

ОЗБРОЄННЯ ТА ВІЙСЬКОВА ТЕХНІКА

УДК 623.546

В.І. Грабчак, к.т.н., с.н.с.

С.В. Бондаренко

С.В. Стеців

Національна Академія сухопутних військ імені гетьмана Петра Сагайдачного, м. Львів, Україна

ДОСЛІДЖЕННЯ МЕТОДІВ АПРОКСИМАЦІЇ ТАБЛИЧНИХ ДАНИХ ФУНКЦІЇ ЛОБОВОГО ОПОРУ ПОВІТРЯ РУХУ СНАРЯДІВ

В статті аналізуються наявні підходи щодо представлення еталонних та індивідуальних функцій сили опору, функцій опору еталонних форм снарядів, розглядаються проблемні питання їх реалізації. Проводиться аналіз перспективних підходів щодо апроксимації табличних даних опору повітря аналітичними функціями, обґрунтовується питання необхідності підвищення точності та оперативності розрахунку траєкторій польоту снаряда з використанням аналітичних функцій опору повітря, визначаються перспективні напрямки їх розвитку.

Ключові слова: лобовий опір повітря, апроксимація, табличні дані, еталонні та індивідуальні функції опору, еталонні форми снарядів.

Вступ

Постановка проблеми в загальному вигляді та аналіз літератури. Важливим прикладним завданням підвищення ефективності застосування артилерії є розробка наукової методики складання таблиць стрільби, від точності складання яких суттєво залежить ефективність стрільби артилерії [1, 2]. При складанні Таблиць стрільби (ТС) для снарядів, що розробляються (модернізуються), значна увага приділяється питанням дослідження та визначення сили опору повітря руху снарядів як важливому фактору, що визначає траєкторію та характер руху снаряда в атмосфері [1, 3, 4]. Для розрахунку ТС необхідно багаторазово вирішувати (інтегрувати) систему диференціальних рівнянь просторового руху снарядів (СДРПС) при заданих початкових умовах стрільби на електронних цифрових обчислювальних машинах (ЕЦОМ) [1, 5]. Крім того, для визначення установок прицільних засобів для ведення стрільби в артилерійських підрозділах все більше знаходять застосування балістичні обчислювачі (мобільні ЕЦОМ), математичне підґрунтя яких складають балістичні «інтегруючі» алгоритми розрахунку установок, на основі рішення оберненої задачі зовнішньої балістики. Основними вимогами, які висувуються до балістичних алгоритмів, є: мінімальний обсяг інформації, що вводиться та зберігається в балістичному обчислювачі, його висока швидкість та точність розрахунку установок для стрільби [1].

Наявні підходи щодо розрахунку опору повітря охоплюють весь спектр від натурних випробувань (метод стрільб), випробувань моделей снарядів в аеродинамічних трубах до кінцево-різницевої схем чисельного рішення рівнянь з частковими похідними (рис. 1) [1, 4, 6, 7].



Рис. 1 – Класифікація методів визначення сили опору повітря руху снаряду

В результаті проведення натурних чи математичних експериментів отримуються значення функції опору повітря у вигляді, як правило, дискретної (табличної) залежності. Особливість інтегрування СДРПРС полягає в тому, що функції опору, які задані в табличній формі, не мають простого аналітичного виду. Це призводить до необхідності запам'ятовувати увесь обсяг числової інформації значень функції опору; реальні значення швидкостей в більшості випадків не збігаються з дискретними значеннями табличних величин, які «запам'ятала» ЕЦОМ, це вимагає застосовувати методи інтерполяції, що не відповідає потрібній точності та швидкості рішення СДРПРС.

Метою статті є дослідження наявних підходів щодо представлення функції опору повітря для розрахунку ТС артилерійських систем та визначення установок для ведення стрільби в артилерійських підрозділах за допомогою «балістичних калькуляторів», аналіз проблемних питань їх реалізації.

Основна частина

1. Аналіз підходів до представлення функції опору повітря руху снарядів. Встановлено, що функції сили лобового опору повітря для снарядів різної форми мають приблизно подібний характер, в цьому випадку графік функції $c_X(M)$ визначають не для кожного снаряда, а для будь-якого одного снаряда, форма якого прийнята за еталон чи визначають усереднену функцію $c_X(M)$ для групи снарядів. Отриману таким чином функцію $c_X(M)$ називають еталонною функцією опору повітря руху снарядів [1, 9].

Для снарядів іншої форми графік функції опору виражають через еталонну функцію за допомогою коефіцієнта форми снаряда [1, 9, 10]

$$c_X = i c_{X_{\text{ет}}} \quad (1)$$

де i – коефіцієнт форми снаряда; $c_{X_{\text{ет}}}$ – еталонна функція опору повітря.

