

КРИТИЧНИЙ АНАЛІЗ ВІДОМИХ МЕТОДІВ НАВЕДЕННЯ РАКЕТ

Вступ

Одним з центральних завдань, що стоять перед розробниками нових систем ПВО/ПРО, є вибір доцільного метода наведення, використання якого дозволить отримувати найкращі показники зі знищення ворожих цілей. При цьому виникають питання: які властивості мають бути у обраного метода наведення та чи мають існуючі методи всі такі властивості?

Метою даної статті є, з одного боку, спроба відповісти на ці питання, та з іншого боку, визначити завдання, які з цього випливають.

Коротка характеристика відомих методів наведення

Відомі стратегії наведення розроблено для військового призначення. Їх дослідженню присвячено багато спеціалізованої літератури, в тому числі [1–4, 7–9]. Методи, що лежать в основі таких стратегій, можна розподілити на дві підгрупи [4]:

- методи з фіксованим положенням необхідного напрямлення вектору швидкості відносно лінії «ракета – ціль» (до таких методів належать *метод погоні* та *метод постійного випередження*);

- методи зі змінним положенням необхідного напрямлення вектору швидкості відносно лінії «ракета – ціль» (до таких методів належать *метод пропорційного зближення* та *метод паралельного зближення*).

Тут і далі під *методом наведення* будемо розуміти [4] заданий закон зближення ракети з ціллю, який в залежності від координат і параметрів руху цілі визначає потрібний рух ракети, який забезпечує потрапляння ракети в ціль. Теоретичну траєкторію ракети, що визначається алгоритмом метода наведення, прийнято називати *кінематичною траєкторією*.

Коротко розглянемо зазначені методи наведення.

Методом погоні називають такий метод наведення, при якому в кожний момент часу вектор швидкості ракети направлений на ціль (рис. 1).

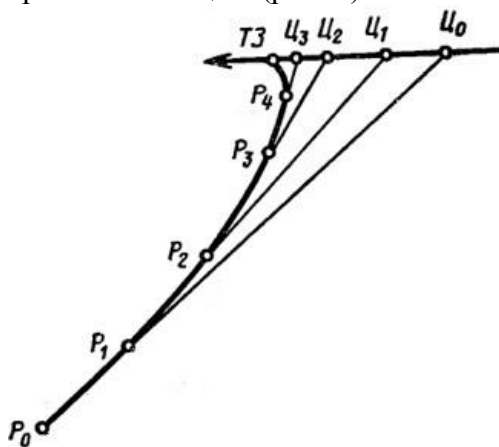


Рис. 1. Кінематична траєкторія польоту ракети за методом погоні (адаптовано з [4])

На рисунку точками $\zeta_0, \zeta_1, \zeta_2, \dots$ та P_0, P_1, P_2, \dots позначено положення цілі та ракети через достатньо малі проміжки часу Δt , де положення ракети відносно цілі в кожний такий момент часу показано за допомогою відповідних прямих ліній. З'єднавши точки P_0, P_1, P_2, \dots , отримаємо кінематичну траєкторію польоту ракети за методом погоні. За методом погоні ракета, незалежно від початкових умов, підходить до точки зустрічі (на рис. 1 – ТЗ) з ціллю строго у її хвіст.

Як зазначено в [2, 4], метод погоні дає прийнятні за точністю наведення результати лише при обстрілі малорухомих та нерухомих цілей, або при стрільбі вдогін. Використання методу погоні у якості стратегії переслідування призводить до того, що траєкторія польоту ракети буде криволінійною за винятком двох окремих випадків (при пуску ракети точно вдогін цілі або точно назустріч цілі).

Метод постійного випередження (або метод наведення з постійним кутом випередження) – це метод наведення, при якому необхідний рух ракети визначається умовою, що протягом всього часу польоту ракети до точки зустрічі кут між вектором швидкості ракети і лінією «ракета – ціль» (кут випередження) залишається постійним (рис. 2).

