

В.М. Кумпаненко, В.В. Тараненко, О.Г. Скляров

Державний науково-дослідний інститут авіації, Київ

ДОСЛІДЖЕННЯ ВПЛИВУ ЗМІНИ ДІАМЕТРА МІДЕЛЕВОГО ПЕРЕРІЗУ ТА ДОВЖИНИ ПЛАНЕРУЮЧОЇ КОРЕГОВАНОЇ АВІАЦІЙНОЇ БОМБИ НА ЇЇ МАКСИМАЛЬНУ АЕРОДИНАМІЧНУ ЯКІСТЬ ПРИ ЗБЕРЕЖЕННІ ВНУТРІШНЬОГО ОБ'ЄМУ

У статті наведено результати наукових досліджень щодо визначення впливу на значення максимальної аеродинамічної якості зміни діаметру міделевого перерізу та довжини планеруючої корегованої авіаційної бомби при збереженні її внутрішнього об'єму. Визначено зміну значень аеродинамічних коефіцієнтів, а саме похідної коефіцієнта підйомної сили за кутом атаки, коефіцієнта опору при нульовій підйомній силі та максимальної аеродинамічної якості. Розрахунки проводилися для чотирьох варіантів досліджень при зменшенні діаметру міделевого перерізу D_{mid} від 0,459 м до 0,403 м, одночасно збільшуючи довжину планеруючої корегованої авіаційної бомби L_{ϕ} від 3,93 м до 5,1 м відповідно. Зміна значень наведених аеродинамічних коефіцієнтів досліджувалася у діапазоні швидкостей від $M=0,3$ до $M_{кр}=0,66$. Визначено, що для Варіанта 4 ($L_{\phi}=5,1$ м, $D_{mid}=0,403$ м) основний оціночний критерій — максимальна аеродинамічна якість має найбільші значення. Приріст значення максимальної аеродинамічної якості для Варіанта 4 знаходиться в межах $(2,46 \div 2,91) \%$ відносно Варіанта 1 ($L_{\phi}=3,93$, $D_{mid}=0,459$) та незначно змінюється у досліджуваному діапазоні швидкостей польоту. Запропонований підхід, у подальшому, при проведенні робіт щодо визначення аеродинамічного компонування та попереднього оцінювання його можливих характеристик, дасть змогу збільшити дальність планерування планеруючої корегованої авіаційної бомби в межах $(2,8 \div 3,1)$ км відносно Варіанта 1 при скиданні ПКАБ з літака-носія з висоти $H=10$ км при збереженні її внутрішнього об'єму.

Ключові слова: максимальна аеродинамічна якість, дальність планерування, найвигідніший кут атаки, планеруюча корегована авіаційна бомба, літак-носії, аеродинамічне компонування, діаметр міделевого перерізу.

Вступ

Постановка проблеми. На сьогодні в умовах протидії протиповітряної оборони (ППО) та винищувальної авіації противника одним із напрямів підвищення спроможностей авіації Повітряних Сил Збройних Сил України щодо виконання бойових завдань за призначенням є оснащення літаків сучасними авіаційними засобами ураження, а саме планеруючими корегованими авіаційними бомбами (ПКАБ). Такі бомби є одним з найефективніших видів авіаційної зброї, призначеної для нанесення ударів по наземних (надводних) цілях противника.

Досвід застосування ПКАБ свідчить про те, що в умовах дії потужної системи ППО противника до них висуваються такі основні вимоги: можливість застосування з малих висот і максимальна дальність польоту, достатність для ураження визначених об'єктів противника без загрози ураження літака-носія ПКАБ.

Перспективна ПКАБ має бути придатною для застосування у складі комплексів авіаційного озброєння літаків тактичної авіації (Су - 24М, Су - 25, МиГ - 29, Су - 27) з урахуванням можливості їх подальшої модернізації, а також отриманих як допомога від союзників перспективних літаків, що плануються для оновлення парку тактичної авіації Повітряних Сил Збройних Сил України. На сьогодні на міжнародному рівні для забезпечення потреби України в сучасних бойових літаках поступово в різних форматах вирішується питання щодо передачі Україні тактичних літаків покоління 4++, що можуть розглядатися як потенційні носії ПКАБ як іноземного, так і вітчизняного виробництва. Тому виникає необхідність розроблення перспективних ПКАБ саме вітчизняного виробництва.

Сучасний військово-промисловий комплекс, науковці України та небайдужі підприємці з великою інтенсивністю приєдналися до таких розробок із подальшими проведеннями попередніх випробувань, які нині проводяться з деякими

складнощами. Отже, сучасний стан розроблення та вдосконалення ПКАБ потребує детальнішого вивчення та має бути спрямований на покращення їх льотно-технічних характеристик, підвищення точності наведення, розширення умов бойового застосування, забезпечення можливості застосування в будь-який час доби.

Основні льотно-технічні характеристики ПКАБ значною мірою залежать від їх аеродинамічних характеристик. Вибором форми окремих частин ПКАБ (крила, фюзеляжу, оперення) та їх взаємним розташуванням, тобто аеродинамічним компонованням, забезпечується можливість отримання таких аеродинамічних характеристик, які дають змогу реалізувати необхідний рівень льотно-технічних характеристик.

