параметрами: $\theta_{\text{об}}$ і $n_{x\text{об}}$ та приростом енергії.

Із формули (18) видно, що приріст енергії бомби тільки за рахунок тяги двигуна буде залежати від величини тяги P , часу роботи двигуна Δt , а також від швидкості польоту:

$$\Delta H_{e\text{об}} = \frac{VP}{G} \Delta t. \quad (25)$$

Раніше було показано, що зниження бомби доцільно виконувати на постійній *приладовій* швидкості, яка забезпечує максимальну аеродинамічну якість [3]. Між тим приріст енергії в формулі (23) визначається *істинною* швидкістю. Ці швидкості пов'язані між собою умовою $V \approx V_{\text{пр}} \sqrt{\Delta}$, тобто при плануванні бомби з постійною приладовою швидкістю істинна швидкість і приріст енергії будуть зменшуватися по мірі зменшення висоти.

Так, на висоті $H = 12\,000$ м маємо $\sqrt{\Delta} = 0,5$, на висоті $H = 8\,000$ м $\sqrt{\Delta} = 0,65$, на висоті $H = 5\,000$ м він дорівнює $\sqrt{\Delta} = 0,77$, біля землі $\sqrt{\Delta} = 1$.

Звідси слідє висновок: включення двигуна доцільно виконувати на початку траєкторії планування, коли істинна швидкість найбільша, а двигун забезпечує найбільшій приріст дальності. Рух бомби після скидання буде залежати від закону управління бомби. Найбільш раціональним, на нашу думку, є закон управління швидкістю. Витримування приладової швидкості найвигідніше забезпечить зниження бомби з максимальною аеродинамічною якістю і, отже, найбільшу дальність.

Тому перед скиданням бомби рулі повинні бути встановлені в положення, що відповідає їх балансувальній величині на найвигіднішій швидкості і висоті, а також з включеним двигуном. Тоді бомба після відділення від літака у перехідному процесі буде намагатися перейти на найвигіднішу швидкість і збалансуватися по моментах та силах.

Так, для отримання найбільшої дальності польоту скидання бажано виконувати якомога на більшій швидкості і висоті, щоб бомба набула найбільшу енергію (формула 14), яку можливо перетворити в дальність. У цьому випадку система керування буде намагатися зменшити швидкість шляхом зменшення кута зниження бомби або переводу її в режим набору висоти [8]. На даному етапі включається двигун.

Після досягнення найвигіднішої швидкості система керування переведе бомбу в режим сталого зниження (точка B на рис. 3). Після витрати палива двигун зу-

пинається, бомба переходить на більшій кут зниження (точка С).

Таким чином, загальна дальність польоту бомби буде рівною:

$$L = L_1 + L_{\text{де}} + L_2, \quad (26)$$

де L_1 – ділянка польоту від початку скидання до досягнення найвигіднішої швидкості, $L_{\text{де}}$ – ділянка польоту з працюючим двигуном, L_2 – ділянка польоту після виключення двигуна.

ВИСНОВКИ

Проведено аналіз зміни траєкторії польоту бомби за рахунок роботи реактивного двигуна. Показано роль двигуна у забезпеченні зменшення кута нахилу траєкторії планування бомби.

Показано, що оптимальним режимом польоту як з включеним, так і з виключеним двигуном є найвигідніша приладова швидкість.

За допомогою енергетичного метода динаміки польоту встановлено, що включення двигуна доцільно виконувати одразу після скидання перед виходом на режим сталого планування.

Визначені умови забезпечення максимальної дальності польоту КАБ.

