

В.Г. Шостак¹, Є.О. Українець², П.А. Глущенко¹, О.А. Жевтюк¹

¹Державний науково-дослідний інститут авіації, Київ

²Харківський національний університет Повітряних Сил ім. Івана Кожедуба, Харків

ОБҐРУНТУВАННЯ ВАРІАНТІВ ЗАСТОСУВАННЯ АВІАЦІЙНИХ ЗАСОБІВ УРАЖЕННЯ З БЕЗПІЛОТНИХ АЕРОСТАТНИХ СИСТЕМ

Обґрунтовані два варіанти застосування авіаційних бомб з безпілотних аеростатних систем для збільшення зони використання авіаційних засобів ураження. Аеродинамічні та льотно-технічні характеристики корегованих авіаційних бомб визначені на основі відомої полуміричної методики, реалізованої в модульному програмному комплексі "Інтеграція 2.2". Визначені граничні можливості по дальності польоту планеруючих корегованих авіаційних бомб на дозвукових та надзвукових режимах польоту. Показано, що на висотах, більших за 12 км, практична реалізація дозвукового планерування корегованих авіаційних бомб, при якому максимальна аеродинамічна дальність суттєво більше такої при надзвуковому планеруванні, ускладнена через перевищення максимально допустимого коефіцієнту аеродинамічної піднімальної сили. Показано, що використання ракетного прискорювача на великих висотах для надзвукових швидкостей планерування корегованих авіаційних бомб дозволяє зменшити підльотний їх час та розширити зони їх застосування, особливо при дообладнанні їх прямоточним реактивним двигуном.

Ключові слова: безпілотна аеростатна система, планеруюча корегована авіаційна бомба, планерування, аеродинамічні характеристики.

Вступ

Постановка проблеми. Під час війни України з РФ отримують розповсюдження засоби ураження, бойовою частиною яких є авіаційні бомби (далі – АБ). Ці засоби ураження отримують шляхом встановлення на існуючі або створювані АБ крил, комбінованих систем наведення, органів керування та стабілізації, стартових та/або маршевих двигунів. В умовах високої інтенсивності протиповітряної боротьби до числа високоефективних авіаційних засобів ураження увійшли планеруючі кореговані авіаційні бомби (далі – ПКАБ) великих калібрів: 250, 500, 1000, 1500 кг. В залежності від конструкції планеруючої АБ дальність застосування може сягати 100-110 км [1], що дозволяє виконувати скидання ПКАБ літаками тактичної авіації за межами ППО противника або уражати цілі на більшій глибині. Висока ефективність ПКАБ забезпечується:

високою швидкістю польоту та кінетичною енергією, яку вона набуває за час польоту, що з урахуванням міцності корпусу робить її стійкою до більшості засобів ураження;

вибуховою потужністю та пробивною силою, що дозволяє руйнувати фортифікаційні споруди з бетону, вражати з високою імовірністю техніку і живу силу в радіусі підриву.

Водночас в умовах обмеженої кількості літаків тактичної авіації та їх ресурсу, розвинутої протиповітряної оборони противника виникає

проблема пошуку альтернативних платформ для застосування АБ взагалі та ПКАБ зокрема.

Однією із альтернативних платформ для застосування АБ можливо розглянути аеростатні системи (АС). Аеростатні системи у порівнянні з пілотованими літаками є дешевшими та технічно менш складними системами, що можуть бути розроблені та виготовлені в більш стислі терміни. Перевагами аеростатних систем є велика дальність і тривалість польоту; широкий діапазон висот польоту; значна вантажопідйомність; радіопрозорість оболонки; відносно невелика вартість носія, газу та баласту.

До недоліків АС необхідно віднести: сезонність застосування, яка визначається наявністю та характером повітряних потоків в потрібному напрямку; низька точність виходу аеростатів в заданий район застосування; велика можливість розсіяння аеростатів у групі; мала швидкість польоту, що не дає можливості оперативному виконанню завдань; низька енергоємність бортових джерел електроживлення; низька живучість та одноразовість застосування.

Застосування АБ можливе при нульовій початковій швидкості носія на певній висоті. Для ПКАБ однією з умов застосування є достатній запас початкової енергії для здійснення польоту по аеродинамічній траєкторії. У випадку застосування ПКАБ з літака ПКАБ отримує початкову швидкість і запаси кінетичної та потенціальної енергії. При

застосуванні з АС ПКАБ матиме початкову швидкість близьку до 0 та запас потенційної енергії в залежності від висоти польоту. Можливо створити додатково запас хімічної енергії шляхом встановлення на ПКАБ силової установки з запасом палива і пороховими стартовими прискорювачами.

Аналіз останніх досліджень і публікацій. Застосування засобів ураження з АС відомо з 1818 року. У Франції було розроблено повітряний шар, який, імовірно, використовував часову затримку, повинен був пролітаючи над ворогами скидати на них засоби ураження [2, с. 234]. Відомо про застосування повітряних куль, що були наповнені воднем, для перенесення запалювальних засобів ураження в глибокий тил противника для створення лісових пожеж. Також зафіксовано бомбардування ворога з використанням повітряних куль австрійцями в 1849 році, проте операція була неуспішною внаслідок сильного вітру [3]. Найбільш відомими і масштабними операціями з застосуванням АС в якості бомбардувальників є операції “Аутворд”, що проводилась англійцями проти Німеччини протягом 1942...1944 років та “Фу-Го”, що проводилась японцями проти Сполучених штатів Америки в 1944...1945 роках. Задум операцій, що полягав у нанесенні матеріальних втрат в тилу ворога, був схожий, але ефективність виявилась різною. Так операція “Аутворд” вважається ефективною на відміну від “Фу-Го”, в якій не зафіксовано нанесення ворогу збитків. Лише відомо про загиблих 6-х осіб, які випадково знайшли нерозірваний снаряд [3]. Основною причиною невдачі вважається значно більша відстань від Японії до США у порівнянні з відстанню від Англії до Німеччини. Після завершення другої світової війни масштабного застосування АС для виконання бомбардувань не відбувалось [4].

На сьогодні розвиток систем зв'язку та управління польотом повітряних платформ значно розширюють можливості застосування АС, в тому числі для виконання ударних завдань. Отже, доцільно розглянути можливість застосування безпілотних повітряних платформ аеростатного типу для виконання завдань з ураження визначених цілей в прикордонній зоні. Оскільки доступні роботи недостатньо повно розкривають питання застосування АБ з безпілотних АС, тому **метою статті** є обґрунтування варіантів застосування АБ з безпілотних аеростатних систем для збільшення зони використання АБ.

Виклад основного матеріалу

В статті досліджуються граничні маневрені можливості ПКАБ при старті з висоти 30 км без урахування обмежень, що накладаються керованістю

ПКАБ. Розглядаються такі два основних варіанти використання ПКАБ:

I варіант – вільне падіння ПКАБ з висоти 30 кілометрів до висоти виводу в планування, зменшення швидкості до швидкості планування, збалансоване планування до цілі;

II варіант – розгін ПКАБ ракетним прискорювачем на висоті 30 кілометрів до надзвукової швидкості, планування до цілі.

Визначення аеродинамічних характеристик (АХ) ПКАБ виконується за принципом розділення аеродинамічних сил на складові. Окремо визначаються профільний опір ПКАБ, її підйомна сила та індуктивний опір, також визначається положення фокусу та моментні характеристики ПКАБ. Розподілені АХ ПКАБ на даному етапі не визначаються. Полуемпірична методика визначення аеродинамічних та льотно-технічних характеристик ПКАБ реалізована в модульному програмному комплексі “Інтеграція 2.2”. Перевагою даного програмного комплексу є можливість завдання користувачем профілю польоту ПКАБ, оскільки для ПКАБ це необхідний етап для дослідження нових тактичних прийомів. До інтегральної оцінки льотно-технічних характеристик ПКАБ може бути підключений модуль експертної оцінки, якщо це необхідно. Таким чином, методика визначення основних аеродинамічних та льотно-технічних характеристик ПКАБ та удосконалений програмний комплекс (Рис. 1) дозволяють проводити комплексні параметричні дослідження ПКАБ.

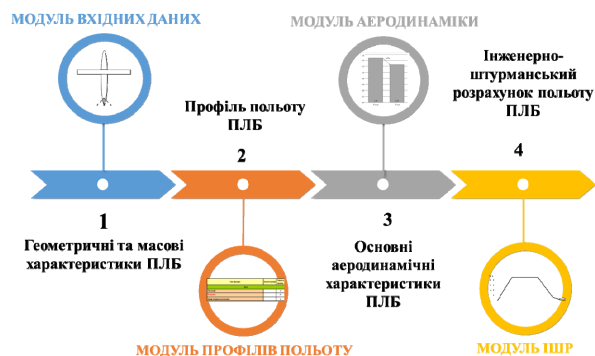


Рис. 1. Структурна схема програмного комплексу
Джерело: розроблено авторами

Як відомо, для керованого польоту ПКАБ повинна мати необхідну величину піднімальної сили, яка створюється в різному ступені крилом, корпусом ПКАБ, оперенням. У ПКАБ з крилом великого подовження та з відношенням діаметра корпусу ПКАБ к розмаху крила менше 0,2...0,25 піднімальна сила ПКАБ визначається в основному піднімальною силою ізольованого крила. Зі зменшенням подовження крила та збільшення відношення діаметра корпусу ПКАБ к розмаху крила стає суттєвим вплив корпусу та його інтерференції з крилом. При цьому особливістю

крил малого подовження (менше 2,5...3) та подовжених корпусів є нелінійна залежність коефіцієнта піднімальної сили від кута атаки.

Піднімальна сила ПКАБ визначається сумою піднімальних сил ізольованих частин з урахуванням їх взаємного впливу. У діапазоні експлуатаційних кутів атаки, виключаючи область поблизу максимальної піднімальної сили, коефіцієнт піднімальної сили ПКАБ можна представити у такому вигляді:

$$C_{ya} = C_{ya}^{\alpha} (\alpha - \alpha_0) + \Delta C_{ya},$$

де C_{ya}^{α} – похідна коефіцієнту піднімальної сили ПКАБ по куту атаки α , яка залежить від відносної товщини профілю крила та числа М польоту, α_0 – кут атаки нульової піднімальної сили, ΔC_{ya} – нелінійна складова піднімальної сили.

