

УДК 623.746-519

DOI: [https://doi.org/1034169/2414-0651.2026.1\(49\).33-39](https://doi.org/1034169/2414-0651.2026.1(49).33-39)

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

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)

К. М. ТОРХОВ
(«Адрон DAM», м. Київ)

М. В. БУРТИН
(АТ «Антонов», м. Київ)

МЕТОДИКА ВИЗНАЧЕННЯ АЕРОДИНАМІЧНИХ І ЛЬОТНО-ТАКТИЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК КЕРОВАНОЇ АВІАЦІЙНОЇ БОМБИ В ЛЬОТНОМУ ЕКСПЕРИМЕНТІ

У статті викладена методика розрахунку дальності польоту бомби, яка оснащена крилом і турбореактивним двигуном. Запропоновано робочі формули для оцінок різних варіантів характеристик: у повній конфігурації, а також за рахунок двигуна та за рахунок крила.

Застосування енергетичного метода динаміки польоту дозволило одержати залежності приросту дальності планування бомби за рахунок величини тяги двигуна та часу його роботи. Показано, що оснащення бомби крилом і двигуном здатне у багато разів перевищити дані, що були отримані шляхом підвищення аеродинамічної якості.

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

Ключові слова: авіаційна бомба, планування авіаційної бомби, керована авіаційна бомба, траєкторія польоту, аеродинамічна якість, дальність польоту, турбореактивний двигун.

ВСТУП

Розвиток та вдосконалення плануючих авіаційних бомб призвело до перегляду та суттєвих змін у тактиці бойового застосування літаків-бомбардувальників (ударних тактичних літаків). Збройне протистояння в ході відбиття агресії РФ проти України відрізняється від попередніх збройних конфліктів безпрецедентним масовим застосуванням безпілотних літальних апаратів (БпЛА) і плануючих керованих авіаційних бомб. Це обумовлено двома причинами: суттєвим підвищенням

бойових властивостей засобів ППО противника та недостатньою дальністю польоту вільнопадаючих бомб у штатній конфігурації [1, 4].

Модернізація некерованих авіаційних бомб з метою збільшення дальності польоту призвела до необхідності її оснащення рульовими поверхнями та виконавчими механізмами системи керування і комплексу моторного планування (КМПК) та перетворення її на плануючу керовану авіаційну бомбу (ПКАБ).

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

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

Метою статті є відпрацювання робочого науково-методичного апарату з оцінювання аеродинамічних характеристик та льотно-тактичних даних сучасної ПКАБ.

РЕЗУЛЬТАТИ ДОСЛІДЖЕНЬ

До ПКАБ висуваються основні вимоги: ударна міць, точність влучання і дальність планування. Ударна міць ПКАБ оцінюється величиною тротилового еквівалента, дальність польоту – аеродинамічною якістю і досконалістю встановлених двигуна і крила, 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 дальності скидання авіаційних бомб поступово збільшувались, 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 (вільнопадаюча) авіаційна бомба відрізняється невеликою величиною аеродинамічної якості (звичай у межах 1–2 одиниць). Її збільшення за рахунок вдосконалення аеродинаміки корпусу бомби повністю себе вичерпало. Залишається одна можливість – оснащення бомби крилом та двигуном.

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 ПКАБ – це новітній і ефективний зразок озброєння, який необхідно терміново впроваджувати і вдосконалювати. Розглянемо більш докладно означені варіанти.

Визначення дальності польоту бомби

У сталому планеруванні ПКАБ 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):

$$\begin{aligned} X_a &= -G \sin \theta, \\ Y_a &= G \cos \theta, \end{aligned} \tag{1}$$

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

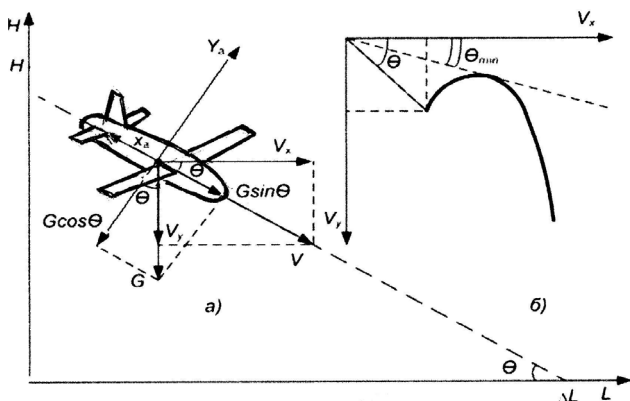


Рис. 1. Схема сил, що діють на бомбу у вертикальній площині

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

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

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

де ΔH – витрачена висота за час планерування.

