

УДК 629.072.19 (075.8)

В.І. Грабчак, С.В. Бондаренко

Академія сухопутних військ імені гетьмана Петра Сагайдачного, Львів

АНАЛІЗ ІСНУЮЧИХ ТА ПЕРСПЕКТИВНИХ МЕТОДІВ ВИЗНАЧЕННЯ СИЛИ ОПОРУ ПОВІТРЯ РУХУ СНАРЯДІВ

У статті досліджуються теоретичні та експериментальні методи визначення сили опору повітря руху снарядів – метод стрільб, аеродинамічний метод та математичні (чисельні) методи, аналізуються проблемні питання їх реалізації, розглянуті існуючі та перспективні підходи щодо апроксимації функцій аеродинамічного опору, визначаються перспективні напрями їх розвитку.

Ключові слова: аеродинамічна сила, аеродинамічні коефіцієнти, метод стрільб, аеродинамічна труба, чисельні методи розрахунку аеродинамічного опору, функції опору повітря.

Вступ

Постановка проблеми в загальному вигляді та аналіз літератури. Одна з основних вимог до бойового застосування артилерії в сучасному бою є висока точність нанесення вогневого удару, яка суттєво залежить від точності розрахунку траєкторій польоту снарядів і відповідно до Таблиць стрільби артилерійських систем [1]. При розрахунках траєкторій польоту снарядів, що розроблюються та модернізуються, їх конструюванні та випробуванні значна увага приділяється питанням дослідження та визначення їх аеродинамічних характеристик [2, 3].

Існуючі підходи, щодо розрахунку аеродинамічних характеристик поділяються на теоретичні і експериментальні. Перші шукають рішення шляхом теоретичного аналізу основних законів гідроаеромеханіки, сформульованих у формі рівнянь Л. Ейлером, Ж. Лагранжем, М. Нав'є, Р. Стоксом та ін [4, 5]. Рішення (інтегрування) цих рівнянь для більшості практично важливих завдань навіть сьогодні можливо тільки при допущенні, що в'язкість повітря дорівнює нулю (заміна повітря "ідеальним" газом). Однак рішення спрощених таким чином рівнянь дає результати, що суперечать досвіду (так, наприклад, сила аеродинамічного опору кулі виявляється рівною нулю (Д'Аламбера - Ейлера парадокс)). Виникле протиріччя певною мірою було вирішено Л. Прандтлем, який запропонував розділити простір, в якому спостерігаються обурення, викликані рухомим тілом, на дві області: область, близьку до поверхні тіла, де істотно вплив в'язкості, так званий прикордонний шар, і область за межами пограничного шару, де повітря можна розглядати як ідеальний газ [6, 7].

Гіпотеза Прандтля і розроблені ним рівняння руху газу в прикордонному шарі в подальшому були розвинені в роботах багатьох вчених, у тому числі

вітчизняних (Л. Лойцянский, А. Дородніцин та ін.), і дали можливість отримати рішення великого числа завдань [7]. Але запропоновані підходи не повністю описують реально існуючі течії; крім того, розроблені методи не дозволяють теоретично розрахувати течію у випадку турбулентного прикордонного шару, а також для тіл складної форми. У цих випадках доводиться застосовувати емпіричні методи, які розробляються на основі експериментального вивчення моделей розглянутої течії [8, 9]. За допомогою аналізу основних законів течії повітря розроблені питання теорії подібності і моделювання, які дозволяють визначити аеродинамічні сили, що діють на снаряд, в результаті випробування моделі снаряда [9, 10]. Експериментальне моделювання дозволяє також визначити і умови, в яких повинна випробовуватись модель, головне завдання якої полягає в отриманні чисельних значень аеродинамічних сил, що діють на снаряд, шляхом випробування моделі на спеціальних установках, на яких досліджують сили і моменти, що діють на нерухомо закріплену модель – аеродинамічні труби. Методи аеродинамічних вимірювань дозволяють детально досліджувати сили, що діють на модель, а також розподіл значень швидкості, щільності й температури повітря перед моделлю і за нею.

На сьогоднішній день основним експериментальним методом вивчення та визначення є метод стрільб, який базується на вимірюванні швидкості польоту снаряда в двох і більше точках початкової ділянки траєкторії [3, 10].