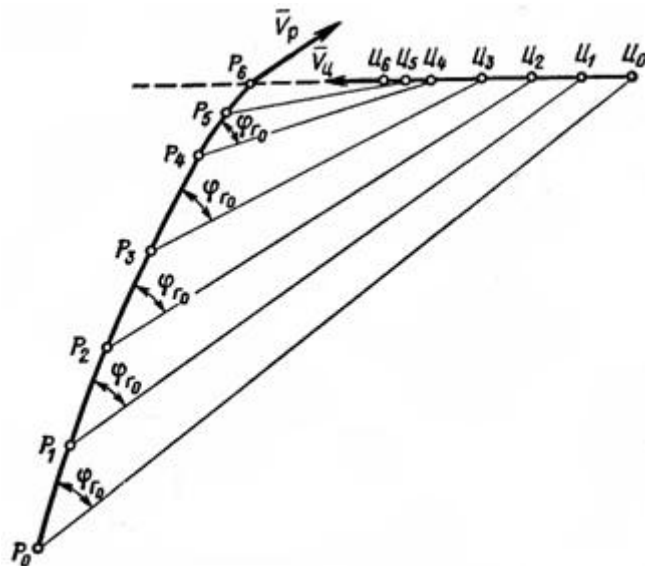


Рис. 2. Кінематична траєкторія польоту ракети за методом постійного випередження (адаптовано з [4])

На рис. 2 точки $Ц_0$ та P_0 визначають розташування цілі та ракети на початку процесу наведення. Кут випередження ϕ_{r0} , що визначається як різниця між кутом напрямку руху ракети та кутом лінії «ракета – ціль», є постійним та має позитивне значення і призначається на початку процесу наведення. Для побудови траєкторії руху ракети за методом постійного випередження траєкторія цілі розбивається на достатньо малі відрізки шляху, які дорівнюють $\bar{V}_ц \Delta t$. Для знаходження положення ракети в момент часу t_1 необхідно з'єднати точки P_0 та $Ц_0$, побудувати відносно прямої $P_0Ц_0$ кут випередження ϕ_{r0} та відкласти на утвореній лінії відрізок шляху, що проходить ракета за час $\Delta t = t_1 - t_0 \Delta t = t_1 - t_0$.

На рис. 2 утворену точку позначено як P_1 . Для точок P_2, P_3, P_4, \dots виконуються аналогічні побудови. З'єднуючи точки P_0, P_1, P_2, \dots , отримуємо кінематичну траєкторію польоту ракети за методом постійного випередження.

Використання методу постійного випередження є ефективним у випадку зустрічних курсів цілі та ракети. При цьому кінематична траєкторія польоту ракети буде криволінійною.

Метод пропорційного зближення – це метод наведення, при якому протягом всього часу польоту ракети до цілі кут швидкості повороту вектору швидкості ракети залишається пропорційною кутовій швидкості лінії «ракета – ціль» (рис. 3).

Нехай ціль рухається прямолінійно та рівномірно і в момент початку наведення t_0 знаходиться в точці $Ц_0$ (рис. 3). Через достатньо малі проміжки часу Δt ціль проходить відстань $\bar{V}_ц \Delta t$. Положення цілі через моменти часу $t_1, t_2, \dots, t_1, t_2, \dots$ позначено точками $Ц_1, Ц_2, \dots$. Ракета в момент початку наведення знаходиться в точці P_0 і летить з постійною швидкістю $\bar{V}_р$ точно на ціль.

Через проміжок часу $\Delta t = t_1 - t_0$ ракета долетить до точки P_1 і при цьому лінія P_1C_1 повернеться у просторі відносно лінії P_0C_0 на деякий кут θ_1 (на рисунку умовно не показаний), який відповідає кутовій швидкості повороту вектору швидкості ракети у відповідній площині управління. Далі через проміжок часу $\Delta t = t_2 - t_1$ ракета переміститься в точку P_2 , лінія P_2C_2 повернеться у просторі відносно лінії P_1C_1 на деякий кут θ_2 . Для точок P_3, P_4, P_5, \dots виконуються аналогічні побудови. З'єднуючи точки P_0, P_1, P_2, \dots , отримуємо кінематичну траєкторію польоту ракети за методом пропорційного зближення. Особливістю метода є те, що кутова швидкість θ_i повороту вектору швидкості ракети у i -й площині управління завжди буде пропорційна кутовій швидкості ϕ_i повороту лінії «ракета-ціль» у цій же площині управління. При виконанні умови, що $\theta_i = \phi_i$, метод зводиться до метода погоні, а при виконанні умови, що $\theta_i = 0$, – до метода паралельного зближення (див. нижче).

