

УДК 623.746-519

DOI:[https://doi.org/1034169/2414-0651.2021.3\(30\).44-50](https://doi.org/1034169/2414-0651.2021.3(30).44-50)**С. В. Кушнір,***Головний штурман – начальник штурманського управління авіації Командування Повітряних Сил Збройних Сил України,**м. Вінниця***В. І. Сілков,** кандидат технічних наук, доцент<https://orcid.org/0000-0003-4446-212X>,**А. Л. Зірка,** кандидат технічних наук,<https://orcid.org/0000-0001-5304-2894>*(Центральний науково-дослідний інститут озброєння та військової техніки Збройних Сил України, м. Київ)***І. С. Кравчук** кандидат технічних наук, доцент
(Науково-виробнича фірма АДРОН, м. Київ)

УДОСКОНАЛЕННЯ БОМБОМЕТАННЯ З КАБРИРУВАННЯ ЯК ЗАСІБ ПІДВИЩЕННЯ ЕФЕКТИВНОСТІ БОЙОВОГО ЗАСТОСУВАННЯ УДАРНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ

У статті запропоновано методичний апарат щодо розрахунку та побудови оптимальної траєкторії польоту бомби при її скиданні літальним апаратом при польоті з кабрируванням. Оптимізація здійснюється за параметром максимальної дальності горизонтального польоту бомби після її скидання.

Застосування такого підходу при практичній реалізації польоту бомби за оптимізованою траєкторією дозволяє літальному апарату (носію) здійснювати увесь політ та бомбометання на малій (гранично малій) висоті, при цьому значно збільшити дальність знаходження літального апарату (носія) від цілі в момент бомбометання, що в цілому дозволяє суттєво знизити імовірність його ураження засобами проти-повітряної оборони противника.

Ключові слова: кабрирування літального апарату, оптимальна траєкторія, максимальна дальність, оптимізація, блок управління.

ВСТУП

У багатьох країнах вдосконалення озброєння йде як по лінії створення нових зразків техніки, так і шляхом модернізації, доробок застарілого на даний час озброєння і пошуку нових способів його бойового застосування [1]. В області створення надточної зброї досягнуті колосальні успіхи. Все це відноситься і до винищувально-бомбардувальної авіації (ВБА), про що переконливо

свідчить сирійський збройний конфлікт [2]. Підвищення точності ураження наземних цілей відзначено військовими фахівцями в якості одного з вирішальних чинників ефективності ВБА [3].

Старі бомби мали погану аеродинаміку. Їх підйомна сила була невелика і слабо впливала на траєкторію руху. Бомби останніх поколінь відрізняються більш високою аеродинамікою і часто оснащуються невеликим крилом, що істотно підвищує їх якість і дальність польоту [4].

У цьому процесі не останнє місце займає оптимізація бойової траєкторії польоту. Ідеальна траєкторія (парабола) повинна починатися в точці пуску бомби і закінчуватися в точці розташування цілі. Відхилення параболи від ідеальної має усуватися введенням поправок за допомогою системи управління [5].

Найбільш ефективним маневром виявився маневр бомбометання з кабрирування. Він успішно застосовується при нанесенні бомбових ударів по об'єктах з сильною ППО [6].

Вихід в район цілі здійснюється на гранично малій висоті (рис. 1). Над задалегідь обраним орієнтиром літак переводиться в набір висоти і після досягнення певного кута кабрирування здійснюється скидання бомби, а літак вводиться в напівпетлю і зі зворотнім курсом виходить з небезпечної зони. Бомба летить по балістичній траєкторії, деякий час продовжує набір висоти, зменшує швидкість, а потім переходить в зниження (рис. 1).

Протягом всього маневру літак знаходиться на малій висоті і залишається малопомітним для засобів ППО противника, а оптимальна точка скидання забезпечить поразку цілі на великій дальності та виключить необхідність перетину лінії зіткнення військ. Система високоточної зброї не може бути реалізована без побудови оптимальної траєкторії бомбометання.

Основною складністю даного маневру є визначення дальності до цілі і момент скидання бомби. Однак досвід показує, що сучасні засоби визначення координат цілі і відпрацьовані методи управління траєкторією польоту бомби дозволяють успішно справлятися з рішенням даного завдання. Для цього застосовуються різні технічні системи управління траєкторією польоту бомби. До таких засобів, зокрема, відноситься блок аеродинамічного управління (БАУ) [7].



Рис. 1. Схема траєкторії польоту бомби при кабрируванні

БЛОК АЕРОДИНАМІЧНОГО УПРАВЛІННЯ

Як приклад модернізації засобу ураження можна розглянути керовану авіаційну бомбу (КАБ). Вона представляє собою комбінацію вільно падаючої авіаційної бомби ФАБ-250-М54, блока аеродинамічного управління "Адрос" БАУ-01КТ і додаткового оперення, що забезпечує необхідні характеристики статичної та динамічної стійкості. Схема конструктивного компонування даної КАБ представлена на рис.2.