Але вимоги щодо точності розрахунків аеродинамічних характеристик сили опору повітря вельми високі. Так, при розрахунках Таблиць стрільби потрібна точність складає 0,5%, що в свою чергу накладає суттєві обмеження на точність визначення аеродинамічних характеристик сили

опору повітря [3, 10]. Потрібно відзначити, що в літературі з зовнішньої стрільби, стрільби і управління вогнем артилерії відсутні чіткі дослідження щодо вимог на достатню точність визначення аеродинамічних характеристик снаряда в різних інтервалах швидкостей і т.п.

Метою статті є аналіз теоретичних і експериментальних методів визначення сили опору повітря руху снарядів та визначення перспективних напрямів їх розвитку.

Основна частина

Під час руху снаряда, який здійснюється у повітряному просторі (атмосфері), виникає аеродинамічна сила, яка діє на поверхню снаряда dS (рис. 1), та складається з [3-5, 10]:

- сили тиску (сила від нормальної напруги R_n);
- сили тертя (сила від дотичної напруги R_t).

Основна дія аеродинамічних сил проявляється у суттєвому зменшенні швидкості польоту снаряда. Крім того, враховуючи взаємне розташування центра тиску та центра мас снаряда, під дією

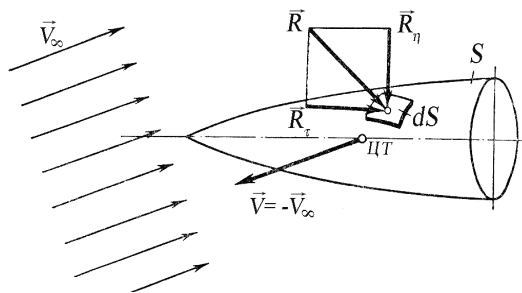


Рис.1. Дія аеродинамічної сили на поверхню снаряда

моменту аеродинамічних сил відбувається обертальний рух ракети навколо центра мас, що призводить до збільшення кута нутації снаряда δ .

Аеродинамічна сила залежить в першому наближенні від форми і розмірів снаряда, швидкості його польоту та обертання навколо центра мас, від щільності повітря і його в'язкості, від швидкості звука у повітрі, яка визначається його температурою, а також від положення снаряда на траєкторії [3, 10], тобто

$$\bar{R} = f(\delta, V, d, \rho, \mu, a), \quad (1)$$

де δ – кут нутації; V – швидкість польоту снаряда; d – діаметр снаряда; ρ – щільність повітря; μ – кінетичний коефіцієнт в'язкості повітря; a – швидкість звука у повітрі.

За допомогою теорії подібності і розмірностей від функціональної залежності перетворюється так, що незалежні змінні стають безрозмірними і

кількість їх зменшується. В підсумку отримуємо формулу [3, 10]

$$R = 0,5\rho V^2 \cdot \frac{\pi d^2}{4} \cdot f\left(\frac{Vd\rho}{\mu}; \frac{V}{a}; \delta\right), \quad (2)$$

де $\frac{Vd\rho}{\mu}$ – число Рейнольдса (Re); $\frac{V}{a}$ – число Маха (M).

У загальному випадку

$$R = qS_M c, \quad (3)$$

де $q = 0,5\rho V^2$ – швидкісний натиск; $S_M = \frac{\pi d^2}{4}$ – площа міделелого перетину; c – безрозмірний аеродинамічний коефіцієнт.

Величина $0,5\rho V^2$ характеризує кінетичну енергію струменя повітря, а площа S_M у залежностях щодо визначення R виступає масштабом щодо цих коефіцієнтів.

На практиці зручніше розглядати не саму аеродинамічну силу та моменти, що вона утворює, а їх безрозмірні коефіцієнти у проєкціях на осі швидкісної (вибраної) системи координат:

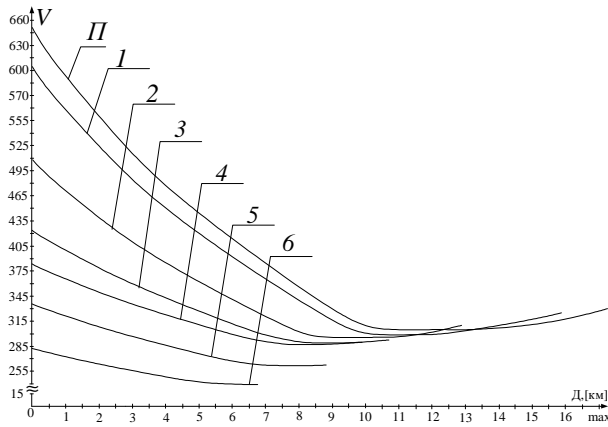
$$\begin{aligned} R_x &= qS_M c_x, M_x = qS_M l m_x; \\ R_y &= qS_M c_y, M_y = qS_M l m_y; \\ R_z &= qS_M c_z, M_z = qS_M l m_z, \end{aligned} \quad (4)$$