При дослідженнях теоретичного і практичного характеру елементів траєкторії польоту снаряда, крім еталонної функції знаходять застосування функції $F(v)$ і $G(v)$, значення яких визначається через функцію $c_X(M)$ та мають вираз [1, 9, 10]

$$F(v) = \frac{\pi P_{ON}}{8 \cdot 10^3} v^2 c_{X_{\text{ет}}}(M) = 4,74 \cdot 10^{-4} v^2 c_{X_{\text{ет}}}(M) \quad (2)$$

$$G(v) = \frac{F(v)}{v} = 4,74 \cdot 10^{-4} v c_{X_{\text{ет}}}(M) \quad (3)$$

де v – швидкість снаряду; P_{ON} – нормальне значення вагової щільності повітря; M – число Маха.

Як видно з формул (2, 3), значення функцій $F(v)$, $G(v)$ залежить насамперед від швидкості польоту снаряда, а також від співвідношення між швидкістю снаряда і швидкістю звуку в повітрі. Таблиці чи графіки функцій $c_X(M)$, $F(v)$, $G(v)$ складаються за результатами експериментальних досліджень та являють собою еталонні функції опору повітря.

Для відображення залежності сили опору повітря на основі експериментальних досліджень запропоновано декілька еталонних функцій опору, найбільш відомі з яких [1, 10, 11]: функції Маєвського-Забудського, Сіаччі, Демога, Гарньє-Дюпої, функції 1930, 1943 та 1958 років (рис. 2), кожна з цих функцій визначає відповідні функції $F(v)$, $G(v)$, $c_X(M)$.

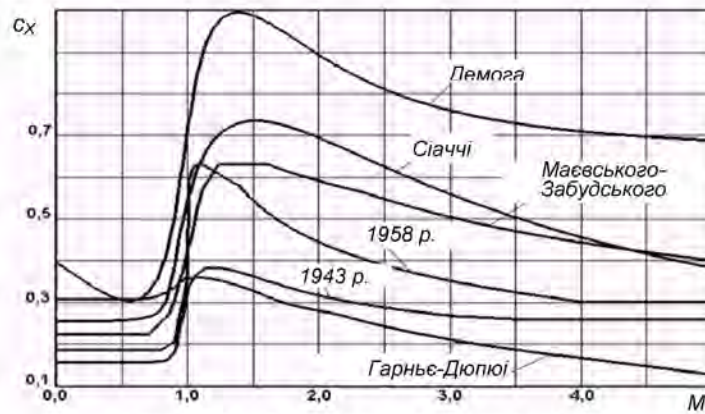


Рис. 2 – Графіки функцій опору повітря

В країнах НАТО широке розповсюдження отримали функції опору восьми типів еталонних форм снарядів, так звані снаряди типу G_{1-8} (табл. 1) [12].

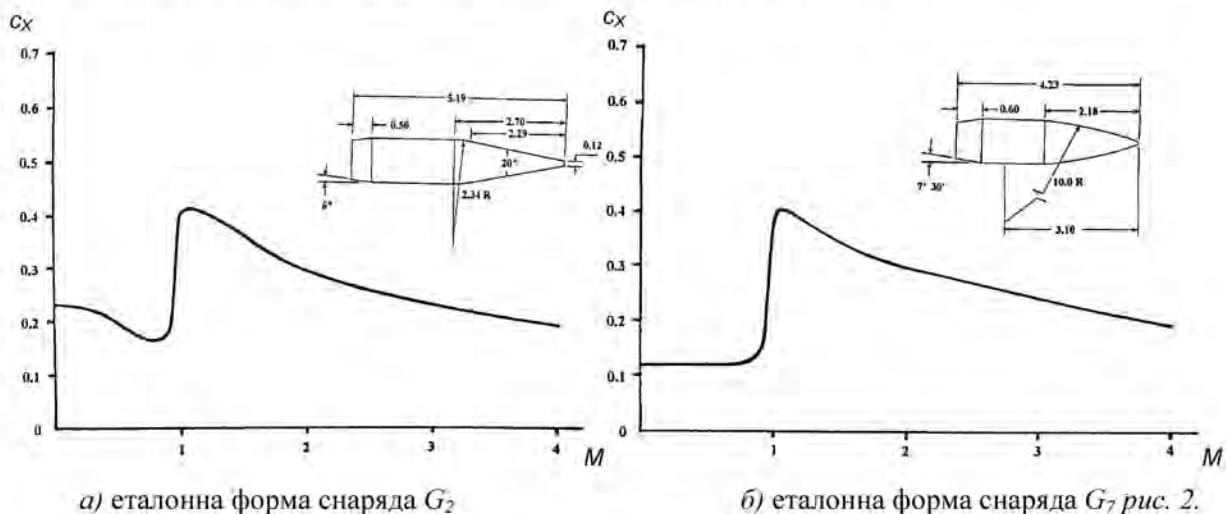
Таблиця 1

Еталонні форми снарядів G_{1-8}

Тип снаряду	Назва функції	Номер за класифікацією BRL*
1	G_1	N-1-50
2	G_2 , Rev 1	N-1-86
5	G_5 , Rev 1	N-1-79
6	G_6 , Rev 1	N-1-87
7	G_7 , Rev 2	N-1-119
8	G_8 , Rev 1	N-1-89

BRL (Ballistic research laboratories) – балістична дослідна лабораторія.