Рис.2. Схема компонування КАБ: 1 - блок БАУ-01КТ; 2 - авіабомба ФАБ-250-М54, 3 - додаткове оперення

Стабілізація і наведення КАБ на наземну ціль виконуються за допомогою чотирьох аеродинамічних поверхонь (рулів), що диференційно відхиляються за допомогою електроприводів. Блок аеродинамічного управління БАУ-01КТ реалізує самонаведення КАБ на стаціонарні наземні цілі. Параметри наведення при цьому формуються на основі використання навігаційних даних, отриманих за допомогою супутникової системи навігації GPS або ГЛОНАСС, розташованої на БАУ-01КТ, і інформації про координати стаціонарної наземної цілі, які завчасно вводяться в супутникову систему навігації перед стартом (скиданням) КАБ.

Для формування траєкторії наведення в блоці "Адрос" БАУ-01КТ реалізується метод пропорційного самонаведення, як найменш чутливий до зовнішніх збурень, в вертикальній і горизонтальній площині [9].

Канали самонаведення КАБ в горизонтальній і вертикальній площинах мають істотні відмінності, які полягають у необхідності врахування діючої сили земного тяжіння на процес наведення у вертикальній площині і відсутності дії цієї сили в горизонтальній площині наведення.

КАБ, яка оснащена блоком аеродинамічного управління БАУ-01КТ, може застосовуватися як з горизонтального польоту, так і при виконанні складних видів маневру – пікірування або кабрирування на висотах від 500 до 6000 м і швидкостях носія в момент скидання від 400 до 900 км/год.

ОПТИМІЗАЦІЯ ТРАЄКТОРІЇ ПОЛЬОТУ

Основною перевагою бомбометання з кабрирування є ураження цілей з великих дальностей без заходу носія в зону дії ППО противника. В цьому випадку дальність польоту бомби буде одним із значущих параметрів. При освоєнні даного маневру необхідні чіткі знання особливостей побудови і реалізації траєкторії польоту бомби [9].

Розрахунок дальності польоту від моменту скидання бомби з літака до падіння на ціль можна виконати

шляхом вирішення наступної системи диференціальних рівнянь [10]:

$$\frac{dV}{dt} = g(n_{xa} - \sin \theta), \quad \frac{\partial e}{\partial t} n_{xa} = \frac{P - X_a}{gm}; \quad X_a = C_{xa} \left(\frac{\rho V^2}{2} \right) F; \quad (1)$$

$$\frac{d\theta}{dt} = \frac{g}{V} (n_{ya} - \cos \theta), \quad \frac{\partial e}{\partial t} n_{ya} = \frac{Y_a}{gm}; \quad Y_a = C_{ya} \left(\frac{\rho V^2}{2} \right) F; \quad (2)$$

$$\frac{dH}{dt} = V_y = V \sin \theta; \quad \frac{dL}{dt} = V_x = V \cos \theta; \quad (3)$$

$$\frac{dH_e}{dt} = V_y^* = V n_{xa}; \quad H_e = H + \frac{V^2}{2g}. \quad (4)$$

У цих рівняннях позначені: θ – кут нахилу траєкторії, n_{xa} і n_{ya} – тангенціальне і нормальне перевантаження, X_a і Y_a – лобовий опір і підйомна сила, P – тяга двигуна (якщо він є), F – площа міделя бомби, C_{xa} і C_{ya} – коефіцієнти сил лобового опору і підйомної, ρ – щільність повітря, $g = 9.81$ м/с², H – геометрична, H_e – енергетична висоти.

Енергетична висота своєю назвою зобов'язана поняттю повної енергії ЛА $E = GH + mV^2/2g$, де перший доданок – потенційна, а другий – кінетична енергії; m – маса ЛА, а $G = gm$ його вага. Поділивши цей вираз на G , і позначивши його через H_e , отримаємо відносну повну енергію $E/G = H_e = H + V^2/2g$ (див. формулу (4)).

Практичний інтерес представляє похідна від енергетичної висоти за часом dH_e/dt [10]. Підкреслимо особливості наведених залежностей.

1. H_e – являє собою повну енергію одиниці ваги бомби (очевидно, що повна енергія всієї бомби буде в m разів більшою), яка залежить тільки від геометричної висоти і квадрата істинної швидкості.

2. Зміна повної енергії бомби за часом визначається знаком похідної dH_e/dt , яка в свою чергу залежить від знака тангенціального перевантаження n_x (формула (4)).

3. Будемо вважати, що двигуна на бомбі немає. Тоді перевантаження n_x визначається тільки лобовим опором і буде завжди негативним. Отже, $H_e(t)$ – функція, що завжди зменшується з плином часу, а найбільшу енергію бомба буде мати в момент її скидання з носія. І далі її загальна величина за часом буде постійно зменшуватися незалежно від того набирає (втрачає) бомба висоту, розганяється або гальмується, і буде мінімальною тільки в момент попадання в ціль.