де $R_x, R_y, R_z, M_x, M_y, M_z, m_x, m_y, m_z, c_x, c_y, c_z$ – відповідно сила лобового опору, під'ємна (сила Магнуса) та бокова сили, моменти, які утворюються цими силами та відповідно їх коефіцієнти.

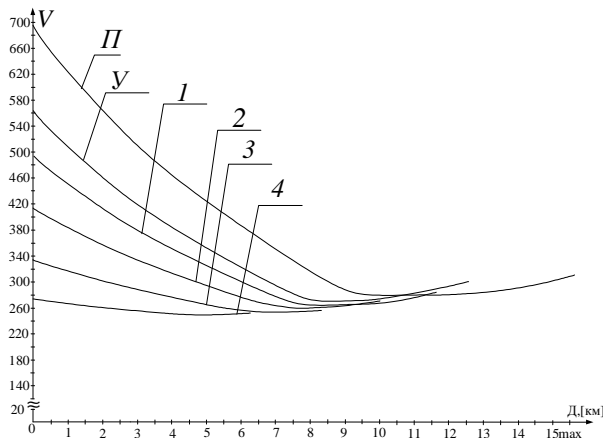
На рис. 2, наведено дані щодо зміни величини швидкості польоту снаряда 152-мм СГ 2С3М ОФ-540Ж та снаряда ОФ-462Ж 122-мм ГД-30 в залежності від дальності стрільби для різних зарядів (графіки побудовані на основі даних Таблиць стрільби 122-мм гаубиці Д-30 та 152-мм самохідної гаубиці 2С3 (2С3М)) [11, 12].

Із наведених даних можна зробити висновок щодо необхідності розрахунку функцій опору повітря в інтервалі швидкостей від 200 м/с до максимальних для даного типу снаряда – 700 м/с.

Експериментальні дослідження сили опору повітря відбуваються за умов, які відповідають незначному відхиленню осі снаряда від дотичної до траєкторії, при цьому повна величина сили опору повітря практично тотожна силі лобового опору. При використанні виразу (3) експериментальне вивчення сили опору повітря зводиться до дослідження сили лобового опору повітря при різних співвідношеннях чисел M [3, 10, 13], що відповідно розглядається нижче.



а) 152-мм СГ 2С3М, ОФ-540Ж



б) 122-мм Г Д-30, ОФ-462Ж

Рис. 2. Залежність швидкості від дальності стрільби:
 П, У, 1÷6 – відповідно повний, зменшений, перший – шостий заряди

Визначення аеродинамічного опору повітря за зміною швидкості польоту снаряда (метод стрільб). Основний метод вивчення та визначення сили опору повітря базується на вимірюванні швидкості польоту снаряда, яка вимірюється в двох і більше точках початкової ділянки траєкторії [3, 10].

Зміна кінетичної енергії снаряда при його русі на цій ділянці дорівнює роботі сили опору повітря (робота сили тяжіння дорівнює нулю, оскільки цей відрізок є практично горизонтальним, стрільба ведеться за нульовим кутом підвищення гармати)

$$\frac{mV_2^2}{2} - \frac{mV_1^2}{2} = \frac{m}{2}(V_2^2 - V_1^2) = -\int_0^L R dx, \quad (5)$$

де m – маса снаряда; L – довжина початкової ділянки траєкторії; V_1, V_2 – швидкість снаряда на початку і в кінці ділянки L .

Розглядаючи середнє значення сили опору повітря R_{CP} на ділянці L , та враховуючи, що

$$m = \frac{q}{g} \quad (6)$$

отримаємо

$$R_{CP} = \frac{m}{2L}(V_2^2 - V_1^2) = \frac{q}{2gL}(V_2^2 - V_1^2), \quad (7)$$

де q – вага снаряда; g – прискорення сили тяжіння.

