

В.Б. Єрко¹, А.М. Шатров¹, М.О. Шишанов²

¹ Державний науково-дослідний інститут авіації, Київ

² Центральний науково-дослідний інститут озброєння і військової техніки Збройних Сил України, Київ

МЕТОДИЧНИЙ ПІДХІД ЩОДО ПІДВИЩЕННЯ ТОЧНОСТІ ЗАСТОСУВАННЯ НЕКЕРОВАНИХ АВІАЦІЙНИХ РАКЕТ ШЛЯХОМ УРАХУВАННЯ ТЕМПЕРАТУРИ ТВЕРДОПАЛИВНИХ ДВИГУНІВ

Метою статті є розробка авторами методичного підходу щодо підвищення точності застосування некерованих авіаційних ракет через урахування температури ракетного двигуна твердого палива. Отже розробка науково-обґрунтованих пропозицій підвищення точності рішення задачі прицілювання некерованих авіаційних ракет шляхом урахування впливу температури заряду їх ракетного двигуна твердого палива на повний імпульс тяги є актуальним науково-технічним завданням.

У статті викладено результати досліджень щодо можливості підвищення точності вирішення задачі прицілювання некерованими авіаційними ракетами шляхом урахування впливу температури заряду ракетного двигуна твердого палива на повний імпульс тяги та, як наслідок, на точність вирішення прицільної задачі. Для рішення цього завдання було використано методiku виконання інженерно-шторманських розрахунків балістичного забезпечення стрільби некерованими авіаційними ракетами та ряд положень теорії вирішення задачі прицілювання по наземним цілям з літальних апаратів. При цьому некерована авіаційна ракета розглядається як снаряд зі складною балістичною схемою руху, що складається з активної та пасивної ділянок. Викладений алгоритм можна реалізувати шляхом внесення змін у відповідні робочі алгоритми прицільних (прицільно-навігаційних) систем літальних апаратів у вигляді прицільної поправки. У цьому випадку прицільна система не потребує додаткових юстировок, а решта кутових поправок прицілювання, які обумовлені швидкістю повітря (вітру), рухом літака, цілі (відповідно прийнятої гіпотези) тощо, розраховуються прицільною системою літака в автоматичному режимі і не будуть залежати від величини поправки.

Ключові слова: балістит, некеровані авіаційні ракети, повне пониження, повний імпульс тяги, прицільна поправка, ракетний двигун твердого палива.

Вступ

Некеровані авіаційні ракети (НАР) є одним з найбільш масових засобів ураження, які можуть застосовуватися усіма типами бойових літальних апаратів (ЛІА), що знаходяться на озброєнні Збройних Сил України.

Згідно з діючою класифікацією, НАР є снарядами із складною балістичною схемою руху, а їх траєкторія складається з двох ділянок – активної та пасивної, які суттєво відрізняються складом діючих на них сил. При цьому, враховуючи, що час руху НАР у пусковому блоці не перевищує декількох сотих секунд, при практичних розрахунках ця ділянка руху не враховується.

Отже, після виходу з пускового блоку ракета рухається під дією трьох сил: тяги двигуна, сили тяжіння та аеродинамічної сили, а потім – тільки

під дією сили тяжіння та аеродинамічної сили. Для кожної ділянки може бути складена своя система рівнянь, основою яких є канонічне рівняння руху центру мас об'єкту зі змінною масою, при цьому кінцеві умови руху на першій ділянці є початковими умовами для другої [1, с. 148...150].

Природно, що будь-які зміни повного імпульсу тяги (I_S) ракетних двигунів твердого палива (РДТП) призведуть до зміни швидкості НАР в кінці активної ділянки траєкторії та, як наслідок, до зміни їх балістичної траєкторії у цілому та зміщенню точки прицілювання. Принципову залежність питомого (I_{num}) і повного імпульсу тяги РДТП від температури баліститів (твердого ракетного палива) наведено в [2, с. 42...47; 3, с. 72...74] та у ряді інших джерел.

