

DOI: <https://doi.org/10.37129/2313-7509.2020.13.1.34-43>

УДК: 629.7.036

О.В. Ковальчук**О.М. Скорохватов****А.О. Галкін****Л.Г. Гордішевський****В.Л. Лисковчук***Військова академія (м. Одеса), Україна*

БРОНЕБІЙНІ СНАРЯДИ З ПРЯМОТОЧНИМ ПОВІТРЯНО-РЕАКТИВНИМ ДВИГУНОМ

У статті проаналізовано проблеми підкаліберного опереного снаряду, запропонований варіант обладнання такого снаряду повітряно-реактивним двигуном, наведені графіки сили опору повітря, проведені розрахунки необхідної сили тяги повітряно-реактивного двигуна. Розглянуто особливості бронейних снарядів з прямоточним повітряно-реактивним двигуном, основні розрахунки виконані із застосуванням засобів високорівневої мови програмування Python.

Ключові слова: *бронейний підкаліберний оперений снаряд, повітряно-реактивний двигун, зовнішня балістика*

Постановка проблеми

В даний час в якості бронейних боєприпасів широке застосування отримали бронейні підкаліберні оперені снаряди (БПОС), що володіють високою проникаючою здатністю.

Це досягається за рахунок високої початкової швидкості боєприпасу (1650–1840 м/с) і малого поперечного перерізу ($d = 20\text{--}30$ мм). Для компенсації сили опору повітря застосовують надання боєприпасу реактивної тяги.

Але головним недоліком таких снарядів є залежність спроможності пробивання броні від відстані до цілі. То б то, у зв'язку із опором повітря втрачається швидкість польоту снаряда, а саме його енергія. Чим вони і уступають кумулятивним снарядам, для яких спроможність пробивання броні не залежить від відстані до цілі. Сучасна броньована техніка має значні показники бронювання і БПОС втрачають свою важливість на відстанях ведення вогню кумулятивних снарядів та ПТКР. виправити таке положення можливо, якщо БПОС обладнати прямоточними повітряно-реактивними двигунами (ППРД).

Мета статті – обґрунтування доцільності обладнання БПОС повітряно-реактивними двигунами.

Викладення основного матеріалу дослідження

Прямоточний повітряно-реактивний двигун (ППРД), простий по конструкції, має високий коефіцієнт корисної дії при великих числах Маха, компактний, оскільки не вимагає наявності окислювача в складі палива, так як використовує кисень навколишнього середовища [1].

Принцип роботи ППРД.

Повітря зі швидкістю польоту надходить у вхідний пристрій двигуна загальмовується до $0,1\text{--}0,2$ Маха, при цьому кінетична енергія повітря перетворюється у внутрішню енергію підвищується його тиск і температура. Повітря можна вважати ідеальним газом, тому ставлення його статичного тиску до атмосферного тиску визначається співвідношенням:

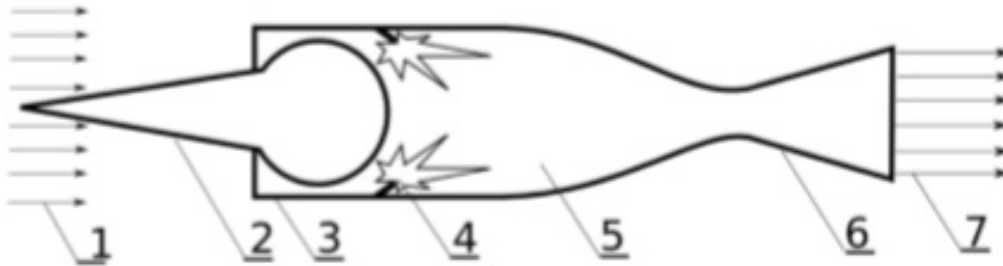
$$\frac{p}{p_0} = \left(1 + \frac{k-1}{2} \cdot M_n^2\right)^{-\frac{2}{k-1}}, \quad (1)$$

де p – тиск в повністю загальмованому потоці; p_0 – атмосферний тиск; M_n - число Маха; k - показник адіабати рівний 1,4.

Стиснене повітря потрапляючи з вхідного пристрою в камеру згорання нагрівається за рахунок окислення поставленого в неї палива. Створена з суміші повітря з продуктами горіння газова суміш – робоче тіло в соплі досягає звукової швидкості, а на його виході розширюючись до надзвукової.