У наведеному контексті до числа найважливіших аеродинамічних характеристик відносяться: максимальна аеродинамічна якість, несучі властивості, які характеризуються похідною коефіцієнта підйомної сили за кутом атаки, максимально допустимими значеннями коефіцієнта підйомної сили (відповідають найвигіднішому куту атаки ПКАБ), коефіцієнт опору при нульовій підйомній силі та характеристики стійкості й керованості. Значення максимальної аеродинамічної якості – це узагальнена характеристика, яка характеризує ефективність планерування ПКАБ.

Тому в наведених результатах досліджень основна увага приділяється можливому збільшенню значення максимальної аеродинамічної якості за рахунок варіацій значень діаметра міделевого перерізу та довжини ПКАБ за умови збереження її внутрішнього об'єму для розміщення корисного навантаження. Збільшення значення максимальної аеродинамічної якості є визначальним критерієм збільшення дальності планерування ПКАБ.

Аналіз останніх досліджень і публікацій. По своїй суті фюзеляж не призначений для створення підйомної сили, але його сила опору є дуже важливою для зниження вартості польоту [1]. Фюзеляж зазвичай проєктується з метою мінімальної сили опору. Однак такий опір, зазвичай, досягається при дуже малому (або навіть негативному) куті атаки, при якому підйомна сила також близька до нуля або є негативною. Отже, привабливою метою було б оптимізувати форму фюзеляжу так, щоб він мав мінімальний опір при отриманні позитивної підйомної сили.

У роботі [2] показано, що аеродинамічне компоновання – це важливий аспект створення ЛА, особливо на попередніх етапах процесу його проєктування. Зміни конфігурації, внесені в тому числі до фюзеляжу, надають можливість збільшити

несучі властивості без суттєвого збільшення коефіцієнту опору ЛА.

Оптимізація форми фюзеляжу, що наведена в роботі [3], сприяє усуненню області відривного обтікання потоку в місці перерізу крила та фюзеляжу ЛА.

Щоб мінімізувати загальний аеродинамічний опір типового фюзеляжу ЛА з певними обмеженнями об'єму корисного навантаження, у роботі [4] використовується високоточна система оптимізації аеродинамічної форми на основі поєднаних елементів.

Традиційно фюзеляж поділяють на циліндричну, носову та хвостову частини. На етапах попереднього та ескізного проєктування в роботі [5] носову і хвостову частини представляють у спрощеній формі, переважно варіюючи подовження цих частин фюзеляжу, як найбільш визначальний параметр. Також у цій роботі проведено аналіз впливу геометричних параметрів фюзеляжу на характеристики відповідно до методології інтегрального проєктування та моделювання ЛА.

Необхідні дані про аеродинамічні характеристики фюзеляжу з урахуванням геометричних параметрів носової частини фюзеляжу можуть бути отримані за допомогою кінцево-елементної моделі аеродинамічного обтікання фюзеляжу. Такий підхід запропоновано в роботі [6].

У роботі [7] проведено експериментальні дослідження моделі пасажирського літака з фюзеляжами різного подовження. Метою таких досліджень було отримання інформації щодо поведінки запропонованих компоновань на великих кутах атаки та ковзання й вивчення впливу подовження фюзеляжу на аеродинамічні характеристики моделі літака.

Дослідження впливу на аеродинамічні характеристики зміни діаметра фюзеляжу в комбінації з прямим крилом було проведено в роботі [8]. Встановлено, що більший діаметр фюзеляжу сприяє збільшенню загального опору комбінації крило-фюзеляж без суттєвого впливу на підйомну силу. Підйомна сила при низьких значеннях дозвукової швидкості зазвичай забезпечується крилом як з малим, так і з великим подовженням.

Результати експериментальних досліджень впливу на аеродинамічні характеристики зміни поперечних перерізів фюзеляжу було проведено в роботі [9]. Досліджено поперечні перерізи, які являють собою коло, квадрат і трикутник із закругленими кутами. Результати досліджень показали, що поперечні перерізи фюзеляжу мають великий вплив на аеродинамічні характеристики в

дозвуковому та трансзвуковому потоці. Показано, що найбільший коефіцієнт підйомної сили був у моделі з трикутним поперечним перерізом фюзеляжу.

Для нового спроектованого ЛА достовірною оцінка аеродинаміки фюзеляжу має вирішальне значення. У роботі [10] показано, що близько 30 % коефіцієнта опору при нульовій підйомній силі ЛА набувається за рахунок фюзеляжу. Показано чисельні рішення тестових завдань для кількох варіантів геометрії фюзеляжу та представлено порівняння з рішеннями за допомогою типових напівемпіричних методів.

У роботі [11] зосереджено увагу на розробці комп'ютерної програми, яка дає змогу виконувати розрахунки аеродинамічних характеристик для довільної геометрії фюзеляжу. Було виявлено, що носова частина фюзеляжу та його поперечний переріз суттєво впливають на сумарні аеродинамічні характеристики ЛА.