Дальність польоту бомби буде також залежить від запасеної повної енергії (швидкості і висоти скидання). На практиці ці параметри обмежуються тактичними умовами бомбометання. Наприклад, висота повинна бути по можливості меншою за умови виявлення носія радіолокаційними засобами ППО противника. Максимальна швидкість залежить від обмежень носія, рельєфу місцевості, максимально допустимого числа Маха і т. д. [11].

Задача оптимізації режиму бомбометання зводиться до вибору в межах дозволеного діапазону висот і швидкостей такого режиму польоту, який забезпечить максимальну дальність. Для отримання максимальної дальності, безумовно, необхідний певний запас енергії. Однак не завжди цей запас енергії можна повністю реалізувати. Необхідно знайти таке поєднання параметрів польоту,

яке дозволяло б бомбі пролетіти найбільшу відстань по горизонталі від місця скидання.

Оскільки в процесі польоту бомби одночасно змінюються і швидкість і висота, то в незалежній змінній, як було сказано, повинні брати участь обидва ці параметри. Такою змінною може бути енергетична висота. Це дозволить змінювати максимальну дальність польоту ΔL шукати як функціонал від енергетичної висоти, тобто

$$\Delta L_{\max} = \int_{H_m}^{H_k} \frac{dL}{dH_e} dH_e. \quad (5)$$

Межі інтегрування визначимо по моменту скидання бомби з носія $H_{e0} = H_0 + V_0^2/2g$ та моменту попадання в ціль $H_{ek} = 0 + V_k^2/2g$, де через θ позначені початкові параметри, а через κ – кінцеві. Оскільки початкова енергія більше кінцевої, то для зручності користування формулою (5) поміняємо місцями межі інтегрування, а перед інтегралом поставимо знак мінус.

Похідну dL/dH_e знайдемо шляхом ділення рівняння (3) на рівняння (4):

$$\frac{dL}{dH_e} = -\frac{\cos\theta}{n_{xa}}. \quad (6)$$

Похідна dL/dH_e визначає ступінь перетворення запасеної бомбою енергії в дальність, тобто показує на скільки метрів по горизонталі може пролетіти бомба після витрачання 1 м повної енергії. Звідси випливає: чим ця похідна більше, тим більшу дальність можна отримати при витрачанні одної і той же енергії. Значення підінтегральної функції (6), і, отже, дальності можна збільшити шляхом:

зменшення кута нахилу траєкторії бомби (наближенням $\cos\theta$ до 1), що практично реалізується збільшенням її аеродинамічної якості;

зменшення лобового опору бомби (точніше тангенціального перевантаження n_{xa}).

Величини θ і n_{xa} можна визначити в функції часу шляхом вирішення системи рівнянь (4) ... (7). Паралельно можна розрахувати залежність $H_e(t)$, а потім обчислити відношення $(\cos\theta)/n_{xa}$ в функції H_e .

Як видно з формули (5), загальна дальність польоту бомби також залежить від запасу повної енергії $\Delta H_e = H_{e0} - H_{ek}$. Запас визначається в основному величиною швидкості і висоти польоту в момент скидання бомби з літака та швидкістю в момент попадання в ціль V_{κ} . Чим меншою буде швидкість бомби у кінці польоту V_{κ} , тим більшим виявиться запас енергії.

Приклад розрахунку параметрів оптимальної траєкторії

Для практичного аналізу значимості запропонованих характеристик оптимальної траєкторії польоту бомби був виконаний їх розрахунок в середовищі Excel. У якості об'єкту дослідження була обрана модернізована бомба масою 250 кг, близька по геометричним і масовим даним до серійної бомби ФАБ-250. Бомба «скидалася» з носія на висоті 500 м на швидкості 600 км/год з різними кутами кабрирування. Необхідні для розрахунку вихідні дані наведені в табл. 1.

Таблиця 1

Вихідні дані для розрахунку траєкторії

t_0 с	Δt с	V_0 км/год	θ_0 град	H_0 м	L_0 м	m, кг	C_{ya}	C_{xa}	ρ_0 кг/м ³	F м ²
0.0	0.5	600	20	500	0	250	0,28	0.58	1.225	0.0829

За цими даними вирішувалася система рівнянь (1) – (4) і визначалися параметри польоту за часом, необхідні для відпрацювання і перевірки даної методики. Алгоритм розрахунку наведено в табл. 2.

За результатами розрахунку побудований графік залежності підінтегральної функції від енергетичної висоти (рис. 3). Кабрирування імітувалося зі скиданням бомби при кутах нахилу траєкторії від 20 до 40 град. Всі криві мають чітко виражений екстремум, величина якого залежить від кута кабрирування.