СПИСОК ПОСИЛАНЬ

1. Зірка А.Л., Козлов В.Г. Оцінка бойових можливостей літаків тактичної авіації російської федерації у війні з Україною. *Озброєння та військова техніка*. Київ: ЦНДІ ОВТ ЗС України. 2022. № 1(33). С. 109—119. [https://doi.org/1034169/2414-0651.2022.1\(33\).109-119](https://doi.org/1034169/2414-0651.2022.1(33).109-119).
2. Удосконалення бомбометання з кабрирування як засіб підвищення ефективності бойового застосування ударного літального апарату / Кушнір С.В., Сілков В.І., Зірка А.Л., Кравчук І.С. *Озброєння та військова техніка*. Київ: ЦНДІ ОВТ ЗС України. 2021. № 3(31). С. 44—50. [https://doi.org/1034169/2414-0651.2021.3\(31\).44-50](https://doi.org/1034169/2414-0651.2021.3(31).44-50).
3. Сілков В.І., Архипов М.І., Зірка А.Л. Оптимізація режимів бойового застосування та конструктивних параметрів авіаційних коригованих засобів ураження класу повітря – поверхня. *Озброєння та військова техніка*. Київ: ЦНДІ ОВТ ЗС України. 2022. № 2(34). С. 88—99. [https://doi.org/1034169/2414-0651.2022.2\(34\).88-99](https://doi.org/1034169/2414-0651.2022.2(34).88-99).
4. Зірка А.Л. Методика оцінки значень основних параметрів бомбометання з кабрирування для забезпечення реалізації заданої дальності польоту бомби на основі енергетичного підходу. *Озброєння та військова техніка*. Київ: ЦНДІ ОВТ ЗС України. 2023. № 1(37). С. 40—45. [https://doi.org/1034169/2414-0651.2023.1\(37\).40-45](https://doi.org/1034169/2414-0651.2023.1(37).40-45).
5. Аеродинаміка літальних апаратів: підруч. / Котельников Г.Н., Мамлюк О.В., Сілков В.І., Терещенко Ю.М.
6. Сілков В.І. Динаміка польота летательных аппаратов. Киев: КМУ ГА. 1997. 424 с.
7. Теорія теплових двигунів: підруч. / [Терещенко Ю.М., Бойко Л.Г., Дмитрієв С.О. та ін.]; за ред. Ю. М. Терещенка. Київ: Вища шк. 2001. 382 с.
8. Воробьев В.Г., Кузнецов С.В. Автоматическое управление полетом самолетов. М.: Транспорт. 1995. 359 с.

REFERENCES

1. Zirka, A.L. & Kozlov, V.H. (2022). “Otsinka boiovykh mozhlyvostei litakiv taktychnoi aviatsii rosiiskoi federatsii u viini z Ukrainoiu” [Assessment of the combat capabilities of tactical aircraft of the russian federation in the war with Ukraine], *Ozbroiennia ta viiskova tekhnika*. K.: TsNDI OVT ZS Ukrainy. № 1(33). Pp. 109—119. [https://doi.org/1034169/2414-0651.2022.1\(33\).109-119](https://doi.org/1034169/2414-0651.2022.1(33).109-119).
2. Kushnir, S.V., Silkov, B.I., Zirka, A.L. & Kravchuk, I.S. (2021). “Udoskonalennia bombometannia z kabryruvannia yak zasib pidvyshchennia efektyvnosti boiovoho zastosuvannia udarnoho litalnogo aparatu” [Improvement of bombing from a cab as a means of increasing the effectiveness of the combat use of an attack aircraft], *Ozbroiennia ta viiskova tekhnika*. № 3(31). K.: TsNDI OVT ZS Ukrainy. Pp. 44—50. [https://doi.org/1034169/2414-0651.2021.3\(31\).44-50](https://doi.org/1034169/2414-0651.2021.3(31).44-50).
3. Silkov, V.I., Arkhipov, M.I. & Zirka, A.L. (2022). “Optymizatsiia rezhymiv boiovoho zastosuvannia ta konstruktyvnykh parametriv aviatsiinykh korehovanykh zasobiv urazhennia klasu povitria – poverkhnia” [Optimization of modes of combat use and design parameters of aviation corrected air-to-surface means of attack], *Ozbroiennia ta viiskova tekhnika*. K.: TsNDI OVT ZS Ukrainy. № 2(34). Pp. 88—99. [https://doi.org/1034169/2414-0651.2022.2\(34\).88-99](https://doi.org/1034169/2414-0651.2022.2(34).88-99).
4. Zirka, A.L. (2023). “Metodyka otsinky znachen osnovnykh parametriv bombometannia z kabryruvannia dlia zabezpechennia realizatsii zadanoi dalnosti polotu bomby na osnovi energetychnogo pidkhdodu” [Methodology for estimating the values of the main parameters of bomb-throwing from cabration to ensure the implementation of the given bomb flight range based on the energy approach], *Ozbroiennia ta viiskova tekhnika*. K.: TsNDI OVT ZS Ukrainy. № 1(37). Pp. 40—45. [https://doi.org/1034169/2414-0651.2023.1\(37\).40-45](https://doi.org/1034169/2414-0651.2023.1(37).40-45).
5. Kotelnikov, H.N., Silkov, V.I., Mamliuk, O.V. & Tereshchenko, Yu.M. (2002), “Aerodynamika litalnykh aparativ” [Aerodynamics of aircraft]. K.: Vyscha osvita. P. 354.
6. Silkov, V.I. (2004). “Boiove manevruvannia litalnykh aparativ” [Combat maneuvering of aircraft]. K.: NAOU. 338 p.
7. “Teoriia teplovykh dvyguniv: pidruchnyk” [Theory of Heat Engines: Textbook] / [Tereshchenko Yu.M., Boyko L.H., Dmytriiev S.O. et al.]; edited by Yu.M. Tereshchenko. K.: Vyscha Shkola. 2001. 382 p.
8. Vorobyov, V.G. & Kuznetsov, S.V. (1995). “Avtomaticheskoe upravlenie poletom samoletov” [Automatic Flight Control of Aircraft]. M.: Transport. 359 p.