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

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

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

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

Швидкість польоту отримуємо з другого рівняння системи (1):

$$Y_a = C_{ya} \rho V^2 S / 2 = G \cos \theta.$$

Звідси

$$V_{np} = \sqrt{\frac{2gm}{C_{y_{ув}} \rho_0 S}}. \tag{4}$$

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 нульової висоти $\rho_0 = 1,225 \text{ кг/м}^3$.

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:

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

Відношення ρ_H / ρ_0 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 ПКАБ

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

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

Розглянемо особливості кожного із даних методів.

Для продувки в трубі розробляють продувочну модель ПКАБ. 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 полярю $C_{xa}(C_{ya})$. Приклад такої залежності наведений на рис. 2.

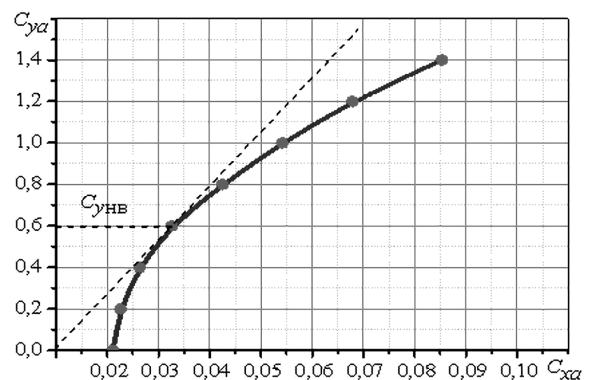


Рис. 2. Приклад полярю ПКАБ

Поляр застосовується для розрахунку багатьох льотних характеристик і, перш за все, лобового опору та аеродинамічної якості. У будь-якій точці полярів 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 та дорогої моделі.

Розрахункові методи високого рівня з визначення аеродинамічної якості вимагають застосування комп'ютерної 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 дослідження – ПКАБ зі штатним вимірювальним обладнанням, що дозволяє реєструвати горизонтальну V_x та вертикальну V_y швидкості польоту, геометричну висоту, кути крену, курсу та ін.

Задачею експерименту є виконання «площадок» з постійним кутом зниження і витриманням 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 ними. Це дає підставу стверджувати, що в прямолінійному сталому зниженні вертикальна швидкість у K разів менша траєкторної швидкості. Використовуючи цю властивість, можна побудувати поляр 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 тяги P , та додаткова сила ΔG_{cy} – сила тяжіння силової установки і палива для двигуна [7]. Тобто сила тяжіння бомби з двигуном зростає до $G_{\text{дв}} = G + \Delta G_{cy}$. Тоді перше рівняння системи (1) приймає вид:

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

де $\theta_{\text{дв}}$ – кут зниження бомби з працюючим двигуном. Для підвищення дальності польоту бомби з двигуном встановлюють додаткові паливні баки: її злітна маса може суттєво зрости. Крім того, паливні баки підви-

щують площу міделя ПКАБ, її аеродинамічна якість зменшується. Це веде до погіршення початкових характеристик модернізованої бомби.

Рівняння (2) після установки двигуна приймає вид:

$$Y_a = G_{\text{дв}} \cos \theta_{\text{дв}}. \quad (8)$$

Поділивши (7) на (8), одержимо

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

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

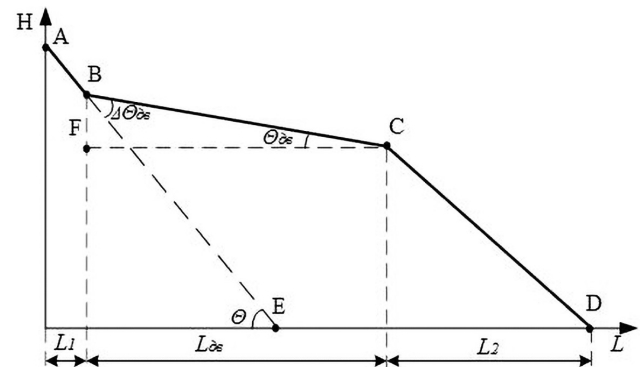


Рис. 3. Траєкторія планування авіаційної бомби

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

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

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

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

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

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

Приріст дальності польоту за рахунок працюючого двигуна дорівнює:

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

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 ПКАБ найбільшу енергію. Загальна питома енергія ПКАБ 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 енергетичної висоти 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 (14):

