

УДК 629.765

DOI: <https://doi.org/10.20535/0203-3771462023302687>

**М. Ю. Артюх<sup>1</sup>**, бакалавр, **О. Г. Архипов<sup>2</sup>**, к.т.н., д.т.н., професор

## **ВИЗНАЧЕННЯ ВПЛИВУ ФОРМИ НОСОВОГО ОБТІЧНИКА НА БАЛІСТИЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ МЕТЕОРОЛОГІЧНОЇ РАКЕТИ**

**Уа** Зміна клімату наразі є однією з ключових загроз та викликів людству. Дослідження атмосферних параметрів дає змогу не лише аналізувати наявні кліматичні зміни, а також прогнозувати зміни у майбутньому та передбачати екстремальні різкі кліматичні зміни, природні явища, катаклізми. Метеорологічні ракети відіграють у цьому дослідженні вагомую роль, оскільки займають нішу між аеростатами та метеорологічними супутниками. Основним призначенням метеорологічних ракет є дослідження верхніх шарів атмосфери, забір інформації для прогнозування погоди, також подібні ракети можуть використовуватись для рентгенівської та ультрафіолетової астрономії.

Завдяки сучасним методам числового моделювання можливо створювати симуляції комплексних задач швидко та із необхідною точністю. Проектування ракетної техніки є доволі комплексною задачею, рух літального апарату описується складною системою диференціальних рівнянь, тому числове моделювання набуло широкого застосування при балістичному проектуванні. За допомогою сучасних методів числового моделювання було змодельоване польотне метеорологічної ракети, визначено основні польотні параметри. Виконано аналіз впливу трьох видів форм носового обтічника головної частини на енер-

---

<sup>1</sup> КПІ ім. Ігоря Сікорського

<sup>2</sup> КПІ ім. Ігоря Сікорського

гетично-балістичну траєкторію ракети.

**En**

Climate change currently stands as one of the key threats and challenges to humanity. Researching atmospheric parameters not only enables the analysis of current climatic variations but also facilitates forecasting future changes and predicting extreme abrupt climatic shifts, natural phenomena, and catastrophes. Meteorological rockets play a significant role in this research, bridging the gap between balloons and meteorological satellites. The main purpose of meteorological rockets is to study the upper layers of the atmosphere, collect information for weather forecasting, and similar rockets can also be used for X-ray and ultraviolet astronomy.

Utilizing modern numerical simulation methods allows for swift and precise simulations of complex tasks. Designing rocket technology poses a complex challenge due to the intricate system of differential equations describing the aircraft's motion. Consequently, numerical modeling found extensive application in ballistic design. Through contemporary numerical modeling methods, the flight of a meteorological rocket was simulated, determining its key flight parameters. An analysis was conducted on the influence of three types of nose cone shapes on the rocket's energy-ballistic trajectory.

## **Вступ**

Проблема впливу форми носового обтічника метеорологічної ракети (МР) на енергетично-балістичну траєкторію польоту є вагомою під час виконання балістичного проектування. Вона прямо впливає на аеродинамічну силу, внаслідок і на силу опору, швидкісні характеристики, траєкторію польоту та особливо на розподілення тисків по фюзеляжу ракети. Останнє має критичний вплив на положення центру тисків, що є ключовим для визначення статичної стійкості. Ці всі фактори мають безпосередній вплив на точність та надійність в зборі метеорологічних даних.

У дослідженнях та публікаціях активно аналізують параметри обтічників різних типів на різних польотних режимах. Дослідження зазвичай ґрунтуються на визначенні оптимальних геометричних параметрів обтічників різних конфігурацій, аналізі їх впливу на аеро- та газодинамічні характеристики на різних режимах польоту, що характеризуються числом Маха [1].

У цій роботі досліджується вплив обтічників різних типів на енергетично-балістичну траєкторію МР певної конфігурації в цілому. Оскільки метеорологічна ракета це динамічна система, то зміна геометрії обтічників має великий вплив на ряд параметрів. Впливом на характеристики ракети, саме як системи, часто нехтують під час проведення досліджень. Завдяки сучасним методам числового моделювання у цій роботі буде визначено вплив різних типів обтічників на траєкторію, балістичні та швидкісні характеристики та стійкість МР.