Раніше подібний підхід був використаний при отриманні функції Гарньє-Дюпої, яка відома також як функція 1930 року, оскільки ця функція була встановлена на підставі експериментів зі снарядом однієї форми – еталон снаряда Кухарда [11-14]. Тип 1 « G_1 » – снаряд старої форми, снаряд « G_2 » отримав найбільше розповсюдження та в деяких джерелах значиться як «*Тип J*», в подальшому з'явилась друга редакція « G_2 , Rev 2», але в процесі досліджень з'ясувалось, що перші значення були точнішими. Снаряди « G_3 », « G_4 » не отримали розповсюдження, тому їх значення далі дослідної лабораторії не пішли. Снаряд « G_7 » в 1952 році отримав другу редакцію функції опору повітря. На рис. 3 надані для прикладу графіки двох з таких еталонів форми – G_2 і G_7 .



а) еталонна форма снаряда G_2

б) еталонна форма снаряда G_7 рис. 2.

Рис. 3 – Функції опору еталонних форм снарядів G_2 і G_7 (розміри надані у футах)

В подальшому з появою нових аеродинамічних труб, розвитком оптичних методів дослідження польоту снаряда та підвищенням швидкодії обчислювальних машин, від застосування еталонних функцій опору та функцій еталонних снарядів поступово відмовляються на користь індивідуальних функцій опору повітря для конкретних типів снарядів, що розробляються. Так, на рис. 4 наведений графік індивідуальної функції опору повітря для 203-мм артилерійського снаряду М106 (Сполучені Штати Америки) [15].

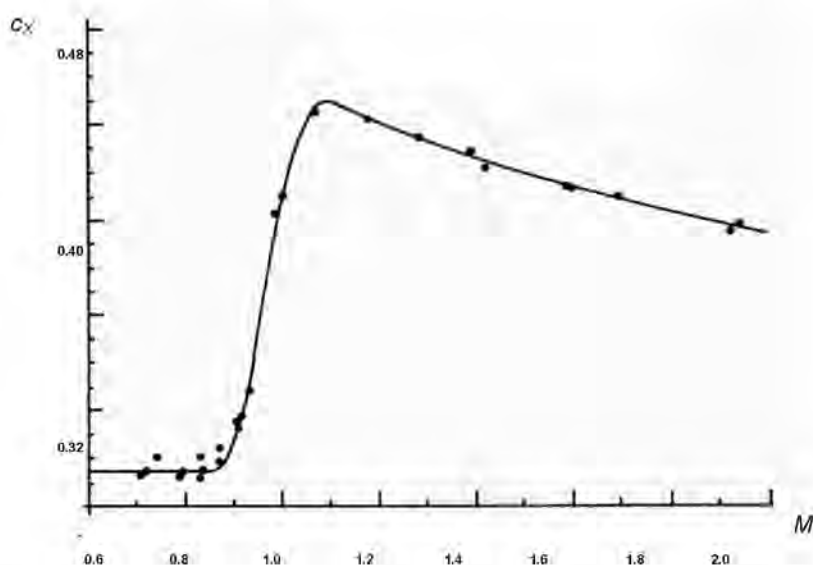


Рис. 4 – Індивідуальна функція опору повітря 203-мм снаряда М106

Таким чином, для представлення еталонних функцій опору найбільше розповсюдження отримали: функції Маєвського-Забудського, Сіаччі, Демога, Гарнье-Дюпої, які надані у вигляді аналітичних залежностей; функції 1930, 1943 і 1958 років, функції еталонів форм снарядів, індивідуальних снарядів, що надані в табличній формі.

2. *Аналіз методів представлення функцій опору повітря на основі апроксимації їх аналітичними функціями.* Вперше еталонна функція опору була запропонована Маєвським та Забудським на основі обробки експериментальних даних, шляхом апроксимації сили опору повітря в інтервалі швидкостей від 0 до 1000 м/с, у вигляді степеневого одночлену [10-14]

$$F(v) = Bv^n, \quad (1)$$

де B , n – коефіцієнти.

Однак виявилось неможливим дати постійне значення B та n для всіх значень швидкостей. Тому весь діапазон швидкостей, що досліджувався, був розбитий на сім інтервалів, для кожного з яких були визначені значення B та n . Значення цих коефіцієнтів підбиралися з урахуванням інтенсивності зростання сили опору повітря на кожному інтервалі. Відмінність величин показника n для різних інтервалів швидкості польоту снаряда, свідчить про різний ступінь інтенсивності росту сили опору при збільшенні у різних діапазонах (табл. 2).