Робоче тіло впливає зі швидкістю більшою за швидкість зустрічного потоку повітря що і створює реактивну тягу.

Коли швидкість польоту значно менше швидкості реактивного струменя, тяга зростає. З наближенням швидкості польоту до швидкості реактивного струменя тяга падає, проходячи якийсь максимум, відповідний оптимальній швидкості польоту. Схеми роботи прямоточного реактивного двигуна на рідкому і твердому паливі наведені відповідно на рис. 1, 2:



1 – зустрічний потік повітря; 2 – центральне тіло; 3 – вхідний пристрій; 4 – паливна форсунка; 5 – камера згорання; 6 – сопло; 7 – реактивний струмінь

Рис. 1. Схема пристрою ППРД на рідкому паливі

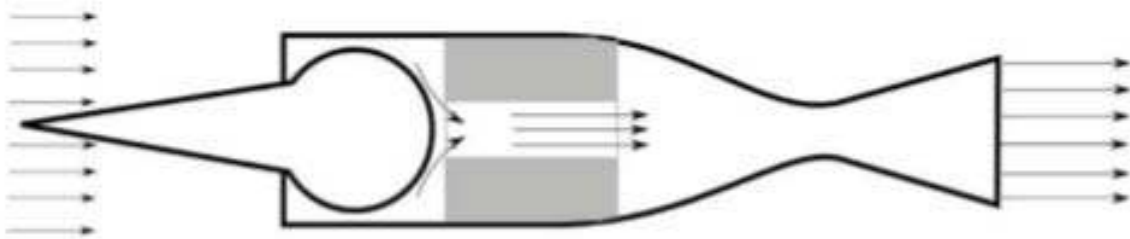


Рис. 2. Схема пристрою твердопаливного ППРД

Сила тяги ППРД визначається зі співвідношення:

$$P = \frac{dm_a}{dt} \cdot (v_e - v) + \frac{dm_f}{dt} \cdot v_e, \quad (2)$$

де: P – сила тяги; v – швидкість польоту; v_e – швидкість реактивного струменя щодо двигуна; dm_f / dt – секундна витрата палива. Секундна витрата повітря визначається за формулою:

$$\frac{dm_a}{dt} = \rho \cdot \frac{dV}{dt} = \rho \cdot S \cdot \frac{dV}{dt} = \rho \cdot S \cdot v, \quad (3)$$

де ρ – щільність повітря (залежить від висоти); dV / dt – об'єм повітря, який надходить в повітря забірник ППРД в одиницю часу; S – площа перетину входу повітря забірника; v – швидкість польоту.

Щоб визначити секундну витрату робочого тіла для ідеального випадку, коли паливо повністю згорає і повністю використовується кисень повітря в процесі горіння, скористаємося формулою:

$$\frac{dm_r}{dt} = \frac{dm_a}{dt} + \frac{dm_f}{dt} = \frac{dm_a}{dt} + L \cdot \frac{dm_a}{dt} = \frac{dm_a}{dt} \cdot \left(1 + L\right) \quad (4)$$

де: L – стехіометричний коефіцієнт пального і повітря.

З розвитком технології сумішевого твердого палива воно стало застосовуватися в ППРД. Паливна шашка з поздовжнім центральним каналом розміщується в камері згоряння. Робоче тіло проходячи по камері згоряння окисляє паливо з його поверхні і нагрівається саме.

Використання твердого палива ще більше спрощує конструкцію ППРД оскільки стає не потрібною камера згоряння.

Основну частину наповнювача сумішевого палива ППРД становить дрібнодисперсний порошок алюмінію, магнію або берилію теплота згоряння, яких значно перевершує теплоту згоряння вуглеводневих горючих.

Прикладом твердопаливного ППРД може служити маршовий двигун протикорабельної ракети П-270 Москіт. Залежно від швидкості польоту ППРД поділяються на дозвукові, надзвукові і гіперзвукові. Цей поділ обумовлено конструктивними особливостями кожної з цих груп.

У надзвуковому діапазоні ППРД значно ефективніший ніж в дозвуковім. Наприклад, при швидкості $M=3$ ступінь підвищення тиску у ППРД становить 37, що можна порівняти з самими високо напірними компресорами турбореактивних двигунів.