Наближений розрахунок обтікання корпусу при малих кутах атаки виконується за теорією тонкого тіла [5]. При цьому припускається, що піднімальна сила існує на ділянках корпусу з перемінною по довжині площею поперечних перетинів: на носовій частині корпусу при позитивному куті атаки виникає позитивна піднімальна сила; на кормовій частині, яка звужується, при позитивному куті атаки виникає негативна піднімальна сила; на циліндричній частині піднімальна сила буде відсутня. Як відомо з експериментальних даних, теорія тонкого тіла адекватна при числах Маха < 1 . Ця теорія не враховує виникнення піднімальної сили на циліндричній частині в надзвуковому потоці, зменшення негативної піднімальної сили на кормі за рахунок впливу примежового шару, виникнення нелінійної складової піднімальної сили подовжених корпусів при великих кутах атаки.

Скошення потоку обов'язково враховується при визначенні основних аеродинамічних характеристик крилатих аеродинамічних компонувань, на яких виникає піднімальна сила. Вихрова пелена, яка виникає при цьому, обумовлює індукцію вертикальних швидкостей V_y , які відхиляють потік на кут скошення потоку ε від вектора швидкості повітряного потоку V . При цьому $\operatorname{tg} \varepsilon \approx \varepsilon = V_y / V$.

Максимальна піднімальна сила ПКАБ є одним з параметрів, який визначає льотно-технічні характеристики ПКАБ. Точне значення коефіцієнта максимальної піднімальної сили ПКАБ визначається в натурному експерименті. Для крил подовження понад 4 одиниці наближене значення коефіцієнта максимальної піднімальної сили $C_{ya \max}$ ПКАБ:

$$C_{ya \max} = C_{ya \max}^0 \times k_1 \times k_2 \times k_3$$

де $C_{ya \max}^0$ – характеристика профілю крила; k_1 – множник, який враховує вплив форми профілю крила; k_2 – множник, який враховує вплив кута стрілоподібності крила; k_3 – множник, який враховує вплив числа Маха польоту.

Критичний кут атаки $\alpha_{кр}$ ПКАБ визначається

$$\alpha_{кр} = 57,3 \times \left(\frac{C_{ya \max}}{C_{ya}^{\alpha}} \right) + \alpha_0 + 1,5.$$

Відомо, що лобовий опір є результатом дії на кожний елемент поверхні, що обтікається, дотичних і нормальних складових аеродинамічних сил. Дотичні складові виникають внаслідок в'язкості повітря та обумовлюють опір тертя. Нормальні складові виникають внаслідок зміни розподілу тиску по поверхні тіла при реальному обтіканні тіла у порівнянні з розподілом тиску при безвідривному та стаціонарному обтіканні не завихреним потоком ідеальної рідини обумовлюють опір тиску.

При дозвуковому обтіканні тіла зміна розподілу тиску по поверхні тіла обумовлена впливом в'язкості та дією примежового шару визначає опір тиску, який разом з опором тертя визначає профільний опір тіла. Наявність піднімальної сили та просторовий вихровий слід обумовлюють індуктивний опір тіла. Профільний та індуктивний опори є складовими лобового опору. Для літального апарату в цілому до профільного необхідно додавати опори від різних місцевих джерел та опір інтерференції.

Відповідно до експериментальних даних профільний опір при безвідривному обтіканні майже не залежить від кута атаки. Деяке збільшення відбувається лише при критичних кутах атаки внаслідок росту товщини примежового шару та появи зривних зон. Також від кута атаки не залежать опори від місцевих джерел та інтерференції. При надзвукових швидкостях урахується виникнення хвильового опору. Більш детально методика визначення АХ ПКАБ викладена в [6].

Верифікація запропонованої методики визначення коефіцієнту лобового опору ПКАБ виконана шляхом порівняння з відомими достовірними даними. Так, наприклад, для авіаційної бомби калібром 250 кг проведено порівняння значень коефіцієнта лобового опору з заданим законом опору [7, с. 28], який прийнятий для відомих авіаційних бомб (Рис. 2). Значення похибки Δ у визначенні коефіцієнту лобового опору АБ в залежності від числа Маха наведено на

Рис. 3. Так поза межами трансзвукового діапазону швидкостей найбільші значення похибки досягають 3,3 % від максимального значення коефіцієнту лобового опору. З аналізу наведених графічних залежностей зроблено висновок про адекватність методики визначення коефіцієнту лобового опору АБ. Водночас в трансзвуковому діапазоні похибка з визначення коефіцієнту лобового опору є більшою і для більш точного визначення характеристики необхідно застосовувати інші методи. В даному дослідженні трансзвуковий режим польоту займає відносно невелику частину польоту і відбувається на висотах вище 10 км де вплив сили опору буде значно менший у порівнянні з висотами до 10 км. Тому похибка у визначенні коефіцієнту лобового опору не матиме вирішального впливу на результати досліджень. Більш повна верифікація методики визначення АХ наведена в [6].

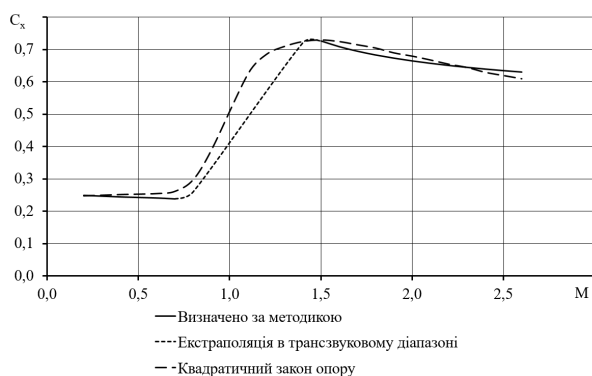


Рис. 2. Порівняння коефіцієнтів лобового опору C_{xa} з відомими даними в залежності від числа M
Джерело: розроблено авторами за даними [7]

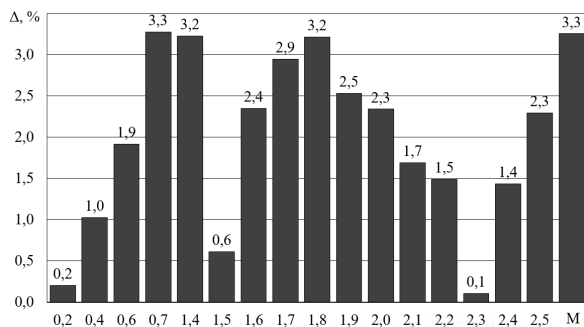


Рис. 3. Значення похибки Δ у визначенні C_{xa} при різних числах M
Джерело: розроблено авторами

І варіант використання ПКАБ.

Для визначення граничних швидкостей, яких може досягнути АБ, проведено моделювання падіння АБ з висоти 30 км в припущенні, що АБ збалансована. Тоді рівняння руху матиме вигляд

$$m \frac{dV}{dt} = mg - X_a \quad (1)$$

де m – маса авіаційної бомби, g – прискорення вільного падіння, X_a – сила лобового опору.

Розділивши ліву і праву частини на m

отримаємо

$$\frac{dV}{dt} = g - \frac{C_x \rho V^2 S_{mid}}{2m} = g - aV^2, \quad (2)$$

$$\text{де } a = \frac{C_x \rho S_{mid}}{2m}.$$

Припускаємо, що $a = \text{const}$ на визначеному кроці інтегрування. Тоді після розділення змінних у виразі (2) і його інтегруванні отримаємо для початкових умов $t = 0$, $V = 0$ (постійна інтегрування $C_1 = 0$) [8, с. 40]:

$$V = \sqrt{\frac{g}{a}} \times \frac{e^{\sqrt{ga}(t+C_1)} - e^{-\sqrt{ga}(t+C_1)}}{e^{\sqrt{ga}(t+C_1)} + e^{-\sqrt{ga}(t+C_1)}} = \sqrt{\frac{g}{a}} \times \frac{\text{sh}(\sqrt{ga}(t+C_1))}{\text{ch}(\sqrt{ga}(t+C_1))}.$$

Для пройденого шляху при тих же початкових умовах $t = 0$, $V = 0$ (постійна інтегрування $C_2 = 0$) вираз матиме вигляд [8, с. 40]:

$$s = \frac{1}{a} \times \ln \text{ch}(\sqrt{gat}) + C_2.$$

В дійсності $a \neq \text{const}$ і суттєво залежить від швидкості і висоти польоту. Отже проведено інтегрування з кроком, при якому можна припустити, що значення $a = \text{const}$. Визначені параметри в кінці кожного кроку інтегрування є вхідними для наступного та дозволяють визначати постійні інтегрування. Фізичний зміст постійної інтегрування C_1 полягає в тому, що це час, за який АБ набере початкову швидкість, а C_2 – це шлях, що пройшла АБ до визначеного моменту часу t .

Для порівняльного аналізу також було визначено швидкість АБ при умові вільного падіння та шляхом розв'язку рівняння (1) чисельним інтегруванням за допомогою відомого і перевіреного на практиці метода Ейлера. Отримані залежності швидкості від висоти польоту наведені на рис. 4.