Відзначимо характерні точки графіка. У момент скидання (права сторона графіка) енергетична висота максимальна і дорівнює $H_e = 1916$ м (практично однакової для всіх кутів кабрирування). При цьому $(\cos\theta)/n_{xa}$ буде різною в залежності від кута кабрирування. При збільшенні кута кабрирування від 20 до 40 градусів вона зменшується від 2,9 до 2,7, тобто змінюється на дуже малу величину. Умови перетворення енергії в дальність на цьому режимі найгірші.

Після втрати контакту з носієм бомба по інерції рухається з набором висоти, зменшуючи швидкість і кут нахилу траєкторії. Зменшення кута θ виявляється сильнішим ніж n_{xa} і значення $(\cos\theta)/n_{xa}$ зростають за абсолютною величиною. В деякій точці з координатами приблизно (1780, 3,8) все криві перетинаються незалежно від початкового кута кабрирування. Іншими словами, в цій точці величини $\cos\theta$ і n_{xa} в функції кута кабрирування змінюються в однакової пропорції. У цій точці відбувається зміна форми опуклості всіх кривих.

Далі, кут θ продовжує зменшуватися, а $(\cos\theta)/n_{xa}$ – зростати. При $H_e = 1600$... 1650 м кут нахилу траєкторії наближається до нуля, а висота до максимуму (точка 3 на рис. 1). Подальший рух відбувається з кутами θ , близькими до нуля, коли $\cos\theta$ близький до 1, а n_{xa} невелика, тому $(\cos\theta)/n_{xa}$ значно зростає і наближається до максимуму практично при всіх початкових кутах кабрирування.

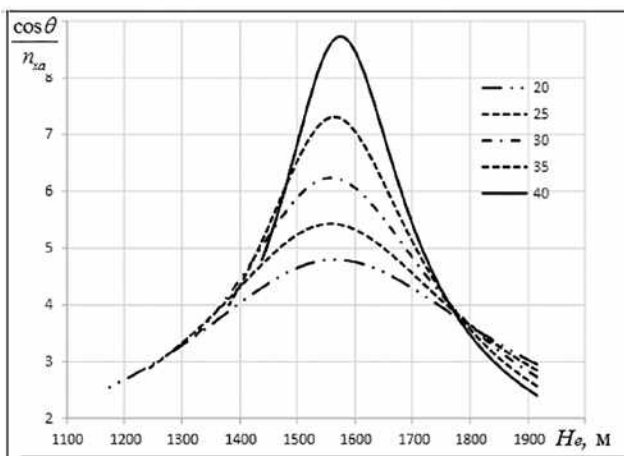
При $\theta \approx 0$ складова сили тяжіння $G\cos\theta$ стає максимальною і повертає траєкторію бомби вниз. Поки кути θ невеликі, величина $(\cos\theta)/n_{xa}$ продовжує зростати і при $\theta = (-5 \dots -10$ град) досягає максимуму (точка 4 на рис. 1). Підкреслимо, що величина $(\cos\theta)/n_{xa}$ досягає максимуму після проходження верхньої точки на невеликих негативних кутах нахилу траєкторії.

Подальше збільшення кута зниження боєприпасу збільшує його швидкість і лобовий опір. Зріст n_{xa} викликає зменшення відношення $(\cos\theta)/n_{xa}$.

Спадна ділянка траєкторії майже симетрична висхідної. Таким чином, діапазон енергетичних висот 1700 ... 1450 м в даному прикладі є найбільш сприятливим для дальності польоту бомби. Він забезпечується найбільшими значеннями $(\cos\theta)/n_{xa}$.

Алгоритм розрахунку дальності польоту бомби

Крок	Параметр	Значення										
	t, c	0,0	0,5	1,0	1,5	2,0	...	23,0	23,5	24,0	24,5	25,0
	$V, км/год$	600	584	569	555	541	...	526	535	544	553	561
1	$V, м/с$	167	162	158	154	150	...	146	149	151	153	156
2	dV/dt	-8,75	-8,4	-8,08	-7,75	-7,42	...	4,85	4,87	4,88	4,88	4,88
3	$\theta, град$	35,0	33,9	32,7	31,4	30,1	...	-48,3	-49,3	-50,3	-51,3	-52,2
4	$\theta, рад$	0,61	0,59	0,57	0,55	0,53	...	-0,84	-0,86	-0,88	-0,89	-0,91
5	$-d\theta/dt$	0,039	0,04	0,044	0,046	0,05	...	0,04	0,03	0,03	0,03	0,03
6	$H, м$	500	545	588	628	666	...	177	121	63	3	-59
7	dH/dt	95,59	90,5	85,38	80,34	75,35	...	-109	-113	-116	-120	-123
8	$\rho, кг/м^3$	1,17	1,16	1,17	1,15	1,15	...	1,22	1,22	1,23	1,22	1,23
9	$X_{ax}, Н$	780	736	696	658	623	...	619	643	668	693	720
10	$-n_{ax}$	0,32	0,30	0,28	0,27	0,25	...	0,25	0,26	0,27	0,28	0,29
11	$Y_{ya}, Н$	376	355	336	318	301	...	299	310	322	335	348
12	n_{ya}	0,15	0,15	0,14	0,13	0,12	...	0,12	0,13	0,13	0,14	0,14
13	$H_e, м$	1916	1888	1862	1838	1815	...	1266	1247	1226	12,0	1180
14	$(\cos\theta)/n_{ax}$	2,57	2,76	2,96	3,18	3,40	...	2,63	2,48	2,34	2,21	2,09
15	dL/dt	137	135	133	131	130	...	97	97	96	97	97
16	$L, м$	0	67	134	200	265	...	2574	2623	2671	2719	2767

