

ПИТАННЯ РОЗВИТКУ ПЕРСПЕКТИВНИХ ЗАСОБІВ ПОВІТРЯНОГО НАПАДУ

DOI 10.33099/2786-7714-2025-1-8-45-53

УДК 623.462.22

Каплюк Олександр Миколайович

<https://orcid.org/0000-0002-9449-5395>

Національний університет оборони України, Київ, Україна

УДОСКОНАЛЕНА МЕТОДИКА РОЗРАХУНКУ ТРАЄКТОРІЇ НАВЕДЕННЯ АВІАЦІЙНОЇ КЕРОВАНОЇ РАКЕТИ КЛАСУ “ПОВІТРЯ-ПОВІТРЯ” НА ОСНОВІ ГЕНЕТИЧНОГО АЛГОРИТМУ

Проведення наукових досліджень з питань створення зразків озброєння та військової техніки є одним із типових завдань стратегічного рівня Збройних Сил України. Тенденція до збільшення інтенсивності застосування противником ударних безпілотних літальних апаратів оперативного та стратегічного радіусу дії для нанесення ударів по важливих державних і військових об'єктах України підвищує актуальність досліджень, спрямованих на створення нових зразків озброєння, призначених для їх ураження, зокрема й авіаційних керованих ракет.

Під час створення зразка авіаційної керованої ракети висувуються вимоги до траєкторії наведення ракети. В статті автор робить припущення, що відомі методи наведення не забезпечать формування траєкторії наведення зразка авіаційної керованої ракети класу “повітря-повітря” малої дальності (до 10 км) з бойовою частиною кінетичного типу, призначеного для ураження безпілотних літальних апаратів з максимально можливим значенням показника кінетичної енергії ракети на кінцевому етапі наведення.

З метою перевірки зробленого припущення удосконалено методику розрахунку траєкторії наведення авіаційної керованої ракети класу “повітря-повітря”, яка, на відміну від існуючих, застосовує генетичний алгоритм для визначення оптимального значення кута підйому вектора швидкості ракети та розрахунку оптимальних траєкторій наведення (за показником максимальної кінцевої кінетичної енергії) які, в порівнянні з траєкторіями, розрахованими за методом пропорційної навігації, забезпечують приріст кінцевої швидкості авіаційної керованої ракети до 13% і приріст кінцевої кінетичної енергії, спрямованої на ураження цілі бойовою частиною кінетичного типу на 26%.

Отримані результати свідчать про доцільність використання траєкторій, розрахованих за допомогою удосконаленої методики розрахунку для розробки методики наведення авіаційної керованої ракети класу “повітря-повітря” малої дальності з бойовою частиною кінетичного типу призначеної для ураження безпілотних літальних апаратів, яка забезпечить високий рівень відповідності траєкторій наведення авіаційної керованої ракети оптимальним траєкторіям за показником максимальної кінцевої кінетичної енергії.

Ключові слова: авіаційні засоби ураження, авіаційна керована ракета, траєкторія наведення, генетичний алгоритм, безпілотний літальний апарат, метод наведення, оптимізація.

Вступ

До сьогодні спостерігається тенденція збільшення інтенсивності застосування противником ударних безпілотних літальних апаратів (БпЛА) оперативного та стратегічного радіусу дії для нанесення ударів по території України [1-2].

У відповідь, Збройні Сили України нарощують спроможності щодо оборони повітряного простору та прикриття важливих державних і військових об'єктів з повітря [3]. Одним із можливих заходів нарощування спроможностей є застосування Повітряними Силами Збройних Сил України іноземних авіаційних платформ типу F-16 та Mirage 2000, які вже експлуатуються в Україні [4].

Проте, застосування штатних для цих типів

літаків зразків авіаційних керованих ракет (АКР) класу “повітря-повітря” типів AIM-9, AIM-120 та МІСА, що призначені для перехоплення високошвидкісних маневрених цілей, по ударним БпЛА є економічно не виправданим через неспівставну вартість засобу ураження та цілі [5-13].

Така диспропорція не відповідає перспективній моделі Збройних Сил України, визначеній Стратегічним оборонним бюлетенем України,

яка передбачає, що оновлення основних зразків озброєння буде базуватися на основі систем озброєння, які дадуть змогу завдавати противнику максимальних втрат із прийнятними та збалансованими ресурсними витратами на їх розробку, закупівлю та модернізацію [14].

Аналіз відкритих джерел інформації про міжнародні договори щодо поставок сучасних АКР свідчить, що вартість ракет на імпорт, яку пропонує країна-виробник покупцю, орієнтовно в два рази вища, ніж для внутрішнього споживача [5-10].

Крім того, постачання в рамках військово-технічної допомоги (продажу) Україні зразків АКР іноземного виробництва, в першу чергу, є питанням політичним і, в залежності від політичної обстановки, не завжди може бути стабільним.

При необхідності ураження БпЛА над населеною місцевістю на гранично малій висоті [15], існує ризик нанесення супутнього збитку цивільній інфраструктурі та населенню в результаті спрацювання бойової частини ракети уламково-фугасного типу, що обмежує можливості застосування існуючих зразків АКР класу “повітря-повітря”.

Ці факти обґрунтовують потребу в розробленні нового вітчизняного зразка АКР класу “повітря-повітря”, призначеного для ураження БпЛА. Це забезпечить підвищення ефективності ураження ударних БпЛА за показником відношення ефекту до ресурсів.

Така спрямованість дослідження відповідає переліку пріоритетних тематичних напрямків наукових досліджень і науково-технічних розробок, а саме – нові та модернізовані зразки зброї з перспективними тактико-технічними характеристиками [16]. Однією з перспективних концепцій створення зразка АКР, призначеного для ураження БпЛА є АКР з малою дальністю застосування (до 10 км), обладнаного телевізійною головкою самонаведення та бойовою частиною кінетичного типу. Використання таких технічних рішень сприятиме зниженню вартості, у порівнянні з існуючими зразками, та зниженню ризику нанесення супутнього збитку цивільній інфраструктурі та населенню при застосуванні на гранично малій висоті над населеною місцевістю.

При створенні нового зразка АКР обов’язково будуть висуватися певні вимоги до методу наведення, як невід’ємної складової системи самонаведення, що забезпечує формування траєкторії наведення [17].

Показником якості траєкторії наведення АКР класу “повітря-повітря” малої дальності з кінетичною бойовою частиною доцільно обрати показник кінцевої кінетичної енергії (кінетична енергія ракети в момент влучання у ціль). Вирішальний вплив на рівень кінетичної енергії, яка і призводить до ураження цілі шляхом руйнування її планера і внутрішніх елементів, чинить швидкість ракети в момент зустрічі з ціллю (1).

$$E_k = \frac{mV^2}{2}, \quad (1)$$

де m – маса ракети;
 V – швидкість ракети.