Цей опір відносять до середньої швидкості між V_1 та V_2 , тобто

$$V_{CP} = \frac{V_1 + V_2}{2}. \quad (8)$$

Помилка методу в цьому випадку буде менша, чим менша ділянка L , з іншого боку, неможна брати L занадто малим, так як при цьому різниця $V_2^2 - V_1^2$ буде розраховуватися з малим ступенем точності.

Враховуючи (8) та підставляючи його до (1), отримаємо

$$R_{CP} = S \frac{\rho V_{CP}^2}{2} c_x \left(\frac{V_{CP}}{a} \right) = S \frac{\rho}{2} \left(\frac{V_1 + V_2}{2} \right) c_x \left(\frac{V_{CP}}{a} \right). \quad (9)$$

Порівнюючи (9) та (7), враховуючи що $gr = \Pi$ (вагова щільність повітря), отримаємо вираз для визначення значення функції лобового опору

$$c_x \left(\frac{V_{CP}}{a} \right) = \frac{4q}{\Pi S L} \frac{V_1 - V_2}{V_1 + V_2}. \quad (10)$$

За отриманими дослідними даними $c_x \left(\frac{V_{CP}}{a} \right)$

для різних початкових швидкостей снаряда, можна побудувати графік функції лобового опору в залежності від швидкості снаряда [3, 10].

Позитивними сторонами методу визначення опору повітря за зміною швидкості є можливість досліджувати опір для снарядів в натуральну величину. Але метод має ряд значних недоліків [3, 10]:

можливість визначення тільки одної дотичної складової опору повітря;

при малих швидкостях снарядів він дає великі похибки, враховуючи що опір незначний, а збільшувати відстань між точками, в яких вимірюється швидкість неможна, так як цього не допускає пониження траєкторії над дотичною;

необхідність проводити велику кількість пострілів та мати необхідне обладнання для вимірювання швидкості польоту снаряда.

В експериментальних дослідженнях на балістичних трасах часто застосовують метод фотореєстрації, яку здійснюють за допомогою спеціальної апаратури, яка через строго визначені інтервали часу фотографує з малою експозицією снаряд, який рухається на фоні реперної системи відліку [3]. Вимірюючи просторові координати снаряда на фотографіях і знаючи якому вони часу відповідають, обчислюють швидкість руху снаряда. Крім того, фотореєстрація дозволяє зафіксувати спектри обтікання снаряда, який рухається з надзвуковою швидкістю. Форма ударної хвилі,

положення точок розташування звукових хвиль на поверхні снаряда дають можливість визначити швидкість руху снаряда. Форма ударної хвилі залежить від форми снаряда, числа M та співвідношення питомих теплоємностей газу $k = C_p/C_v$ – показника адиабати.

Для розрахунку швидкості руху снаряда (конічної форми) використовується наближена залежність [3]

$$M \sin \theta_c = 1 - \cos \beta_K + \left\{ 1 + \frac{k-1}{2} M^2 \sin^2 \beta_K \right\}^{0,5}, \quad (11)$$

де β_K – кут напівраствору конуса; θ_c – кут нахилу косоного стрибка ударної хвилі.

Використовуючи дані розрахунку можна за величиною відносного відходу ударної хвилі визначити число M і відповідно швидкість руху снаряда.

Але залежності, які пов'язують значення M з геометричними характеристиками ударної хвилі, в аналітичному вигляді можуть бути отримані тільки для снарядів простих геометричних форм – клину, конуса і т.п. Точність оцінки швидкості нижче, чим в прямих вимірюваннях. Обчислення у широкому діапазоні чисел M і β_K дають помилку в швидкості до 5% [3].

Аеродинамічний метод розрахунку сили аеродинамічного опору повітря. З найменшими витратами (в порівнянні з методом стрільб), аеродинамічні характеристики можна отримати ваговими випробуваннями (ваговим методом) їх моделей при продувках в аеродинамічних трубах [5, 9]. Тому ці випробування є одним з найважливіших і найбільш поширених видів досліджень в експериментальній аеродинаміці [3, 9].

При вагових випробуваннях модель снаряда закріплюється в робочій частині аеродинамічної труби – аеродинамічних вагах. При обтіканні моделі потоком повітря виникає динамічна взаємодія у вигляді розподілених по поверхні нормальних та дотичних напружень, які підсумовуються і утворюють результуючу (повну, інтегральну) аеродинамічну силу R і аеродинамічний момент M , які передаються на аеродинамічні ваги через точки кріплення моделі. Аеродинамічні ваги створюють реакції, які врівноважують та стають відомими в процесі вимірювання, що і дозволяє кількісно визначити шукані величини.