Конструкція БОПС с ППРД. Одним з головних параметрів, який дозволяє оцінити конструкцію снаряда - це низька сила опору повітря. Розглянемо один з відомих бронебійних оперених підкаліберних снарядів БМ-9 з твердопаливним двигуном.

Конструкція БМ-9 і результати її аеродинамічних досліджень в програмі Solidworks, отримані в роботі [2], наведені на наступних рис. 3,4,5. Кінцева швидкість БМ-9 становить 1500 м/с в момент прибуття на відстані 2120 м.



Рис. 3. Бронебійний підкаліберний снаряд БМ-9



Рис. 4. Розподіл тиску повітряного потоку, що створюється при польоті БМ-9

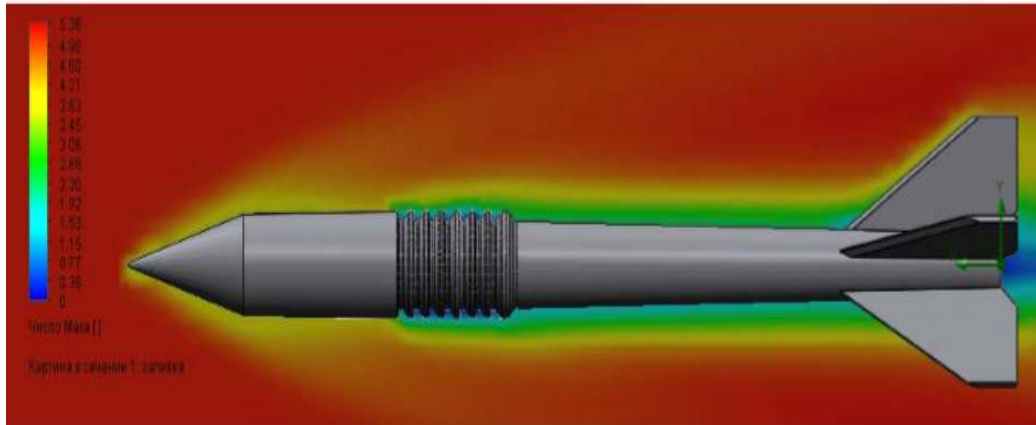


Рис. 5. Розподіл швидкостей повітряного потоку, що створюється при польоті БМ-9

Розрахунок сили опору повітря при русі БОПС.

Для побудови закону сили опору повітря, потрібно обробити експериментальні дані отримані в роботі [2] (див. Таблицю 1) для форми снаряда (рис.3) і висловити залежність між швидкістю і силою опору повітря.

Таблиця 1

Таблиця залежності сили опору повітря від швидкості снаряда

Швидкість снаряду, V м/с	Сила опору повітря, R _c , Н
1800	1102
1700	979
1600	836
1500	705
1400	603
1300	534
1200	2717
1100	2029

Наводжу лістинг програми на Python, який демонструє можливості вирішення вправи отримання функції R_c(V) в зручному для подальшого використання вигляді, у графіках функції сили опору повітря від швидкості, що наведені у рис. 6, 7, 8:

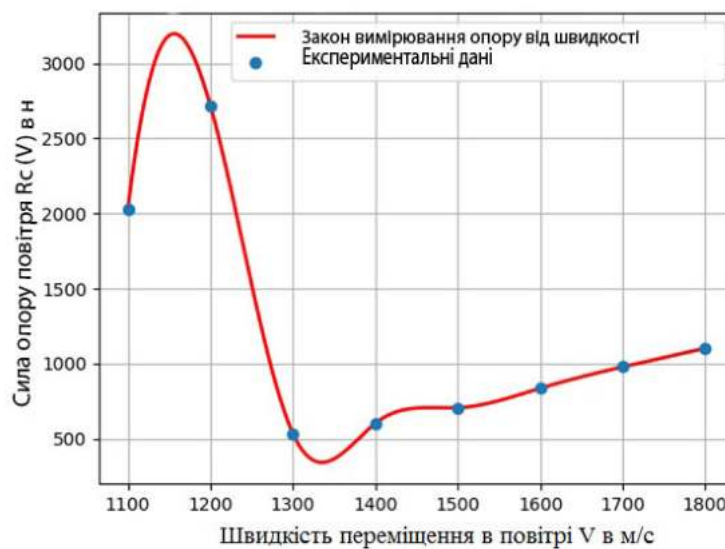
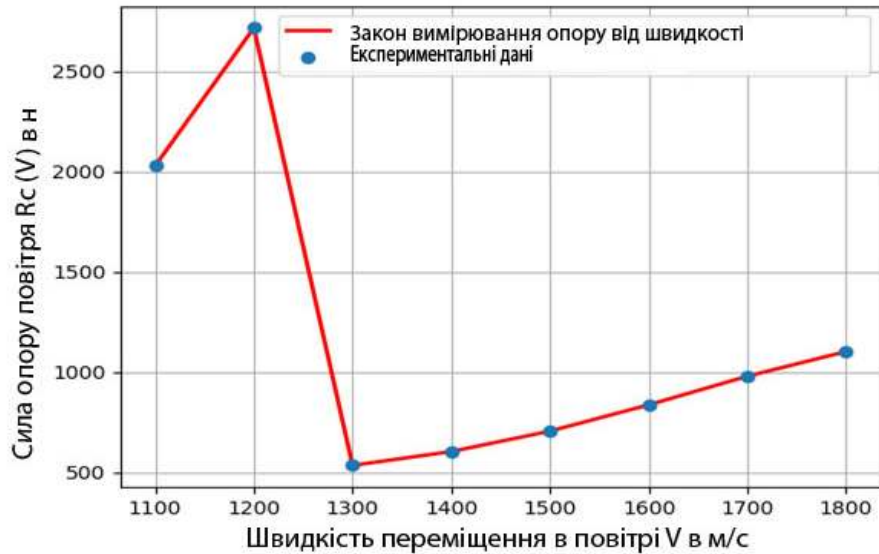
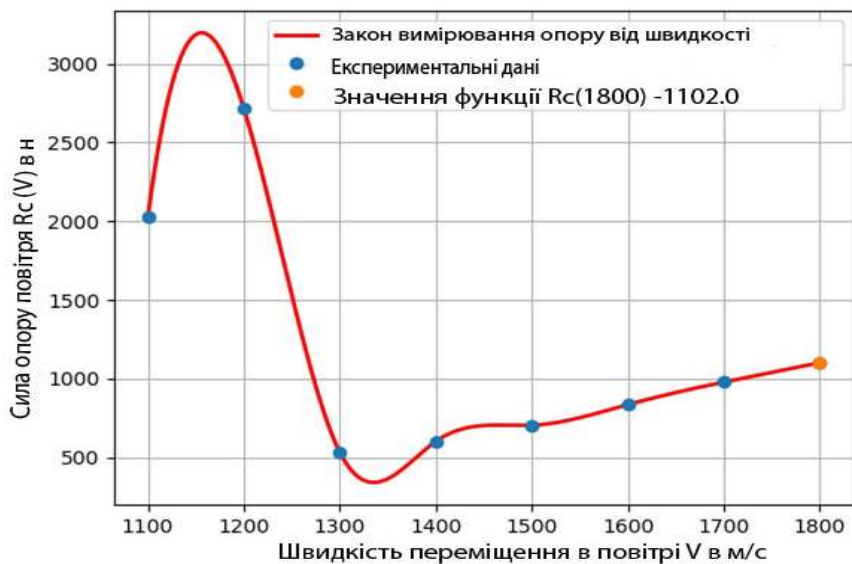


Рис. 6. Графік R_c(V) з інтерполяцією кубічним сплайном

Рис. 7. Графік $R_c(V)$ з інтерполяцією прямими лініямиРис. 8. Графік $R_c(V)$

Даний графік нам показує, що якщо при вильоті зі стовбура швидкість снаряда в ідеальному випадку, досягає 1800 м/с, то цієї швидкості відповідає значення сили опору повітря 1102 Н.

При зниженні швидкості на траєкторії сила опору падає за законом, який зображений на графіку. Далі при швидкості приблизно 1200 м/с сила опору починає рости. Таке явище пов'язане з геометрією конфузора на вході повітря забірника ППРД.