В роботах [18, 19] розкриваються базові принципи формування траєкторій наведення АКР і описуються відомі методи наведення, зокрема і найбільш поширений метод наведення – метод пропорційної навігації. У [20] пояснюється основна перевага методу пропорційної навігації – відносна простота реалізації і порівняно низький рівень необхідної інформації щодо руху цілі.

У [21] стверджується, що зростаючі вимоги до продуктивності методів наведення спонукають виводити нові методи наведення, що можуть бути представлені як розвиток методу пропорційної навігації. У дослідженні [22] описується впровадження методів машинного навчання в процес наведення АКР. Отримані результати демонструють можливість використання ефекту зменшення щільності атмосфери зі збільшенням висоти для формування траєкторій наведення на середніх і великих дальностях, які, перевершують траєкторії, розраховані на основі методу пропорційної навігації, за максимальною дальністю польоту.

На основі проведеного аналізу попередніх досліджень, автор робить припущення про те, що застосування методу пропорційної навігації в системі самонаведення АКР класу “повітря-повітря” малої дальності з бойовою частиною кінетичного типу, призначеної для ураження БпЛА, не забезпечить формування траєкторії наведення з максимально можливим значенням показника кінцевої швидкості ракети, а отже і кінцевої кінетичної енергії.

Метою статті є розробка удосконаленої методики розрахунку траєкторії наведення АКР класу “повітря-повітря”, яка дасть змогу визначити оптимальне значення кута підйому вектора швидкості ракети та розрахувати оптимальні траєкторії наведення за показником максимальної кінцевої кінетичної енергії. Під оптимальною розуміється максимально ефективна траєкторія наведення за показником кінцевої кінетичної енергії, яка враховує обмеження, накладені на АКР її технічними характеристиками.

Матеріали та методи

На початку життєвого циклу зразка АКР (стадія – “задум”) доцільно створити середовище симуляції для оцінки ефективності траєкторій наведення [17].

Моделювання фізичної поведінки як ракети, так і цілі, полягає у моделюванні еволюції стану на основі сил і моментів, що діють на літальні апарати. Для цього використовуються рівняння руху в поєднанні з моделлю, яка забезпечує наявність аеродинамічних, тягових та гравітаційних сил.

Підсистеми ракети значно спрощуються, оскільки основна увага приділяється траєкторії наведення. Таким чином, порівнюється ефективність траєкторій наведення, а не їх сумісність із конкретними реалізаціями інших підсистем. Ракета моделюється як точкова маса з трьома ступенями свободи, де аеродинамічні кути атаки не враховуються. Через нехтування кутами атаки кількість станів ракети зменшується, що

призводить до більш ефективної реалізації. Вектор станів ракети буде складатися з трьох станів, що визначають положення, трьох станів, що визначають швидкість, і одного стану, що визначає масу або залишок палива. У роботі [23] проведено глибоке порівняння моделей з трьома і шістьма ступенями свободи, де зазначено, що між ними є значна різниця в результатах. Однак аргументується, що траєкторії наведення порівнюються в одному середовищі симуляції, тому відносно порівняння між траєкторіями наведення є коректним.

Кривизна та обертання Землі не враховуються, оскільки їх вплив обмежений і зазвичай виключається в моделюванні траєкторій АКР [24]. Гравітація вважається сталою через відносно невеликі висоти.

Система координат, що використовується для моделювання, визначається як x, y, z , де вісь x направлена вздовж вектора початкової швидкості ракети, вісь y направлена перпендикулярно вісі x в площині Землі, а вісь z направлена вертикально (по напрямку, протилежному дії сили тяжіння).

Стан ракети може бути представлений за допомогою вектора стану $\vec{x} = (x, y, z, V, \gamma, \psi, m)$, де x, y, z – декартові координати положення, V – швидкість ракети, γ – кут підйому вектора швидкості відносно горизонту або площини $x-y$, ψ – курс, або кут вектора швидкості відносно площини $x-z$, m – маса ракети. Використовуючи зазначені припущення, еволюцію стану ракети можна описати наступним чином [22]:

$$\begin{aligned}\dot{x} &= V \cos \gamma \cos \psi; \\ \dot{y} &= V \cos \gamma \sin \psi; \\ \dot{z} &= V \sin \gamma; \\ \dot{V} &= \frac{T-D}{m} - g_a \sin \gamma; \\ \dot{\gamma} &= \frac{L}{mV} - \frac{g_a \cos \gamma}{V}; \\ \dot{\psi} &= \frac{C}{mV \cos \gamma}; \\ \dot{m} &= -\frac{I}{T},\end{aligned}\quad (2)$$

де T – тяга двигуна ракети;
 I – питомий імпульс силової установки;
 D – сила опору;
 g_a – прискорення вільного падіння;
 L – підйомна сила;
 C – бічна сила.

На ракету діють три типи сил, які потрібно моделювати: аеродинамічні, тягові та гравітаційні. Оскільки гравітація вважається постійною, її значення включене в рівняння руху ракети. Визначення значень показника щільності атмосфери ρ на висотах польоту ракети здійснюється з використанням даних міжнародної стандартної атмосфери [25]. Динамічний тиск q розраховується з врахуванням ефекту зменшення щільності атмосфери зі збільшенням висоти та зміни швидкості ракети протягом польоту як:

$$q = \frac{I}{2} \rho V^2. \quad (3)$$

Загальний коефіцієнт підйомної сили визначається як:

$$C_L = \frac{\sqrt{L^2 + C^2}}{q S_{ref}}, \quad (4)$$

де S_{ref} – референтна площа ракети.

Підйомна сила L і бічна сила C безпосередньо залежать від поточної маси ракети, помноженої на керуючі прискорення в системі координат ракети за напрямками вісей z та y відповідно.

Коефіцієнт опору визначається як:

$$C_D = C_{D,0} + \frac{C_L^2}{\pi A e}, \quad (5)$$

де $C_{D,0}$ – коефіцієнт опору при нульовій підйомній силі;

A – аспектне співвідношення аеродинамічної поверхні;

e – фактор Освальда.

Коефіцієнт опору використовується для подальшого розрахунку сили опору за формулою:

$$D = C_D q S_{ref}. \quad (6)$$

Тяга вважається сталою і буде або позитивною величиною, або дорівнюватиме нулю, якщо маса палива дорівнює нулю. Припускається, що ракета має постійний питомий імпульс і визначений загальний доступний імпульс. З огляду на ці припущення тяга визначається як:

$$T = \frac{I}{\dot{m}}, \quad (7)$$

Параметри, використані для моделювання ракети, наведені в таблиці 1 [22]. Вибрані параметри є умовними, оскільки вони однакові для кожної траєкторії наведення, а методологія є незалежною від моделі, тобто її можна застосувати до будь-якої моделі. Однак, вони обрані таким чином, щоб отримати характеристики були прийнятними для концепції АКР класу “повітря-повітря” малої дальності з бойовою частиною кінетичного типу, призначеної для ураження БпЛА.