Silkov V.I., Mirrakhovich M.M., Zirka A.L.

METHODOLOGY FOR CALCULATING THE FLIGHT RANGE OF A BOMB EQUIPPED WITH WINGS AND AN ENGINE

The article presents a methodology for calculating the maximum flight range of a bomb equipped with wings and a turbojet engine. Working formulas are derived for calculating the bomb's flight range, taking into account the improvement of its aerodynamic efficiency due to the addition of a gliding module and the installation of a cruise engine.

A methodology is proposed for determining the main aerodynamic characteristics of a gliding bomb and constructing its polar diagram based on the results of a flight experiment with a model. An assessment is made of the impact of engine thrust on the bomb's flight range. It is shown that installing an engine reduces the gliding trajectory angle of the bomb by a value proportional to the ratio of thrust to the bomb's weight. Calculation dependencies are proposed to determine the optimal moment for starting the cruise engine after the bomb is released from the carrier.

Using the energy method, it is proven that the lowest fuel consumption for obtaining the same thrust impulse is achieved when the engine is started at the initial phase of the flight, while the bomb's gliding for maximum range should be performed at the most advantageous indicated airspeed. The conditions for achieving the maximum flight range of the bomb are determined. Calculation dependencies are provided for determining the maximum range, taking into account all phases of the bomb's flight.

Keywords: *aerial bomb, bomb gliding, flight trajectory, aerodynamic efficiency, flight range, turbojet engine.*

Відомості про авторів:

Сілков Валерій Іванович

кандидат технічних наук, доцент, провідний науковий співробітник науково-дослідного відділу розвитку авіаційно-космічних систем (комплексів) Центрального науково-дослідного інституту озброєння та військової техніки Збройних Сил України
м. Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0003-4446-212X>
e-mail: silkov041232@gmail.com

Мітрахович Михайло Михайлович

доктор технічних наук, професор, провідний науковий співробітник Центрального науково-дослідного інституту озброєння та військової техніки Збройних Сил України, м. Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0001-7656-1371>
e-mail: mmma777@gmail.com

Зірка Андрій Леонідович

кандидат технічних наук, старший дослідник, начальник відділу розвитку авіаційно-космічних систем (комплексів) Центрального науково-дослідного інституту озброєння та військової техніки Збройних Сил України
м. Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0001-5304-2894>
e-mail: alzirka@ukr.net

Information about the authors:

Silkov Valerii

Candidate of Technscal Scinces
Leading Researcher of Research Department of Aviation-Space Systems (Complexes)
Central Scientific Research Institute of Armament and Military Equipment of Armed Forces of Ukraine
Kyiv, Ukraine
<https://orsid.org/0000-0003-4446-212X>
e-mail: silkov041232@gmail.com

Mirrakhovich Michael

Doctor of Technical Sciences, Professor
Central Scientific Research Institute of Armament and Military Equipment of Armed Forces of Ukraine
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0001-7656-1371>
e-mail: mmma777@gmail.com

Zirka Andrii

Candidate of Technscal Scinces
Chief of Research Department of Aviation-Space Systems (Complexes) of Central Scientific Research Institute of Armament and Military Equipment of Armed Forces of Ukraine
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0001-5304-2894>
e-mail: alzirka@ukr.net

Стаття надійшла до редколегії 18.02.2025.