На реактивних літаках для боротьби з зазначеним явищем застосовують регульований конус повітря забірника. Для розглянутого снаряда це неможливо через більш високих швидкостей польоту в межах (1300 ... 1800) м/с. Тому діапазон експериментальних даних потрібно обмежити для отримання робочого графіка, що вказан на рис. 9.

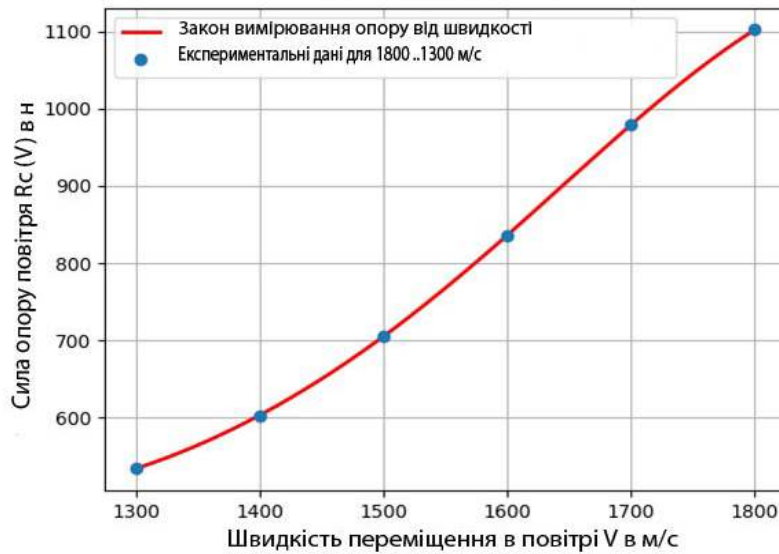


Рис. 9. Робочий графік Rc(V)

Функцію Rc (V) для будь-якого набору експериментальних можна отримати з наступного короткого листингу:

```
# -*- coding: utf8 -*-
import scipy as sp
from scipy.interpolate import interp1d
x = np.array([1800, 1700, 1600, 1500, 1400, 1300, 1200, 1100])
y = np.array([1102, 979, 836, 705, 603, 534, 2717, 2029])
def Rc(new_x):
    new_y = sp.interpolate.interp1d(x, y, kind='cubic')(new_x)
    return new_y
```

Розрахунок зовнішньої балістики БОПС.

Оскільки постріл з прицілювання проводиться з певного стовбура нас буде цікавити дальність з урахуванням сили тяги.

Визначення сили тяги.

Користуючись усіма формулами (2) ÷ (4) можна визначити силу тяги. Для початку визначимо секундну витрату повітря:

$$m_a = \rho \cdot S \cdot v = 1.205 \cdot 0.003 \cdot 1800 = 6.44 \frac{\text{кг}}{\text{с}}$$

де $\rho = 1.205 \text{ кг/м}^3$ (Щільність повітря з рівняння Клапейрона при $T = 0 \text{ }^\circ\text{C}$);

$V = 1800 \text{ м/с}$ – швидкість руху снаряда (за умовою).

Секундна витрата пального, яке буде відповідати секундній витраті повітря:

$$m_f = \frac{1}{L} \cdot \frac{dm_a}{dt} = \frac{1}{14.7} \cdot 6.44 = 0.439 \frac{\text{кг}}{\text{с}}$$

де $L = 14,7$; що відповідає реактивному паливу «РТ» (таблиця 2)

Таблиця 2

Таблиця стехіометричного складу горючої суміші

Пальне	Відношення мас окиснювача/пального, Lo
ТС-1	14,7
РТ	14,7
Т-6	14,6

За даними [2] швидкість реактивного струменя для наведених параметрів дорівнює $V = 1840$ м/с. Визначаємо силу тяги зі співвідношення (2):

$$P_T = 9.324 \cdot (1840 - 1600) + 0.439 \cdot 1840 = 1184 \text{ Н}$$

Система управління зовнішньої балістики.

Розглянемо схему сил діючих на центр мас некерованого в польоті снаряда на рис. 10.