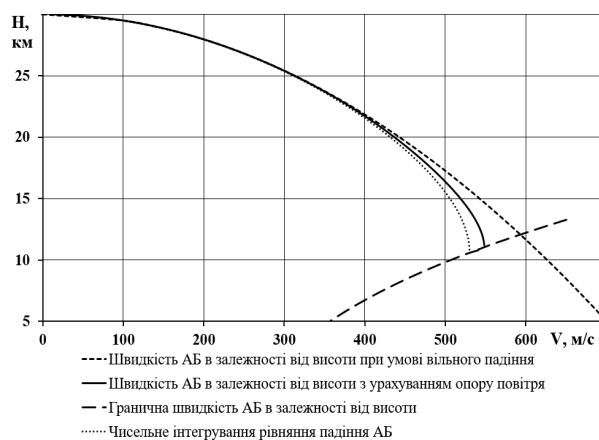


Рис. 4. Залежності швидкості падіння АБ від висоти
Джерело: розроблено авторами

З аналізу наведених залежностей зроблено висновок, що при падінні з висоти 30 км з

нульовою початковою швидкістю вплив сили лобового опору до висоти 20 км і швидкостей польоту 420...440 м/с (що на висоті 20 км відповідає $M = 1,43...1,49$) є незначним. З висоти 20 км починається зменшення прискорення падіння АБ внаслідок впливу опору повітря. На висоті приблизно 11 км швидкість АБ досягає максимального значення, що становить 548 м/с, $M = 1,86$. Водночас рішення рівняння методом Ейлера дає менше значення і становить 529 м/с, що відповідає $M = 1,78$ на висоті 10500 м. Різниця у визначенні максимальної швидкості становить приблизно 3 %, висоти 4,5 %. Подальший рух АБ відбувається зі зменшенням швидкості внаслідок зростання сили лобового опору через зростання густини повітря. Отримані залежності демонструють орієнтовні швидкості, які можуть досягати ПКАБ при пікіруванні зі складеним крилом і можуть слугувати вихідними даними для розрахунку траєкторії ПКАБ при виводі з пікірування з різної висоти після розкриття крил.

Для визначення граничної дальності польоту ПКАБ при скиданні її з висоти 30 км без стартових та маршевих двигунів було проведено моделювання польоту ПКАБ при певних припущеннях. А саме, ПКАБ збалансовано і відхилень органів керування достатньо для створення керуючих перевантажень, перевантаження створюється миттєво. Вивід з вертикального пікірування в режим горизонтального польоту починається майже одразу з максимально допустимим перевантаженням n_{ya} . При виході в режим горизонтального польоту ПКАБ сповільнюється до швидкостей, що відповідають $M = 0,6$. Після сповільнення ПКАБ здійснює збалансоване планерування на режимах максимальної аеродинамічної якості з відповідними їй швидкостями та кутом нахилу траєкторії. Також не враховуються балансувальні втрати при польоті ПКАБ, турбулентність атмосфери. Основні геометричні характеристики ПКАБ, що досліджувались в даній роботі наведено в таблиці 1.

У припущенні, що ПКАБ здійснює рух лише у вертикальній площині система рівнянь руху центра мас через перевантаження має вигляд:

$$\begin{cases} \frac{dV}{dt} = g(n_{xa} - \sin \Theta) \\ \frac{d\Theta}{dt} = \frac{g}{V}(n_{ya} - \cos \Theta) \\ \frac{dL}{dt} = V \cos \Theta \\ \frac{dH}{dt} = V \sin \Theta \end{cases}.$$

Рішення даної системи виконується модифікованим методом Ейлера, що дозволяє

підвищити точність в 10 раз у порівнянні з методом Ейлера, але дещо збільшує обсяг обчислень. Водночас одним із найбільш точних методів, що пропонується використовувати для визначення параметрів руху в подальшому є метод Рунге-Кутта для чисельного розв'язання диференціальних рівнянь руху [9, с. 19]. У межах оціночного визначення дальності запропонованого варіанту застосування ПКАБ вважається достатнім використовувати модифікований метод Ейлера з певними обмеженнями. А саме, крок інтегрування повинен забезпечити зміну кута нахилу траєкторії не більше 10° , зміни аеродинамічних сил (перевантажень) повинні бути в межах, щоб їх можна було апроксимувати на відрізках приросту функцій від швидкості лінійними залежностями. Тоді замінюючи похідні в системі рівнянь руху центра мас кінцевими приростами отримаємо систему рівнянь у наступному вигляді:

$$\begin{cases} \Delta V = g(n_{xa} - \sin \Theta)\Delta t \\ \Delta \Theta = \frac{g}{V}(n_{ya} - \cos \Theta)\Delta t \\ \Delta L = V \cos \Theta \times \Delta t \\ \Delta H = V \sin \Theta \times \Delta t \end{cases}.$$

Порядок рішення рівнянь є відомим і наведений, наприклад в [10, с. 13...21].

Таблиця 1
Основні геометричні характеристики ПКАБ

Назва параметра	Значення параметра
Розмах крила при стрілоподібності $0^\circ, 8^\circ, 45^\circ$ відповідно, м	2,405 2,382 1,7075
Площа крила, m^2	0,454
Хорда крила, м	0,1906
Звуження консолей крила	1
Подовження крила	12,75 12,5 6,42
Довжина фюзеляжу, м	2,31
Діаметр міделєвого перерізу, м	0,3
Подовження фюзеляжу	7,67
Площа фюзеляжу, m^2	0,072
Розмах оперення, м	0,545
Площа ізолюваного оперення, m^2	0,2
Відносні товщини профіля	0,12
Кути стрілоподібності оперення по передній кромці, град	80

Джерело: розроблено авторами

Після виходу з пікірування в режим горизонтального польоту здійснюється гальмування ПКАБ під дією сили лобового опору до швидкостей, що відповідають числу $M \approx 0,6$. Після досягнення ПКАБ заданої швидкості

визначається максимальна аеродинамічна якість, що відповідає даній швидкості, кут планерування і визначається відповідна дальність планерування. Враховуючи, що зі зміною висоти буде відбуватися зміна аеродинамічних характеристик задається закон керування, що забезпечує політ на максимальній аеродинамічній якості і відповідному куту нахилу траєкторії. Результати моделювання для ПКАБ наведені на Рис. 5...7 для конфігурацій з кутами стрілоподібності крил $\chi_1 = 8^\circ$, $\chi_2 = 45^\circ$.

З аналізу залежностей швидкості від висоти видно (Рис. 5), що ПКАБ з різною стрілоподібністю мають приблизно однакову швидкість, яка перевищує надзвукову ($M = 1,33$, $H = 21,8$ км), до висоти $H \approx 22$ км, що обумовлено малою густиною повітря і, як наслідок, незначним значенням сили аеродинамічного опору. З висоти менше 22 км прискорення ПКАБ з крилом з $\chi = 8^\circ$ починає зменшуватись у порівнянні з крилом зі стрілоподібністю $\chi = 45^\circ$. Це обумовлено більшими значеннями коефіцієнту хвильового опору для крила з $\chi = 8^\circ$ при одночасному зростанні впливу сили лобового опору через збільшення густини повітря. Також на прискорення ПКАБ обох конфігурацій починає впливати збільшення кута нахилу траєкторії ПКАБ і його зміна при досягненні висоти 20 км сягає приблизно 10° (рис. 6). Внаслідок цього зменшується складова сили тяжіння $G \cos \Theta$, що визначає прискорення ПКАБ. Максимальна швидкість, яку досягає ПКАБ з $\chi = 8^\circ$ становить $V_{\max} = 458$ м/с ($M = 1.55$) на висоті 14,5 км. Для ПКАБ з $\chi = 45^\circ$ $V_{\max} = 463$ м/с ($M = 1.57$) на висоті 14,4 км. Водночас ПКАБ у конфігурації з $\chi = 8^\circ$ має більшу зміну кута Θ (рис. 6) у порівнянні з ПКАБ з $\chi = 45^\circ$. Це

обумовлено більшими значеннями коефіцієнта піднімальної сили та його похідною по куту атаки для ПКАБ з $\chi = 8^\circ$. Внаслідок зазначених факторів ПКАБ в конфігурації з $\chi = 8^\circ$ виходить у режим горизонтального польоту раніше ($H = 9,59$ км) і на більшій швидкості ніж ПКАБ з $\chi = 45^\circ$, для якої висота виходу в горизонтальний політ $H = 8,01$ км. В результаті зменшення швидкості до швидкості планерування, що здійснюється в горизонтальному польоті відбувається для ПКАБ з $\chi = 8^\circ$ на більшій висоті, де вплив сили лобового опору менше і отриманий приріст дальності польоту є більший у порівнянні з ПКАБ з $\chi = 45^\circ$ (Рис. 7). Подальший режим збалансованого планерування за програмою польоту $K = K_{\max}$ відбувається для ПКАБ з $\chi = 8^\circ$ з більшої висоти і при меншому куті нахилу траєкторії Θ (внаслідок більшої максимальної аеродинамічної якості), що забезпечує більш пологі траєкторію і відповідно більшу дальність. При цьому визначено граничну дальність польоту ПКАБ з $\chi = 8^\circ$ та з $\chi = 45^\circ$, яка становить 146 км та 89 км відповідно при прийнятих припущеннях. Отже, в результаті впливу визначених факторів встановлення на ПКАБ крила з $\chi = 8^\circ$ забезпечує дальність польоту на 39 % більшу, ніж встановлення крила з $\chi = 45^\circ$.

Аналіз факторів, що впливає на дальність польоту, дозволяє зробити висновок, що доцільно розглянути засоби збільшення аеродинамічного опору на певних ділянках пікірування для виходу в горизонтальний політ на більшій висоті і виконання планерування на дозвуковій швидкості на максимальній аеродинамічній якості з більшої висоти.