Таблиця 2

Значення коефіцієнтів B і n функції Маєвського-Забудського для різних інтервалів швидкості польоту снаряда

$v, \text{ м/с}$	0-240	240-295	295-375	375-419	419-550	550-800	800-1000
n	2	3	5	3	2	1,70	1,55
B	$0,1079 \cdot 10^{-3}$	$0,449 \cdot 10^{-6}$	$0,516 \cdot 10^{-11}$	$0,724 \cdot 10^{-6}$	$0,3036 \cdot 10^{-3}$	$0,2016 \cdot 10^{-2}$	$0,5493 \cdot 10^{-2}$

Апроксимація сили опору повітря еталонною функцією (1) у вигляді степеневого одночлену з різними коефіцієнтами для семи діапазонів швидкості має певні недоліки:

- криві функції $F(v)$ на стиках ділянок мають точки зламу, тобто похідна функції $F(v)$ має розрив, що ускладнює практичне використання функції при розрахунках;
- незадовільна точність апроксимації, що значно впливає на точність розрахунку ТС;
- відтворює значення сили опору повітря для снарядів старої форми (загальна довжина в середньому 2-3 калібру, висота головної частини порядку 1 калібру з радіусом оживала порядку 1,5 калібру).

Відома апроксимація сили опору повітря руху снарядів емпіричним виразом Сіаччі [10-14]

$$F(v) = 0.2002v - 48.05\sqrt{(0.1648v - 47.95)^2 + 9.6} + \frac{0.0442v(v-300)}{371 + \left(\frac{v}{200}\right)^{10}} \quad (2)$$

не має точок зламу і, відповідно, розривів похідної, та відповідає головній умові – неперервності від швидкості польоту снаряда, але як і функція Маєвського встановлена на основі випробувань зі снарядами старої форми. Крім того, у форми кривої Сіаччі вкрай висока чутливість від значень параметрів, що входять в формулу, що значно обмежує можливості її практичного використання.

Демог на основі низки експериментів зі снарядами різного калібру також підібрав емпіричний вираз для сили опору повітря [11,14]

$$c_x(M) = \frac{8}{\pi} \left(0.255 + \frac{\sqrt[4]{1 + 0.0392 \left(\frac{v_1}{10}\right)^3}}{27266 + 494v_1^2} \operatorname{arctg} v_1 \right), \quad (3)$$

де $v_1 = \frac{v-330}{50}$, а arctg виражається у хвилинах.

При невеликих значеннях швидкості функція Демога має локальний мінімум, що не відповідає експериментальним даним, тому вважається, що його можна застосовувати лише при швидкостях, більших за 200 м/с.

Існують і інші, менш відомі аналітичні апроксимації, зокрема функція Гарнье і Дюпюї [11, 14], однак вона не отримала широкого розповсюдження.

3. Аналіз сучасних підходів до апроксимації функцій опору повітря заданих в табличній формі. Існуючі функції 1930, 1943 і 1958 років, функції еталонів форм снарядів, індивідуальних снарядів задані в табличній формі та не мають простого аналітичного виду. Для опису масивів даних функцій опору повітря використовуються апроксимації, які ґрунтуються на тому, що масив даних замінюють функцією, яка б з достатньою точністю відтворювала їх значення. Так, для отримання апроксимаційних залежностей масив даних наноситься на прямолінійну координатну сітку (рис. 5) і якщо похибки вихідних даних невеликі, то нанесені на координатну сітку точки, з'єднані ламаною або плавною лінією, дадуть уяву про характер залежностей між визначеними величинами. За видом графіка вибираються на ньому характерні ділянки. Після того, як приблизна форма кривої встановлена, залишається з'ясувати, графіку якої функціональної залежності в загальному вигляді вона відповідає.

Відповідно до вищезазначеного, для запису функції 1943 року існує декілька відомих апроксимацій, з яких одна розбита на 9 ділянок та має вигляд [8]:

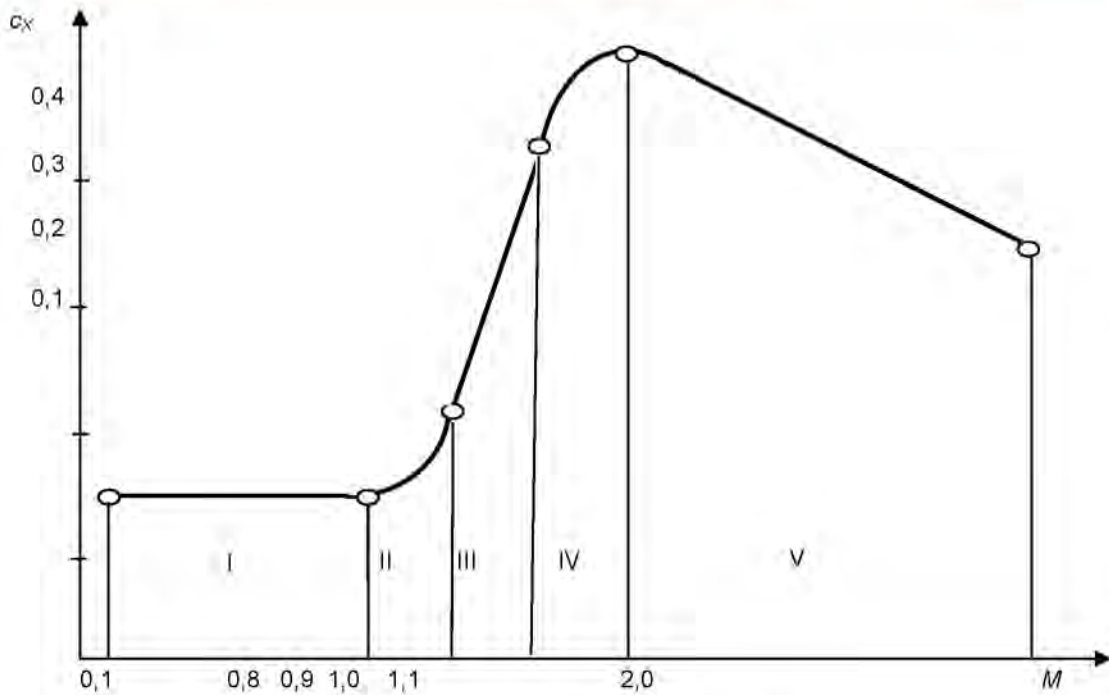


Рис. 5 – Графік залежності $c_x = f(M)$

$$c_x(M) = \begin{cases} 0.157, M < 0.73; \\ 0.033M + 0.133, 0.73 \leq M < 0.82; \\ 0.161 + 3.9(M - 0.823)^2, 0.82 \leq M < 0.91; \\ 1.5M - 1.176, 0.91 \leq M < 1.00; \\ 0.384 - 1.6(M - 1.176)^2, 1.00 \leq M < 1.18; \\ 0.384 \sin(1.85M^{-1}), 1.18 \leq M < 1.62; \\ 0.29M^{-1} + 0.172, 1.62 \leq M < 3.06; \\ 0.301 - 0.011M, 3.06 \leq M < 3.53; \\ 0.259, M \geq 3.53. \end{cases} \quad (4)$$

Відповідно до (5), функція опору повітря $c_x(M)$ при малих швидкостях залишається величиною постійною. При швидкостях більше 250 м/с функція зростає, досягаючи максимуму при $v \cong 395$ м/с. З подальшим збільшенням швидкості c_x зменшується, при швидкості більш, ніж 1410 м/с залишається постійною.

В роботі [1] функція 1943 року апроксимована сімейством лінійних та квадратичних поліномів

$$c_x(M) = \begin{cases} 0.158, 0.1 \leq M \leq 0.8; \\ 0.137M^2 + 0.0865M + 0.000898, 0.8 \leq M \leq 0.9; \\ 1.35M - 1.025, 0.9 < M \leq 1.0; \\ -0.925M^2 + 2.335M - 1.085, 1.0 < M \leq 1.4; \\ -0.091M + 0.4993, 1.4 < M \leq 2.0. \end{cases} \quad (5)$$

Зі стрімким розвитком реактивних систем залпового вогню, протитанкових керованих ракет постала необхідність коригування функцій опору відповідно до нових формам снарядів, що призвело до прийняття функції опору 1958 року, що апроксимується наступним виразом [8].

$$c_x(M) = \begin{cases} 0.308, M < 0.61; \\ 0.505(M - 0.61)^{2.31} + 0.308, 0.61 \leq M < 1.00; \\ 0.4485(M - 1)^{0.505} \times \exp(-5.68(M - 1)) + 0.551, 1.00 \leq M < 1.40; \\ \frac{M}{0.356M^2 + 2.237M - 1.4}, 1.40 \leq M < 4.00; \\ 0.302, M \geq 4.00. \end{cases} \quad (6)$$

З потужним застосуванням спеціалізованих програм для математичних чисельних розрахунків (Eureka, Mathcad, MATLAB); новітніх програмних систем символічної математики чи комп'ютерної алгебри, серед яких найбільш відомі системи Mathcad, Mathematica, Maple та інші, які в своєму складі мають вбудовані стандартні апроксимаційні програми, були спроби застосовувати їх до апроксимації функцій опору. Так, в роботі [17] запропоновано шукати аналітичну залежність для різних ділянок – інтервалів швидкостей, використовуючи апроксимуючі можливості системи Mathcad. Для швидкостей польоту снаряда $v < 170$ м/с функція опору визначається відомою залежністю

$$F_1(v) = 0.7474 \cdot 10^{-4} v^2 \quad (7)$$

В інтервалі швидкостей від 170 до 2000 м/с весь інтервал розбитий на 4 характерні ділянки: $F_2(170 \leq v < 320)$; $F_3(320 \leq v < 400)$; $F_4(400 \leq v < 900)$ та $F_5(900 \leq v < 2000)$.

Апроксимуючі функції запропоновано знаходити у вигляді поліному

$$F_n(v) = s_0 v^{s_1} + s_2, \quad n = \overline{2, 5} \quad (8)$$

Для отримання функції на ділянці $F_2(170 \leq v < 320)$; задані два вектори змін, відповідно швидкості v_2 і значень функції f_2 в табличній формі $v_2 = \{170, 172, 174, 176, 178, \dots\}$, $f_2 = \{2.15, 2.2, 2.25, 2.31, 2.36, \dots\}$. Рішення отримано у вигляді трьох коефіцієнтів $F_2(170 \leq v < 320) = 5.974 \cdot 10^{-8} v^{3.232} + 1.307$, де $s_0 = 5.974 \cdot 10^{-8}$; $s_1 = 3.232$; $s_2 = 1.307$.