Для моделювання польоту ракети було використано спеціальне програмне забезпечення (ПЗ) *RocketPy*, що виконано мовою програмування

*Python*. В основі програми закладено динамічну польотну модель із шістьма ступенями вільності, системою рівнянь змодельована зміна маси літального апарату (ЛА) у польоті та пов'язані з цим ефекти. ПЗ дає змогу моделювати вплив погодних атмосферних чинників на динаміку польоту ЛА. Адекватність моделі підтверджена трьома експериментальними запусками ракет, побудованих різними університетами. Так похибка між змодельованими апогеями та реальними експериментальними значеннями для цих ракет залишалась у порядку 1-5% [2].

### Постановка задачі

Дослідження має на меті створення моделі та виконання числового моделювання польоту метеорологічної ракети, що має можливість доставити корисне навантаження масою 50 кг по балістичній траєкторії з апогеєм траєкторії у 150 км. Визначити вплив 3 типів обтічників головної частини (конічний, параболічний та типу Хаака) на траєкторію та основні балістичні характеристики ракети. На основі результатів моделювання побудовано графічні репрезентації траєкторії та ряду залежностей. Проаналізовано вплив типів обтічників протягом всього польоту.

### Об'єкт дослідження

Для дослідження було спроектовано три твердопаливні метеорологічні ракети. Основні масово-габаритні та аеродинамічні характеристики наведено у табл. 1. Конструкція для всіх трьох ракет однакова, окрім конфігурації обтічника головної частини. Конструкція моноблочна, одноступенева із твердопаливним однокамерним моноблочним двигуном. Фюзеляж ракети виконано циліндричної форми постійного діаметру. Стабілізація виконується за допомогою аеродинамічних поверхонь у хвості фюзеляжу. Загальний вид ракети із обтічниками наведено на рис. 1.

**Таблиця 1.**

Характеристики метеорологічної ракети

Маса повна, кг	374
Площа міделя, м <sup>2</sup>	0,0707
Маса палива, кг	247
Діаметр фюзеляжу, м	0,3
Діаметр зерна палива, м	0,294
Довжина ракети, м	4,220
Висота обтічника, м	1,200
Діаметр основи обтічника, м	0,3

Значення коефіцієнтів лобового спротиву (табл. 2) були отримані через побудову моделі ракети із відповідним обтічником у програмі *RASAero II*.

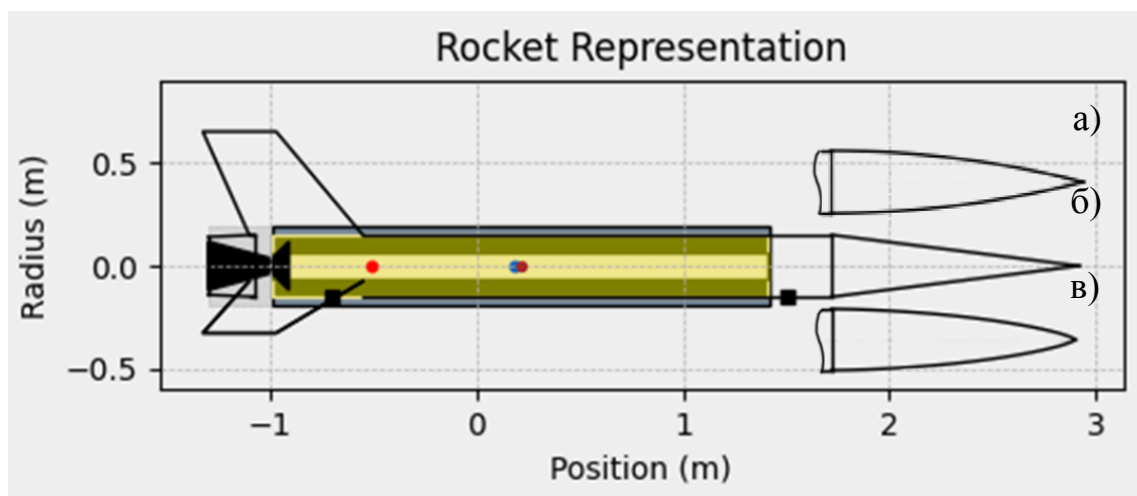


Рис. 1. Загальний вид ракети з головними обтічниками різних типів: а) – параболічного, б) – конічного, в) – типу Хаака

Таблиця 2.