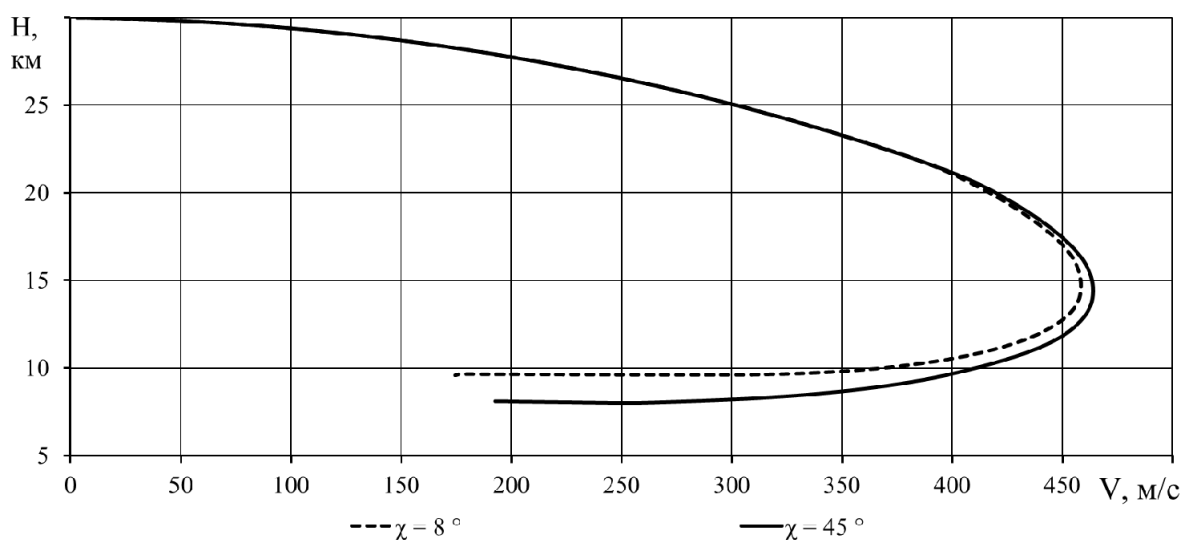


Рис. 5. Зміна швидкості ПКАБ в залежності від висоти польоту до початку збалансованого планерування
Джерело: розроблено авторами

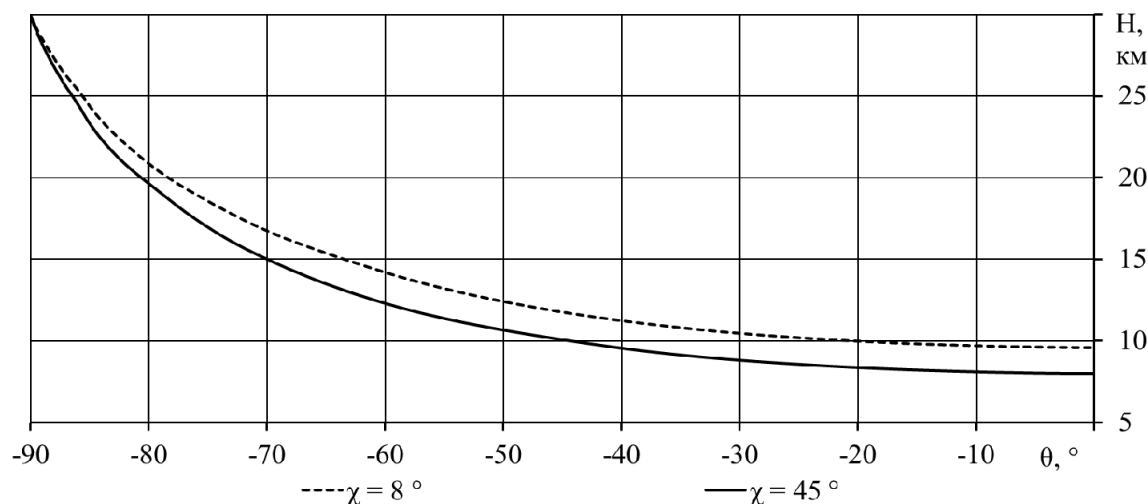


Рис. 6. Зміна кута нахилу траєкторії ПКАБ в залежності від висоти польоту до початку збалансованого планерування
Джерело: розроблено авторами

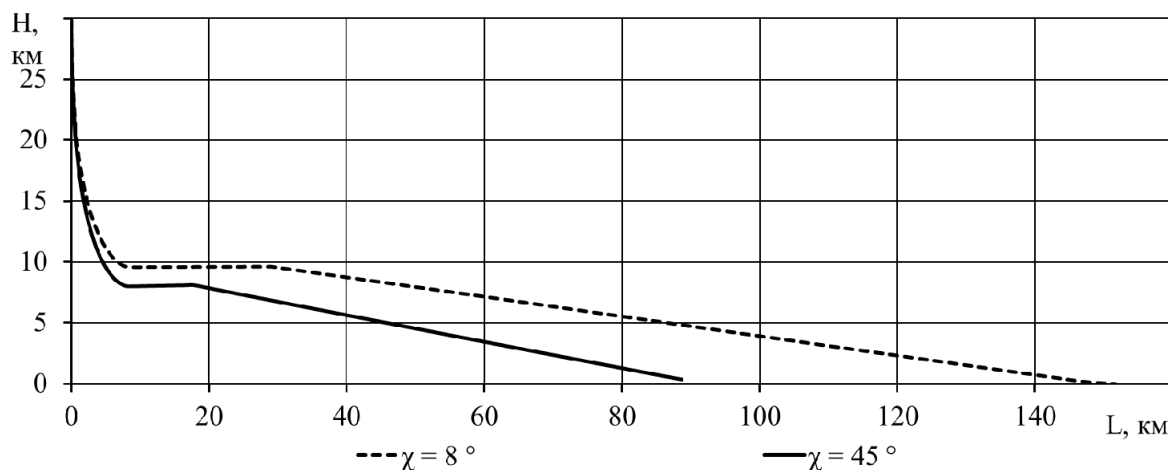


Рис. 7. Дальність польоту ПКАБ в при старті з нульовою швидкістю на висоті 30 км
Джерело: розроблено авторами

II варіант використання ПКАБ.

При модернізації АБ встановленням крилового модуля, органами керування та силовою установкою важливо забезпечити максимальну дальність польоту. Дальність польоту пропорційна аеродинамічній якості ПКАБ. Водночас характеристикою “економічності планера” є відношення $\frac{X_a}{V}$, або після перетворень $\frac{1}{K \times M}$ [11, с. 198; 9, с. 177]. Максимальна дальність досягається при $\frac{X_a}{V} \rightarrow \min$ або $K \times M \rightarrow \max$. Слід зауважити, що вираз $K \times M$ входить до виразу параметра дальності та є параметром “аеродинамічної дальності”. Дані вирази надають можливість визначити режими польоту, на яких реалізується максимальна дальність для перспективних ПКАБ, у тому числі при встановленні на них силової установки.

Для перевірки можливості реалізації запуску ПКАБ з прискорювачем проведено дослідження двох варіантів ПКАБ: з прямим крилом та стрілоподібним крилом з кутом стрілоподібності 45 градусів (Рис. 8). Інші основні геометричні параметри ПКАБ наведено в таблиці 1.

Для ПКАБ з прямим крилом, визначено залежності аеродинамічної якості (Рис. 9), параметру аеродинамічної дальності (Рис. 10), коефіцієнту аеродинамічної піднімальної сили потрібного для горизонтального польоту (Рис. 11, 12), коефіцієнту лобового опору ПКАБ при нульовій піднімальній силі (Рис. 13) від висоти польоту при числах Маха $M = 0,7$ та $M = 0,8$ в припущенні про не перевищення максимального коефіцієнту аеродинамічної піднімальної сили (критичного кута атаки) ПКАБ в дозвуковому польоті.

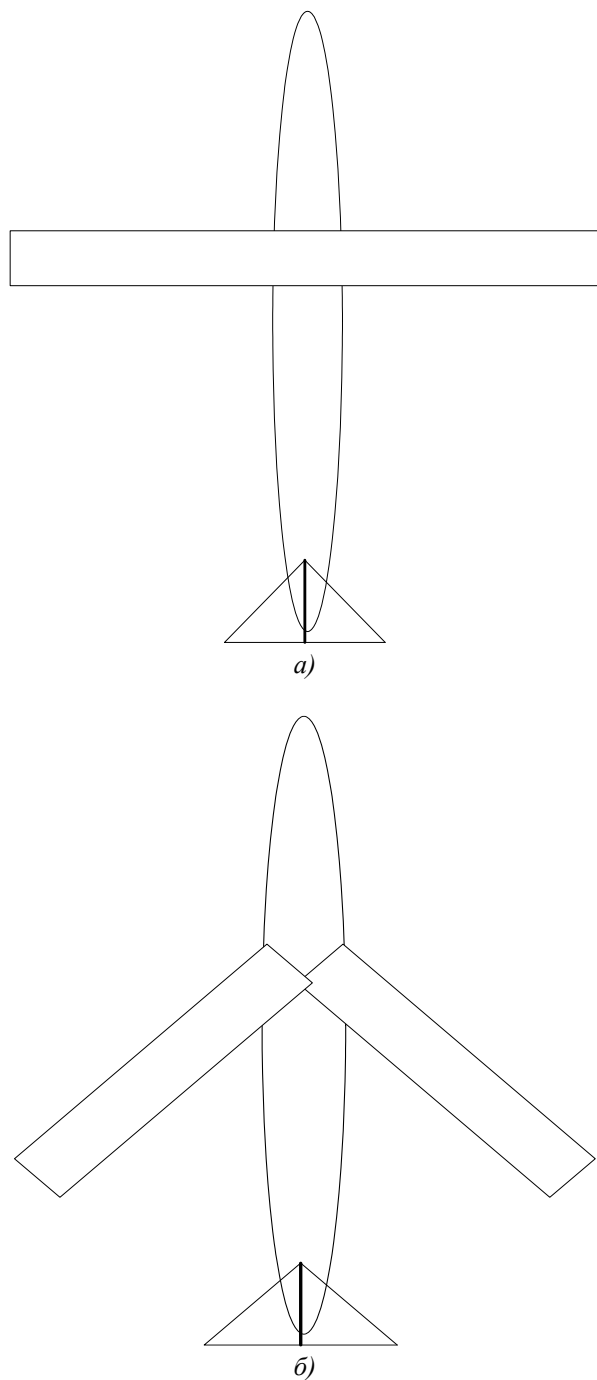


Рис. 8. Схеми ПКАБ з прямим (а) та стрілоподібним (б) крилом
Джерело: розроблено авторами

Аеродинамічна якість K при числі $M = 0,8$ є більшою у порівнянні з K при числі $M = 0,7$ внаслідок збільшення числа Рейнольдса і відповідному зменшенні профільного опору (рис. 9). Водночас зростання хвильового опору внаслідок трансзвукових явищ є меншим у порівнянні зі зменшенням профільного опору. Екстремальне значення аеродинамічної якості досягається на

висоті 14,5...15 км для $M = 0,7...0,8$ з подальшим зменшенням у зв'язку зі зменшенням числа Рейнольдса при збільшенні висоти. Відповідний характер мають залежності параметру аеродинамічної дальності (Рис. 10), що пояснюється визначальним впливом аеродинамічної якості.