Таблиця 1
Параметри моделі ракети

Параметр	Значення	Одиниця виміру
S_{ref}	0.2	м ²
A	2	-
e	0.6	-
$C_{D,0}$	0.05	-
T_{max}	8	кН
I	229	кН/с
$m_{пустої}$	25	кг
$m_{пального}$	20	кг

Рух цілі можна моделювати, використовуючи ті самі стани, що й ракету, лише без урахування стану маси. Таким чином, стан цілі представлений вектором $\vec{x}_c = (x_c, y_c, z_c, V_c, \gamma_c, \psi_c)$. Оскільки динаміка цілі не є основним напрямом цього дослідження, її моделювання спрощено.

Ефект опору і гравітація не враховується. Таким чином, рівняння руху цілі набувають вигляду [22]:

$$\begin{aligned}\dot{x}_c &= V_c \cos \gamma_c \cos \psi_c; \\ \dot{y}_c &= V_c \cos \gamma_c \sin \psi_c; \\ \dot{z}_c &= V_c \sin \gamma_c; \\ \dot{V}_c &= a_{x,c}; \\ \dot{\gamma}_c &= \frac{a_{z,c}}{V_c}; \\ \dot{\psi}_c &= \frac{a_{y,c}}{V_c \cos \gamma_c},\end{aligned}\quad (8)$$

де $a_{x,c}, a_{y,c}, a_{z,c}$ – прискорення цілі по вісях x, y, z відповідно.

Розрахунок траєкторії наведення здійснюється за найбільш поширеним серед АКР класу “повітря-повітря” методом наведення – методом пропорційної навігації, що в класичному виді має такий вигляд:

$$a_n = N V_c \frac{d\lambda}{dt}, \quad (9)$$

де a_n – задане нормальне прискорення;
 N – навігаційна постійна;
 V_c – швидкість зближення;
 $\frac{d\lambda}{dt}$ – швидкість зміни кута лінії візування.

Описана модель дозволяє моделювати наведення АКР класу “повітря-повітря” за методом пропорційної навігації на рухому повітряну ціль при різних умовах пуску.

Для розрахунку оптимальних траєкторій наведення за показником максимальної кінцевої швидкості в запропоновану модель були інтегровані наступні методи оптимізації:

метод рою частинок – імітує поведінку рою частинок, де кожна частинка відповідає потенційному рішення, частинки переміщуються в просторі рішень, враховуючи власний досвід і досвід інших частинок [26];

еволюційний метод на основі генетичного алгоритму – здійснює пошук оптимальних рішень, базуючись на принципах природного відбору [27];

метод внутрішньої точки – здійснює пошук всередині допустимої області та поступово наближається до оптимального рішення [28];

метод послідовного квадратичного програмування – використовує послідовні квадратичні наближення для знаходження оптимального рішення [29].

Для вибору методу оптимізації, що найкраще підходить для вирішення поставленого завдання, у програмному середовищі MATLAB було здійснено комп’ютерне моделювання наведення АКР класу “повітря-повітря” малої дальності на ціль типу ударний БпЛА за різних умов застосування (дальності, висоти, швидкості, ракурсу цілі). Методи оптимізації, що були використані для пошуку оптимальних траєкторій наведення, показали схожі результати, розбіжність ефективності траєкторій наведення за показником кінцевої швидкості не перевищила 2 %. Тому, з метою спрощення моделі, для подальшого моделювання як основний був обраний еволюційний метод на основі генетичного алгоритму. Методи послідовного квадратичного програмування та внутрішньої точки були відкинуті через те, що вони є локальними методами оптимізації, які знаходять найближчий оптимум і можуть зупинитися в локальному мінімумі, що не притаманно глобальним методам оптимізації, таким як еволюційний метод на основі генетичного алгоритму та метод рою частинок. Вибір між цими глобальними методами був здійснений на підставі того, що генетичний алгоритм більш вивчений і поширений у наукових колах, широко застосовується у різних галузях, має високу гнучкість у налаштуванні параметрів і менш чутливий до початкових умов.

Результати

З метою досягнення максимально можливої швидкості АКР при зустрічі з ціллю, генетичний алгоритм використовується для оптимізації кута підйому траєкторії – γ .

Роботу циклу генетичного алгоритму у вирішенні задачі оптимізації траєкторії наведення АКР демонструє блок схема зображена на рис. 1, де:

блок Введення – задаються обмеження на максимальні значення кута підйому траєкторії $\gamma_{\max}$, що обумовлюється обмеженнями на відповідний кут слідування за ціллю головки самонаведення;

блок Ініціалізація – генерується початкова сукупність рішень задачі оптимізації, кожне з яких представлено вектором $\vec{x}_i = \gamma_i$. Початкові значення параметрів генеруються випадково у межах заданих обмежень;

блок Оцінка пристосованості – для кожного рішення $\vec{x}_i$ обчислюється значення цільової функції $f(\vec{x}_i) = -V_{\text{final}}(\vec{x}_i)$, яке використовується як міра його пристосованості, де $V_{\text{final}}(\vec{x}_i)$ – кінцева швидкість ракети в момент влучання у ціль при використанні параметрів $\vec{x}_i$. Ціль – мінімізувати $f(\vec{x}_i)$, що еквівалентно максимізації V_{final} ;

блок Відбір – виокремлення кращих існуючих рішень для створення нового покоління рішень,

віддаючи перевагу тим, що мають більшу кінцеву швидкість. Ймовірність відбору рішення описується виразом:

$$P\vec{x}_i = V_{final}, \vec{x}_i / \sum_{i=1}^n V_{final}, \vec{x}_i, \quad (10)$$

що забезпечує рішенням з більшим значенням V_{final} вищу ймовірність бути обраними;