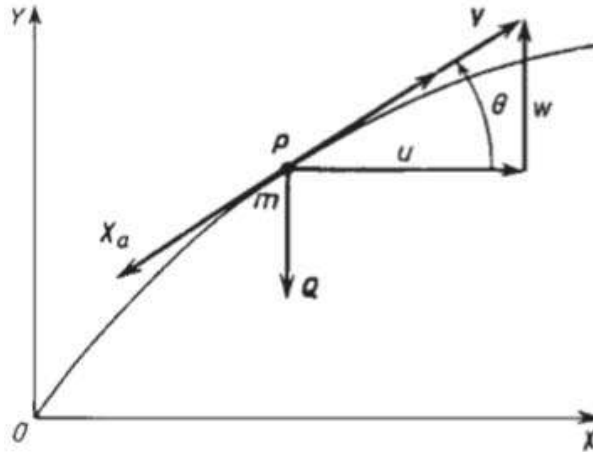


Рис. 10. Схема сил діючих на центр мас некерованого в польоті снаряда

Система управління приймає вигляд

$$\begin{aligned} \frac{d\theta}{dt} &= \frac{-g \cdot \cos(\theta)}{V} \\ \frac{dV}{dt} &= \frac{P_T - R_D(V)}{m} - g \cdot \cos(\theta) \\ \frac{dX}{dt} &= V \cdot \cos(\theta) \\ \frac{dY}{dt} &= V \cdot \sin(\theta) \end{aligned} \quad (5)$$

Кількісні значення параметрів:

$$m = 6.77 \text{ кг.}$$

$$P_T = 1181 \text{ Н}$$

$$g = 9.81 \frac{\text{м}}{\text{с}^2} \quad (6)$$

Початкові умови:

$$\theta = 0.18^\circ$$

$$V_0 = 1600 \frac{\text{м}}{\text{с}}$$

$$X_0 = 0$$

$$Y_0 = 0$$

$$YU = \begin{bmatrix} \theta & X_0 \\ V_0 & Y_0 \end{bmatrix} \quad (7)$$

Систему диференціальних рівнянь (5) з урахуванням (6) і (7) будемо вирішувати засобами Python, перевизначивши змінні як y_1, y_2, y_3, y_4 :

Кількісне рішення системи диференційних рівнянь вказано на рис. 11, 12, 13, 14.