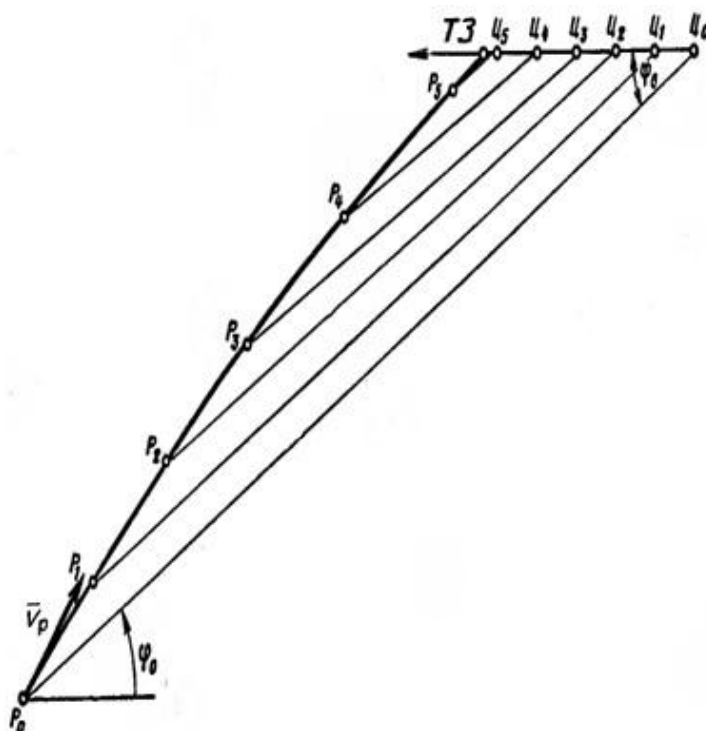


Рис. 3. Кінематична траєкторія польоту ракети за методом пропорційного зближення (адаптовано з [4])

Метод пропорційного зближення отримав широке використання для розв'язання задач наведення ракет. Його дослідженню присвячено багато літературних джерел, зокрема [1, 7–9]. Цей метод доцільно використовувати у випадку зустрічних курсів цілі та ракети або при стрільбі вдогін. За цього методу кінематична траєкторія польоту ракети займає проміжне місце між траєкторією за методом погоні та траєкторією за методом паралельного зближення.

Метод паралельного зближення – це метод наведення [4], при якому протягом всього часу польоту ракети до точки зустрічі лінія «ракета – ціль» залишається паралельною заданому напрямленню (тобто $\varphi = \text{const}$ – рис. 4).

Для графічної побудови кінематичної траєкторії польоту ракети при наведенні її за методом паралельного зближення необхідно задати рух цілі та швидкість ракети як функцію часу. Нехай рух цілі задано прямою (рис.4), на якій точками C_0, C_1, C_2, \dots відмічені послідовні положення цілі в моменти часу t_0, t_1, t_2, \dots . Ракета в початковий момент часу t_0 знаходиться в точці P_0 . Пряма P_0C_0 відповідає початковому положенню лінії «ракета – ціль».

Для побудови кінематичної траєкторії за методом паралельного зближення необхідно з точок C_1, C_2, C_3, \dots провести сімейство прямих, паралельних прямій P_0C_0 , визначити значення кута доцільного напрямку руху ракети за формулою $\phi = \arcsin\left(\frac{\bar{V}_C}{\bar{V}_P} \sin\beta\right)$

$\phi = \arcsin\left(\frac{\bar{V}_C}{\bar{V}_P} \sin\beta\right)$, відкласти його відносно лінії P_0C_0 та провести пряму під цим кутом від точки P_0 до перетину з лінією руху цілі в точці $TЗ$ (точки зустрічі – див. рис. 4). Точки перетину цієї прямої з сімейством проведених прямих позначити як P_1, P_2, P_3, \dots . Пряма, що з'єднує точки P_0, P_1, P_2, \dots з точкою $TЗ$, утворює кінематичну траєкторію польоту ракети за методом паралельного зближення. Отже, якщо ціль рухається рівномірно та прямолінійно ($\bar{V}_C = \bar{V}_C = \text{const}$), а ракета має постійну швидкість польоту ($\bar{V}_P = \bar{V}_P = \text{const}$), то кут ϕ не буде змінюватись у часі, що означає, що для даних умов наведення кінематична траєкторія ракети буде прямою лінією. При цьому кажуть, що вектор швидкості ракети направлений у миттєву точку зустрічі, під якою розуміють точку, в якій би відбулась зустріч ракети з ціллю, якщо б починаючи з даного моменту часу ракета і ціль рухались би прямолінійно та рівномірно. Відповідно до цього метод паралельного зближення також називають *методом наведення у миттєву точку зустрічі*.