Отже, аналіз наведених досліджень показує, що окреслена проблема актуальна та потребує проведення подальших досліджень. Обчислення впливу геометричних розмірів, форми перерізу фюзеляжу та їх взаємний вплив на аеродинамічні характеристики ЛА є одним із ключових щодо розрахунку значень аеродинамічної якості, яка є основною при розрахунках дальності планерування ПКАБ.

Мета статті – визначення впливу зміни геометричних параметрів фюзеляжу на значення максимальної аеродинамічної якості при збереженні внутрішнього об'єму планеруючої авіаційної корегованої бомби в умовах Стандартної атмосфери.

Виклад основного матеріалу

У сучасних дослідженнях відстань – L_{nl} , яку може подолати літальний апарат (ЛА) при його планеруванні з деякої висоти H , визначається за формулою [12, с. 190].

$$L_{nl} = KH. \quad (1)$$

Так, найбільш полого планерування, що забезпечує максимальну відстань L_{nl} , можна отримати на режимі максимальної аеродинамічної якості, тобто $K=K_{max}$ [12, с. 190].

В експериментальній роботі [13] розглядалася модульна керована планеруюча бомба з крилом, що розкладається (кут стрілоподібності крила – $\chi = 30^\circ$, діаметр міделового перерізу – $D_{mid}=0.459$ м). Було проведено дослідження щодо визначення аеродинамічних характеристик боєприпасу.

У рамках продовження наведеного рішення з метою підвищення значення максимальної аеродинамічної якості було обрано напрям щодо

зміни геометричних параметрів, а саме зменшення кута стрілоподібності крила, зменшення діаметра міделового перерізу, отже й площі міделового перерізу – S_{mid} при збільшенні довжини корпусу ЛА – L_ϕ (рис. 1). Геометричним правилом такої зміни було збереження початкового внутрішнього об'єму фюзеляжу для можливості розміщення корисного навантаження. Такий підхід дасть змогу зменшити силу лобового опору фюзеляжу та ЛА в цілому, що, в свою чергу, вплине на збільшення аеродинамічної якості ЛА. Основні геометричні параметри Варіантів дослідження наведено в табл. 1, табл. 2.

Таблиця 1

Основні незмінні при розрахунках геометричні параметри ПКАБ

Параметр	Одиниця виміру	Назва	Значення
S	m^2	Площа крила	1,622
l	m	Розмах крила	4,334
χ	$град$	Кут стрілоподібності крила	10
b_a	m	Аеродинамічна хорда крила	0,369
$\bar{c}$	%	Відносна максимальна товщина крила	12
l_{zo}	m	Розмах горизонтального оперення	1,427
χ_{zo}	$град$	Кут стрілоподібності горизонтального оперення	25
$b_{a_{zo}}$	m	Аеродинамічна хорда горизонтального оперення	0,28
h_{bo}	m	Висота переднього вертикального оперення	0,433
χ_{bo}	$град$	Кут стрілоподібності переднього вертикального оперення	25
$b_{a_{bo}}$	m	Аеродинамічна хорда переднього вертикального оперення	0,306

Джерело: розроблено авторами

Таблиця 2

Основні змінні геометричні параметри Варіантів дослідження ПКАБ (див. рис. 1)

№ варіанта	Геометричні параметри, м
Варіант 1	$L_\phi = 3.93, D_{mid} = 0.459$
Варіант 2	$L_\phi = 4.32, D_{mid} = 0.437$
Варіант 3	$L_\phi = 4.71, D_{mid} = 0.419$
Варіант 4	$L_\phi = 5.1, D_{mid} = 0.403$

Джерело: розроблено авторами

Для отримання аеродинамічних характеристик після скидання з літака-носія було використано методики, що описано в роботах [14, 15]. Режими польоту $M > M_{кр}$ в межах запропонованої роботи не розглядаються.