Аналіз залежностей потрібних значень C_{ya} для горизонтального польоту (Рис. 11, 12) вказує, що на висотах більших за 16 км потрібні значення C_{ya} є недосяжними для ПКАБ з прямим крилом в дозвуковому польоті. Водночас на висотах менше 12 км може бути реалізований горизонтальний політ ПКАБ при числах $M = 0,7...0,8$, що обумовлено зміною густини повітря по висоті. При цьому збільшення швидкості польоту зменшує потрібні значення C_{ya} .

Зростання коефіцієнту лобового опору при нульовій піднімальній силі (рис. 13) обумовлено зменшенням числа Рейнольдса зі збільшенням висоти. Водночас значення сили лобового опору буде значно зменшуватись зі збільшенням висоти, особливо більше 20 км внаслідок зменшення густини повітря.

Аналіз наведених залежностей дозволяє зробити висновок, що на висотах більших за 12 км практична реалізація дозвукового горизонтального польоту ПКАБ заданої конфігурації ускладнена. Водночас на висотах менших від 12 км можливо реалізувати горизонтальний політ ПКАБ з прямим крилом. Це набуває актуальності при встановленні на ПКАБ маршового двигуна при внесенні відповідних конструктивних змін. Політ ПКАБ на висотах, близьких до 12 км з числом $M \approx 0,8$ відбуватиметься при значенні параметру аеродинамічної дальності близькому до максимального.

Як відомо, на надзвукових швидкостях польоту використання прямого крила не бажано через більші значення хвильового опору у порівнянні з стрілоподібним. Тому визначено залежності аеродинамічної якості ПКАБ та параметру аеродинамічної дальності з стрілоподібним крилом ($\chi = 45^\circ$) в залежності від висоти польоту в припущенні про не перевищення максимального коефіцієнту аеродинамічної піднімальної сили (критичного кута атаки) ПКАБ в надзвуковому польоті (Рис. 15,16). На Рис. 17...20 представлені розрахункові аеродинамічні характеристики ПКАБ з прямим крилом та отримані на основі цих характеристик залежності вертикальної швидкості ПКАБ з стрілоподібним крилом від висоти польоту (Рис. 21).

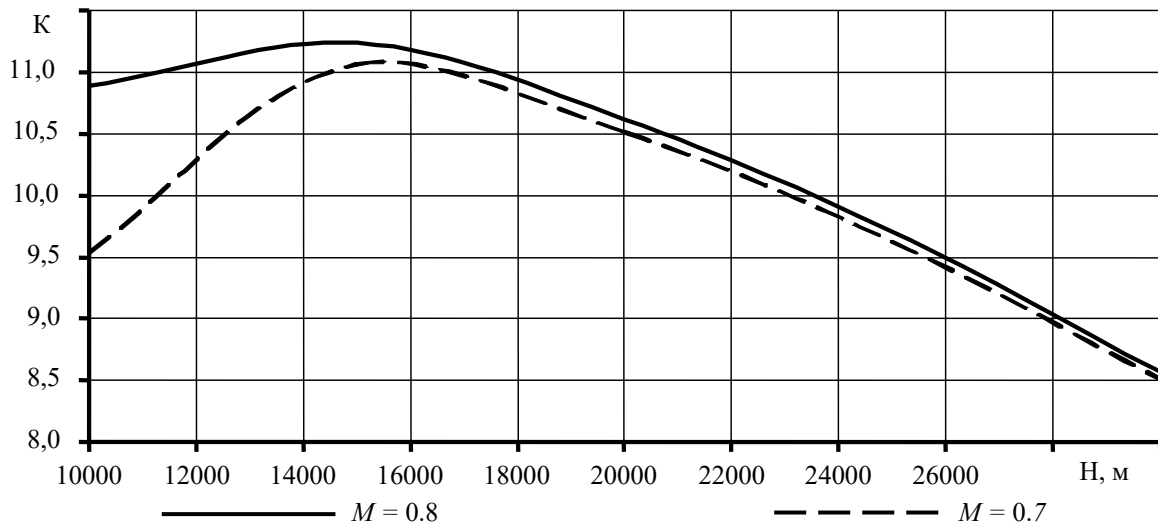


Рис. 9. Залежність аеродинамічної якості ПКАБ з прямим крилом від висоти польоту
Джерело: розроблено авторами

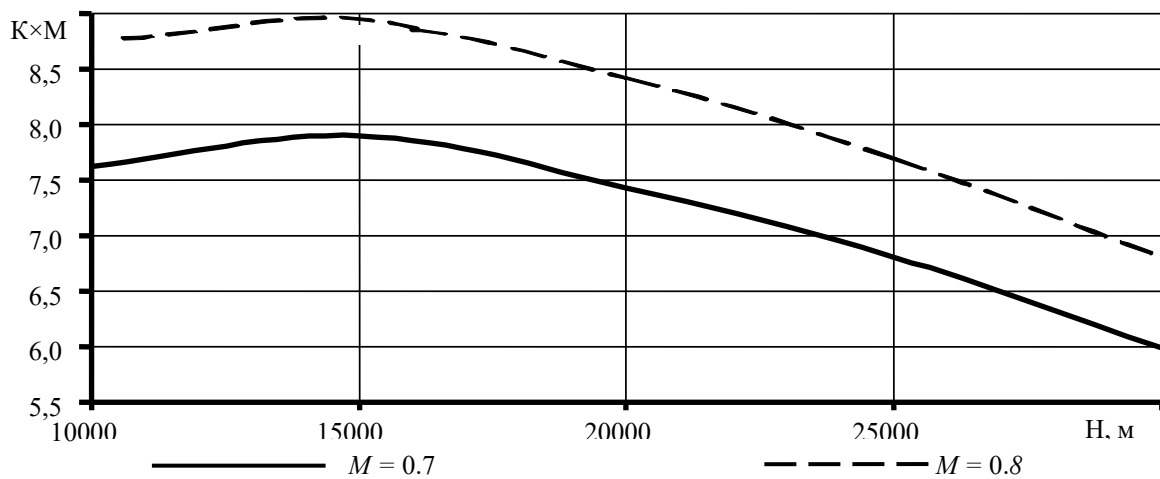


Рис. 10. Залежність параметра аеродинамічної дальності ПКАБ з прямим крилом від висоти польоту
Джерело: розроблено авторами

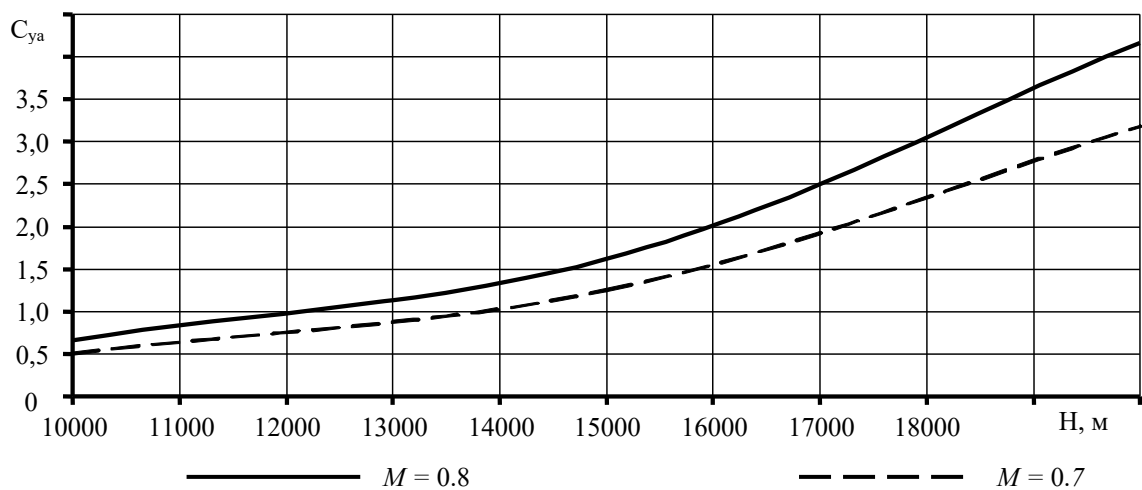


Рис. 11. Залежність потрібного для прямолінійного горизонтального польоту коефіцієнта аеродинамічної піднімальної сили ПКАБ з прямим крилом від висоти польоту
Джерело: розроблено авторами

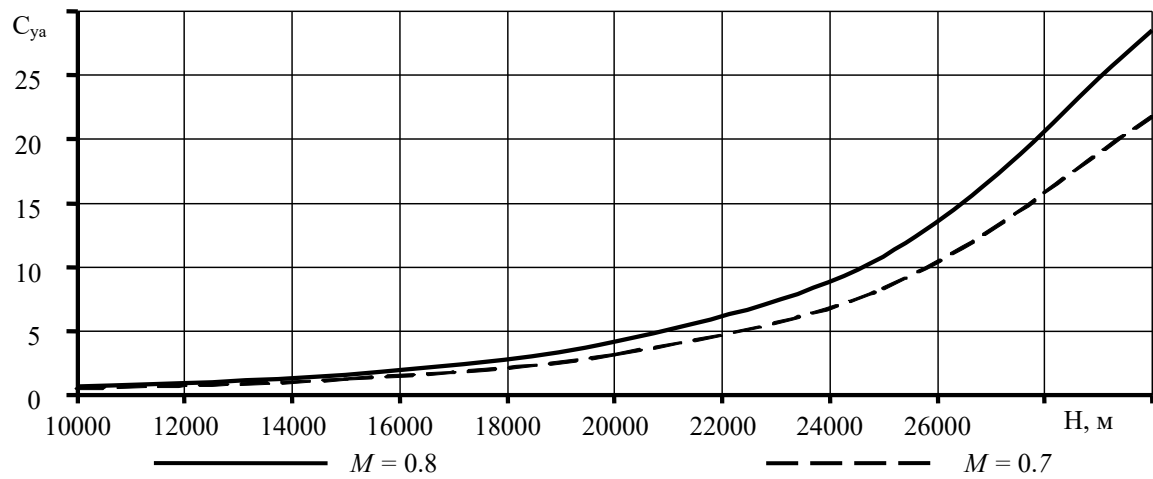


Рис. 12. Залежність потрібного для прямолінійного горизонтального польоту коефіцієнта аеродинамічної піднімальної сили ПКАБ з прямим крилом від висоти польоту
Джерело: розроблено авторами