Рис. 3. Залежність параметра $(\cos\theta)/n_{xa}$ від енергетичної висоти

У цілому графік на рис. 3 свідчить про вплив режиму польоту на її дальність.

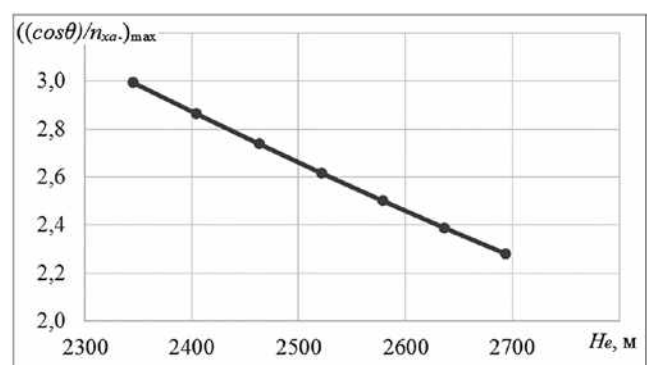
На оптимальному режимі дальність буде максимальною. Відхилення від нього може змінювати дальність у декілька разів. При реальному застосуванні боєприпасу необхідно вживати заходів щодо наближення польоту до оптимального.

Залежність максимальної величини $(\cos\theta)/n_{xa}$ від енергетичної висоти приведено на рис. 4. Видно, що в процесі польоту H_e зменшується, а $((\cos\theta)/n_{xa})_{max}$ зростає. Тобто наближення режиму польоту до оптимального вимагає зменшення швидкості бомби.

З фізики відомо, що в безповітряному просторі максимальна дальність руху будь-якого тіла досягається при

вуглі його кидання 45 град. У повітряному середовищі цей кут зменшується в залежності від лобового опору тіла. З приведеного на рис. 3 графіка видно, що похідні $dL/dH_e = f(H_e)$ мають чітко виражені екстремуми, які за абсолютною величиною зростають зі збільшенням кута кабрирування носія при скиданні бомби. Однак цей кут не може перевищувати 45 град. При цьому абсолютна величина максимального значення $(\cos\theta)/n_{xa}$ залежить від кута кабрирування. Це добре видно з рис. 4. Цей графік може бути перебудований шляхом заміни енергетичної висоти у висоту та швидкість за формулою (4).

Відомо, що найменший лобовий опір можна отримати на найвигіднішому куті атаки, на який ЛА виводиться відповідним відхиленням органу управління. У поздовжньому каналі це буде руль висоти. Отже, перед пуском руль висоти повинен бути встановлений на цей кут. Його величину можна отримати з рівноваги коефіцієнтів поздовжнього моменту [10]

Рис. 4. Залежність $((\cos\theta)/n_{xa})_{max}$ від енергетичної висоти

$$m_z = m_{z0} + m_z^{c_y} C_{y_{\text{штв}}} + m_z^{\delta_a} \delta_{\text{штв}} = 0, \quad (7)$$

де

m_{z0} – коефіцієнт моменту при нульовій підйомній силі;

$m_z^{c_y}$ – ступінь поздовжньої статичної стійкості;

$m_z^{\delta_a}$ – коефіцієнт ефективності руля висоти.

З (7) можна визначити потрібний кут відхилення руля висоти

$$\delta_{\text{штв}} = -\frac{1}{m_z^{\delta_a}} (m_{z0} + m_z^{c_y} C_{y_{\text{штв}}}). \quad (8)$$

При цьому куті відхилення руля висоти і невтручання в управління бомба після скидання буде прагнути самостійно вийти на найвигідніший кут атаки і далі підтримувати його в процесі польоту. Якщо траєкторія такого польоту збігається з траєкторією прицілювання, отримаємо найбільшу дальність польоту бомби.

Оцінка впливу початкових параметрів на дальність польоту

Серед багатьох польотних параметрів, що впливають на дальність польоту бомби, найбільш значущими є: швидкість, висота польоту носія, кут нахилу траєкторії польоту носія в момент відчеплення бомби, аеродинаміка бомби.

Швидкість польоту має особливо важливе значення. Від швидкості в квадратичній мірі залежить рівень кінетичної енергії бомби, яка на малих висотах є основною складовою повної енергії.