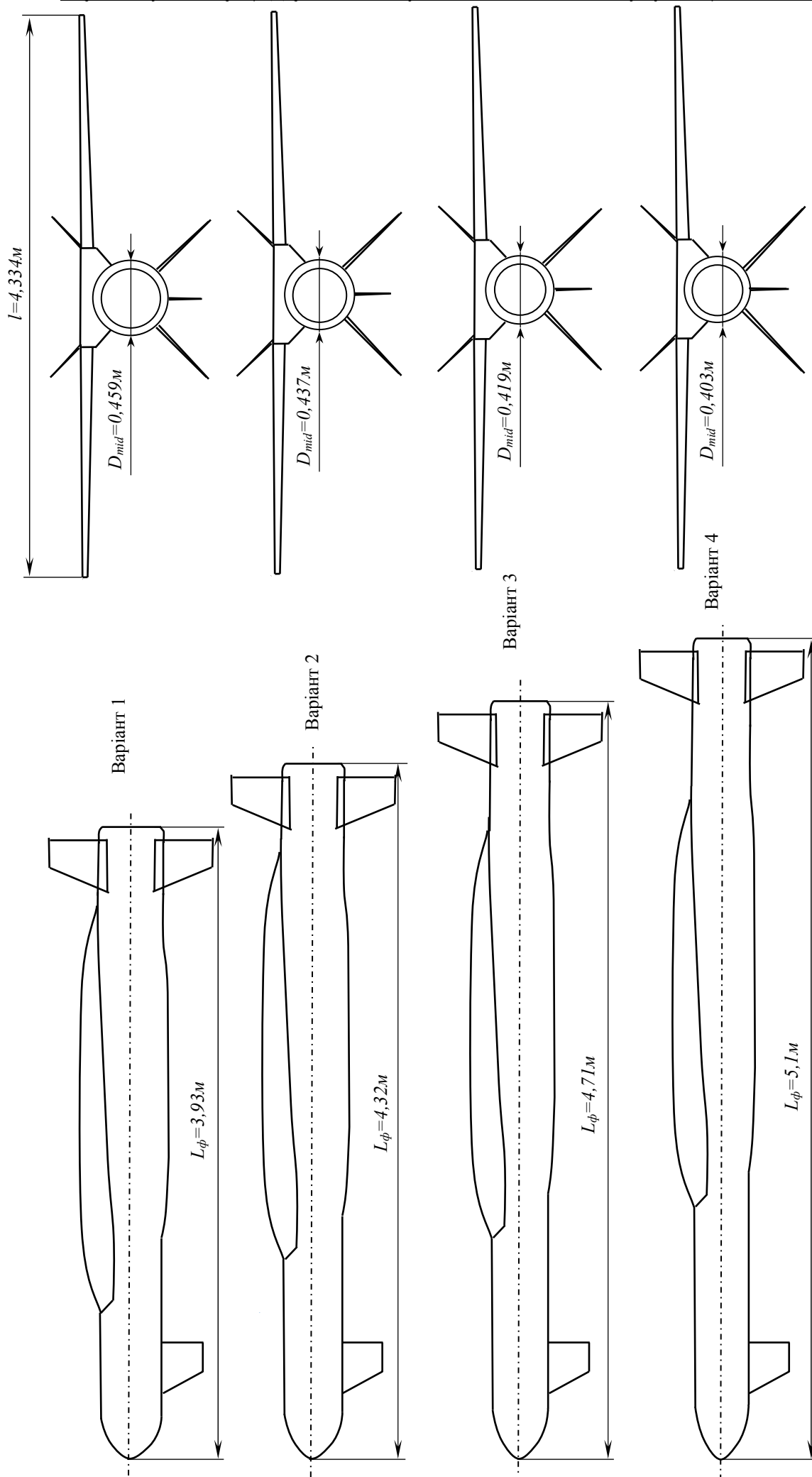


Рис. 1. Варіанти зменшення діаметра міделового перерізу – D_{mid} при збільшенні довжини корпусу ЛА – L_{ϕ}
Джерело: розроблено авторами

Розрахункові значення основних аеродинамічних коефіцієнтів для Варіантів 1...4 наведено в табл. 3...6. Значення основних аеродинамічних коефіцієнтів було розраховано для висоти $H=0$ км.

Таблиця 3
Значення основних аеродинамічних коефіцієнтів для Варіанта 1

M	0.3	0.4	0.5	0.6	0.7
C_y^α	0.09067	0.09506	0.101	0.1089	0.1192
C_{x0}	0.05305	0.05205	0.05133	0.05102	0.051
K_{max}	11.4	11.28	11.04	10.64	10.06

Джерело: розроблено авторами

де: C_y^α – похідна підйомної сили за кутом атаки; C_{x0} – коефіцієнт опору при нульовій підйомній силі; K_{max} – значення максимальної аеродинамічної якості. Наведені значення аеродинамічних коефіцієнтів було розраховано відповідно до [14, 15].

Таблиця 4
Значення основних аеродинамічних коефіцієнтів для Варіанта 2

M	0.3	0.4	0.5	0.6	0.7
C_y^α	0.09006	0.09457	0.1006	0.1086	0.1197
C_{x0}	0.05212	0.05099	0.05025	0.04997	0.0499
K_{max}	11.5	11.4	11.16	10.76	10.17

Джерело: розроблено авторами

Таблиця 5
Значення основних аеродинамічних коефіцієнтів для Варіанта 3

M	0.3	0.4	0.5	0.6	0.7
C_y^α	0.08939	0.0940	0.1002	0.1084	0.119
C_{x0}	0.05124	0.05007	0.04932	0.04899	0.0489
K_{max}	11.6	11.5	11.26	10.86	10.2

Джерело: розроблено авторами

Таблиця 6
Значення основних аеродинамічних коефіцієнтів для Варіанта 4

M	0.3	0.4	0.5	0.6	0.7
C_y^α	0.08862	0.09337	0.09976	0.1081	0.1189
C_{x0}	0.05054	0.0493	0.04859	0.04819	0.04812
K_{max}	11.68	11.59	11.35	10.95	10.36

Джерело: розроблено авторами

Для наочності на рис. 2 наведено залежність аеродинамічної якості від кута атаки ПКАБ для Варіанта 1 та Варіанта 4 при швидкостях польоту $M=0,3$ та $M=0,6$. Графічні зображення інших варіантів досліджень знаходяться поміж ними та для збереження інформативності не було нанесено на запропонований рисунок.