Аналіз попередніх досліджень. В процесі поглибленого дослідження технічного стану НАР та їх РДТП, було виявлено залежність повного імпульсу тяги (I_S) ракетних двигунів твердого палива (РДТП) від температури зовнішнього середовища, яка у робочому діапазоні температур (від 15°C до -50°C) може змінюватися у межах 8...10% в залежності від типу палива [4, с. 156...161; 5, с. 111, 112]. Вочевидь, що зміна цього показника вплине на траєкторію польоту ракет, але в математичному забезпеченні (алгоритмах) існуючих прицільних систем ЛА враховується лише середнє значення показника.

При виконанні завдань з використанням НАР, бойові ЛА можуть здійснювати політ до цілі у широкому діапазоні висот, зокрема на висотах, близьких до їх практичної стелі (від 5 до 17 км у залежності від типу літака). Разом з цим, відповідно до Міжнародної стандартної атмосфери, вертикальний градієнт температури становить $6,5^\circ\text{C}$ на 1 км висоти до рівня 11 км, після чого температура стає рівною $-56,6^\circ\text{C}$ і майже перестає змінюватися [6, с. 1, 2]. Природно, що за час польоту літака до цілі, його вантаж (тобто НАР), який знаходиться на зовнішній підвісці, охолоджується до температури зовнішнього середовища, яка, у свою чергу, залежить від висоти польоту.

Отже, розробка науково-обґрунтованих пропозицій підвищення точності вирішення задачі прицілювання НАР шляхом урахування впливу температури заряду їх РДТП на повний імпульс тяги (I_S) є **актуальним науково-технічним завданням**.

В основу розв'язання завдання щодо підвищення точності рішення задачі прицілювання НАР шляхом врахування впливу температури заряду двигуна на сумарний імпульс тяги доцільно покласти аналітично-розрахункові методи теорії зовнішньої балістики та прицільних систем.

Метою статті є розробка методичного підходу щодо підвищення точності застосування НАР через урахування температури РДТП.

Виклад основного матеріалу

В основу розв'язання завдання щодо підвищення точності рішення задачі прицілювання НАР шляхом врахування впливу температури заряду двигуна на сумарний імпульс тяги доцільно покласти аналітично-розрахункові методи теорії зовнішньої балістики та прицільних систем.

Для рішення поставленого завдання скористаємося відомою методикою проведення інженерно-штурманських розрахунків (ІШР) балістичного забезпечення стрільби НАР

[1, с. 156...159] та теорією рішення задачі прицілювання по наземним цілям НАР [7, с. 279...290] з урахуванням загальноприйнятих припущень [1, с. 156...159]:

швидкість ракети наприкінці активної ділянки (v_a) визначається тільки силою тяги двигуна та силою опору;

закон опору на всій траєкторії приймається постійним та відповідає швидкості v_a ;

вплив сили тяжіння на швидкість та час польоту незначний, тому не враховується;

параметри атмосфери приймаються постійними та відповідають висоті пуску НАР;

на пасивній ділянці траєкторії НАР рухається як звичайний артилерійський снаряд.

Враховуючи, що математичний апарат ІШР використовує швидкість НАР наприкінці активної ділянки польоту (v_a), необхідно визначити зв'язок між нею та повним імпульсом тяги НАР (I_S).

Після розрахунку основних елементів траєкторії НАР для різних значень сумарного імпульсу тяги (I_S), які відповідають певній температурі заряду двигуна, можна визначити деяку прицільну поправку, що й буде враховувати зміну балістичної траєкторії.

Для вирішення балістичних та прицільних задач стрільби НАР, враховуючи відносно невеликі ефективні дальності їх застосування (до 2000 м), прийнято використовувати нерухому косокутну систему координат Ox_h , початок якої знаходиться у точці пуску (0), вісь Ox направлено по вектору пуску $\vec{v}_{0h}$ (направленню стволів пускових блоків), а вісь Oh – вниз, у напрямку сили тяжіння [7, с. 279...290]. Схему прицілювання НАР можна представити у вигляді балістичного трикутника ОАЦ (рис. 1), який лежить у вертикальній площині системи координат (X_g, Y_g, Z_g).