На рис. 5 наведено приклад залежності максимальної дальності від швидкості скидання бомби при куті кабрирування 35 град та висоті 500 м.

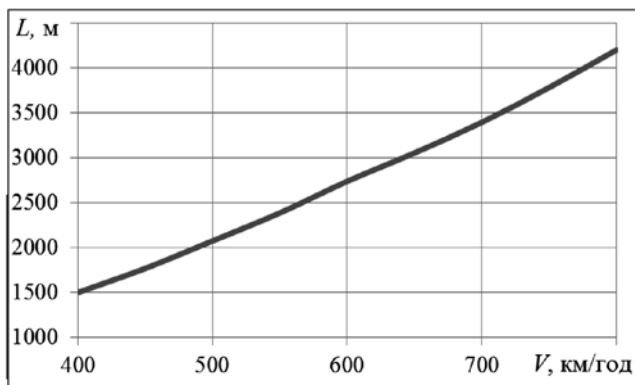


Рис. 5. Залежність максимальної дальності польоту бомби від швидкості її скидання

Видно, що при збільшенні швидкості вдвічі дальність збільшується в 3 рази. Однак подальше збільшення швидкості обмежується допустимо малою висотою за умовами пілотування і областю критичних чисел Маха.

Висота скидання бомби впливає на початковий запас енергії через потенційну складову gmH . На невеликих висотах ця складова може виявитися занадто малою. Так, при швидкості 400 км/год на висоті 100 м потенційна енергія становить приблизно 14 % від загальної енергії. І тільки на висоті 630 м потенційна і кінетична енергії виявляються рівними.

Кут нахилу траєкторії ЛА при виконанні бомбометання з кабрирування може змінюватися в широких межах: від невеликих 10 ... 15 град до 135 град (при киданні бомби «через плече»).

З графіка на рис. 6 видно, що кут нахилу траєкторії має чітко виражений екстремум – оптимальну величину, при якій дальність польоту бомби буде максимальною. У даному прикладі це 35 град. Як при більших, так і при менших кутах дальність буде меншою. Але слід зауважити, що вплив кута кабрирування на дальність не такий великий як, наприклад, швидкості або висоти. Так, при $\theta_0 = 20$ град бомба може пролетіти на 2500 м, а при $\theta_0 = 35$ град – приблизно на 2800 м. Різниця складе близько 300 м. Однак при застосуванні високоточної зброї навіть така різниця може виявитися затребуваною.

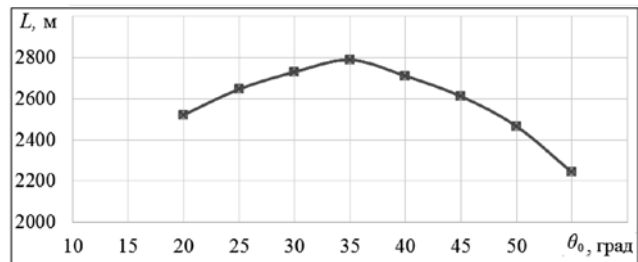


Рис. 6. Залежність дальності польоту бомби від кута кабрирування

Аеродинамічна якість бомби також може надавати помітний вплив на дальність її польоту. Як відомо, якість визначається відношенням підйомної сили до лобового опору.

Підйомна сила діє проти складової сили тяжіння $gm\cos\theta$ і повинна її врівноважувати. В цьому випадку чим з меншим кутом нахилу траєкторії летить бомба, тим більшою буде дальність її польоту.

Лобовий опір направлено на зменшення швидкості польоту і, отже, на скорочення траєкторії.

На рис. 7 наведено приклад залежності дальності від кута кабрирування бомби з трьома значеннями аеродинамічної якості. Видно, що вплив якості стає особливо помітним на найвигіднішому куті атаки. Так, збільшення якості від 0,5 до 1 може підвищити дальність, приблизно на 300 м. Для більш точного визначення аеродинамічної якості доцільно використати методику льотного експерименту [12].

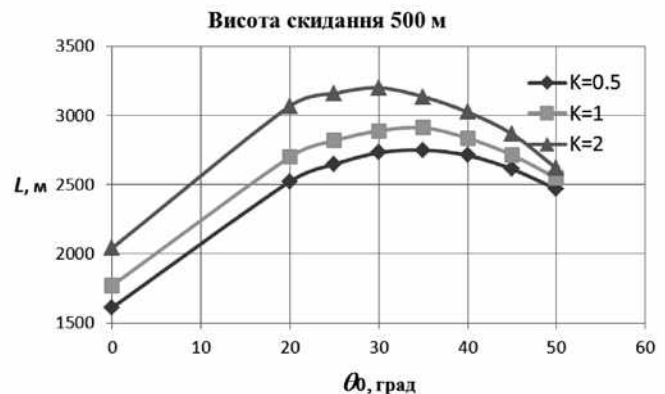


Рис. 7. Залежність дальності польоту бомби з різними аеродинамічними якостями від кута кабрирування ЛА

При практичній реалізації оптимальних траєкторій необхідно переходити від енергетичної висоти до реальних істинних швидкостей і висот, що буде досліджено у подальших роботах.