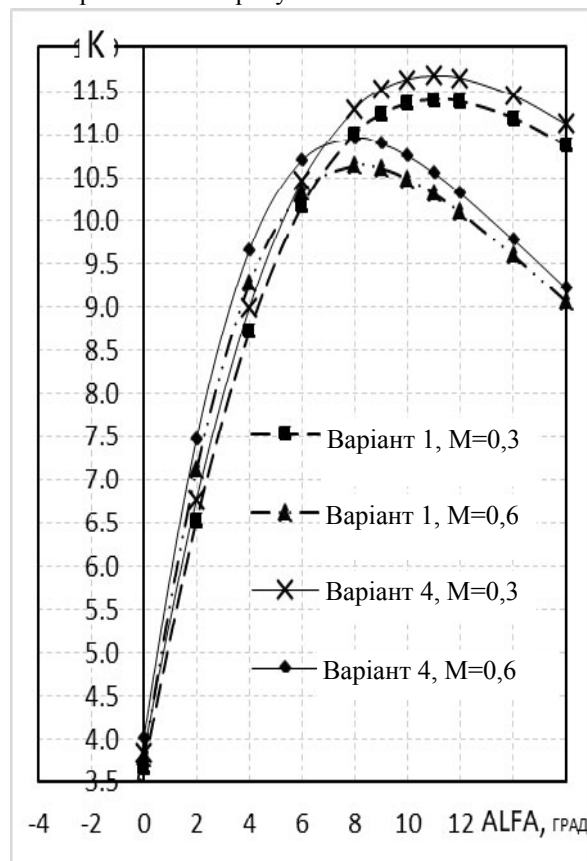


Рис. 2. Графік залежності аеродинамічної якості від кута атаки ПКАБ

Джерело: розроблено авторами

Результати досліджень щодо визначення значень максимальної аеродинамічної якості залежно від швидкості M для Варіантів, що розглядалися, зведено в табл. 7.

Таблиця 7
Значення максимальної аеродинамічної якості залежно від швидкості M польоту

M	0.3	0.4	0.5	0.6	0.7
Варіант 1	11.4	11.28	11.04	10.64	10.06
Варіант 2	11.5	11.4	11.16	10.76	10.17
Варіант 3	11.6	11.5	11.26	10.86	10.27
Варіант 4	11.68	11.59	11.35	10.95	10.36

Джерело: розроблено авторами

За результатами розрахунків на рис. 3 наведено залежності значень максимальної аеродинамічної якості від числа M польоту для Варіантів 1...4. Обмеження $M_{кр}=0,66$ пов'язано з

визначенням $M_{кр}$ для крила зі стрілоподібністю – $\chi=10^0$ та відносною товщиною крила – $\bar{c}=12\%$ [14].

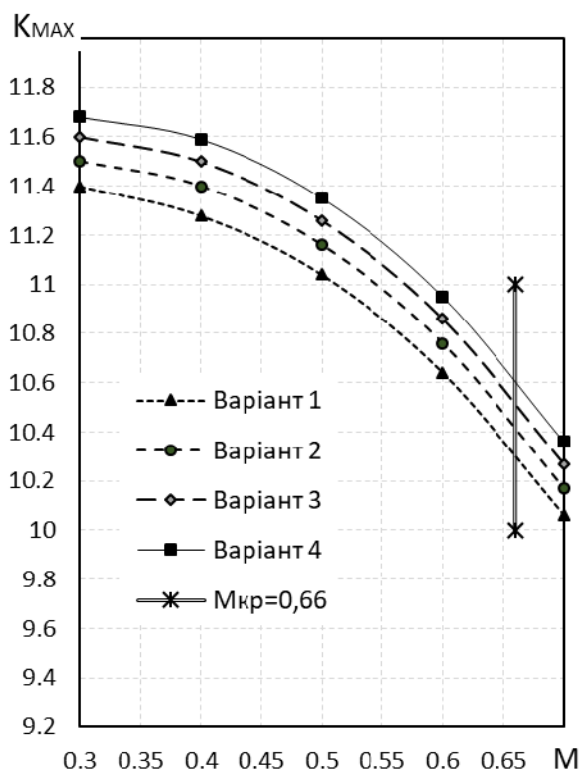


Рис. 3. Залежності значень максимальної аеродинамічної якості від числа M польоту
Джерело: розроблено авторами

На рис. 4...7 наведено результати зміни значень максимальної аеродинамічної якості Варіантів досліджень у відсотках відносно Варіанта 1 для швидкостей польоту $M=0,3...0,6$.