Коефіцієнти лобового спротиву для різних форм обтічників

Число Маха	1,0	2,0	3,0	4,0	5,0
$C_x$ – коніч.	0,473113	0,434728	0,341594	0,289948	0,253604
$C_x$ – параб.	0,478941	0,445734	0,352754	0,300787	0,264124
$C_x$ – Хаака	0,475272	0,446492	0,355027	0,303605	0,267201

Значення коефіцієнтів спротиву фюзеляжу необхідні для розрахункової моделі ПЗ. Модель *RocketPy* використовує данні коефіцієнту спротиву та автоматично розраховує коефіцієнт підйомної сили усіх аеродинамічних поверхонь за методом Бароумена для подальших обчислень, та формування аеродинамічної моделі ракети [2]. Зміну тяги було прийнято лінійною.

### Розрахункова модель

Модель числового моделювання системи *RocketPy* розділяє політ об'єкту моделювання на 3 принципові етапи: лінійний рух вздовж пускової рейки, рух у системі 6 ступенів вільності та спуск після досягнення апогею траєкторії [2].

Для розрахунку системи диференціальних рівнянь що описує рух ракети, система *RocketPy* використовує метод числового інтегрування *LSODA*, цей метод дає можливість знаходити рішення жорстких та не жорстких диференційних рівнянь [2].

Вплив різних конфігурацій головних обтічників на характеристики польоту ракети досліджено для розрахункової моделі ракети зображеної на рис. 2. Вона використовувалась для розрахунку моментів інерції двигуна та головної частини відносно своїх центральних осей. Приймаємо, що вага корпусу двигуна рівномірно розподілена по його об'єму, фюзеляж є тілом обертання і симетричний відносно повздовжньої осі. Також приймаємо, що всі елементи ракети розміщені на осі. Отриманні дані із розрахункової моделі використовувались для моделювання у системі *RocketPy*.

Параметри координат центрів тяжіння (ЦТ) використанні для моделювання наведені у табл. 3. Параметри стабілізаторів наведені у табл. 4. Розраховані моменти інерцій наведені у табл. 5.

Загальний вид стабілізаторів наведено на рис. 3.

Таблиця 3.

Параметри для моделювання

Координата ЦТ двигуна, м	$X_{CEngine} = 1,1183$	Координата ЦТ головної частини, м	$X_{CPayload} = 1,2547$
Координата ЦТ сопла, м	$X_{CEEx} = 2,5270$	Координата ЦТ обтічника, м	$X_{CGCone} = 0,643$
Координата ЦТ фюзеляжу двигуна, м	$X_{CEFus} = 0,955$	Координата ЦТ апаратури, м	$X_{CGAp} = 0,317$
Координата ЦТ зерна палива, м	$X_{CEGrain} = 1,129$	Координата ЦТ циліндру головної частини, м	$X_{CGTube} = 0,187$

Таблиця 4.

Параметри стабілізаторів

Розмах, м	$L_{Span} = 0,500$	Довжина кінцевої хорди, м	$C_{chtip} = 0,355$
Довжина кореневої хорди, м	$C_{chroot} = 0,550$	Кут атаки, град.	$3^\circ$
Позиція відносно центру головної частини, м	0,550	Кут стріловидності, град.	$40^\circ$