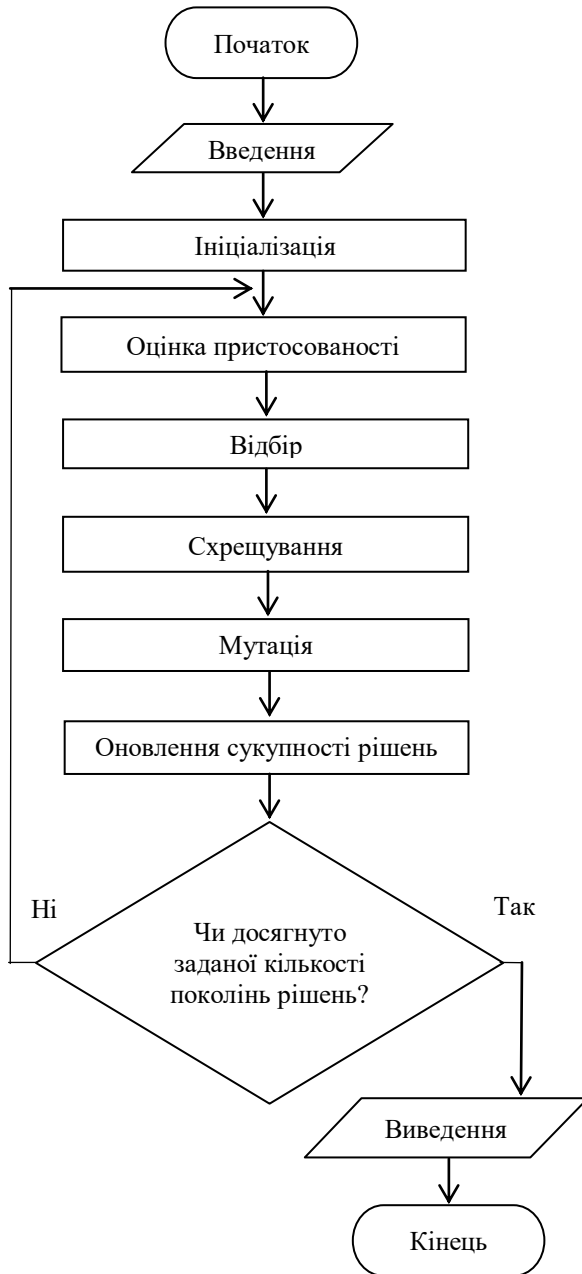


Рисунок 1. Блок-схема циклу генетичного алгоритму

блок Схрещування – створення нових рішень шляхом комбінування значень параметрів відібраних рішень. Для кожного нового значення параметру γ_{new} випадково з ймовірністю $p = 0.5$ обирається, від якого з двох відібраних рішень він буде успадкований:

$$\gamma_{new} = \begin{cases} \gamma_1, p = 0.5 \\ \gamma_2, p = 0.5 \end{cases}; \quad (11)$$

блок Мутації – внесення випадкових змін у значення показників рішень для уникнення локальних мінімумів. Для кожного значення параметру γ_{new} з ймовірністю $p_{mutation} = 0.1$ додається випадкове значення в рамках діапазону обмежень;

блок Оновлення сукупності рішень – рішення, отримані після відбору, схрещування та мутації, формують нове покоління рішень (рішення $\vec{x}_i^{+1} = \gamma_i^{+1}$ замінюють рішення $\vec{x}_i = \gamma_i$);

блок Перевірки умов – процес пошуку оптимальних рішень продовжується, поки не досягнуто заданої кількості поколінь рішень;

блок Виведення – виводиться інформація про оптимізоване значення показника γ .

Блок-схема удосконаленої методики розрахунку траєкторії наведення АКР класу “повітря-повітря” на основі генетичного алгоритму зображена на рис. 2.

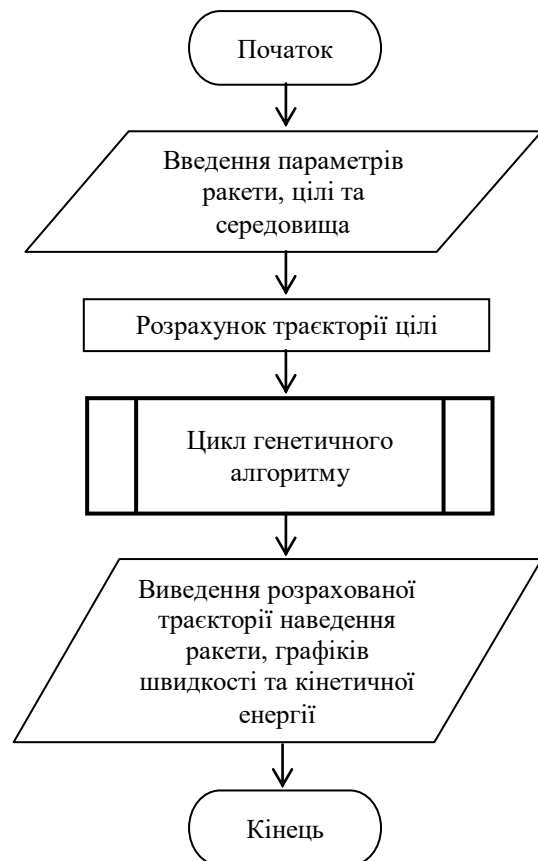


Рисунок 2. Блок-схема удосконаленої методики розрахунку траєкторії наведення АКР класу “повітря-повітря” на основі генетичного алгоритму.

З метою порівняння траєкторій наведення АКР за методом пропорційної навігації та оптимізованої за результатами роботи генетичного

алгоритму, задані умови польоту цілі, характерні для ударних БпЛА типу “Shahed”/“Герань”: швидкість польоту – 45 м/с, висота польоту – 150 м.

Умови польоту носія ракети: швидкість – 200 м/с, висота – 650 м, дальність до цілі в момент пуску – 10 км, ракурс цілі – $2/4$ в задню напівсферу. Параметри ракети, що використані для моделювання, наведені в табл. 1.

За результатами моделювання розраховано траєкторію наведення за методом пропорційної навігації (червона суцільна лінія) та оптимальну траєкторію наведення за показником максимальної кінцевої швидкості (зелена пунктирна лінія), що зображені на рис. 3.

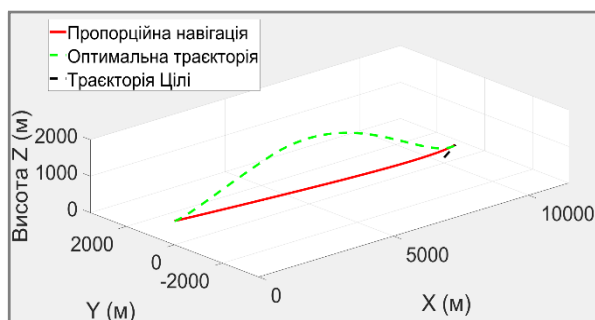


Рисунок 3 – Траєкторії наведення АКР

Як свідчить рис. 3, траєкторія, розрахована за результатами використання удосконаленої методики розрахунку на основі генетичного алгоритму, проходить на більшій висоті, використовуючи перевагу меншої щільності атмосфери для зменшення опору, порівняно з траєкторією, розрахованою за методом пропорційної навігації.

На рис. 4 зображено графік зміни швидкості ракети у часі за різними траєкторіями. Протягом часу роботи ракетного двигуна (5.62 с) показники зміни швидкості ракети у часі за обома траєкторіями практично ідентичні, проте, після закінчення часу роботи двигуна, значення швидкості різняться.

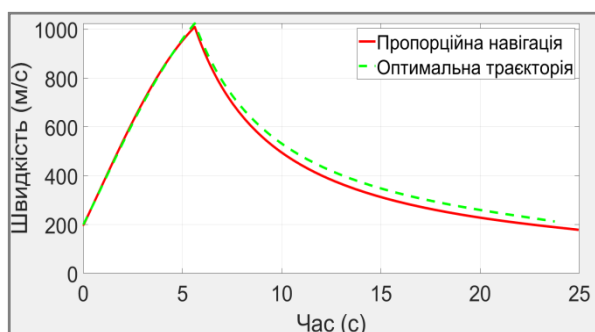


Рисунок 4 – Графік зміни швидкості АКР у часі.