Дослідження показали [3, 5, 7], що результати експериментів над моделями снарядів не завжди збігаються з даними, які має натуральний снаряд. Це відбувається тому, що обтікання моделі потоком повітря в умовах, які створюються у аеродинамічних трубах, та снаряда в природних умовах не є подібними. Для того, щоб за отриманими аеродинамічними характеристиками моделі робити

висновок про аеродинамічні характеристики снаряда потрібно знати та дотримуватися певних вимог переходу від моделі до натурі.

Принцип побудови аеродинамічних труб заснований на зворотності руху, відповідно якому переміщення снаряда відносно повітря можна замінити рухом повітря, який набігає на нерухомий снаряд. Для моделювання руху снаряда в повітрі у аеродинамічній трубі створюється рівномірний потік, який має у будь-яких точках рівні і паралельні швидкості (рівномірне поле швидкостей), однакові щільність і температуру.

В останні часи з'явилися нові експериментальні установки, значно прискорився процес удосконалення вимірювальних засобів і обладнання аеродинамічних лабораторій. Особливо активно експериментальні установки оснащуються новими оптичними методами і засобами, такими як лазерні, голографічні, томографічні та інші [7, 9].

Але використання аеродинамічних труб в експериментальній аеродинаміці має ряд суттєвих недоліків, що значно обмежують та ускладнюють їх застосування, до яких можна віднести:

- необхідність мати енергетичні установки великої потужності;
- складність у вимірі локальних кількісних параметрів повітряного потоку як вільного, так і потоку, що обтікає досліджувану аеродинамічну модель снаряда;
- ступінь наближення моделювання польоту снаряда до натурних умов;
- точність виконання вимірювань аеродинамічних характеристик снаряда аеродинамічними вагами;
- складність врахування впливу обертання снаряда, а також прецесійного та нутаційного руху снаряда на його аеродинамічні характеристики;
- похибки точності вимірювання аеродинамічних характеристик снарядів при надзвукових швидкостях досягають 10-15% їх значень.

Математичні (чисельні) методи розрахунку сили аеродинамічного опору повітря. В якості математичної моделі для вирішення задач визначення сили опору повітря використовується модель в'язкого теплопровідного неоднорідного газу, що стискається – рівняння Нав'є – Стокса [4-6]. Ці рівняння застосовуються у широкому діапазоні чисел M та Re , які характеризують вплив швидкості течії, сил тертя, теплопередачі та ін. Рівняння Нав'є – Стокса в цілому відображають загальні фізичні властивості течії: наявність зон з різкою зміною градієнтів величин (пограничний шар, ударна хвиля і ін.), явище відриву потоку, переходу течії з ламінарного режиму до турбулентного.

Однак досягнутий на сьогоднішній день рівень розробки чисельних методів і методів моделювання турбулентних течій, а також можливостей ЕОМ не дозволяють отримати з достатньою оперативністю і точністю рішення рівнянь Нав'є – Стокса [5, 6, 14]. Тим не менш, чимало розрахункових методів визначення опору повітря, які використовуються сьогодні ґрунтуються на цих рівняннях. На рис. 3 наведена схема, яка ілюструє зв'язок рівнянь Нав'є – Стокса з деякими найбільш розповсюдженими розрахунковими методами [5].

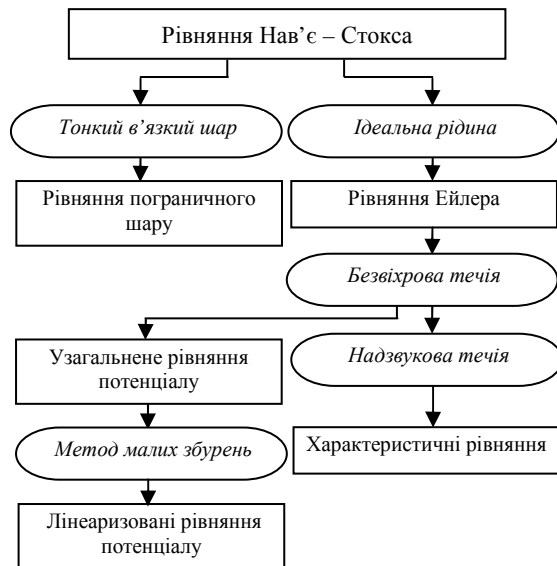


Рис. 3. Чисельні методи розрахунку аеродинамічних сил

На схемі ці методи поділені на дві категорії – з урахуванням і без урахування в'язкості потоку повітря. В розрахункових методах, які враховують в'язкість потоку для розрахунку опору тертя снаряда, використовується теорія пограничного шару. Друга категорія методів дозволяє визначити опір тиску.