ВИСНОВКИ

Останнім часом успішно розвиваються методи управління зброєю, що застосовується на літаках ударної авіації. При цьому зростає увага як на міцність засобів ураження, так і на точність їх попадання у ціль. З іншого боку стає проблема підвищення дальності пуску ракет, скидання бомб. Потрібна дальність повинна забезпечити носій зброї від виявлення радіотехнічними засобами противника і від поразки його зброєю.

Більш конкретно ставиться задача підвищити ефективність бойового застосування ударного літака при його бомбометанні з кабрирування. У даному контексті мова йде про підвищення дальності скидання бомби без заходу на територію противника. Пропонуємо метод дозволяє заздалегідь зробити оцінку про доцільність виконання польоту на бомбометання з кабрирування.

У статті викладено метод оптимізації траєкторії польоту бомби, яка забезпечить максимальну дальність. Метод базується на максимізації функціоналу дальності по енергетичній висоті. Проаналізовані фактори, що впливають на дальність, визначені шляхи її підвищення і режими польоту для її реалізації.

Розроблено алгоритм обчислення максимальної дальності.

СПИСОК ПОСИЛАНЬ

1. Стратегія національної безпеки України. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <http://www.antonov.com/aircraft/transport-aircraft/an-70>.
2. Опыт боевого применения российских беспилотных ЛА в Сирии. <https://bmpd.livejournal.com/2587680>.
3. Ильин В. Боевые самолеты зарубежных стран 21 века. М.: АСТ. 2001. 338 с.
4. Котельников Г.Н., Сілков В.І., Мамлюк О.В., Терещенко Ю.М. Аеродинаміка літальних апаратів. Київ: Вища освіта. 2002. 354 с.
5. Боевое применение и эффективность комплексов авиационного вооружения. М.: ВВИА им. Жуковского. 1992. 236 с.
6. Сілков В.І. Бойове маневрування літальних апаратів. Київ: НАОУ. 2004. 38 с.
7. Кириллов В.И. Бомбометание. М.: Воениздат МО СССР. 1960. 375 с.
8. Блок аэродинамического управления Адрос БАУ-01КТ. Рекламный проспект Научно-производственной фирмы Адрон. www.adron.ua. 1920.
9. Кравчук І.С., Тараненко В.В. Реалізація пропорційного самонаведення коректованої авіаційної бомби за інформацією супутникової системи навігації. Наука і техніка Повітряних Сил Збройних Сил України. 2019. №3(36). С. 73-78.
10. Сілков В.И. Динамика полета и боевого маневрирования летательных аппаратов. Киев: КВВАИУ, 1984. 318 с.
11. Котик М.Г., Павлов А.В., Пашковский И.М., Сар-

дановский Ю.С., Щитаев Н.Г. Летные испытания самолетов. М.: Машиностроение. 1965. 380 с.

12. Сілков В.І. Літаюча модель замість аеродинамічної труби. Озброєння та військова техніка. Київ.:36. наук. праць ЦНДІ ОБТ. № 4(28).2020. С. 66-74.

REFERENCES

1. "Strategiia natsionalnoi bezpeky Ukrainy" [National Security Strategy of Ukraine]. Available at: <http://www.antonov.com/aircraft/transport-aircraft/an-70>.
2. "Opyt boevogo primeneniia rossiiskych bespilotnykh LA v Sirii" [Experience of combat use of Russian drones in Syria]. Available at: <https://bmpd.livejournal.com/2587680.html>.
3. Ilyin, V. (2001). "Boevye samolety zarubezhnykh stran 21 veka" [Fighter aircraft of foreign countries of the 21st century]. AST. M. 338 p.
4. Kotelnikov, G.N., Silkov, V.I., Mamlyuk, O.V. & Tereshchenko, Y.M. (2002). "Aerodynamika litalnykh aparativ" [Aerodynamics of aircraft], Higher education. K. 354 p.
5. "Boevoe primeneniie i effektivnost kompleksov aviatsionnogo vooryzheniia" [Combat use and effectiveness of aviation weapons systems], VVIA named after Zhukovsky. M. 1992. 236 p.
6. Silkov, V.I. (2004). "Boiove manevryvanniia litalnykh aparativ" [Combat aircraft maneuvering], NAOU, K. 338 p.
7. Kirillov, V.I. (1960). "Bombometanie" [Bombing], Voensizdat MO SSSR, M. 375 p.
8. "Blok aerodinamicheskogo upravleniia Adros BAU-01KT. Reklamnyi prospect nauchno-proizvodstvennoi firmy Adron" [Aerodynamic control unit Adros BAU-01KT. Advertising brochure of the Research and Production Adron Company]. 2020. Available at: www.adron.ua.
9. Kravchuk, I.S. & Taranenko, V.V. (2019). "Realizatsiia proportsiinogo samonavedeniia korektovanoi aviatsiinoi bomby za informatsieiu suputnykovoii systemy navigatsi" [Implementation of proportional homing of the corrected aviation bomb according to the information of the satellite navigation system]. Science and technology of the Air Force of the Armed Forces of Ukraine. № 3(36). Pp. 73—78.
10. Silkov, V.I. (1984). "Dinamika poleta i boevogo manevrirovanniia letatelnykh aparatov" [Dynamics of flight and combat maneuvering of aircraft], KVVAIU, K. 318 p.
11. Kotik, M.G., Pavlov, A.V., Pashkovsky, I.M., Sardanovsky, Y.S. & Shchitaev, N.G. (1965). "Letnye ispytaniia samoletov" [Flight tests of aircraft], Mechanical Engineering, M. 380 p.
12. Silkov, V.I. (2020). "Litaiucha model zamist aerodynamichnoi truby" [Flying mode instead of a wind tunnel]. Pp 66—74.