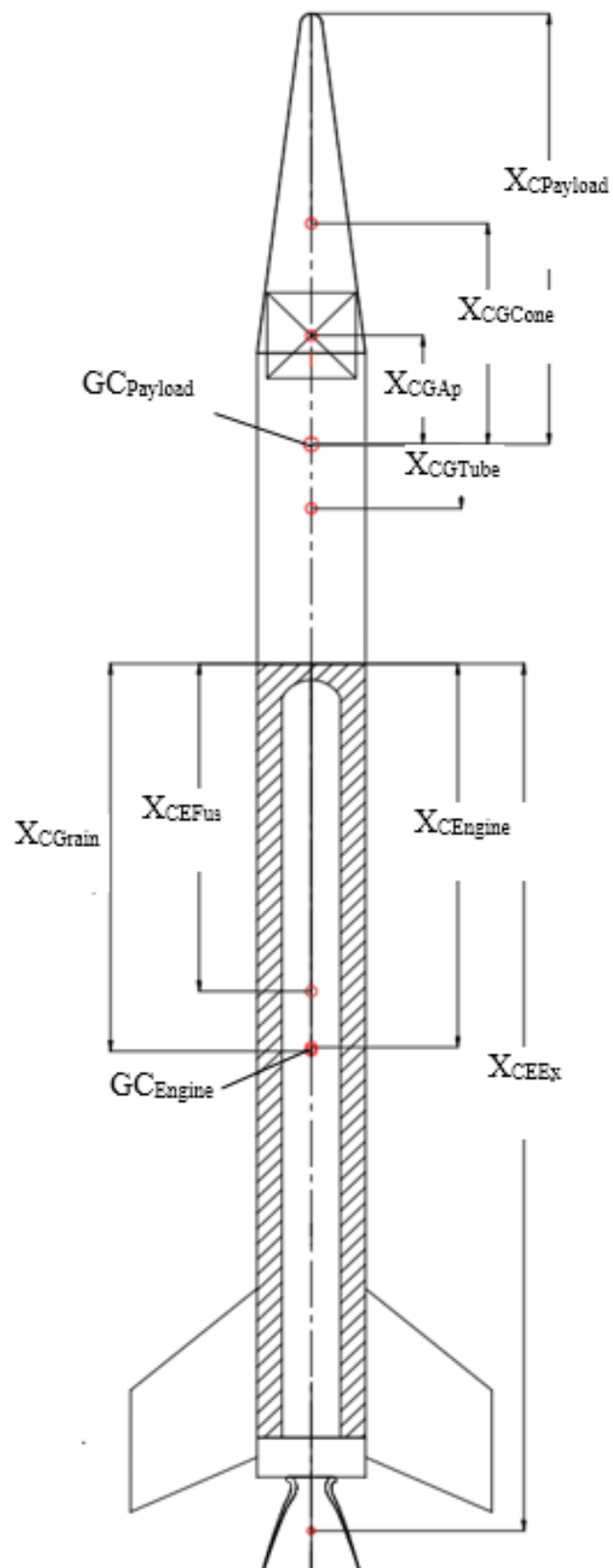


Рис. 2. Розрахункова схема МР

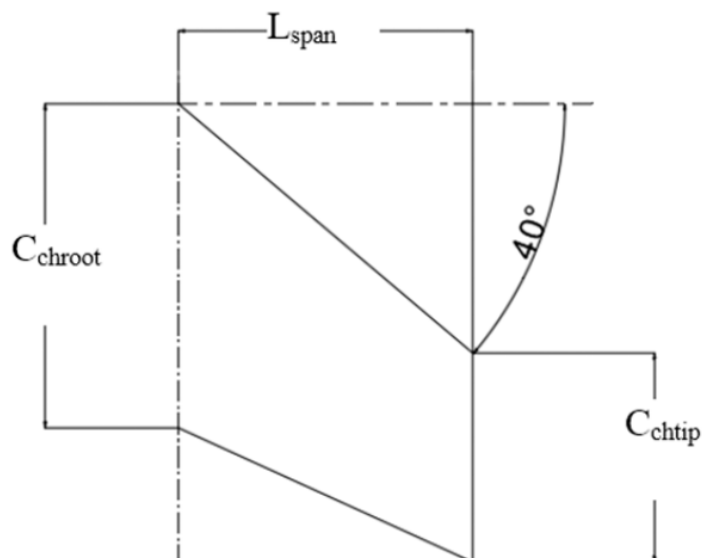


Рис. 3. Загальний вид стабілізаторів

Таблиця 5.