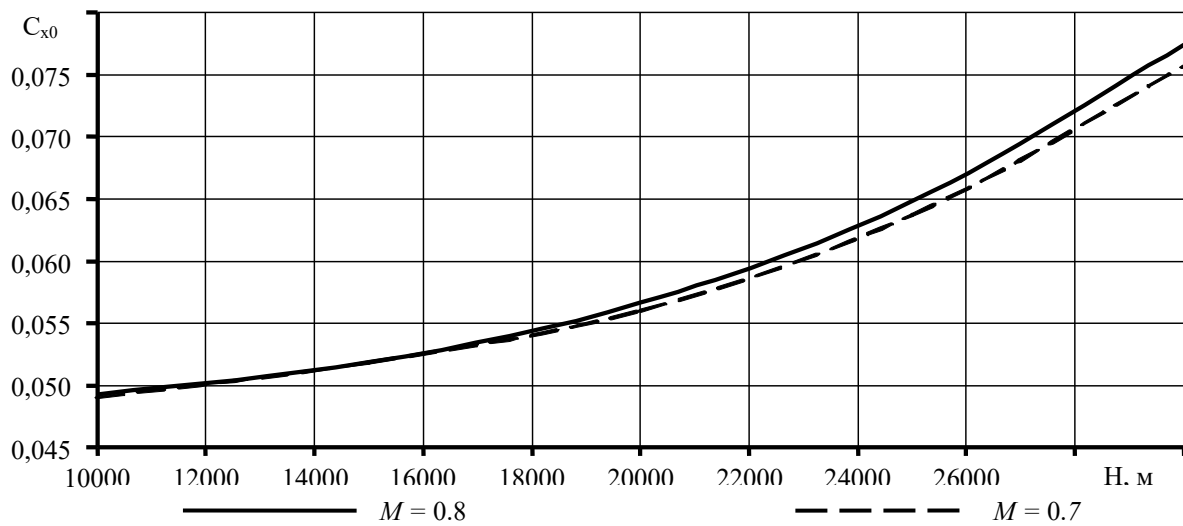


Рис. 13. Залежність коефіцієнта лобового опору ПКАБ з прямим крилом при нульовій піднімальній силі від висоти польоту
Джерело: розроблено авторами

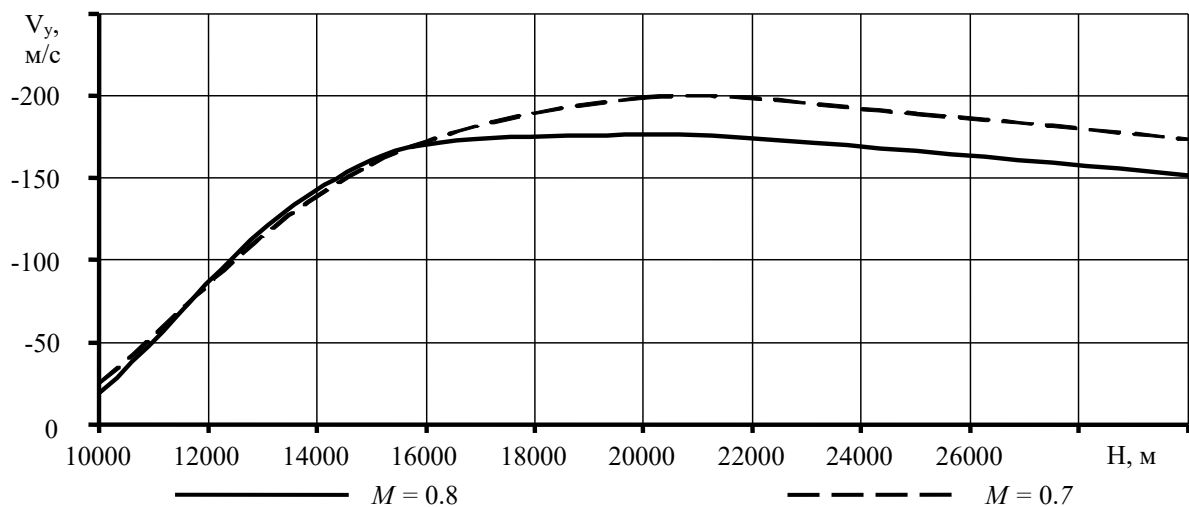


Рис. 14. Залежність вертикальної швидкості ПКАБ з прямим крилом від висоти польоту
Джерело: розроблено авторами

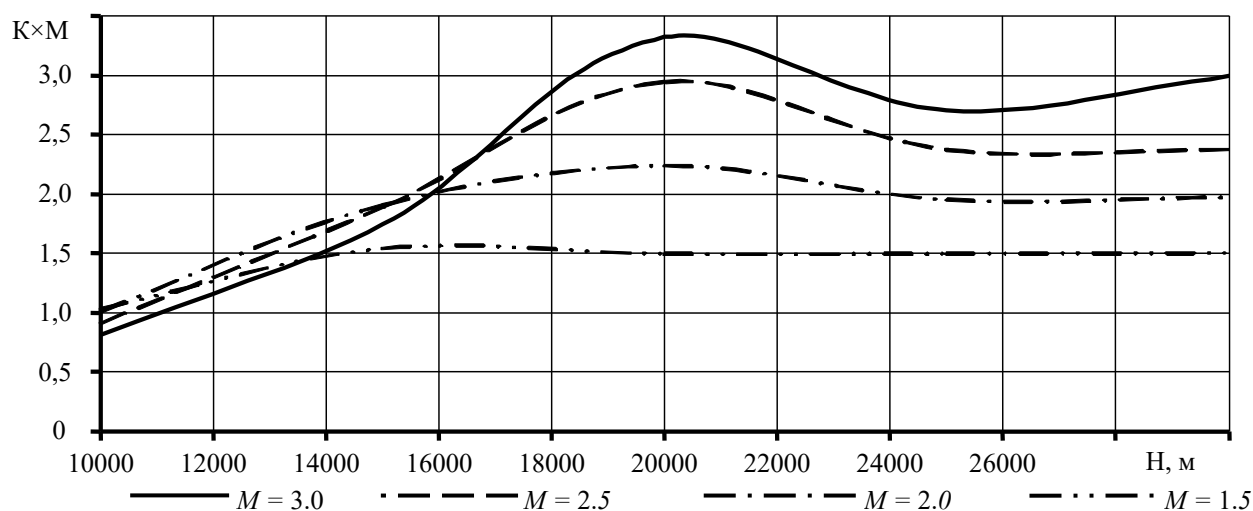


Рис. 15. Залежність параметра аеродинамічної дальності ПКАБ з стрілоподібним крилом від висоти польоту
Джерело: розроблено авторами

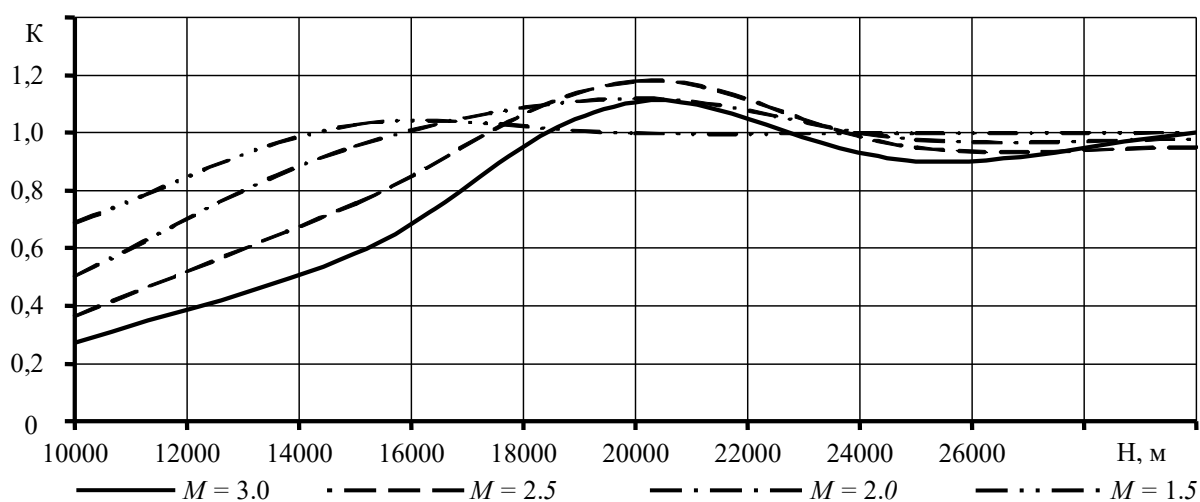


Рис. 16. Залежність параметра аеродинамічної якості ПКАБ з стрілоподібним крилом від висоти польоту
Джерело: розроблено авторами

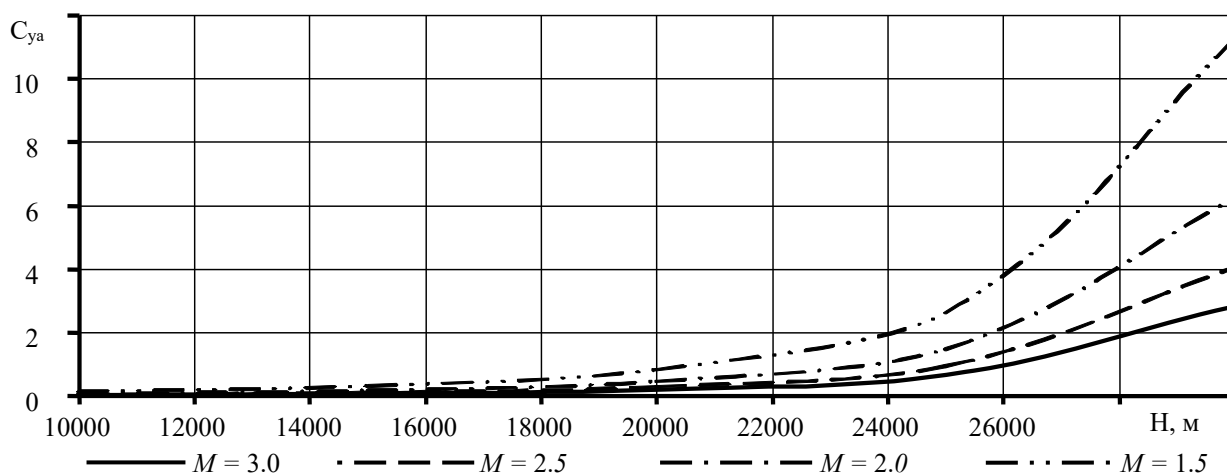


Рис. 17. Залежність потрібного для прямолінійного горизонтального польоту коефіцієнта аеродинамічної піднімальної сили ПКАБ з стрілоподібним крилом від висоти польоту
Джерело: розроблено авторами