Kushnir S., Silkov V., Zirka A., Kravchuk I.

IMPROVEMENT OF BOMBARDMENT WITH CABINING AS A WAY TO INCREASE THE EFFECTIVENESS OF COMBAT APPLICATION OF THE AIRCRAFT FOR STRIKING PURPOSES

The article deals with a methodical apparatus for calculating and constructing the optimal flight trajectory of a bomb when it is dropped by an aircraft during a flight with cabriolet.

Optimization is based on the maximum horizontal range of the bomb after dropping.

The use of this approach for the practical implementation of a bomb in an optimised trajectory allows the aircraft (carrier) to perform the entire flight and bombing at a low (extremely low) altitude. At the same time, the range of the aircraft from the target now of bombardment has been considerably increased, which altogether allows to significantly reduce the probability of its exposure to enemy anti-aircraft defense equipment.

Based on this task, a ratio of bomb range to energy altitude is formed and a search for its extreme value is carried out. This enables the maximum bomb range to be achieved after the bomb has been dropped from the aircraft (carrier).

It is substantiated and calculated that the derivative of the distance in energy height is practically an important characteristic. It shows how far a bomb can fly when consuming one meter of energy height. In the absence of an engine (accelerator) on the bomb, this derivative is negative in sign.

This indicates that the total energy of the bomb changes over time, regardless of what maneuver it performs acceleration, braking, gaining height or descent.

To test the efficiency of the method, the flight trajectory of the bomb was simulated, the geometric, mass and aerodynamic characteristics of which are close to the current serial sample.

The comparison of both results indicates the adequacy of the proposed methodological apparatus.

The proposed methodological apparatus allows to determine the optimal conditions for the bombing of the calibration and to assess the impact of design and operational parameters on the range of the bomb.

Keywords: aircraft calibration, optimal trajectory, maximum range, optimization, control.

Відомості про авторів:

Кушнір Сергій Володимирович,

Головний штурман – начальник штурманського управління авіації Командування Повітряних Сил Збройних Сил України, м. Вінниця, Україна

Сілков Валерій Іванович,

кандидат технічних наук, доцент, провідний науковий співробітник науково-дослідного відділу розвитку авіаційно-космічних систем (комплексів) науково-дослідного управління розвитку озброєння та військової техніки Повітряних Сил 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

Зірка Андрій Леонидович

кандидат технічних наук, начальник науково-дослідного відділу розвитку радіотехнічних засобів науково-дослідного управління розвитку озброєння та військової техніки Повітряних Сил Центрального науково-дослідного інституту озброєння та військової техніки Збройних Сил України, м. Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0001-5304-2894>

Кравчук Ілля Степанович

кандидат технічних наук, доцент,
(Науково-виробнича фірма АДРОН)

Information about the authors:

Sergey Kushnir

Chief Navigator - Chief of the Navigation Department of Aviation of the Air Force Command of the Armed Forces of Ukraine, Vinnytsia, Ukraine.

Valerii Silkov

PhD, Leading Researcher of Research Development Department of aviation-space systems (complex), research management of Armament and Military Equipment of the Air Force of Central Research Institute of Armament and Military Equipment Armed Forces of Ukraine, Kyiv, of Ukraine
<https://orcid.org/0000-0003-4446-212X>
e-mail: silkov041232@gmail.com

Andrii Zirka

PhD, Chief of Research Department of the Central Research Institute of Armament and Military Equipment of Armed Forces of Ukraine, Kyiv, Ukraine.
<http://orcid.org/0000-0001-5304-2894>
E-mail: alzirka@ukr.net

Ilya Kravchuk

Ph.D., Associate Professor (Research and Production Firm ADRON, Kyiv)

Стаття надійшла до редколегії 21.07.2021.