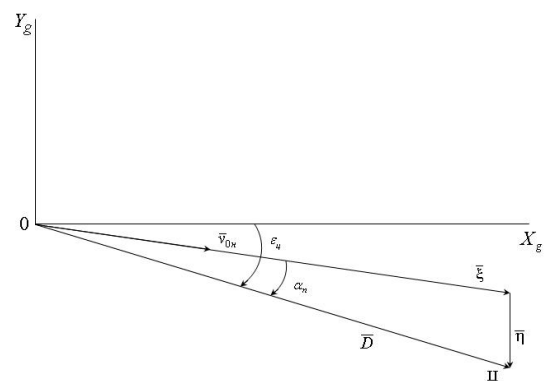


Рис. 1. Схема прицілювання при стрільбі НАР.

Джерело: розроблено авторами за даними [7, с. 279...290].

На рис. 1 використано такі позначення: $\vec{v}_{0n}$ – вектор початкової швидкості НАР, який співпадає з направленням стволів пускових блоків; $\vec{D}$ – вектор дальності до цілі; $\vec{H}$ – вектор повного пониження НАР; a_n – кут прицілювання; e_u – кут місця цілі.

Початок цієї системи (0) знаходиться у центрі мас ЛА, вісь Y_g направлено вгору по геоцентричній вертикалі, вісь X_g – по дотичній до поточної ортодромії, а вісь Z_g направлено таким чином, щоб система була правою (на рисунку 3 вісь Z_g не показано). Зазначимо, що площина $X_g Z_g$ завжди знаходиться у площині горизонту.

Враховуючи те, що вектори $\vec{D}$ і $\vec{H}$ лежать у вертикальній площині, можна перейти до їх скалярних значень та визначити кут прицілювання a_n як

$$\operatorname{tg} a_n = \frac{h \cos(e_u - a_n)}{D \cos a_n}.$$

У зв'язку з тим, що при застосуванні НАР кути a_n мають невелике значення (зазвичай до 3-х градусів), доцільно користуватися більш простою формулою

$$a_n = \frac{h}{D} \cos e_u. \quad (1)$$

Таким чином, для розрахунку кута прицілювання необхідно знати величину повного пониження (h), яка визначається умовами застосування та балістичними характеристиками НАР.

Основні елементи траєкторії, які необхідні для вирішення балістичної задачі стрільби НАР, показано на рис. 2. Точками А і Ц відповідно позначено закінчення активної та пасивної ділянок траєкторії, а швидкість ракети наприкінці активної ділянки траєкторії – $\vec{v}_a$. Враховуючи, що всі наведені елементи траєкторії руху лежать у вертикальній площині, можна перейти до скалярних значень векторів та записати повне пониження НАР у вигляді

$$h = h_a + \hat{h}_a + h_n, \quad (2)$$

де h_a та $\hat{h}_a$ – пониження ракети на активній ділянці траєкторії, які обумовлені дією сили тяжіння та поворотом вектора швидкості ракети з положення $\vec{v}_{0n}$ у положення $\vec{v}_a$; h_n – пониження на пасивній ділянці траєкторії.

Враховуючи, що час польоту НАР на активній ділянці траєкторії (t_a) не перевищує 1 с, величину