В підсумку функція опору повітря 1943 року представлена як

$$F(v) = \begin{cases} 0.7474 \cdot 10^{-4} v^2, v < 170; \\ 5.974 \cdot 10^{-8} v^{3.232} + 1.307, 170 \leq v < 320; \\ 5.322 \cdot 10^{-8} v^{0.014} - 5.769 \cdot 10^{-8}, 320 \leq v < 400; \\ 1.412 \cdot 10^{-3} v^{1.646} + 3.138, 400 \leq v < 900; \\ 1.718 \cdot 10^{-4} v^{1.954} + 5.263, 900 \leq v < 2000. \end{cases} \quad (9)$$

Індивідуальні функції лобового опору повітря для артилерійських снарядів 155-мм M101 [16] та 203-мм M106 [15] (Сполучені Штати Америки) крім табличної форми мають кусково-неперервні апроксимації, представлені сімейством лінійних та степеневих поліномів, для 155-мм артилерійського снаряду M101 [16], вона має вигляд (10).

$$K_D = \begin{cases} 0.0579080038, 0 \leq M < 0.90; \\ 46.26302428 - 138.8317032M + 144.7929431M^2 - 50.12112525M^3, 0.90 \leq M < 0.96; \\ 414.3525910 - 1262.4596067M + 1280.9650680M^2 - 432.7252631M^3, 0.96 \leq M < 1.02; \\ -0.4212674799 + 1.029831902M - 0.4621525976M^2, 1.02 \leq M < 1.22; \\ 8.911875950 - 20.35167306M + 15.77773047M^2 - 4.085776562M^3, 1.22 \leq M < 1.3; \\ \frac{(0.9415 + 0.1327 \cdot M)^2 - 1}{M^2}, 1.3 \leq M \leq 2.6. \end{cases} \quad (10)$$

Підбиваючи підсумки, можемо констатувати, що відомі підходи до апроксимації функцій опору 1943 і 1958 років, а також індивідуальні функції, які знайшли найбільше використання при розрахунку траєкторій польоту артилерійських снарядів, апроксимуються, як правило, сімейством кусково-неперервних гладких функцій, що не відповідає умовам неперервності від швидкості польоту снаряда, точності та універсальності. Аналітичного опису у вигляді єдиної неперервної функції швидкості в межах всього діапазону її зміни, подібного функції Сіаччі не мають.

Для усунення цих недоліків здійснюються спроби щодо отримання аналітичних функцій опису сили опору у вигляді неперервної залежності від швидкості польоту снаряда. Так, в роботі [18] запропонована методика приведення функції Сіаччі до функції 1943 року за допомогою коефіцієнта погодження у вигляді функції, яка неперервно залежить від швидкості снаряда. Методика полягає у визначенні за табличними даними залежності коефіцієнта форми від швидкості з подальшою апроксимацією її як деякою неперервною функцією швидкості $\lambda(v)$ – функцією погодження і проведенням перерахунку

$$F_{43}(v) = \lambda(v) \cdot F_S(v), \quad (11)$$

де $F_{43}(v)$ – функція опору повітря 1943 року; $F_S(v)$ – функція опору повітря Сіаччі. Функція погодження апроксимується поліномом 3-го порядку

$$\lambda(M) = a_0 + M[a_1 + M(a_2 + a_3 \cdot M)], \quad (12)$$

коефіцієнти якої мають значення: $a_0 = 0.652$; $a_1 = -0.1133$; $a_2 = -1 \cdot 10^{-3}$; $a_3 = 6.3 \cdot 10^{-3}$.

Таким чином, вираз (10) функції 1943 року приймає такий вигляд

$$F_{43}(v) = \begin{cases} 0.7454 \cdot 10^{-4} v^2, M \leq 0.75; \\ \lambda(v) \cdot F_S(v), 0.75 \leq M \leq 4.14; \\ 1.2315 \cdot 10^{-4} v^2, M \geq 4.14. \end{cases} \quad (13)$$

Перевагою цього підходу є те, що:

- знайдений корегувальний множник, який запропонований у вигляді аналітичної апроксимації послідовності коефіцієнтів погодження, що являє собою неперервну функцію швидкості снаряда;
- спрощується розрахунок параметрів траєкторії польоту снаряда на ЕОМ.

В той же час, як недолік, варто зазначити, що апроксимація (13) залишається сімейством кусково-неперервних гладких функцій, що не відповідає умовам неперервності від швидкості польоту снаряда; незадовільна точність апроксимації, похибка якої досягає більше 3% та не відповідає умовам універсальності.

4. Перспективні підходи до представлення функцій опору повітря.

Перспективним напрямом досліджень є підхід, який заснований на апроксимації табличних даних опору повітря єдиною аналітичною функцією опору повітря у вигляді неперервної функції швидкості в межах всього діапазону її зміни та забезпечення найкращого її наближення до табличних даних.