Найбільше значення для дослідження мають показники кінцевих проміжків графіків зміни швидкості, які дають інформацію про кінцеву швидкість ракети (рис. 5).

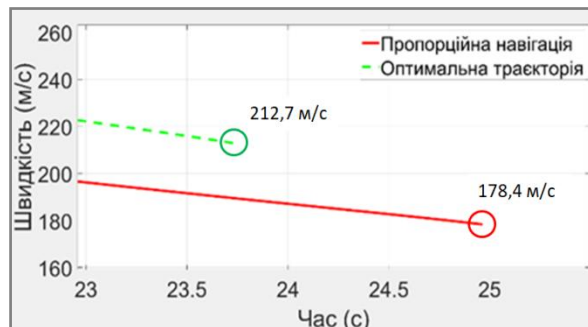


Рисунок 5 – Зображення кінцевих проміжків графіків зміни швидкості АКР у часі

АКР, яка рухалася оптимізованою траєкторією, досягла цілі на 1,2 с швидше і має вищу кінцеву швидкість – 212,8 м/с у порівнянні з АКР, що рухалася траєкторією, розрахованою за методом пропорційної навігації – 178,4 м/с. Приріст швидкості складає 19%.

Зростання швидкості чинить відповідний вплив на рівень кінетичної енергії при влучанні у ціль.

Графік зміни кінетичної енергії ракети в часі зображений на рис. 6.

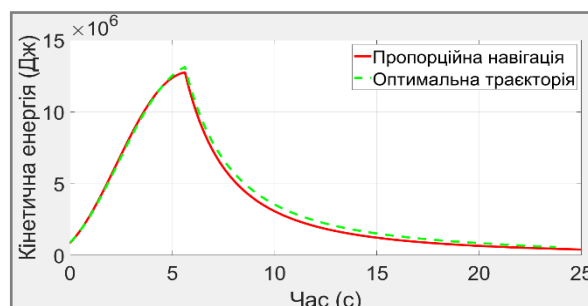


Рисунок 6 – Графік зміни кінетичної енергії АКР у часі.

Форма графіків зміни кінетичної енергії ракети у часі за різними траєкторіями очікувано схожа на графіки зміни швидкості. Показники кінцевих проміжків графіків зміни кінетичної енергії наведені на рис. 7.

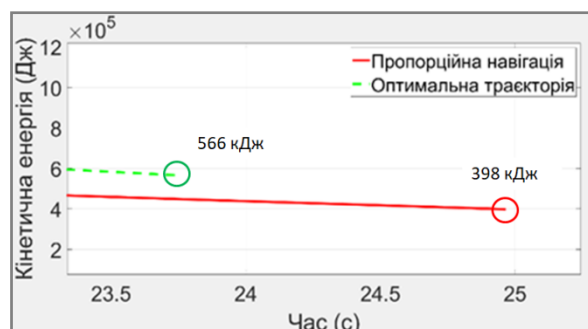


Рисунок 7 – Зображення кінцевих проміжків графіків зміни кінетичної енергії АКР у часі

На рис. 7 продемонстровано, що АКР, яка рухалася оптимальною траєкторією, має вищу кінцеву кінетичну енергію (566 кДж) у порівнянні з АКР, що рухалася траєкторією, розрахованою за методом пропорційної навігації (398 кДж). Приріст кінетичної енергії склав 42%.

Обговорення

Результати дослідження підтверджують висунуте припущення про те, що застосування методу пропорційної навігації в системі самонаведення АКР класу “повітря-повітря” малої дальності з бойовою частиною кінетичного типу, призначеної для ураження БпЛА, не забезпечує формування траєкторії наведення з максимально можливим значенням показника кінцевої швидкості ракети.

Оптимізована траєкторія, розрахована з використанням удосконаленої методики розрахунку траєкторії наведення на основі генетичного алгоритму, забезпечує значний приріст швидкості та відповідний приріст кінетичної енергії. Це сприятиме підвищенню сили удару бойової частини кінетичного типу по цілі, що особливо важливо для ураження БпЛА, які можуть бути виготовлені з міцних матеріалів або мати спеціальну конструкцію для захисту від ушкоджень. Збільшення кінетичної енергії підвищить проникну здатність бойової частини кінетичного типу через елементи корпусу БпЛА, що позитивно впливатиме на імовірність критичних пошкоджень внутрішніх систем БпЛА.

Висновки

Удосконалена методика розрахунку траєкторії наведення АКР класу “повітря-повітря” на основі генетичного алгоритму, на відміну від існуючих, застосовує генетичний алгоритм для розрахунку оптимальних траєкторій наведення (за показником максимальної кінцевої швидкості), які, в порівнянні з траєкторіями, розрахованими за методом пропорційної навігації, забезпечують приріст швидкості АКР до 13% і приріст кінетичної енергії, спрямованої на ураження цілі бойовою частиною кінетичного типу, на 26%.

Отримані результати свідчать про доцільність використання траєкторії з підйомом для наведення АКР класу “повітря-повітря” малої дальності з бойовою частиною кінетичного типу, призначених для ураження БпЛА.

Результати дослідження доцільно використати при розробці методики (алгоритму) наведення АКР класу “повітря-повітря” малої дальності з бойовою частиною кінетичного типу, призначеної для ураження БпЛА, яка забезпечить високий рівень відповідності траєкторій наведення АКР з оптимальними траєкторіями за показником максимальної кінцевої швидкості.

Список використаних джерел

1. “Russia’s Bombardment of Ukraine Is More Lethal Than Ever”. The Wall Street Journal. Дата звернення: 26 лют. 2025. [Онлайн]. Доступно: <https://www.wsj.com/world/russias-bombardment-of-ukraine-is-more-lethal-than-ever-afd733c4>
2. О. Тигаренко і Є. Власенко, “Протиповітряна оборона в російсько-українській війні: уроки та рекомендації”, Повітр. міць України, т. 1, № 6, с. 49–55, Чер 2024. Дата звернення: 26 лют. 2025. [Онлайн]. Доступно: <https://doi.org/10.33099/2786-7714-2024-1-6-49-55>
3. О. Печененко, Я. Ярошенко, і О. Блискун, “Загальні підходи до оцінювання ефективності протиповітряної оборони з урахуванням застосування frv-дронів-перехоплювачів”, Повітр. міць України, т. 2, № 7, с. 50–54,