пониження h_a розраховують для випадку падіння у пустоті

$$h_a = \frac{g t_a^2}{2}. \quad (3)$$

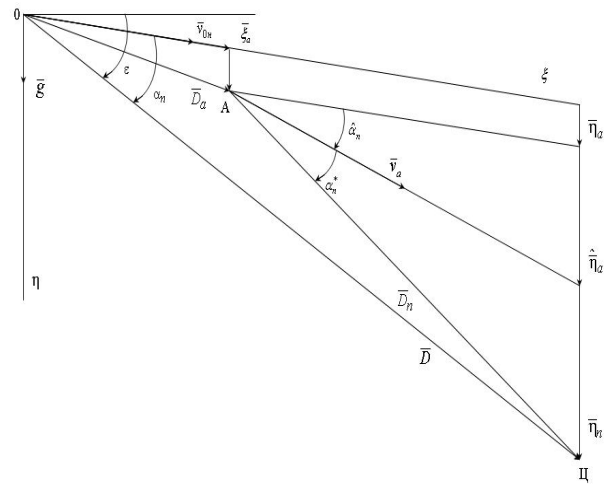


Рис. 2. Елементи траєкторії НАР в косокутній системі координат.

Джерело: розроблено авторами за даними [1, с. 156...159].

Пониження $\hat{h}_a$ розраховується як

$$\hat{h}_a = \frac{g D_a t_a}{v_a - v_n} \cos e \ln \frac{v_a}{v_n}, \quad (4)$$

де D_a – дальність польоту НАР на активній ділянці траєкторії; v_n – швидкість польоту ЛА.

У зв'язку з тим, що на пасивній ділянці траєкторії НАР рухається подібно гарматному снаряду, то для розрахунку h_n доцільно використовувати відомі балістичні таблиці повітряної стрільби ТБФ-ПС-55 [8, с. 3...4], в яких містяться балістичні функції, що відповідають певним елементам траєкторії снаряду, зокрема

$$a_n^* = a_0 A(b_H, v_{01}, G_H), \quad (5)$$

$$t_n = \frac{D_n}{v_a} Q(b_H, v_{01}, G_H),$$

де a_n^* – кут прицілювання, вершина якого знаходиться у точці початку пасивної траєкторії НАР; t_n – час польоту НАР на пасивній ділянці траєкторії; $A(b_H, v_{01}, G_H)$ та $Q(b_H, v_{01}, G_H)$ – функції для визначення кута прицілювання та часу польоту відповідно (індексацію ТБФ-ПС-55 збережено); D_n – дальність польоту НАР на пасивній ділянці траєкторії.

Процедуру розрахунку величин b_H , v_{01} , G_H наведено у ТБФ-ПС-55 [8, с. 3, 4]. Параметр a_0 визначається за формулою

$$a_0 = \frac{dD_n}{2v_a^2} \cos e.$$

За своєю фізичною сутністю функції A і Q є коефіцієнтами пропорційності між значенням елементів траєкторії в пустоті та у повітряному середовищі такої питомої густини, що відповідає висоті стрільби.

Після розрахунку a_n^* визначається величина h_n , а потім – величина повного пониження НАР (h) на всій траєкторії польоту до цілі.

Таким чином, відповідно до залежностей (4) і (5), енергетика НАР у вигляді швидкості ракети наприкінці активної ділянки траєкторії (v_a) враховується при визначенні h_a та h_n .

У зв'язку з тим, що енергетика НАР визначається значенням сумарного (повного) імпульсу тяги (I_S), для визначення зв'язку між (v_a) та тягою двигуна (T_d) скористаємося відомою формулою К. Е. Цюлковського [9, с. 158] з урахуванням припущень щодо руху НАР на активній ділянці траєкторії

$$v_a = u_e \ln \frac{m_0}{m_k}, \quad (6)$$

де u_e – ефективна швидкість витoku; m_0 – стартова маса ракети; m_k – пасивна маса ракети.