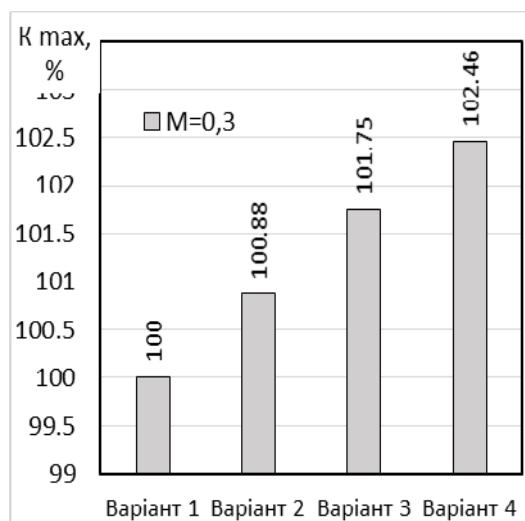


Рис. 4. Результати зміни значень максимальної аеродинамічної якості Варіантів досліджень для $M=0,3$
Джерело: розроблено авторами

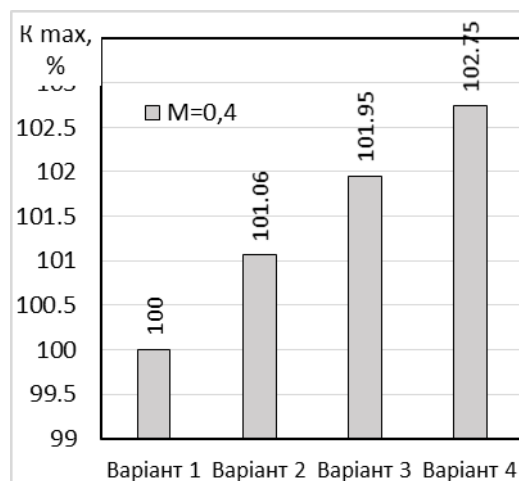


Рис. 5. Результати зміни значень максимальної аеродинамічної якості Варіантів досліджень для $M=0,4$
Джерело: розроблено авторами

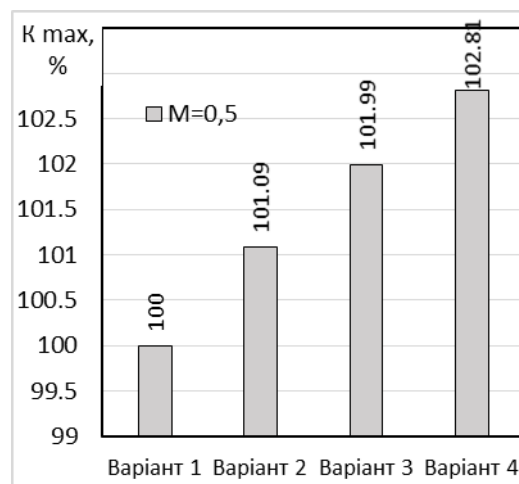


Рис. 6. Результати зміни значень максимальної аеродинамічної якості Варіантів досліджень для $M=0,5$
Джерело: розроблено авторами

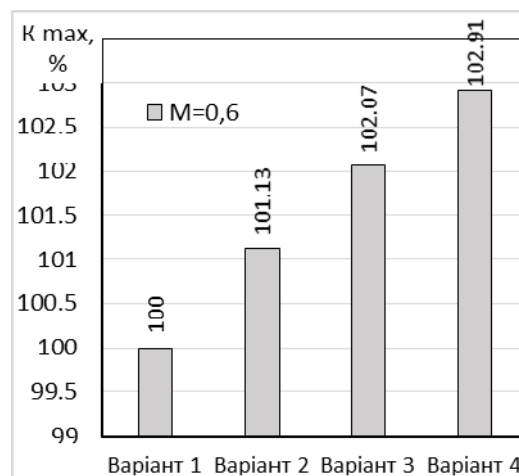


Рис. 7. Результати зміни значень максимальної аеродинамічної якості Варіантів досліджень для $M=0,6$
Джерело: розроблено авторами

Аналіз показників, наведених на рис. 4...7, свідчить, що для Варіанта 4 основний оціночний критерій C_y^α – максимальна аеродинамічна якість $K_{\max}$ має найбільші значення. Це збільшення знаходиться в межах $(2,46 \div 2,91) \%$ відносно Варіанта 1 та незначно змінюється у досліджуваному діапазоні швидкостей польоту ПКАБ.

З метою визначення оціночного значення можливого збільшення дальності планерування відповідно до (1) з висоти $H=10$ км було розраховано L_{nl} для досліджуваних варіантів ПКАБ і приріст ΔL_{nl} (2) дальності планерування для кожного досліджуваного Варіанта відносно Варіанта 1 відповідно до аналогічних значень швидкостей польоту M (рис. 8).