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

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

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

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

Визначимо з другого рівняння $\sin \theta_{\partial\theta}$

$$\sin \theta_{\partial\theta} = gn_x - \frac{1}{g} \frac{dV}{dt} \quad (18)$$

та підставимо його у перше рівняння. Отримаємо:

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

Підставимо похідну dH/dt в (14) та одержимо:

$$\frac{dH_e}{dt} = Vn_x = V \frac{P - X_a}{G_{\partial\theta}}. \quad (20)$$

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 ПКАБ збільшується за часом незалежно від маневру, що виконує бомба. І навпаки – якщо тяга менша за лобовий опір, 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 ПКАБ продовжує зменшуватися, але не так швидко, як без двигуна.

Дальність польоту при наявності двигуна визначається рівнянням:

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

Поділивши це рівняння на рівняння (20), одержимо:

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

Шляхом інтегрування (22) отримаємо:

$$L_{\partial\theta} = \int_{H_{e1}}^{H_{e2}} \frac{\cos \theta_{\partial\theta}}{n_x} dH_e. \quad (23)$$

У формулі (23) $H_{e1} = H_1 + \frac{V_1^2}{2g}$, $H_{e2} = H_2 + \frac{V_2^2}{2g}$, де

індекс «1» – відповідає польоту ПКАБ 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 $\theta_{\partial\theta}$ і $n_{x\partial\theta}$. Їх постійність дозволяє записати рішення інтегралу (23) у наступному виді:

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

Таким чином, частина траєкторії польоту ПКАБ з працюючим двигуном обумовлена двома параметрами: $\theta_{\partial\theta}$ і $n_{x\partial\theta}$ та приростом енергії. Із формули (20) видно, що приріст енергії ПКАБ тільки за рахунок тяги двигуна буде залежати від величини тяги P , часу роботи двигуна Δt , а також від швидкості польоту:

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

Раніше було показано, що зниження ПКАБ доцільно виконувати на постійній *приладовій* швидкості, яка забезпечує максимальну аеродинамічну якість [3]. Між тим, приріст енергії в формулі (25) визначається *істинною* (точніше шляховою при наявності вітру) швидкістю. Ці швидкості пов'язані між собою умовою $V \approx V_{np} \sqrt{\Delta}$, 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 слідує висновок: включення двигуна доцільно виконувати на початку траєкторії планування, коли істинна швидкість найбільша, а двигун забезпечує найбільший приріст дальності.

Рух ПКАБ після скидання буде залежити від закону управління бомби. Найбільш раціональним, на нашу думку, є закон управління приладовою швидкістю. *Витримування приладової швидкості найвигіднішою забезпечить зниження бомби з максимальною аеродинамічною якістю і, отже, найбільшу дальність.*

Тому перед скиданням ПКАБ 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 набрала найбільшу енергію (формула 25), 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 ПКАБ в режим сталого зниження (точка В на рис. 3). Після витрати палива двигун зу-