Зв'язок між повним імпульсом тяги двигуна (I_S), питомим імпульсом тяги двигуна (I_{num}) та ефективною швидкістю витoku (u_e) визначається відомими формулами внутрішньої балістики [9, с. 158...160]

$$T_d = u_e |\dot{m}|, \quad u_e = I_{num}, \quad I_S = T_d t_a, \quad (7)$$

$$\text{де } u_e = \frac{T_d}{|\dot{m}|}; \quad |\dot{m}| = \frac{m_0 - m_k}{t_a}.$$

Враховуючи (7), запишемо формулу (6) у вигляді

$$v_a = \frac{T}{|\dot{m}|} \ln \frac{m_0}{m_k} = \frac{I_S}{|\dot{m}| t_a} \ln \frac{m_0}{m_k}. \quad (8)$$

Отже, для розрахунку прицільної поправки Da_n , яка враховує зміну кута прицілювання стрільби НАР у залежності від температури ракетного палива, необхідно обчислити кути прицілювання при стрільбі НАР з нормальною (a_n) та пониженою (a_Φ) температурою двигуна, а потім обчислити Da_n

$$Da_n = a_\Phi - a_n. \quad (9)$$

Врахування впливу температури заряду двигуна на балістичні характеристики НАР у вигляді прицільної поправки (Da_n) дозволить підвищити точність застосування у межах ефективної дальності пуску.

Викладений алгоритм можна реалізувати шляхом внесення змін у відповідні робочі алгоритми прицільних (прицільно-навігаційних) систем літальних апаратів у вигляді прицільної поправки Da_n на кінцевому етапі розрахунку. При цьому прицільна система не потребує додаткових юстировок, а решта кутових поправок прицілювання, які обумовлені швидкістю повітря (вітру), рухом літака, цілі (відповідно прийнятої гіпотези) тощо, розраховуються прицільною системою літака в автоматичному режимі і не будуть залежати від величини поправки Da_n . Після налагодження та відповідного тестування отримані програми розрахунку Da_n можливо буде розглянути як вихідний корисний продукт для проведення подальших спеціальних досліджень з метою підвищення точності застосування НАР.

Висновки

Запропонований методичний підхід дозволить підвищити точність рішення прицільної задачі при стрільбі НАР з літальних апаратів за рахунок урахування впливу температури заряду РДТП на повний імпульс їх тяги (I_S) та, як наслідок, на швидкість НАР в кінці активної ділянки польоту.

В основу розв'язання цього завдання запропоновано покласти аналітично-розрахункові методи теорії зовнішньої балістики та теорії прицільних систем. Для формування величини прицільної поправки (Da_n) використовується відома методика проведення ІШР [1, с. 156...159], положення теорії авіаційних прицільних систем щодо наземних цілей [7, с. 279...290] з урахуванням загальноприйнятих припущень та балістичні таблиці повітряної стрільби ТБФ-ПС-55 [8, с. 3, 4]. При цьому НАР розглядається як снаряд із складною балістичною схемою руху, що складається з активної та пасивної ділянок.

На практиці наявність прицільної поправки (Da_n) означає зміщення назад (приближення) за напрямленням польоту точки прицілювання, тобто траєкторія польоту НАР буде менш пологою. При цьому важливо зазначити, що порядок виконання бойової задачі щодо застосування НАР принципово не зміниться на всіх етапах її виконання.

Напрямом подальших досліджень є розроблення підходу, що базується на врахуванні прицільної поправки Da_n екіпажем ЛА безпосередньо під час бойового застосування НАР. На перспективу урахування прицільної поправки

щодо температури РДТП необхідно здійснювати при розробці сучасного математичного забезпечення (алгоритмів) прицільних систем для перспективних ЛА.