$$\Delta L_{nl} = L_{nl}^{Var\ i} - L_{nl}^{Var\ 1} \quad (2)$$

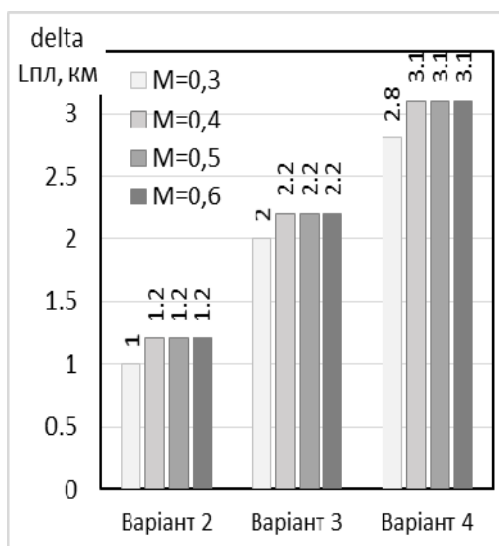


Рис. 8. Значення приросту дальності планерування відносно Варіанта 1
Джерело: розроблено авторами

Аналіз показників, наведених на рис. 8, показує, що для Варіанта 4 приріст дальності планерування у досліджуваному діапазоні швидкостей польоту ПКАБ має найбільші значення, а саме знаходиться в межах $(2,8 \div 3,1)$ км відносно Варіанта 1.

При цьому збережено внутрішній об'єм ПКАБ для розміщення корисного навантаження.

Висновки

Отже, у наведених дослідженнях визначено вплив на значення максимальної аеродинамічної якості зменшення діаметру міделового перерізу при одночасному збільшенні довжини планеруючої корегованої авіаційної бомби для чотирьох Варіантів досліджень. Додатковою умовою такої зміни геометричних параметрів фюзеляжу було збереження внутрішнього об'єму ПКАБ для розміщення корисного навантаження. Для Варіантів досліджень значення міделового перерізу зменшувалися від 0,459 м до 0,403 м. При цьому значення довжини фюзеляжу збільшувалися від 3,93 м до 5,1 м відповідно.

У результаті досліджень визначено, що для Варіанта 4 ($D_{mid} = 0.403$ м, $L_\phi = 5.1$ м) основний оціночний критерій – максимальна аеродинамічна якість має найбільші значення. Це збільшення знаходиться у межах $(2,46 \div 2,91) \%$ відносно Варіанта 1 ($D_{mid} = 0.459$ м, $L_\phi = 3.93$ м) у діапазоні швидкостей від $M=0,3$ до $M_{кр}=0,66$.

Запропонований підхід у подальшому при проведенні робіт щодо визначення аеродинамічного компонування та попереднього оцінювання його можливих характеристик дасть змогу забезпечити збільшення дальності планерування ПКАБ у межах $(2,8 \div 3,1)$ км відносно Варіанта 1 при її скиданні з літака-носія з висоти $H=10$ км та збереженні її внутрішнього об'єму для розміщення корисного навантаження.

Напрями подальших досліджень. Подальші дослідження доцільно спрямувати на корегування визначення значення максимальної аеродинамічної якості в комбінації від швидкості M та висоти H планерування для заданої маси ПКАБ відповідно до інтегрального рішення, запропонованого в роботі [16].

Список літератури

1. Multi-Objective Aerodynamic Optimization of a Civil Aircraft Fuselage. URL. [Електронний ресурс] – Режим доступу: https://www.researchgate.net/publication/364167273_Multi-Objective_Aerodynamic_Optimization_of_a_Civil_Aircraft_Fuselage.
2. Aircraft Fuselage Recent Developments. URL. [Електрон. ресурс]. – Режим доступу: https://www.researchgate.net/publication/339448799_Aircraft_Fuselage_Recent_Developments_-_A_Review.
3. Aerodynamic Shape Optimization of Wing-Fuselage Intersection for Minimum Interference Drag. URL. [Електронний ресурс] – Режим доступу: <https://ui.adsabs.harvard.edu/abs/2025Aeros..12..369M/abstract>.