Маючи низку числових значень співвідношення швидкості снаряда та швидкості розповсюдження звуку в атмосфері – чисел M та відповідних значень коефіцієнта сили опору повітря c_X , необхідно знайти формулу функціональної залежності $c_X = f(M)$. При цьому потрібно:

- знайти апроксимуючу функцію чи набір функцій, за допомогою якої кращим чином описувалась би залежність $c_X = f(M)$, що відповідає умові неперервності та гладкості;
- визначити оптимальні числові значення коефіцієнтів, що входять у формулу, яка описує шукану функцію;
- виконати аналіз точності отриманих результатів;
- якщо існує декілька видів формул, якими можна описати залежність $c_X = f(M)$, то відібрати на основі аналізу оптимальну, яка найкращим чином апроксимує (наближує) результати обчислень за формулою з табличними даними.

Важливо, що набір апроксимуючих функцій повинен дозволити варіації кривої функції в заданій ділянці швидкостей польоту снаряда без істотної їх зміни на ділянках, що примикають, та можливість згладжування (фільтрації) табличних даних.

В роботі [19] запропонований набір аналітичних функцій, які використовуються для опису сили опору повітря. Розглядаються характерні ділянки та особливості зміни функцій сили опору повітря в залежності від швидкості польоту снаряда, обґрунтовується набір апроксимуючих функцій, які з достатньою точністю відтворювали б характер їх змін. Запропоновано в якості апроксимуючих функцій використовувати аналітичну функцію як суму опорної функції (функції помилок) та основного набору апроксимуючих функцій (функцій Гаусса), що дозволяє отримати єдину неперервно-диференційовану на відрізьку зміни швидкості польоту снаряда апроксимуючу функцію. Показано, що зміна визначених параметрів апроксимуючих функцій дозволяє наблизити їх криву до потрібного значення, повністю на всьому заданому інтервалі швидкостей.

Застосування зазначених аналітичних функцій є більш переважним, порівняно зі способом вводу в пам'ять ЕЦОМ великих за об'ємом таблиць і програм лінійної чи квадратичної їх інтерполяції / та використання кусково-неперервних гладких функцій, що не відповідає умовам неперервності від швидкості польоту снаряда, точності та універсальності.

Висновки

1. Проведений аналіз стану та перспектив апроксимації табличних даних опору повітря показав, що для розрахунку ТС артилерійських систем, визначення установок для ведення стрільби за допомогою «балістичних калькуляторів» необхідно багаторазово вирішувати СДРПС при заданих початкових умовах, для ефективної роботи яких необхідно мати аналітичний опис функцій опору повітря, що неперервно залежать від швидкості польоту снаряда.

2. Відомі функції опору повітря, як правило, задані в табличній формі та не мають простого аналітичного виду (еталонні функції опору Гарньє і Дюпюї, функції 1930, 1943 та 1958 років, функції опору еталонних снарядів G_{1-8} та індивідуальних снарядів). Для опису масивів даних опору повітря, які задані в табличній формі, використовуються апроксимації, які задані сімейством кусково-неперервних гладких функцій, що не відповідає умовам неперервності від швидкості польоту снаряда, точності та універсальності.

Функції опору у вигляді аналітичних залежностей (функції Маєвського-Забудського, Сіаччі, Демога, Гарньє-Дюпюї), практично не можливо використовувати, виходячи з того, що вони розраховані для снарядів старої форми та непридатні для модифікації, криві на стиках ділянок мають точки зламу та значну чутливість функції від значень параметрів, що входять до їх формули.

Таким чином, наявні на практиці підходи апроксимації функцій опору повітря, не повністю відповідають вимогам, які до них висуваються, що призводить до зниження точності та оперативності розрахунку установок для стрільби артилерійських систем.

3. Ефективним підходом до апроксимації функцій лобового опору є підхід, який заснований на апроксимації табличних даних опору повітря аналітичними функціями, як суми опорної функції

(функції помилок) та основного набору апроксимуючих функцій (функцій Гаусса), вимогою до яких є можливість отримання єдиної функції опору повітря у вигляді неперервної функції швидкості в межах всього діапазону її зміни та забезпечення найкращого її наближення до табличних даних.

Перспективним напрямком подальших досліджень є забезпечення найкращого наближення аналітичних функцій до табличних даних сили опору повітря, шляхом поетапних ітеративних процедур локальної їх модифікації, що дозволяє забезпечити будь-яку наперед задану точність їх наближення.