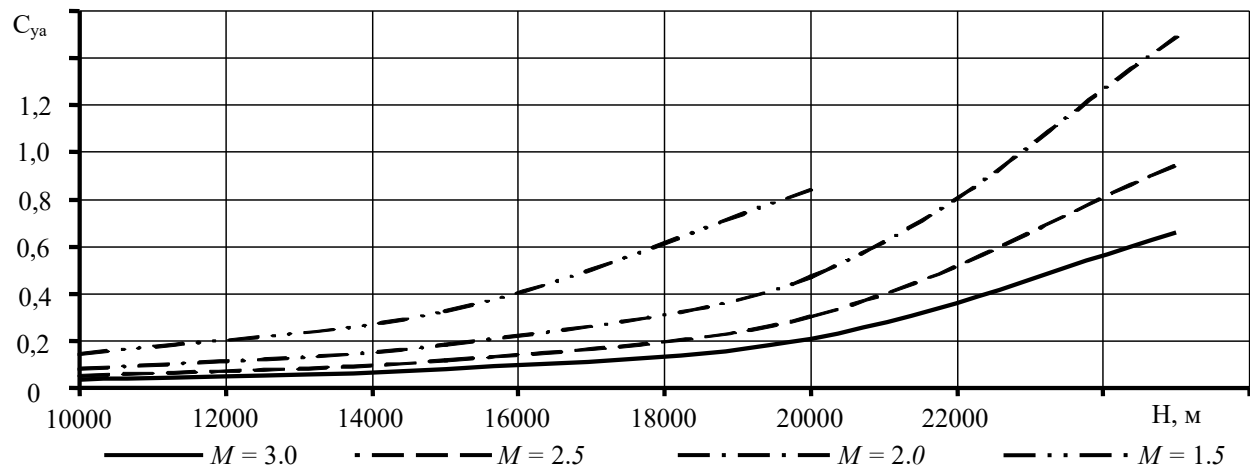


Рис. 18. Залежність потрібного для прямолінійного горизонтального польоту коефіцієнта аеродинамічної піднімальної сили ПКАБ з стрілоподібним крилом від висоти польоту
Джерело: розроблено авторами

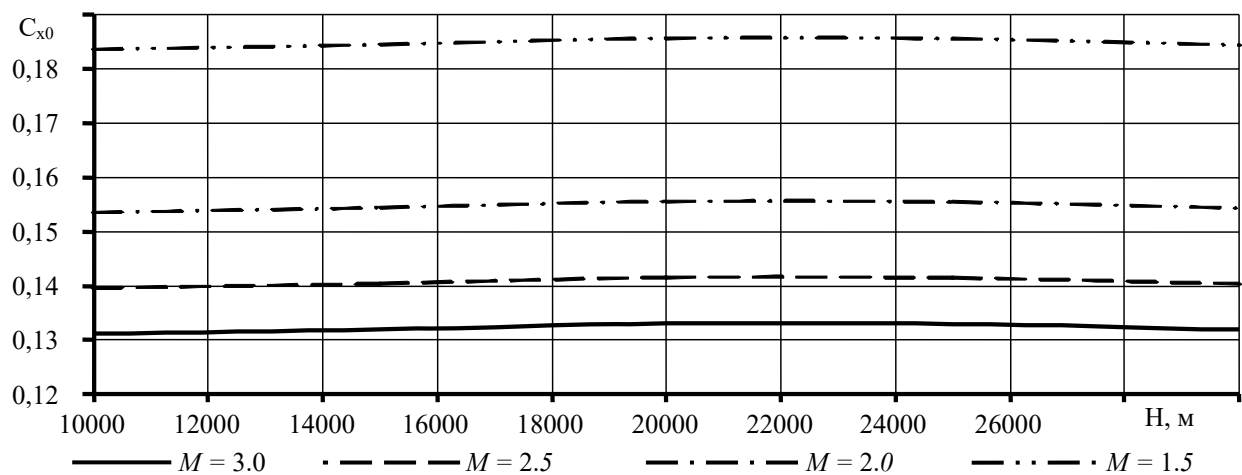


Рис. 19. Залежність коефіцієнта лобового опору ПКАБ з стрілоподібним крилом при нульовій піднімальній силі від висоти польоту
Джерело: розроблено авторами

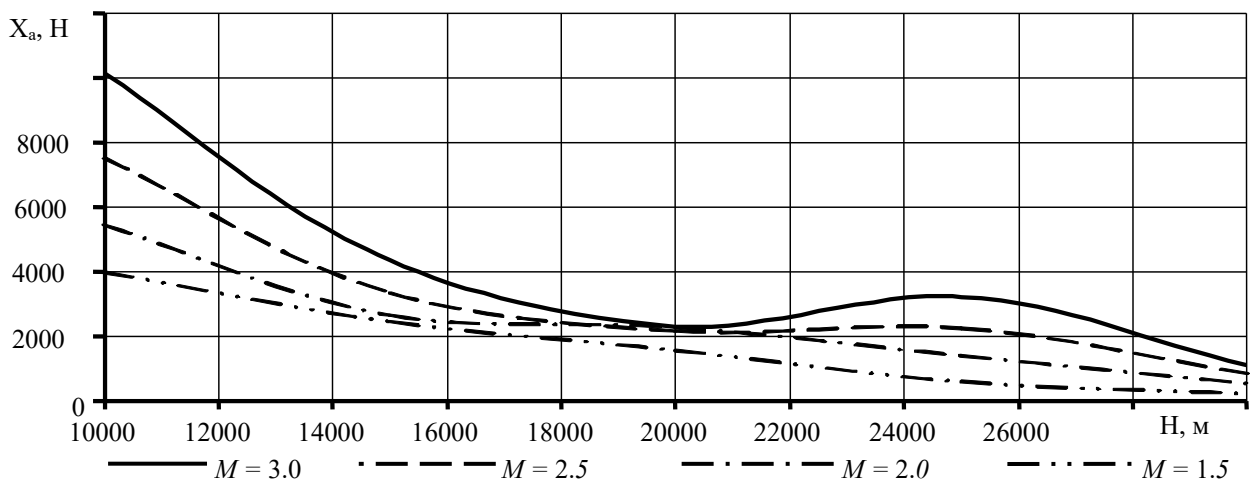


Рис. 20. Залежність лобового опору ПКАБ з стрілоподібним крилом при нульовій піднімальній силі від висоти польоту
Джерело: розроблено авторами

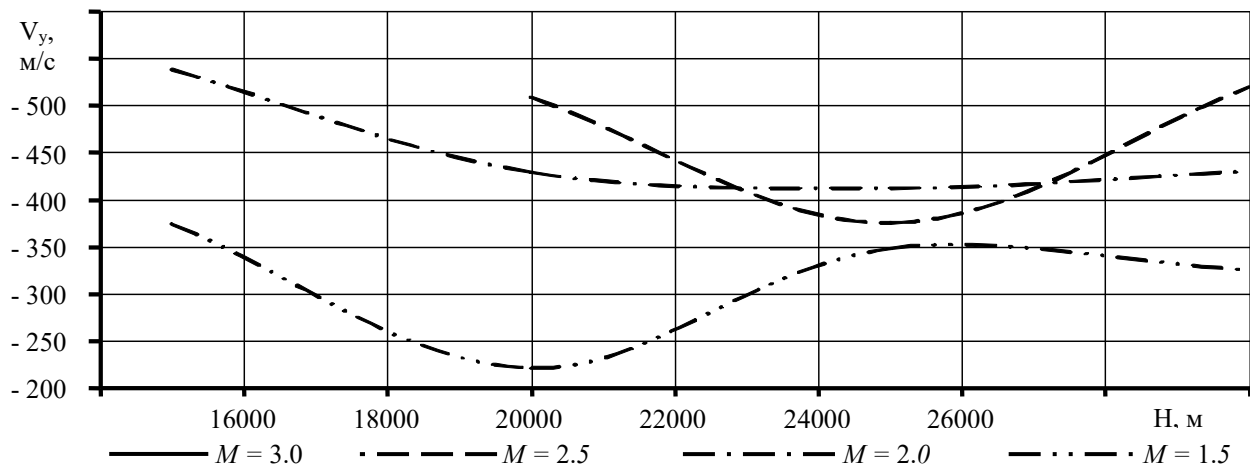


Рис. 21. Залежність вертикальної швидкості ПКАБ з стрілоподібним крилом від висоти польоту
Джерело: розроблено авторами

Аналіз представлених залежностей дозволяє зробити наступні висновки: максимальна аеродинамічна дальність ПКАБ при надзвуковому польоті (Рис. 15) суттєво (приблизно в три рази) нижче максимальної аеродинамічної дальності ПКАБ при дозвуковому польоті (Рис. 10), що обумовлено наявністю хвильового опору при надзвуковому польоті (Рис. 18). Вертикальні швидкості ПКАБ при надзвуковому польоті (Рис. 21) також суттєво перевищують такі при дозвуковому польоті (Рис. 14), що обумовлює пропорційне зменшення дальності планерування на надзвуковій швидкості у порівнянні з дозвуковою швидкістю польоту. При цьому підтримання надзвукової швидкості польоту ($M=3$) ПКАБ зміною кута нахилу траєкторії не завжди неможливе, оскільки величина лобового опору на високій надзвуковій швидкості може перевищувати вагу ПКАБ (Рис. 20). Однак це ще не означає безперспективності використання надзвукового польоту ПКАБ для збільшення зони використання ПКАБ. Так, збільшення дальності польоту у порівнянні варіанта II з варіантом I складає декілька десятків кілометрів, при цьому оптимізацією швидкості гальмування ПКАБ цей приріст, вочевидь, може бути збільшений. Високі надзвукові швидкості польоту дозволяють зменшити підльотний час ПКАБ, розширити зони використання ПКАБ, особливо при використанні додаткового прямоточного реактивного двигуна, який є найбільш економічним серед усіх типів двигунів на цих швидкостях.