4. Aerodynamic Shape Optimization of UAV Fuselage and Fairings with Payload Integration. URL. [Електронний ресурс] – Режим доступу: https://fenix.tecnico.ulisboa.pt/downloadFile/845043405628730/LuisPinheiro_ExtendedAbstract.pdf.
5. Метод интегрированного анализа влияния геометрических параметров носовой части фюзеляжа на характеристики эффективности самолета транспортной категории. URL. [Електронний ресурс] – Режим доступу: http://www.irbis-nbuv.gov.ua/cgiibin/irbis_nbuv/cgiirbis_64.exe?I21DBN=LINK&P21DBN=UJRN&Z21ID=&S21REF=10&S21CNR=20&S21STN=1&S21FMT=ASP_meta&C21COM=S&2_S21P03=FILE=&2_S21STR=vikt_2015_67_4.
6. А.С. Чумак. Метод интегрированного анализа напряженно-деформированного состояния элементов конструкции носовой части фюзеляжа самолета транспортной категории. // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: Сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”. – Вып. 69. – Х.: 2014. – С. 215–244.
7. Влияние удлинения фюзеляжа на аэродинамику магистрального самолета на больших углах атаки. URL. [Електронний ресурс] – Режим доступу: <https://cyberleninka.ru/article/n/vliyanie-udlineniya-fyuzelyazha-na-aerodinamiku-magistralnogo-samoleta-na-bolshih-uglah-ataki/viewer>.
8. Effect of fuselage diameter on aerodynamic characteristics for straight wing at low and high aspect ratio. URL. [Електронний ресурс] – Режим доступу: https://www.researchgate.net/publication/325497334_Effect_of_fuselage_diameter_on_aerodynamic_characteristics_for_straight_wing_at_low_and_high_aspect_ratio.
9. Effect of Fuselage Cross Section on Aerodynamic Characteristics of Reusable Launch Vehicles. URL. [Електронний ресурс] – Режим доступу: https://www.researchgate.net/publication/308387663_Effect_of_Fuselage_Cross_Section_on_Aerodynamic_Characteristics_of_Reusable_Launch_Vehicles.
10. Fuselage aerodynamic prediction methods. URL. [Електронний ресурс] – Режим доступу: <https://www.sciencedirect.com/science/article/abs/pii/S1270963816302218>.
11. Fuselage aerodynamics analysis through semi empirical method and computational aerodynamics. URL. [Електронний ресурс] – Режим доступу: <https://core.ac.uk/download/42954755.pdf>.
12. Остославский И.В., Стражева И.В. Динамика полета. Траектории летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1969. – 499 с.
13. Static Stability and Control Effectiveness of the MK-84 Modular Guided Glide Bomb II at Transonic Mach Numbers. URL. [Електронний ресурс] – Режим доступу: <https://apps.dtic.mil/sti/citations/AD0920703>.
14. Бонч-Бруевич Г.Ф., Задорожный А.И. Аэродинамические характеристики транспортных самолетов и их расчет. – К.: КВВАИУ, 1983. – 96 с.
15. Бонч-Бруевич Г.Ф. Аэродинамические характеристики сверхзвуковых самолетов и их расчет. – К.: КВВАИУ, 1983. – 138 с.
16. Кумпаненко В.М., Тараненко В.В., Скляр О.Г. Модифікований метод визначення дальності планування універсального аеродинамічного контейнеру заданої маси // 36. наук. праць ДНДІА, вип. 20 (27). – К.: ДНДІА, 2024. – С. 89–100.

Надійшла до редколегії 01.10.2025

Схвалена до друку 02.11.2025

Відомості про авторів:

Кумпаненко Володимир Миколайович

кандидат технічних наук
старший науковий співробітник
провідний науковий співробітник
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0001-9001-8199>

Тараненко Віктор Васильович

кандидат технічних наук
начальник науково-дослідного відділу
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0003-1758-8018>

Information about the authors:

Volodymyr Kumpanenko

Candidate of Technical Sciences
Senior Researcher
Leading Researcher
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0001-9001-8199>

Victor Taranenko

Candidate of Technical Sciences
Head Research Department
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0003-1758-8018>

Склярів Олександр Васильович

кандидат технічних наук
старший науковий співробітник
провідний науковий співробітник
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-3836-1886>

Oleksandr Sklyarov

Candidate of Technical Sciences
Senior Researcher
Leading Researcher
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-3836-1886>

**RESEARCH ON THE INFLUENCE OF CHANGING THE DIAMETER OF THE MIDSECTION
DIAMETER AND THE LENGTH OF A PLANING CORRECTED AVIATION BOM ON ITS MAXIMUM
AERODYNAMIC QUALITY WHILE CONSERVING THE INTERNAL VOLUME**

V. Kumpanenko, V. Taranenko, O. Sklyarov

The article presents the results of scientific research on determining the influence of changes in the diameter of the midsection and length of a gliding corrected aviation bomb on the value of the maximum aerodynamic quality while maintaining its internal volume. The change in the values of aerodynamic coefficients is determined, namely: derivative of the lift coefficient with respect to the angle of attack, the drag coefficient at zero lift and the maximum aerodynamic quality. Calculations were carried out for four research options with a decrease in the diameter of the midsection from 0.459 m to 0.403 m while simultaneously increasing the length of the gliding corrected aviation bomb from 3.93 m to 5.1 m, respectively. The change in the values of the given aerodynamic coefficients was studied in the speed range from $M=0.3$ to $M_{kr}=0.66$. It was determined that for Option 4 ($L_\phi = 5.1$ m, $D_{mid} = 0.403$ m) the main evaluation criterion — maximum aerodynamic quality has the largest values. The increase in the value of the maximum aerodynamic quality for Option 4 is within 2.46–2.91% relative to Option 1 ($L_\phi = 3.93$, $D_{mid} = 0.459$) and changes slightly in the studied range of flight speeds. The proposed approach, when carrying out work on determining the aerodynamic layout and preliminary assessment of its possible characteristics, will allow increasing the gliding range of the gliding corrected aviation bomb within 2.8–3.1 km relative to Option 1 when dropping the PCAB from a carrier aircraft from a height of $H=10$ km while maintaining its internal volume.

Keywords: maximum aerodynamic quality, glide range, most advantageous angle of attack, glide corrected aerial bomb, carrier aircraft, aerodynamic layout, midsection diameter.