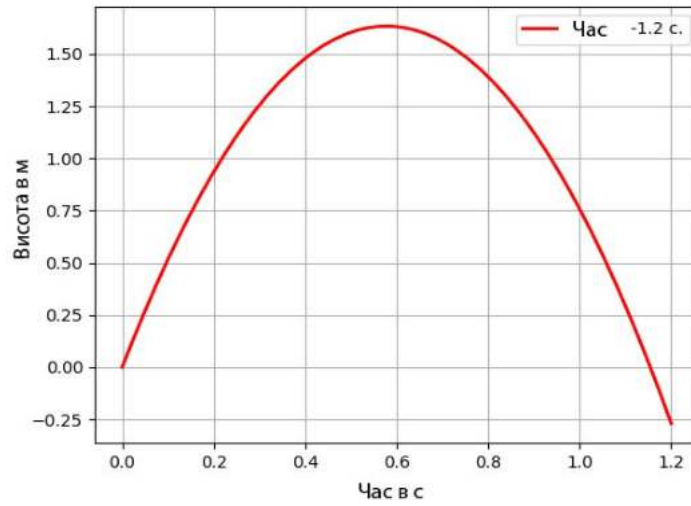


Рис. 11. Графік траєкторії за часом

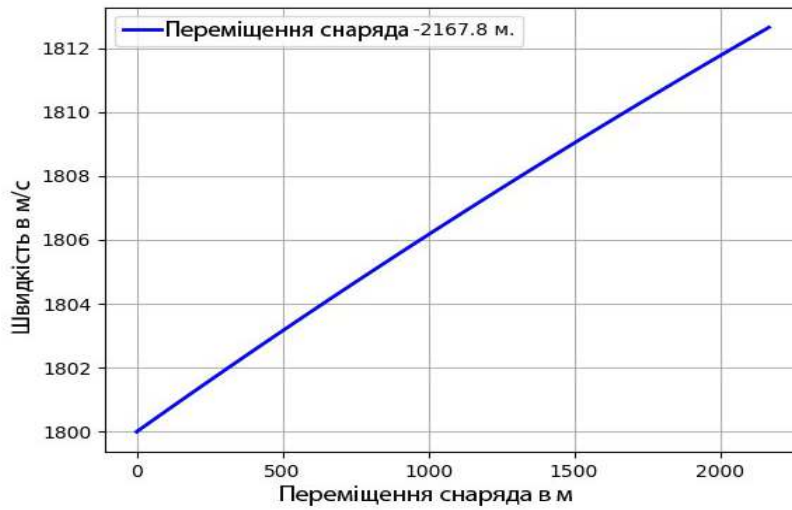


Рис. 12. Графік розподілу швидкості по траєкторії

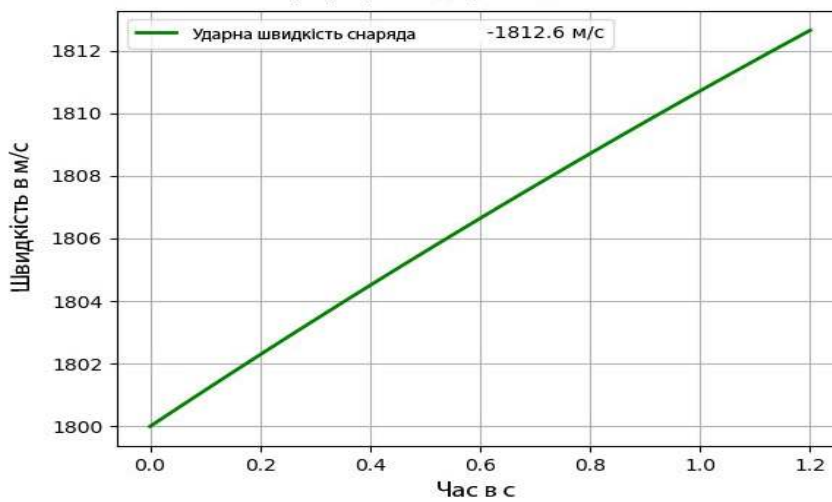


Рис. 13. Графік розподілу швидкості за часом

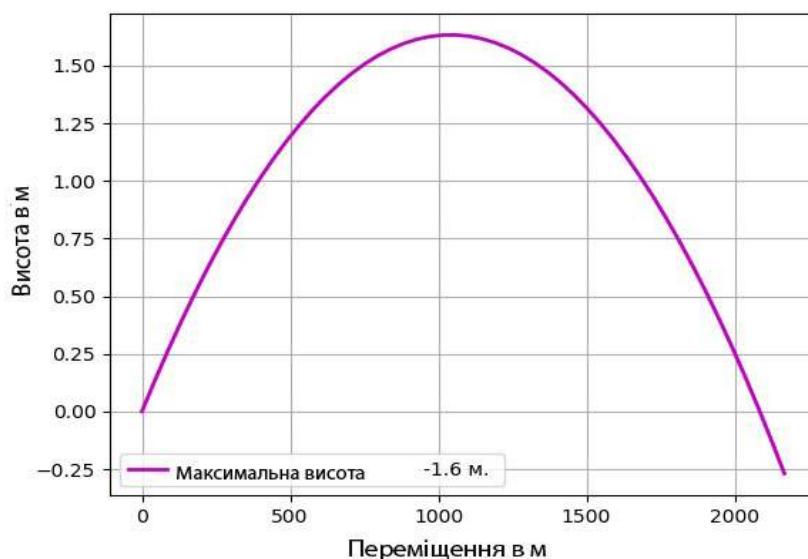


Рис. 14. Графік траєкторії

Балістичні характеристики наведені на графіках, негативні області збережені для наочності переходу через нуль.

Висновки

Розглянуто особливості бронебійних снарядів з прямоточним повітряно-реактивним двигуном, основні розрахунки виконані із застосуванням засобів високорівневої мови програмування Python.

Список використаних джерел

1. Артемов О.А. Прямоточні повітряно-реактивні двигуни (розрахунок характеристик): Монографія. – М: Компанія Супутник+, 2006. – 374 с.
2. Гаврилов К.С. Проектування бронебійного підкаліберного снаряда с прямоточним повітряно-реактивним двигуном (неопубліковано).