Найбільшу аеродинамічну якість на надзвукових швидкостях крило ($\chi=45^\circ$) з визначеним компонованням забезпечує на висоті $H \approx 20$ км при $M=2,5$. З подальшим зростанням висоти аеродинамічна якість в залежності від числа

M відрізняється в незначних границях. При цьому параметр аеродинамічної дальності на цих же висотах має суттєві зміни. Отже режим польоту при $M \approx 3$ може вважатись розрахунковим на висотах понад 22 км і силова установка повинна мати режими роботи, які забезпечують мінімальні витрати палива в даних умовах.

Висновки

В результаті проведення досліджень обґрунтовано два варіанти застосування авіаційних бомб з безпілотних аеростатних систем для збільшення зони використання авіаційних засобів ураження. Для I варіанту застосування авіабомб визначено, що при пікіруванні з висоти 30 км максимальна швидкість, яку досягає ПКАБ з крилом $\chi=8^\circ$ становить $V_{\max}=458$ м/с ($M=1.55$) на висоті 14,5 км. Для ПКАБ з $\chi=45^\circ$ $V_{\max}=463$ м/с ($M=1.57$) на висоті 14,4 км. Внаслідок меншої максимальної швидкості і більшого значення похідної коефіцієнту піднімальної сили по куту атаки ПКАБ в конфігурації з $\chi=8^\circ$ виходить в режим горизонтального польоту раніше і на більшій швидкості ($H=9,59$ км, $V=302$ м/с) ніж ПКАБ з $\chi=45^\circ$ ($H=8,01$ км, $V=250$ м/с). Це має наслідком, що гранична дальність польоту ПКАБ з $\chi=8^\circ$ на 39 % більша ніж дальність польоту ПКАБ з крилом, що має $\chi=45^\circ$. Визначена дальність польоту при прийнятих припущеннях становить 146 та 89 км відповідно.

З аналізу факторів, що впливають на дальність польоту ПКАБ доцільно розглянути засоби збільшення нормального перевантаження і аеродинамічного опору на певних ділянках пікірування для швидшого виходу в горизонтальний політ, що дозволить додатково

збільшити дальність планування.

Для II варіанту застосування встановлено, що реалізація надзвукового планування на висотах більше 12 км в розглянутих конфігураціях ускладнена. Водночас показано можливість надзвукового польоту ПКАБ на висотах більше 22 км і числах $M \approx 3$ при застосуванні прямооточного двигуна. За умови узгодження режимів польоту ПКАБ та двигуна можливо

досягти більшої дальності застосування ПКАБ. Великі надзвукові швидкості польоту забезпечують оперативність нанесення повітряного удару.

Напрямок подальших досліджень є визначення граничних можливостей ПКАБ при надзвуковому польоті з гальмуванням для збільшення зони використання ПКАБ та надзвуковому польоті з прямооточним реактивним двигуном.

Список літератури

1. Агафонов Ю.М. Очікувані характеристики уніфікованого боєприпасу повітряного та наземного базування / Ю.М. Агафонов, О.М. Жарик, Ю.М. Осіпов, Ю.А. Ткаченко // Системи озброєння і військова техніка. – Х.: ХНУПС. – Вип. 3 (55), 2018. – С. 56-60.
2. Ретроспективний аналіз і актуальні тенденції розвитку безпілотних авіаційних комплексів з урахуванням сучасних програм їх створення / П. Глушенко та ін. Зб. наук. праць Державного науково-дослідного інституту авіації. 2023. № 19(26). С. 231–244. URL: <https://doi.org/10.54858/dndia.2023-19-33>.
3. Zyk S. Аеростати і їх використання у війнах. DeepState UA. URL: <https://deepstateua.com/povitriani-kuli-i-iakh-vikoristovuvali-u-viynakh/> (дата звернення: 27.10.2024).
4. "Війна аеростатів": як їх вже використовували та чи є вони реальною загрозою | Defense Express. Військовий портал Defense Express - все про військову справу. URL: https://defence-ua.com/minds_and_ideas/vijna_aerostativ_jak_jih_vzhe_vikoristovuvali_u_vijnah_ta_chi_je_voni_realnoju_zagrozoju-10662.html (дата звернення: 27.10.2024).
5. Беспилотные летательные аппараты: методики приближенных расчетов основных параметров и характеристик / В. М. Ильюшко [и др.] ; общ. ред. В. И. Силков. - К. : ЦНИИ ВВТ ВС Украины, 2009. - 302 с.: ил. - ISBN 978-966-8571-77-0.
6. Determining the Aerodynamic Characteristics of a Propeller-Driven Anti-UAV Fighter While Designing Air Propellers / Loginov, V., Ukrainets, Y., Popov, V., Spirkin, Y. // Transactions on aerospace research. 2(263) 2021, P. 46-62. <https://doi.org/10.2478/tar-2021-0023>.
7. Авиационные бомбы. – М.: Воениздат, 1963 г. – 453 с.
8. Seto K., Nakanishi N. Differential Equations and Their Applications: Analysis from a Physicists Viewpoint. World Scientific Publishing Co Pte Ltd, 2022.
9. Leonides C. T. Control and Dynamic Systems: Advances in Aerospace Systems Dynamics and Control Systems Part 2 of 3: Advances in Theory and Applications. Elsevier Science & Technology Books, 2012.
10. Динамика полета летательных аппаратов: конспект лекций / В. И. Силков; Киевский международный ун-т гражданской авиации. - Киев, 1997. - 423 с.
11. Philpott D. R., Kermode A. C., Barnard R. H. Mechanics of Flight. Pearson Education, Limited, 2006. – 500 p.

Надійшла до редколегії 30.10.2024

Схвалена до друку 20.11.2024

Відомості про авторів:

Шостак Владислав Григорович

кандидат технічних наук
начальник Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-2956-1069>

Українець Євген Олександрович

доктор технічних наук
професор
професор кафедри конструкції та міцності літальних апаратів та двигунів Харківського національного університету Повітряних Сил імені Івана Кожедуба
Харків, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-7674-0588>

Information about the authors:

Vladyslav Shostak

Candidate of Technical Sciences
Chief of State Research
Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-2956-1069>

Yevgen Ukrainets

Doctor of Technical Sciences
Professor
Professor of Department of Design and Durability of Aircraft and Engines Ivan Kozhedub Kharkiv National Air Force University
Kharkiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-7674-0588>

Глушенко Павло Аркадійович

доктор філософії
старший науковий співробітник
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-8231-8877>

Pavlo Hlushchenko

Doctor of Philosophy, PhD
Senior Researcher
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-8231-8877>

Жевтюк Олександр Анатолійович

кандидат технічних наук
старший науковий співробітник
провідний науковий співробітник
Державного науково-дослідного інституту авіації,
м. Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-6337-4750>

Oleksandr Zhevtiuk

Candidate of Technical Sciences
Senior Researcher
Leading Researcher
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-6337-4750>

*Надійшла до редколегії 30.10.2024
Схвалена до друку 20.11.2024*

**JUSTIFICATION OF OPTIONS FOR APPLICATION OF AVIATION MEANS OF IMPACT FROM
UNMANNED AEROSTATIC SYSTEMS**

V. Shostak, Y. Ukrainets P. Hlushchenko, O. Zhevtiuk

Two options for the use of aerial bombs from unmanned aerostat systems to increase the area of use of aerial means of destruction are substantiated. Aerodynamic and flight technical characteristics of corrected air bombs are determined on the basis of the well-known semi-empirical method, implemented in the modular software complex "Integration 2.2". The limit capabilities of the flight range of glider-corrected air bombs in subsonic and supersonic flight modes are determined. It is shown that at altitudes higher than 12 km, the practical implementation of subsonic gliding of corrected aviation bombs, in which the maximum aerodynamic range is significantly greater than that of supersonic gliding, is complicated by exceeding the maximum permissible coefficient of aerodynamic lift. It is shown that the use of a rocket accelerator at high altitudes for supersonic glide speeds of corrected air bombs allows to reduce their flight time and expand the areas of their use, especially when using an additional direct-flow jet engine.

For the I variant of the use of air bombs, it was determined that when diving from a height of 30 km, the impact of the maximum speed achieved by an anti-aircraft missile with a wing of $\chi = 8^\circ$ is $V_{\max} = 458$ m/s ($M = 1.55$) at an altitude of 14.5 km. For GBU with $\chi = 45^\circ$ $V_{\max} = 463$ m/s ($M = 1.57$) at an altitude of 14.4 km. Due to the lower speed and the higher value of the derivative coefficient of the lifting force along the angle of attack, the GBU in the configuration with $\chi = 8^\circ$ enters the horizontal flight mode earlier ($H = 9.59$ km) than the GBU with $\chi = 45^\circ$ ($H = 8.01$ km). This has the consequence that the ultimate range of flight of a GBU with $\chi = 8^\circ$ is 39% greater than the range of flight of a GBU with a wing having $\chi = 45^\circ$. The determined flight range under the accepted assumptions is 146 and 89 km, respectively. From the analysis of the factors affecting the flight range of the SCAB, it is advisable to consider means of increasing the aerodynamic resistance in certain areas of the dive for a faster exit into horizontal flight, which will allow to further increase the gliding range.

For the II application option, it was established that the implementation of subsonic gliding at altitudes of more than 12 km in the considered configurations is difficult. At the same time, the possibility of supersonic flight of the SCAB at altitudes of more than 22 km and numbers $M \approx 3$ is shown, provided that a direct-flow engine is used. If the flight modes of the GBU and the engine are coordinated, it is possible to achieve a longer range of use of the GBU. High supersonic flight speeds ensure the effectiveness of an air strike.

Keywords: unmanned aerostat system, glider corrected air bomb, glider, aerodynamic characteristics.