- Груд 2024. Дата звернення: 26 лют. 2025. [Онлайн]. Доступно: <https://doi.org/10.33099/2786-7714-2024-2-7-50-54>
4. “He lixhe Mirage 2000: Україні передали ще F-16 з Нідерландів”. DW. Дата звернення: 26 лют. 2025. [Онлайн]. Доступно: <https://www.dw.com/uk/ne-lise-mirage-2000-ukraina-otrimala-novi-f16-vid-niderlandiv/a-71530821>
5. “How much does an AIM-9X Sidewinder cost?”. Defense Bridge. Дата звернення: 26 лют. 2025. [Онлайн]. Доступно: <https://defensebridge.com/article/how-much-does-an-aim-9x-sidewinder-cost.html>
6. “You’re probably thinking of missile costs all wrong”. Sandboxx. Дата звернення: 26 лют. 2025. [Онлайн]. Доступно: <https://www.sandboxx.us/news/youre-probably-thinking-of-missile-costs-all-wrong/>
7. “Raytheon awarded \$736M contract for AIM-9X Sidewinder missiles”. We Are The Mighty. Дата звернення: 26 лют. 2025. [Онлайн]. Доступно: <https://www.wearethemighty.com/feature/raytheon-awarded-736m-contract-for-aim-9x-sidewinder-missiles/>
8. “Скільки коштують авіаційні ракети AIM-120 AMRAAM та AGM-114 Hellfire: приклад Швеції та Франції”. Defence-ua. Дата звернення: 26 лют. 2025. [Онлайн]. Доступно: https://defence-ua.com/weapon_and_tech/skilki_koshtujut_aviatsijni_raketi_aim_120_amraam_ta_agm_114_hellfire_priklad_shvetsiji_ta_fra
9. “Скільки коштує одна сучасна ракета AIM-9X і кому США будуть постачати 100 ракет аж до 2030 року”. Defence-ua. Дата звернення: 26 лют. 2025. [Онлайн]. Доступно: https://defence-ua.com/weapon_and_tech/skilki_koshtuje_odna_suchasna_rake_ta_aim_9x_i_komu_ssha_budut_postachati_100_raket_azh_do_2030_roku-11725.html
10. О. Каплюк, Є. Гончаренко, О. Печененко та С. Чернов, “Адаптація літаків тактичної авіації Повітряних Сил Збройних Сил України для застосування іноземних авіаційних засобів ураження класу “повітря-поверхня”, Повітр. міць України, т. 1, № 6, с. 63–72, черв. 2024. Дата звернення: 26 лют. 2025. [Онлайн]. Доступно: <https://doi.org/10.33099/2786-7714-2024-1-6-63-72>
11. “Mirage 200-5F: гідне доповнення до F-16” Military Ukraine. Дата звернення: 26 лют. 2025. [Онлайн]. Доступно: <https://mil.in.ua/uk/articles/mirage-2000-5f-gidne-dopovnennya-do-f-16/>
12. “Стало відомо, скільки коштує Shahed-136 для Росії”. Military Ukraine. Дата звернення: 26 лют. 2025. [Онлайн]. Доступно: <https://mil.in.ua/uk/news/stalo-vidomo-silky-koshtuye-shahed-136-dlya-rosiji/>
13. “Shahed-136: стало відомо, за скільки росія купує в Ірану шахеди”. UNIAN. Дата звернення: 26 лют. 2025. [Онлайн]. Доступно: <https://www.unian.ua/weapons/shahed-136-stalo-vidomo-za-skilki-rosiya-kupuye-v-irana-shahedi-12535386.html>
14. (2021, 17 верес.). Указ Президента України № 473/2021, Про рішення Ради національної безпеки і оборони України від 20 серпня 2021 року “Про Стратегічний оборонний бюлетень України”. Дата звернення: 26 лют. 2025. [Онлайн]. Доступно: <https://www.president.gov.ua/documents/4732021-40121>
15. “Шахеди ледь не зачіпають будинки: військовий експерт розповів, чому РФ запускає дрони так низько”. Telegraf. Дата звернення: 26 лют. 2025. [Онлайн]. Доступно: https://news.telegraf.com.ua/ukr/ukraina/2025-01-12/5893874-shakhedy-edva-ne-tseplyayut-doma-voennyu-ekspert-rasskazal-pochemu-rf-zapuskaet-drony-tak-nizko?traffic_source=ukr.net
16. (2024, 30 квіт.). Постанова кабінету Міністрів України № 476, Про затвердження переліку пріоритетних тематичних напрямів наукових досліджень і науково-технічних розробок на період до 31 грудня року, наступного після припинення або скасування воєнного стану в Україні. Дата звернення: 26 лют. 2025. [Онлайн].

Доступно: <https://zakon.rada.gov.ua/laws/show/476-2024-p#Text>

17. Система розроблення і поставлення на виробництво озброєння та військової техніки. Видання. Стадії життєвого циклу озброєння та військової техніки, ДСТУ В 15.004:2022, ДП “УкрНДНЦ”, Київ, 2023

18. N. F. Palumbo, “Guest Editor's Introduction: Homing Missile Guidance and Control”, Tech. Dig., т. 29, № 1, с. 2–8, 2010. Дата звернення: 26 лют. 2025. [Онлайн]. Доступно: https://www.researchgate.net/publication/288598434_Guest_Editor's_Introduction_Homing_Missile_Guidance_and_Control

19. Missile Guidance and Control Systems. New York: Springer-Verlag, 2004. Дата звернення: 26 лют. 2025. [Онлайн]. Доступно: <https://doi.org/10.1007/b97614>

20. N. F. Palumbo, R. A. Blauwkamp та J. M. Lloyd, “Basic Principles of Homing Guidance”, Tech. Dig., т. 29, № 1, с. 25–41, 2010. Дата звернення: 26 лют. 2025. [Онлайн]. Доступно: https://www.researchgate.net/publication/292646184_Basic_Principles_of_Homing_Guidance

21. N. F. Palumbo, R. A. Blauwkamp та J. M. Lloyd, “Modern Homing Missile Guidance Theory and Techniques”, Tech. Dig., т. 29, № 1, с. 42–59, 2010. Дата звернення: 26 лют. 2025. [Онлайн]. Доступно: https://www.researchgate.net/publication/265487706_Modern_Homing_Missile_Guidance_Theory_and_Techniques

22. M. P. van Hoorn, “Optimizing Air-to-Air Missile Guidance Using Reinforcement Learning”, Master thesis, Delft Univ. Technol., Delft, 2019. Дата звернення: 26 лют. 2025. [Онлайн]. Доступно: [https://resolver.tudelft.nl/uuid:6b26d24a-](https://resolver.tudelft.nl/uuid:6b26d24a-780c-47ee-9456-7af07490a317)

780c-47ee-9456-7af07490a317

23. R. Brochu та R. Lestage, Three-Degree-of-Freedom Missile Trajectory Simulation Model and Comparative Study with a High Fidelity Six-Degree-of-Freedom Model. 2003. Дата звернення: 26 лют. 2025. [Онлайн]. Доступно: <https://www.academia.edu/4442369/P520640>

24. M. Manickavasagam, A. K. Sarkar та V. Vaithyanathan, “A Singular Perturbation Based Midcourse Guidance Law for Realistic Air-to-Air Engagement”, Defence Sci. J., т. 67, № 1, с. 108, груд. 2016. Дата звернення: 26 лют. 2025. [Онлайн]. Доступно: <https://doi.org/10.14429/dsj.1.9236>