Рецензент: Петрушенко М.М., д.т.н, професор, Військова академія (м. Одеса)

БРОНЕБОЙНЫЕ СНАРЯДЫ С ПРЯМОТОЧНЫМ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫМ ДВИГАТЕЛЕМ

Ф. Ковальчук, О. Скорохватов, А. Галкін, Л. Гордішевський, В. Лисковчук

В статье проанализированы проблемы подкалиберного оперенного снаряда, предложенный вариант оборудования такого снаряда воздушно-реактивным двигателем, приведены графики силы сопротивления воздуха, проведенные расчеты необходимой силы тяги воздушно-реактивного двигателя. Рассмотрены особенности бронебойных снарядов с прямоточным воздушно-реактивным двигателем, основные расчеты выполнены с применением средств высокоуровневого языка программирования Python.

Ключевые слова: бронебойный подкалиберный оперенный снаряд, воздушно-реактивный двигатель, внешняя баллистика

ARMORED SHELLS WITH STRAIGHT AIR JET ENGINE

O. Kovalchuk, O. Skorohvatov, A. Galkin, L. Gordishevski, V. Liskovchuk

The article analyzes the problems of sub-caliber feathered projectile, offers a variant of equipping such a projectile with an air-jet engine, graphs of air resistance, calculations of the required thrust of the air-jet engine. Features of armor-piercing projectiles with a direct-flow air-jet engine are considered, the main calculations are performed using high-level Python programming language.

Currently, as armor-piercing ammunition are widely used armor-piercing sub-caliber feathered shells (BPOS) with high penetrating ability

This is achieved due to the high initial velocity of ammunition (1650-1840 m / s) and small cross section ($d = 20-30$ mm). To compensate for the force of air resistance, the provision of jet propulsion ammunition is used.

But the main disadvantage of such shells is the dependence of the ability to pierce armor from a distance to the target. That is, due to the resistance of the air, the speed of the projectile is lost, namely its energy. What they are inferior to cumulative projectiles, for which the ability to pierce armor does not depend on the distance to the target. Modern armored vehicles have significant armor and BPOS lose their importance in the range of cumulative projectiles and anti-RPG. This situation can be corrected if the BPOS is equipped with direct-flow jet engines (PPD).

Direct-flow air jet engine (PPD), simple in design, has a high efficiency at large Mach numbers, compact, because it does not require the presence of an oxidant in the fuel, as it uses oxygen from the environment. Compressed air entering the combustion chamber from the inlet device is heated by oxidation of the fuel supplied to it. Created from a mixture of air with combustion products gas mixture – the working fluid in the nozzle reaches the speed of sound, and at its output expanding to supersonic.

The working fluid flows at a speed greater than the speed of the oncoming air flow, which creates a jet thrust.

When the flight speed is much less than the speed of the jet, the thrust increases. As the speed of flight approaches the speed of the jet, the thrust decreases, passing some maximum corresponding to the optimal speed of flight.

With the development of mixed solid fuel technology, it began to be used in PPRD. A fuel checker with a longitudinal Central channel is placed in the combustion chamber. The working fluid passing through the combustion chamber oxidizes the fuel from its surface and heats up.

The use of solid fuel further simplifies the design of the PPRD as it does not require a combustion chamber.

The main part of the filler of mixed fuel PPRD is a fine powder of aluminum, magnesium or beryllium, the heat of combustion, which is much higher than the heat of combustion of hydrocarbon fuels.

With the development of mixed solid fuel technology, it began to be used in PPRD. A fuel checker with a longitudinal Central channel is placed in the combustion chamber. The working fluid passing through the combustion chamber oxidizes the fuel from its surface and heats up.

The use of solid fuel further simplifies the design of the PPRD as it does not require a combustion chamber.

The main part of the filler of mixed fuel PPRD is a fine powder of aluminum, magnesium or beryllium, the heat of combustion, which is much higher than the heat of combustion of hydrocarbon fuels.

An example of a solid propellant PPRD can be the propulsion engine of the anti-ship missile P-270 Mosquito.

Depending on the speed of flight PPRD are divided into subsonic, supersonic and hypersonic. This division is due to the design features of each of these groups.

In the supersonic range PPRD is much more effective than in the subsonic. For example, at a speed of $M = 3$, the degree of pressure increase in the PPRD is 37, which can be compared with the most high-pressure compressors of turbojet engines.

Keywords: armor-piercing sub-caliber feathered projectile, air-jet engine, external ballistics.