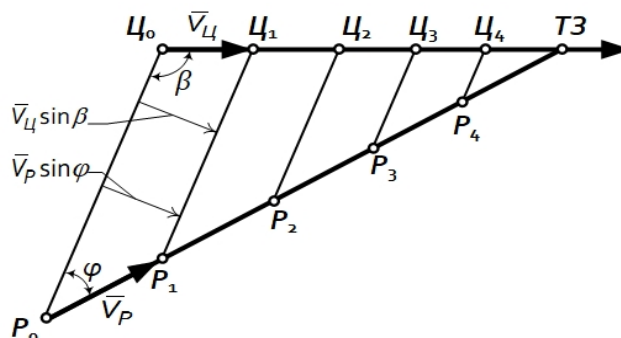


Рис. 4. Кінематична траєкторія польоту ракети за методом паралельного зближення

Таким чином, за даним методом ракета направляється не на ціль, а на точку зустрічі ракети при різних курсах цілі, в тому числі і для ураження високошвидкісних цілей на з ціллю, і її рух утворює пряму кінематичну траєкторію польоту. Цей метод доцільно використовувати зустрічних курсах.

Основні вимоги, що пред'являються до методів наведення ракет

В [4] наведено такі основні вимоги:

1. Метод наведення має забезпечувати найменшу кривизну кінематичної траєкторії на всіх ділянках польоту, особливо в районі точки зустрічі. Зокрема, спрямлення кінематичної траєкторії приводить до зменшення шляху та польотного часу ракети до цілі, що дозволяє покращити характеристики ракети та підвищити вогневу продуктивність зенітно-ракетного комплексу.

2. Метод наведення має забезпечувати зустріч ракети з повітряною ціллю по всіх заданих діапазонах швидкостей, висот та курсових параметрів її руху. Так, швидкість руху повітряної цілі може дорівнювати від десятків до тисяч метрів в секунду, а висота розташування – від десятків метрів до десятків кілометрів. Напрями руху цілей теж можуть бути будь-які. Тому метод наведення має враховувати можливий широкий діапазон зміни координат цілі, напрямів та швидкості її руху.

3. Метод наведення має забезпечувати потрібну точність зближення ракети з ціллю у різних умовах її запуску. Може статися, що пілотована повітряна ціль виявила запуск ракети та намагається запобігти ураженню шляхом використання протиракетного маневру. Тому

важливо, щоби метод наведення міг би дозволяти оптимізувати кінематичну траєкторію ракети з метою перехоплення цілі, що маневрує.

4. Метод наведення має бути достатньо простим для забезпечення його програмно-апаратної реалізації.

Аналіз методів наведення ракет з точки зору зазначених вимог

Проаналізуємо розглянуті методи наведення з точки зору наведених вимог.

Очевидно, що вимога 1 задовольняється лише у випадку розгляду метода паралельного зближення, і, відповідно, не задовольняється при розгляді інших трьох методів, використання яких призводить до формування криволінійної кінематичної траєкторії.

Вимога 2 може бути задоволена при розгляді методів пропорційного зближення та паралельного зближення, і, відповідно, не задовольняється у випадку розгляду метода погоні (за якого наведення здійснюється лише в напрямку стрільби вдогін) та метода постійного випередження (за якого наведення здійснюється лише при зустрічних курсах цілі та ракети).

Вимога 3 в більшій степені може бути задоволена при розгляді метода пропорційного зближення, ніж інших методів, оскільки цей метод дозволяє краще враховувати ситуації, коли відбуваються зміни у поведінці цілі.

І, нарешті, вимога 4 задовольняється при розгляді метода пропорційного зближення та метода паралельного зближення. При цьому відомо [3], що метод пропорційного зближення ідеально підходить для апаратної реалізації метода паралельного зближення.

Таким чином, узагальнюючи викладене, можна стверджувати, що жодний з розглянутих методів наведення одночасно не задовольняє всім зазначеним вимогам.

Визначення задач досліджень

З викладеного стає очевидною актуальність задачі розроблення нового метода наведення, який має одночасно задовольняти всім вищенаведеним вимогам. З проведеного аналізу випливає, що новий метод має бути розвитком метода паралельного зближення як метода, що в найбільшій мірі задовольняє вищенаведеним вимогам.

Окрім цих вимог до розроблюваного метода треба пред'явити додаткові вимоги.

Як відомо [4], управління ракетою здійснюється у двох взаємно перпендикулярних площинах. Як наслідок, створюваний метод має формувати доцільні кути напряму руху ракети як їх проекції на ці площини (тобто кути у площинах XOY та XOZ), де напрям руху має бути направлений на точку зустрічі у 3D-просторі з ціллю.