Список літератури

1. Пашков В.И., Постников А.Г. Внешняя баллистика авиационных ракет и снарядов. – М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1989. – 231с.
2. Буллер М.Ф., Белова Л.А. Щербань В.В. Изменение теплоты сгорания порохов и топлив при длительном хранении. Механіка та машинобудування. - № 2, 2006., - С. 42–47.
3. Маренец М.А., Буллер М.Ф., Щербань В.В., Банишевский В.В. Белова Л.А. Баллистическое твердое ракетное топливо: сравнительная оценка состава продуктов горения и детонации // Вісник КДПУ. – Кременчук, 2006. - № 2 (частина 2). - С. 72-74.
4. Коростельов О.П., Любарець А.А., Шатров А.М. Врахування зниження показників якості твердого ракетного палива двигунів некерованих авіаційних ракет / Зб. наук. праць ЦНДІ ОВТ ЗС України. Випуск 4. - Київ: ЦНДІ ОВТ, -2016. – С.156-161.
5. Щербань В.В. Проблемы и опыт организации исследований и выполнения работ по продлению сроков службы (хранения) авиационных средств поражения. / Матеріали конференції "Актуальні проблеми розвитку авіаційної техніки" – К.: НАУ, 2011. – С. 111–112.
6. Академик [Електрон. ресурс] – Режим доступу: https://dic.academic.ru/dic.nsf/enc_tech/2697/Международная_стандартная_атмосфера.
7. Горелин И.С., Коврижкин О.Г., Королев В.В. Авиационные прицельно-навигационные системы. – К.: КИ ВВС, 1996. – 475 с.
8. Таблицы баллистических функций для воздушной стрельбы (ТБВ - ВС - 58). Часть I. – М.: Воениздат, 1959. – 700 с.
9. Чуйко В.С. Внешняя баллистика авиационных ракет и снарядов. – М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1976. – 255 с.

Надійшла до редколегії 13.10.2022

Схвалена до друку 12.12.2022

Відомості про авторів:

Єрко Віктор Борисович

кандидат технічних наук,
начальник науково-дослідного відділу
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-5150-5303>

Шатров Андрій Миколайович

кандидат технічних наук
старший науковий співробітник
провідний науковий співробітник
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-3070-7483>

Шишанов Михайло Олексійович

доктор технічних наук
професор
провідний науковий співробітник
Центрального науково-дослідного інституту озброєння і
військової техніки Збройних Сил України,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-7121-3666>

Information about the authors:

Victor Yerko

Candidate of Technical Science
Head of Research Department
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-5150-5303>

Andrii Shatrov

Candidate of Technical Science
Senior Researcher
Leading Researcher
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-3070-7483>

Mihaylo Shishanov

Doctor of Technical Sciences
Professor
Leading Researcher
of Central Research Institute of Armament and Military
Equipment of Armed Forces of Ukraine,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-7121-3666>

**A METHODOICAL APPROACH TO INCREASE THE ACCURACY OF THE USE OF UNGUIDED
AIRCRAFT MISSILES BY TAKING INTO ACCOUNT THE TEMPERATURE
OF SOLID FUEL ENGINES**

V. Yerko, A. Shatrov, M. Shishanov

In the process of in-depth research into the technical condition of the unguided aircraft missiles (UAM), the dependence of the full thrust impulse (I_{Σ}) of their rocket engines on the temperature of the external environment was revealed, which in the working temperature range (from 15°C to -50°C) can vary within 8 ... 10 % depending on type of fuel. The article presents the results of research on the possibility of increasing the accuracy of the solution of the aiming task by UAM by taking into account the influence of the temperature of the charge of a solid fuel rocket engine on the total thrust impulse and, as a result, on the accuracy of the solution of the aiming task.

The basis of the decision of this task was the method of conducting engineering and navigational calculations of ballistic support for UAM firing and a number of provisions of the theory of solving the task of aiming at ground targets from aircraft, taking into account generally accepted assumptions, the main ones of which are: the speed of the missile at the end of the active section is determined only by the thrust of the engine and resistance; the law of resistance along the entire trajectory is assumed to be constant; on the passive part of the trajectory, the UAM moves like an ordinary artillery projectile, while the UAM is considered as a projectile with a complex ballistic pattern of movement, consisting of active and passive sections.

Taking into account the influence of the temperature of the engine charge on the ballistic characteristics of the UAM in the form of some aiming correction will improve the accuracy of application within the effective launch range.

In the future, taking into account the aiming correction according to the temperature of the rocket fuel must be carried out during the development of mathematical support (algorithms) for the aiming systems of prospective military aircraft.

Keywords: ballistite, unguided aircraft missiles, full reduction, full traction impulse, solid propellant missiles engine.