25. “Manual of the ICAO standard atmosphere”, Doc 7488/3, 1993. Дата звернення: 26 лют. 2025. [Онлайн]. Доступно: <https://store.icao.int/en/manual-of-the-icao-standard-atmosphere-extended-to-80-kilometres-262500-feet-doc-7488>

26. R. Poli, J. Kennedy та T. Blackwell, “Particle swarm optimization”, Swarm Intell., т. 1, № 1, с. 33–57, серп. 2007. Дата звернення: 26 лют. 2025. [Онлайн]. Доступно: <https://doi.org/10.1007/s11721-007-0002-0>

27. Genetic algorithms in search, optimization, and machine learning. Reading, Mass: Addison-Wesley Pub. Co., 1989;

28. A. S. Nemirovski та M. J. Todd, “Interior-point methods for optimization”, Acta Numer., т. 17, с. 191–234, квіт. 2008. Дата звернення: 26 лют. 2025. [Онлайн]. Доступно: <https://doi.org/10.1017/s0962492906370018>

29. Numerical Optimization. Springer New York, 2006. Дата звернення: 26 лют. 2025. [Онлайн]. Доступно: <https://doi.org/10.1007/978-0-387-40065-5>

Oleksandr Kapliuk

<https://orcid.org/0000-0002-9449-5395>

National Defense University of Ukraine, Kyiv, Ukraine

IMPROVED METHODOLOGY FOR CALCULATING THE GUIDANCE TRAJECTORY OF AIR-TO-AIR GUIDED MISSILE BASED ON A GENETIC ALGORITHM

Conducting scientific research on the development of weapons and military equipment is one of the typical strategic-level tasks of the Armed Forces of Ukraine. The growing intensity of the enemy's use of strike unmanned aerial vehicles of operational and strategic range to attack critical state and military targets in Ukraine increases the relevance of research aimed at creating new types of weapons designed to neutralize such threats, including air-to-air guided missiles.

When developing a prototype of an air-to-air guided missile, specific requirements are imposed on its guidance trajectory. In this article, the author assumes that conventional guidance methods cannot ensure the formation of a guidance trajectory for a short-range air-to-air missile (up to 10 kilometers) equipped with a kinetic warhead, intended to engage unmanned aerial vehicles, with the maximum possible terminal velocity. This parameter is critical for the proposed missile due to the dominant influence of velocity on the level of kinetic energy upon impact.

To test this assumption, the methodology for calculating the guidance trajectory of an air-to-air guided missile has been improved. Unlike existing approaches, the proposed methodology uses a genetic algorithm to generate optimal guidance trajectories (with respect to maximum terminal velocity). Compared to trajectories calculated using the proportional navigation method, the optimized trajectories provide an increase in missile velocity of up to 13 percent and an increase in the kinetic energy delivered to the target by the kinetic warhead of up to 26 percent.

The results obtained confirm the feasibility of using trajectories calculated with the improved methodology for the development of a guidance algorithm for a short-range air-to-air guided missile equipped with a kinetic warhead designed to engage unmanned aerial vehicles. This approach ensures a high level of conformity of the missile's guidance trajectory to optimal trajectories in terms of maximum terminal velocity.

Keywords: air-launched weapons, air-launched guided missile, guidance trajectory, genetic algorithm, unmanned aerial vehicle, guidance method, optimization.

References

1. “Russia's Bombardment of Ukraine Is More Lethal Than Ever”. The Wall Street Journal. Data zvernennja: 26 ljut. 2025. [Onlajn]. Dostupno: [https://www.wsj.com/world/russias-](https://www.wsj.com/world/russias-bombardment-of-ukraine-is-more-lethal-than-ever-afd733c4)

bombardment-of-ukraine-is-more-lethal-than-ever-afd733c4

2. O. Tytarenko i Y. Vlasenko, “Protypovitriana oborona v rosiisko-ukrainskii viini: uroky ta rekomendatsii”, Povitr. mits Ukrainy, т. 1, №. 6, s. 49–55, Cher 2024. Data zvernennia: 26