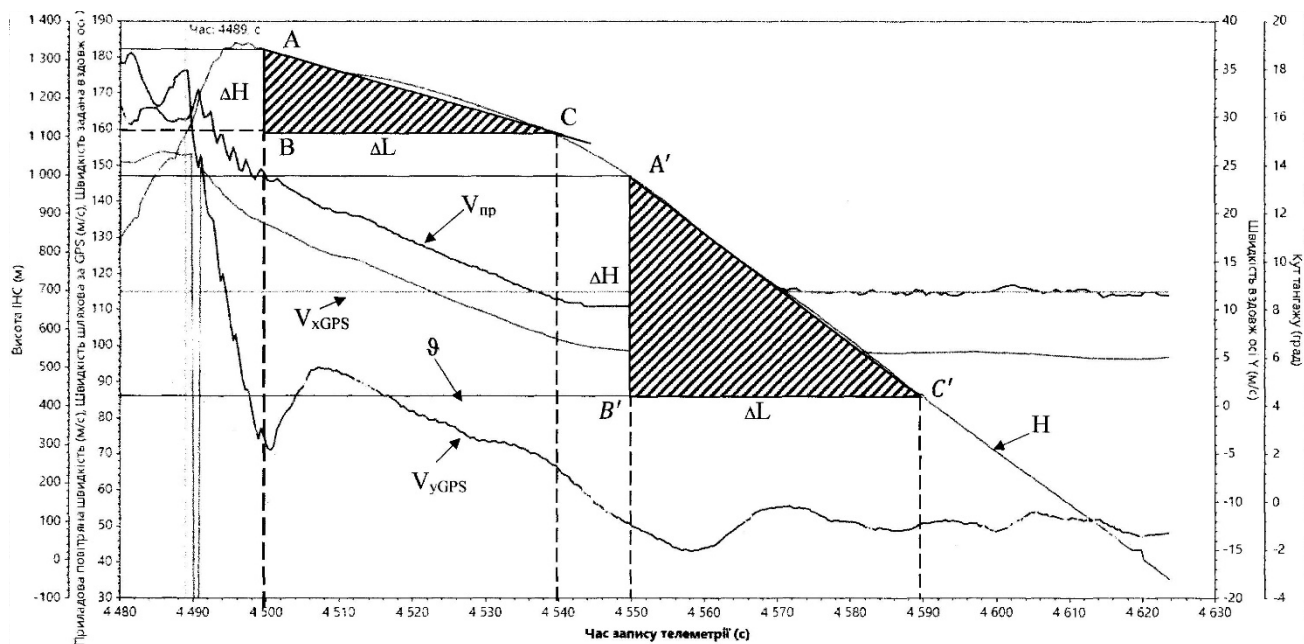


Рис. 4. Запис зміни параметрів польоту при плануванні ПКАБ у льотному експерименті

пиняється, ПКАБ переходить на більший кут зниження (точка С).

Таким чином, загальна дальність польоту ПКАБ буде рівною:

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

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

Визначення полярів та аеродинамічної якості у льотному експерименті

При льотних випробуваннях ПКАБ її оснащують контрольно-записувальною апаратурою, яка дозволяє отримати записи параметрів польоту за часом. Приклад таких записів наведений на рис. 4.

Авіаційна бомба скидається з кабрирування на висоті $H = 850$ м, на швидкості, суттєво більшій найвигіднішій, тому вона системою керування одразу переводиться у набір висоти (до 1350 м). Ця ділянка польоту характеризується збуреною зміною всіх параметрів: швидкостей – приладової $V_{пр}$, горизонтальної V_{xGPS} , та вертикальної V_{yGPS} , кута тангажу ϑ . Далі траєкторія повертається і починається етап зниження. Його можна розділити на два етапи: 1) $t = 4500$ – 4545 с, 2) $t = 4545$ – 4620 с.

Перший етап виконується з працюючим двигуном, другий – з виключеним. Етапи легко різняться кутами нахилу запису висоти за часом: у першого він суттєво менше, ніж у другого. Основною вимогою до них є стале прямолінійне зниження, що реалізується при витриманні близькими до постійних значень приладової, горизонтальної V_{xGPS} і вертикальної V_{yGPS} швидкостей. На першому етапі цим вимогам не відповідають лише швидкості, тому замінимо їх змінні значення на середні, щоб одержати хоча б наближений результат.

За часом параметри першого етапу є близькими до постійних і розташовані в інтервалі часу $\Delta t = 4500$ – 4540 с, а параметри другого етапу в інтервалі $\Delta t = 4550$ –

4590 с. В даних інтервалах будемо трикутники ABC і $A'B'C'$ так, щоб їх гіпотенузи лягли на висоту. Тоді їх катети AB та $A'B'$ визначатимуть втрачену при зниженні висоту ΔH .

Катети CB і $C'B'$ визначають дальність польоту на кожному етапі $\Delta L = V_{xGPS}\Delta t$. Одержані значення ΔH і ΔL дозволять обчислити за наведеними раніше формулами інші характеристики планеруючої бомби.

ВИСНОВКИ

1. Розроблена методика дозволяє визначити поляр, аеродинамічну якість планеруючої бомби за записаними у польоті параметрами та розрахувати дальність її польоту. Визначені умови забезпечення максимальної дальності польоту ПАБ.
2. Обґрунтовані льотно-технічні показники бомби, що обладнана крилом та турбореактивним двигуном. Визначені умови оптимального використання палива двигуном та приріст дальності польоту бомби при їх практичному застосуванні.
3. За допомогою енергетичного методу динаміки польоту встановлено, що включення двигуна доцільно виконувати на якомога більших швидкостях після скидання бомби.

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 ОБТ 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 ОБТ 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 пара-

- метрів авіаційних коригованих засобів ураження класу повітря – поверхня. озброєння та військова техніка. Київ: ЦНДІ ОБТ 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 ОБТ 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. / Котельніков Г.Н., Мамлюк О.В., Сілков В.І., Терещенко Ю.М.
 6. Сілков В.І. Динаміка польота летальних апаратів. Київ: 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. Вороб'єв В.Г., Кузнецов С.В., Автоматическое управление полетом самолетов. М.: Транспорт. 1995. 359 с.