Список використаних джерел

1. Дмитриевский А.А. Внешняя баллистика / А.А. Дмитриевский, Л.Н. Лисенко. – М. : Машиностроение, 2005. – 607 с.
2. Подготовка стрельбы и управления огнем артиллерии. – М. : Воениздат, 1987. – 376 с.
3. Теоретические основы стрельбы наземной артиллерии [Под ред. Круковского А.С.] – М. : Министерство обороны СССР, 1976. – 345 с.
4. Аржанников Н.С. Аэродинамика летательных аппаратов / Н.С. Аржанников, Г.С. Садекова. – М. : Высшая школа, 1983. – 359 с.
5. Калиткин Н.Н. Численные методы / Н.Н. Калиткин. – М. : Наука, 1978. – 512 с.
6. Липницкий Ю.М. Аэродинамика баллистического полета / Ю.М. Липницкий, А.В. Красильников, А.Н. Покровский, В.Н. Шманенков [Под ред. Липницкого Ю.М.]. – М. : ФИЗМАТЛИТ, 2003. – 176 с.
7. Грабчак В.І. Аналіз існуючих та перспективних методів визначення сили опору повітря руху снарядів / В.І. Грабчак, С.В. Бондаренко. – Військово-технічний збірник. – Львів : АСВ. – 2013. – Вип. 2. (9). – С. 13-19.
8. Трауб Дж. Итерационные методы решения уравнений. – М. : Мир, 1985. – 263 с.
9. Коновалов А.А. Внешняя баллистика / А.А. Коновалов, Ю.В. Николаев. – М. : ЦНИИ информации, 1979. – 228 с.
10. Равдин И.Ф. Внешняя баллистика неуправляемых ракет и снарядов / И.Ф. Равдин. – МО: Воениздат, 1973. – 184 с.
11. Чернозубов А.Д. Внешняя баллистика. Часть I / А.Д. Чернозубов, В.Д. Кириченко, И.И. Разин, К.В. Михайлов. – М. : Артиллерийская инженерная академия, 1954. – 497 с.
12. McCoy R.L. Modern Exterior Ballistics/ R.L. McCoy. – Atglen, PA.: Schiffer Military History, 2012. – 328 p.
13. Carlucci D.E. Ballistics, theory and design of guns and ammunition/ D.E. Carlucci, S.S. Jacobson. – London, New York.: Taylor & Francis Group, 2007. – 514 p.
14. Вентцель Д.А. Внешняя баллистика. Часть I / Д.А. Вентцель, Я.М. Шапиро. – М. : Государственное издательство оборонной промышленности, 1939. – 210 с.
15. Dickinson E.R. The zero-yaw drag coefficient for projectile, 8-inch: HE, M106/ E.R. Dickinson – Aberdeen proving ground.: Ballistic Research Laboratories Memorandum Report NO. 1681 , 1965. – 23 p.
16. Odom C.T. A drag coefficient, K_D , based on the 155mm shell, HE, M101 / C.T. Odom – Aberdeen proving ground, Maryland.: Ballistic Research Laboratories Memorandum Report NO. 1167 , 1958. – 12 p.
17. Волчихин В.И. Аппроксимация функции сопротивления воздуха численным методом / В.И. Волчихин, А.А. Кичкидов, А.О. Бражников. Журнал «Труды Международного симпозиума «Надежность и качество». – Пенза: ПГУ. – 2007. – Том. 2. – С. 89-96.
18. Ефремов А.К. Аппроксимация закона сопротивления воздуха 1943 г. / А.К. Ефремов. – Наука и образование. – М. : МГТУ им. Н.Э. Баумана. – 2013. – Вып. 10. – С. 269-282.

19. Грабчак В.І. Апроксимація сили опору повітря руху снарядів аналітичними функціями // В.І. Грабчак, Ю.М. Косовцов, С.В. Бондаренко. – Сучасні інформаційні технології у сфері безпеки та оборони. Науковий журнал. К. : НУОУ. – 2014. – Вип. 1(19). – С. 19 -23.

Рецензент: Сопільник Л.І. д.т.н., проф., Національна Академія сухопутних військ ім. гетьмана П. Сагайдачного, м. Львів.

ИССЛЕДОВАНИЕ МЕТОДОВ АППРОКСИМАЦИИ ТАБЛИЧНЫХ ДАННЫХ ФУНКЦИИ ЛОБОВОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ ВОЗДУХА ДВИЖЕНИЮ СНАРЯДОВ

В.І. Грабчак, С.В. Бондаренко, С.В. Стеців

В статье анализируются существующие подходы к представлению эталонных и индивидуальных функций силы сопротивления, функций сопротивления эталонных форм снарядов, рассматриваются проблемные вопросы их реализации. Проводится анализ перспективных подходов к аппроксимации табличных данных функций лобового сопротивления аналитическими функциями, обоснуются вопросы необходимости повышения точности и оперативности расчёта траекторий полёта снаряда с использованием аналитических функций сопротивления воздуха, определяются перспективные направления их развития.

Ключевые слова: лобовое сопротивление воздуха, аппроксимация, табличные данные, эталонные и индивидуальные функции сопротивления, эталонные формы снарядов.

RESEARCH APPROXIMATION METHOD TABLE DATA FUNCTION AIR DRAG MOVEMENT PROJECTILE

V.I. Hrabchak, S.V. Bondarenko, S.V. Steciv,

The article analyzes the existing approaches to the presentation of standard and customized functions the drag, resistance functions of standard forms projectile, are considered problematic issues of their implementation. The analysis of promising approaches to the approximation of tabular data drag functions analytic functions is justified by the need to improve the accuracy and efficiency of flight projectile trajectory calculation using analytical functions of air drag, perspective directions of development.

Keywords: of air drag, approximation, table data, resistance functions of standard forms and individual, of standard forms projectile.