- liut. 2025. [Onlain]. Dostupno: <https://doi.org/10.33099/2786-7714-2024-1-6-49-55>
3. O. Pechenenco, Y. Yaroshenco, i O. Blyskun, "Zahalni pidkhody do otsiniuvannia efektyvnosti protypovitrianoi oborony z urakhuvanniam zastosuvannia fpv-droniv-perekhopliuvachiv", *Povitr. mits Ukrainy*, t. 2, № 7, s. 50–54, Hrud 2024. Data zvernennja: 26 liut. 2025. [Onlain]. Dostupno: <https://doi.org/10.33099/2786-7714-2024-2-7-50-54>
4. "Ne lyshe Mirage 2000: Ukraini peredaly shche F-16 z Niderlandiv". DW. Data zvernennja: 26 ljut. 2025. [Onlain]. Dostupno: <https://www.dw.com/uk/ne-lise-mirage-2000-ukraina-otrimala-novi-f16-vid-niderlandiv/a-71530821>
5. "How much does an AIM-9X Sidewinder cost?". Defense Bridge. Data zvernennja: 26 ljut. 2025. [Onlain]. Dostupno: <https://defensebridge.com/article/how-much-does-an-aim-9x-sidewinder-cost.html>
6. "You're probably thinking of missile costs all wrong". Sandboxx. Data zvernennja: 26 ljut. 2025. [Onlain]. Dostupno: <https://www.sandboxx.us/news/youre-probably-thinking-of-missile-costs-all-wrong/>
7. "Raytheon awarded \$736M contract for AIM-9X Sidewinder missiles". We Are The Mighty. Data zvernennja: 26 ljut. 2025. [Onlain]. Dostupno: <https://www.wearethemighty.com/feature/raytheon-awarded-736m-contract-for-aim-9x-sidewinder-missiles/>
8. "Скільки коштують авіаційні ракети AIM-120 AMRAAM та AGM-114 Hellfire: приклад Швеції та Франції". Defence.ua. Data zvernennja: 26 ljut. 2025. [Onlain]. Dostupno: https://defence-ua.com/weapon_and_tech/skilki_koshtujut_aviatsijni_raketi_aim_120_amraam_ta_agm_114_hellfire_priklad_shvetsiji_ta_frantsiji-12186.html
9. "Skilky koshtujutj aviacijni rakety AIM-9X i komu SSaA budutj postachaty 100 raket azh do 2030 roku". Defence.ua. Data zvernennja: 26 ljut. 2025. [Onlain]. Dostupno: https://defence-ua.com/weapon_and_tech/skilki_koshtuje_odna_suchasna_rake_ta_aim_9x_i_komu_ssha_budut_postachaty_100_raket_azh_do_2030_roku-11725.html
10. O. Kapliuk, Ye. Honcharenko, O. Pechenko ta S. Chernov, "Adaptatsiia litakiv taktychnoi aviaciji Povitrianykh Syl Zbroinykh Syl Ukrainy dlia zastosuvannia inozemnykh aviaciinykh zasobiv urazhennia klasu "povitria-poverkhnia", *Povitr. mits Ukrainy*, t. 1 № 6, s. 63–72, cherv. 2024. Data zvernennia: 26 liut. 2025. [Onlain]. Dostupno: <https://doi.org/10.33099/2786-7714-2024-1-6-63-72>
11. "Mirage 200-5F: hidne dopovnennia do F-16". Military.ua. Data zvernennja: 26 ljut. 2025. [Onlain]. Dostupno: <https://mil.in.ua/uk/articles/mirage-2000-5f-gidne-dopovnennya-do-f-16/>
12. "Stalo vidomo, skilky koshtuje Shahed-136 dlja Rosiji". Military Ukraine. Data zvernennja: 26 ljut. 2025. [Onlain]. Dostupno: <https://mil.in.ua/uk/news/stalo-vidomo-skilky-koshtuje-shahed-136-dlya-rosiji/>
13. "Shahed-136: stalo vidomo, za skilky rosija kupuje v Iranu shakhedy". UNIAN. Data zvernennja: 26 ljut. 2025. [Onlain]. Dostupno: <https://www.unian.ua/weapons/shahed-136-stalo-vidomo-za-skilki-rosiya-kupuye-v-irana-shahedi-12535386.html>
14. (2021, 17 veres.). Ukaz Prezidenta Ukrainy # 473/2021, Pro rishennja Rady nacionaljnoji bezpeky i oborony Ukrainy vid 20 serpnja 2021 roku "Pro Strategichnij oboronnyj bjuletenj Ukrainy". Data zvernennja: 26 ljut. 2025. [Onlain]. Dostupno: <https://www.president.gov.ua/documents/4732021-40121>
15. "Shakhedy ledj ne zachipajutj budynky: vijsjkovyj ekspert rozpoviv, chomu RF zapuskaje drony tak nyzjko". Telegraf. Data zvernennja: 26 ljut. 2025. [Onlain]. Dostupno: https://news.telegraf.com.ua/ukr/ukraina/2025-01-12/5893874-shakhedy-edva-ne-tseplyayut-doma-voennyi-ekspert-rasskazal-pochemu-rf-zapuskayet-drony-tak-nizko?traffic_source=ukr.net
16. (2024, 30 kvit.). Postanova kabinetu Ministriv Ukrainy # 476, Pro zatverdzhennja pereliku priorityetnykh tematychnykh naprjamiv naukovykh doslidzhenj i naukovo-tekhnichnykh rozrobok na period do 31 ghrudnja roku, nastupnogho pislja prypynnennja abo skasuvannja voennogho stanu v Ukraini. Data zvernennja: 26 ljut. 2025. [Onlain]. Dostupno: <https://zakon.rada.gov.ua/laws/show/476-2024-п#Text>
17. Systema rozroblennja i postavlennja na vyrobnyctvo ozbrojennja ta vijsjkovoji tekhniki. Vydannja. Stadiji zhyttjevogho cyklu ozbrojennja ta vijsjkovoji tekhniki, DSTU V 15.004:2022, DP "UkrNDNC", Kyjiv, 2023
18. N. F. Palumbo, "Guest Editor's Introduction: Homing Missile Guidance and Control", *Tech. Dig.*, t. 29, № 1, s. 2–8, 2010. Data zvernennja: 26 ljut. 2025. [Onlain]. Dostupno: https://www.researchgate.net/publication/288598434_Guest_Editor's_Introduction_Homing_Missile_Guidance_and_Control
19. Missile Guidance and Control Systems. New York: Springer-Verlag, 2004. Data zvernennja: 26 ljut. 2025. [Onlain]. Dostupno: <https://doi.org/10.1007/b97614>
20. N. F. Palumbo, R. A. Blauwkamp, J. M. Lloyd, "Basic Principles of Homing Guidance", *Tech. Dig.*, t. 29, #1, s. 25–41, 2010. Data zvernennja: 26 ljut. 2025. [Onlain]. Dostupno: https://www.researchgate.net/publication/292646184_Basic_Principles_of_Homing_Guidance
21. N. F. Palumbo, R. A. Blauwkamp, J. M. Lloyd, "Modern Homing Missile Guidance Theory and Techniques", *Tech. Dig.*, t. 29, #1, s. 42–59, 2010. Data zvernennja: 26 ljut. 2025. [Onlain]. Dostupno: https://www.researchgate.net/publication/292646184_Basic_Principles_of_Homing_Guidance
22. M. P. van Hoorn, "Optimizing Air-to-Air Missile Guidance Using Reinforcement Learning", Master thesis, Delft Univ. Technol., Delft, 2019. Data zvernennja: 26 ljut. 2025. [Onlain]. Dostupno: <https://resolver.tudelft.nl/uuid:6b26d24a-780c-47ee-9456-7af07490a317>
23. R. Brochu ta R. Lestage, Three-Degree-of-Freedom Missile Trajectory Simulation Model and Comparative Study with a High Fidelity Six-Degree-of-Freedom Model. 2003. Data zvernennja: 26 ljut. 2025. [Onlain]. Dostupno: <https://www.academia.edu/4442369/P520640>
24. M. Manickavasagam, A. K. Sarkar ta V. Vaithyanathan, "A Singular Perturbation Based Midcourse Guidance Law for Realistic Air-to-Air Engagement", *Defence Sci. J.*, t. 67, № 1, s. 108, hrud. 2016. Data zvernennja: 26 ljut. 2025. [Onlain]. Dostupno: <https://doi.org/10.14429/dsj.1.9236>
25. "Manual of the ICAO standard atmosphere", Doc 7488/3, 1993. Data zvernennja: 26 ljut. 2025. [Onlain]. Dostupno: <https://store.icao.int/en/manual-of-the-icao-standard-atmosphere-extended-to-80-kilometres-262500-feet-doc-7488>
26. R. Poli, J. Kennedy ta T. Blackwell, "Particle swarm optimization", *Swarm Intell.*, t. 1, № 1, s. 33–57, serp. 2007. Data zvernennja: 26 ljut. 2025. [Onlain]. Dostupno: <https://doi.org/10.1007/s11721-2007-0002-0>
27. Genetic algorithms in search, optimization, and machine learning. Reading, Mass: Addison-Wesley Pub. Co., 1989;
28. A. S. Nemirovski ta M. J. Todd, "Interior-point methods for optimization", *Acta Numer.*, t. 17, s. 191–234, kvit. 2008. Data zvernennja: 26 ljut. 2025. [Onlain]. Dostupno: <https://doi.org/10.1017/s0962492906370018>
29. Numerical Optimization. Springer New York, 2006. Data zvernennja: 26 ljut. 2025. [Onlain]. Dostupno: <https://doi.org/10.1007/978-0-387-40065-5>