Методи апроксимації функцій аеродинамічного опору повітря. Як вище було визначено, що дослідне визначення функції c_x потребує значної затрати засобів та часу. Встановлено, що функції аеродинамічного опору повітря для снарядів різної форми мають приблизно однаковий характер, в цьому випадку графік функції c_x визначають не для кожного снаряда, а для будь-якого одного снаряда, форма якого прийнята за еталон чи визначають усереднену функцію c_x для групи снарядів. Отриману таким чином функцію c_x називають еталонною функцією лобового опору [3, 10].

Для снарядів іншої форми графік функції лобового опору виражають через еталонну функцію, за допомогою коефіцієнта форми снаряда

$$c_x = i c_{x_{ET}}, \quad (12)$$

де i – коефіцієнт форми снаряда; $c_{x_{ET}}$ – еталонна функція лобового опору [3, 10].

Аналізуючи вираз (12), встановлено, що сила опору повітря залежить від властивостей (параметрів стану) повітря, форми снаряда і швидкості його руху, при цьому особливе значення має співвідношення між швидкістю снаряда і швидкістю звука в повітрі. Відповідно до фізичної природи опору повітря можна припустити, що вирішальним фактором, який впливає на величину сили опору повітря є швидкість польоту снаряда.

Враховуючи (3), (6) і (12), запишемо вираз прискорення опору повітря, яке проявляється у від'ємному (гальмуючому) впливу на снаряд

$$a = \frac{g}{q} S \frac{\rho V^2}{2} i c_{x_{ET}}(M), \quad (13)$$

помножуючи та поділяючи вираз (13) на добуток $\Pi_{ON} 10^3$, отримаємо

$$a = \frac{id^2}{q} 10^3 \cdot \frac{\Pi}{\Pi_{ON}} \cdot \frac{\pi \Pi_{ON}}{8 \cdot 10^3} V^2 c_{x_{ET}}(M) = cH(y)F(V), \quad (14)$$

де $c = \frac{id^2}{q} 10^3$ – балістичний коефіцієнт снаряда;

$H(y) = \frac{\Pi}{\Pi_{ON}}$ – функція зміни щільності повітря за висотою; Π – значення вагової щільності повітря; Π_{ON} – значення вагової щільності повітря на поверхні землі;

$$F(V) = \frac{\pi \Pi_{ON}}{8 \cdot 10^3} V^2 c_{x_{ET}}(M) = 4,74 \cdot 10^{-4} V^2 c_{x_{ET}}(M) -$$

функція опору повітря.

При дослідженнях теоретичного і практичного характеру елементів траєкторії польоту снаряда, крім функції $F(V)$, знаходять застосування функції $c_x(M)$, $G(V)$. Значення функції $G(V)$ визначається як [10]

$$G(V) = \frac{F(V)}{V} = 4,74 \cdot 10^{-4} V c_{x_{ET}}(M). \quad (15)$$

Як видно з формули (14, 15), значення функцій $F(V)$, $G(V)$ залежить в першу чергу від швидкості польоту снаряда, а також від співвідношення між швидкістю снаряда і швидкістю звука в повітрі. Таблиці чи графіки функцій $F(V)$, $G(V)$, $c_x(M)$, складаються за результатами експериментальних досліджень та являють собою еталонні функції опору повітря.

На основі експериментальних досліджень запропоновані декілька еталонних функцій опору, найбільшого розповсюдження з яких отримали наступні функції [3, 10]: функція Маєвського, функції Сіаччі, функція 1930 року та функція 1943

року (рис. 4), кожна з цих функцій включає функції $F(V)$, $G(V)$, $c_x(M)$.