REFERENCES

1. Zirka, A.L. & Kozlov, V.G. (2022). “Otsinka boiovykh mozhlyvostei litativ taktychnoi aviatsii rosiiskoi federatsii u viini z Ukrainoiu” [Estimation of russian tactical aviation airplanes capabilities in russia-Ukraine war. Armament and military equipment]. K.: CSRI AME AF of Ukraine. № 1(33). P. 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, V.I., Zirka, A.L. & Kravchuk, I.S. “Udoskonalennia bombometannia z kabryuvannia yak zasib pidvychennia efektyvnosti boiovogo zastosuvannia udarnogo litalnogo aparatu” [Climb bomb drop method improvement as the way to increase of attack airplane effectiveness]. K.: CSRI AME AF of Ukraine. 2012. # 3(31). P. 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., Arkhypov, M.I. & Zirka, A.L. (2022). “Optyimizatsiia rezhymiv boiovogo zastosuvannia ta konstruktivnykh parametriv aviatsiinykh korygovanykh zasobiv urazhennia klasu povitria – poverkhnia” [Optimization of combat application modes and design parameters of air-to-surface guided aviation armament]. CSRI AME AF of Ukraine. # 2 (34). P. 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 kabryuvannia dlia zabezpechennia realizatsii zadanoi dalnosti polotu bomby na osnovi energetychnogo pidkhotu” [Value estimation method for the main parameters of climb bombing with the purpose to reach the required bomb flight distance, based on energy method]. CSRI AME AF of Ukraine. # 1(37). P. 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, G.N., Mamlyuk, O.V., Silkov, V.I. & Tereshchenko, Y.M. “Aerodynamika litalnykh aparativ: pidruchn.” [Aircraft aerodynamics: handbook].
6. Silkov, V.I. (1997). “Dinamika poleta letatelnykh apparatov” [Aircraft flight dynamics]. K.: KIUC A. 424 p.
7. Tereshchenko, Y.M., Boiko, L.G., Dmitriev, S.O. and others. (2001). “Teoriia teplovykh dvyguniv: pidruchn.”

[Heat engine theory: handbook]; under Y.M. Tereshchenko red. K.: High school. 382 p.

8. Vorobiov, V.G. & Kuznetsov, S.V. “Avtomaticheskoe upravlenie poletom samoletov” [Airplane flight automatic guidance]. M.: Transport. 1995. 359 p.

**Silkov V.I., Zirka A.L., Torkhov K.M.,
Burtyn M.V.**

METHOD FOR AERODYNAMIC AND FLIGHT-TACTICAL PARAMETER DEFINITION OF GUIDED AVIATION BOMB IN FLIGHT EXPERIMENT

The article contains the method for calculating of winged and motorized bomb flight distance. Working formulas are proposed for estimating different configuration variants: full configuration, jet engine only and wing only. The flight dynamic energy method allows obtaining an increase in gliding distance in depending on engine thrust and engine operation time. It is shown that integration of engine and wing significantly exceeds the parameters achieved using aerodynamic quality alone. It is shown that engine application allows to decrease bomb gliding trajectory angle by a value, proportional to thrust/bomb-weight ratio.

Using the energy method, it was proven that to reach the minimum fuel consumption the engine should be started the initial part of flight trajectory for the same thrust pulse. To achieve the maximum glide distance, the bomb drop should be released at the most appropriate aircraft velocity.

Keywords: aviation bomb, gliding aviation bomb, guided aviation bomb, flight trajectory, aerodynamic quality, flight distance, jet engine.

Відомості про авторів:

Сілков Валерій Іванович

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

Зірка Андрій Леонідович

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

Торхов Кирил Михайлович

Генеральний директор НПФ «Адрон DAM»
м. Київ, Україна

Буртин Михайло Васильович
інженер-конструктор ДП «Антонов»
м. Київ, Україна

Information about the authors:

Silkov Valerii
Candidate of Technical Sciences
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

Zirka Andrii
Candidate of Technical Sciences
Chief 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://orcid.org/0000-0001-5304-2894>
e-mail: alzirka@ukr.net

Torkhov Kyryl
General director, SPC «AdronDAM»

Burtyn Mikhail
Designer engineer, SE «Antonov»

Стаття надійшла до редколегії 23.12.2025.

Стаття прийнята до друку після рецензування 13.02.2026.

Стаття опублікована 30.03.2026.