Зазначимо, що всі розглянуті методи призначені для використання у тривимірному просторі. Однак в дійсності розгляд кожного з них виконується на площині, утвореній напрямками руху цілі та ракети, а не у двох взаємно перпендикулярних площинах, що, на нашу думку, ускладнює процес управління рухом ракети, оскільки не дозволяє забезпечити своєчасне реагування на зміну напряму руху цілі із площини.

Для запобігання таких ситуацій необхідно, щоби створюваний метод ґрунтувався на агентно-орієнтованому підході [5], в рамках якого ракета та ціль розглядаються як мобільні агенти, де ціль виступає як утікач, в ракета – як переслідувач. Однією з властивостей агента-переслідувача має бути те, що він є реактивним, тобто здатним своєчасно реагувати на зміну поведінки (напряму руху та/або швидкості) агента-утікача та перевизначати свою поведінку з метою перехоплення агента-утікача.

Як зазначено вище, в основі створюваного метода наведення має бути метод паралельного зближення. Однак у цього метода є недоліки, які не дозволяють його використовувати для формування оптимальної стратегії переслідування з точки зору агентно-орієнтованого підходу: по-перше, цей метод орієнтований тільки на простий рух утікача (тобто прямолінійний рух з постійною швидкістю); по-друге, цей метод явно не використовує ортогональної системи координат, що необхідно для постановки задачі наведення у тривимірному просторі, в рамках якої, як зауважено вище, управління ракетою здійснюється у двох взаємно перпендикулярних площинах, що безпосередньо передбачає використання у цих площинах ортогональної системи координат.

У якості метода, що не має таких недоліків та може виступати основою для створення нового метода наведення у тривимірному просторі, слід розглядати метод агентного переслідування, запропонований в [5, 6], де також доведено, що цей метод зводиться як до метода паралельного зближення, так і до метода кола Аполлонія.

Висновки

Виконано критичний аналіз відомих методів наведення ракет, в тому числі метода погоні, метода постійного випередження, метода пропорційного зближення та метода паралельного зближення. При цьому наведено основні властивості цих методів та визначено ситуації, при яких ці методи доцільно використовувати. Визначено основні вимоги, що традиційно пред'являються до таких методів, та здійснено аналіз їх задовільнення цим вимогам. Встановлено, що жодний з розглянутих методів наведення одночасно не задовольняє всім таким вимогам. На основі виконаного аналізу обґрунтовано актуальність та доцільність розроблення нового метода наведення, який має задовольняти всім зазначеним вимогам.

Список літератури:

1. Кан В.Л., Кельзон А.С. Теория пропорциональной навигации. Л. : Судостроение, 1965. 423 с.
2. Куркоткин В.И., Стерлигов В.Л. Самонаведение ракет. М. : Воениздат, 1963. 88 с.
3. Локк А.С. Управление снарядами. М. : Гос. изд-тво техн.-теорет. лит-ры, 1957. 775 с.
4. Неупокоев Ф.К. Стрельба зенитными ракетами. М. : Воениздат, 1991. 343 с.
5. Яловець А.Л. Мультиагентне моделювання переслідування на площині: від теорії до програмної реалізації. К. : Наук. думка, 2019. 165 с.
6. Яловець А.Л. Про один метод переслідування на площині // Проблеми програмування. 2013. № 3. С. 117–124.
7. Balakrishnan S.N., Tsourdos A., & White B.A. (Eds.). Advances in Missile Guidance, Control, and Estimation // CRC Press, 2013. 722 p. DOI: 10.1201/b12503
8. Siouris G.M. Missile Guidance and Control Systems. Springer, 2004. 681 p. DOI: 10.1002/rnc.1056
9. Yanushevsky R. Modern Missile Guidance. CRC Press, 2018. 343 p. DOI: 10.1201/9781351202954

Надійшла до редколегії 11.10.2025

Відомості про авторів:

Романенко Ігор Олександрович – д-р техн. наук, професор, Інститут проблем математичних машин і систем НАН України, провідний науковий співробітник, Україна, e-mail: zzz223@ukr.net, ORCID: <https://orcid.org/0000-0001-5339-7900>

Яловець Андрій Леонідович – д-р техн. наук, с.н.с., Інститут проблем математичних машин і систем НАН України, головний науковий співробітник, Україна, e-mail: andriy.yalovets@gmail.com, ORCID: <http://orcid.org/0000-0001-6542-3483>