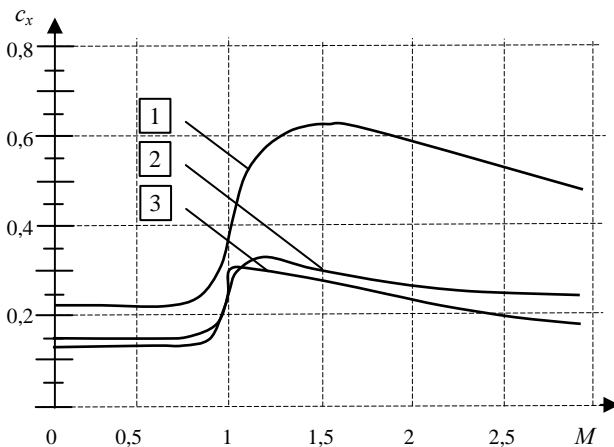


Рис. 4. Значення функції лобового опору повітря:

1 – функція Сіаччі; 2 – функція 1943 р; 3 – функція 1930 р.

Необхідно відмітити, що значення функцій опору повітря при проведенні експериментів зі снарядами одного креслення, постійній швидкості снаряда, внаслідок помилок вимірювань і розсіювання умов стрільби отримуються з деяким розкидом. У зв'язку з цим навіть для еталонного снаряда значення функції опору повітря отримуються за результатами експерименту у вигляді деякої полоси на графіку, ширина якої залежить від точності вимірювань.

Практично при визначенні еталонної функції використовують результати експериментів не з одним снарядом, а з снарядами декількох різних креслень. Тому еталонні функції, які застосовуються на практиці являють собою деякі осереднені функції різних снарядів за різними кресленнями.

Подальшим напрямом досліджень визначення аеродинамічної сили є підхід, який базується на експериментальних даних, які отримуються на стрільбах з вимірюванням зміни швидкості польоту снаряда чи аеродинамічних дослідженнях у аеродинамічних трубах, з подальшою апроксимацією їх функціями, які можливо описати аналітичними виразами.

Аналітичні апроксимації, які дають задовільні результати – нечисленні, до них відноситься відома формула Сіаччі, що 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). Існують й інші, менш відомі формули [3, 10]. Для більш сучасних снарядів відсутні формули, подібні формулі Сіаччі. Однією з основних причин цього є вкрай висока чутливість форми кривої Сіаччі до значень параметрів, що входять в його формулу.

Існують підходи, пов'язані з апроксимацією функцій опору поліномами [3, 15], однак вони не отримали широкого розповсюдження.

Перспективним напрямом визначення аеродинамічної сили є апроксимація її функціями, які можливо описати аналітичними виразами на основі отриманих експериментальних даних практичних стрільб. В якості основних вимог до набору апроксимуючих функцій бажано вибрати такі, що:

- якісно відображають характерні ділянки експериментальної кривої;
- задовольняли умові безперервності та гладкості;
- кількість функцій цього набору повинна бути мінімальною із зрозумілим, в математичному сенсі, змістом вхідних параметрів;
- набір апроксимуючих функцій повинен дозволяти варіації кривої в заданій ділянці швидкостей без істотної їх зміни на ділянках, що примикають;
- забезпечувати єдиний підхід до можливості апроксимації якісно різних аеродинамічних характеристик.

Висновки

Існуючі підходи щодо розрахунку аеродинамічних характеристик охоплюють весь спектр від натурних випробувань (метод стрільб), випробувань моделей снарядів в аеродинамічних трубах до кінцево-різницевої схем чисельного рішення рівнянь з частковими похідними.

Основним недоліком експериментальних підходів є значна їх витратність та необхідність використання значної кількості вимірювальних засобів та іншого устаткування.

Значними темпами розвиваються теоретичні – математичні (чисельні) методи розрахунку сили аеродинамічного опору повітря, однак, як правило рішення завдання руху снарядів, особливо складної форми, в'язкого теплопровідного неоднорідного газу без суттєвих спрощень і допущень не вирішується, при цьому похибки розрахунків можуть суттєво впливати на вирішення задач розрахунку траєкторії польоту снарядів.

Перспективним напрямом визначення характеристик аеродинамічної сили є напівемпіричний підхід, який заснований на апроксимації її функціями, які можливо описати аналітичними виразами на основі отриманих експериментальних даних практичних стрільб, що не вимагає значного устаткування і вирішується за допомогою використання ЕОМ.

Подальшим напрямом досліджень є вибір та обґрунтування функцій опору повітря, які б дозволяли обчислити значення її аеродинамічних

коєфіцієнтів з достатньою точністю для розрахунку траєкторій польоту снарядів.

Список літератури

1. Подготовка стрельбы и управления огнем артиллерии. – М.: Воениздат, 1987. – 376 с.
2. Теоретические основы стрельбы наземной артиллерии / [Под ред. Круковского А.С.] – М.: Министерство обороны СССР, 1976. – 345 с.
3. Дмитриевский А.А. Внешняя баллистика / А.А. Дмитриевский, Л.Н. Лисенко. – М.: Машиностроение, 2005. – 607 с.
4. Аржаников Н.С. Аэродинамика летательных аппаратов / Н.С. Аржаников, Г.С. Садекова. – М.: Высшая школа, 1983. – 359 с.
5. Хемми М. Аэродинамика ракет / М. Хемми, Дж. Нилсен. В 2-кн. Кн. 2. Пер. с англ. – М.: Мир, 1989. – 512 с.
6. Шевелев Ю.Д. Пространственные задачи вычислительной аэрогидродинамики / Ю.Д. Шевелев. – М.: Наука, 1986. – 368 с.
7. 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.
8. Краснов Н.Ф. Аэродинамика отрывных течений / Н.Ф. Краснов, В.Н. Кошевой, В.Т. Калугин [Под ред. Краснов Н.Ф.]. – М.: Высш. шк., 1988. – 351 с.

9. Харитонов А.М. Техника и методы аэрофизического эксперимента. Ч.1. Аэродинамические трубы и газодинамические установки / А.М. Харитонов. – Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2005. – 220 с.
10. Равдин И.Ф. Внешняя баллистика неуправляемых реактивных снарядов / И.Ф. Равдин. – Л.: ВВА, 1972. – 184 с.
11. Таблицы стрельбы 122-мм гаубицы Д-30 / [авт. текста Р.А. Кулаковский]. – М.: Воен. издательство, 1984. – 224 с.
12. Таблицы стрельбы 152-мм самоходной гаубицы 2С3 (2С3М) / [Авт. текста Н.П. Рослова]. – М.: Воен. издательство, 1984. – 216 с.
13. Дмитриевский А.А. Методика решения задач движения летательных аппаратов на ЭВМ: Учеб. пособие / А.А. Дмитриевский, В.Д. Жилейкин. – М.: МВТУ им. Н.Э. Баумана, 1986. – 40 с.
14. Калиткин Н.Н. Численные методы / Н.Н. Калиткин. – М.: Наука, 1978. – 512 с.
15. Грабчак В.І. Апроксимація функції аеродинамічних коефіцієнтів сили опору повітря методом найменших квадратів / В.І. Грабчак. – Львів: АСВ. – 2012. – Вип. 2 (7). – С. 20-24.

Рецензент: д.т.н. Л.І. Сопільник, Академія сухопутних військ імені гетьмана Петра Сагайдачного, м. Львів.

АНАЛИЗ СУЩЕСТВУЮЩИХ И ПЕРСПЕКТИВНЫХ МЕТОДОВ ОПРЕДЕЛЕНИЯ СИЛЫ СОПРОТИВЛЕНИЯ ВОЗДУХА ДВИЖЕНИЮ СНАРЯДОВ

Грабчак В.І., Бондаренко С.В.

В статье исследуются теоретические и практические методы определения силы сопротивления воздуха движению снарядов – метод стрельб, аэродинамический метод и математические (численные) методы, анализируются проблемные вопросы их реализации, рассмотрены существующие и перспективные подходы к аппроксимации функций аэродинамического сопротивления, определяются перспективные направления их развития.

Ключевые слова: аэродинамическая сила, аэродинамические коэффициенты, метод стрельб, аэродинамическая труба, численные методы расчета аэродинамического сопротивления, функции сопротивления воздуха.

ANALYSIS OF EXISTING AND PERSPECTIVE METHODS OF DEFINING AIR RESISTANCE IN PROJECTILES MOTION

Hrabchak V.I., Bondarenko S.V.

The article provides an insight into theoretical and practical methods of defining air resistance in projectile motion - fire method, aerodynamic method and mathematical (numerical) methods. Issues concerning their implementation are analyzed, existing and perspective approaches to approximation of aerodynamic resistance functions are investigated, and perspective trends of their development are specified.

Key words: aerodynamic force, aerodynamic effect, aerodynamic coefficients, fire method, airflow laboratory, aerodynamic resistance numerical techniques, air resistance functions.