## Моменти інерції ракети

Момент інерції блоку двигуна без палива $I_{Engyy}$ , кг · м <sup>2</sup>	22,8936	Момент інерції головної частини $I_{Rayyy}$ , кг · м <sup>2</sup>	7,6415
Момент інерції блоку двигуна без палива $I_{Engzz}$ , кг · м <sup>2</sup>	22,8936	Момент інерції головної частини $I_{Rayzz}$ , кг · м <sup>2</sup>	7,6415
Момент інерції блоку двигуна без палива $I_{Engxx}$ , кг · м <sup>2</sup>	1,7325	Момент інерції головної частини $I_{Rayxx}$ , кг · м <sup>2</sup>	1,1250

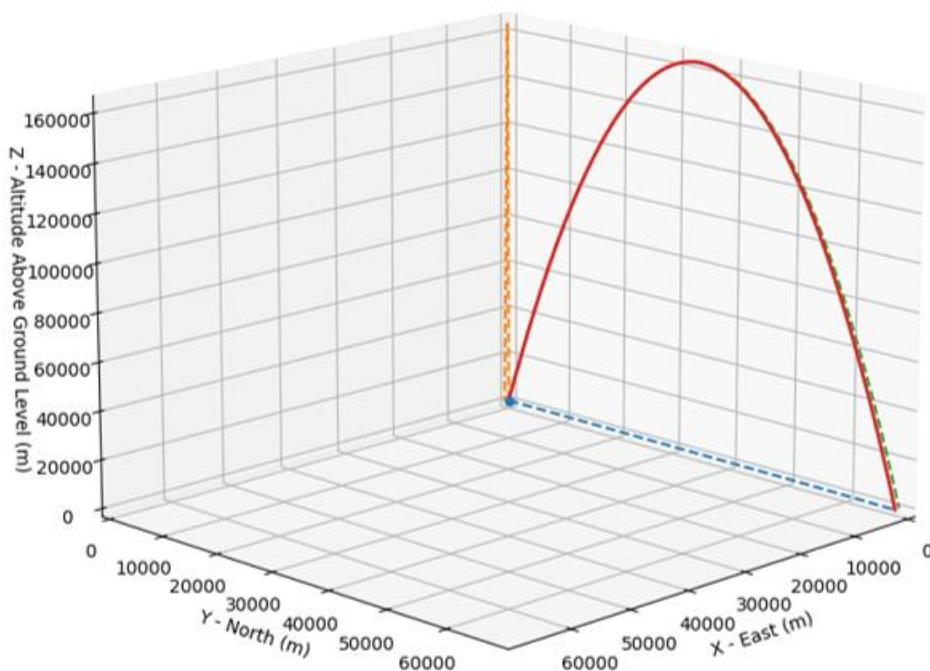
## Результати дослідження

Нижче, на рис. 4 - рис. 7 та у табл. 6 представлені результати моделювання польоту ракет із різними типами головних обтічників, у разі встановлення їх на метеорологічну ракету визначених параметрів.

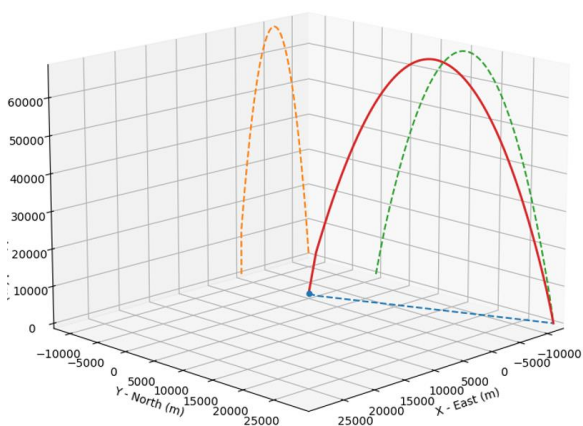
Предметом аналізу впливу типу головного обтічника на балістичні характеристики є:

- Значення апогею траєкторії над рівнем моря  $H_{Max}$  ;
- Значення максимальної швидкості в кінці активної ділянки  $V_{Max}$  ;

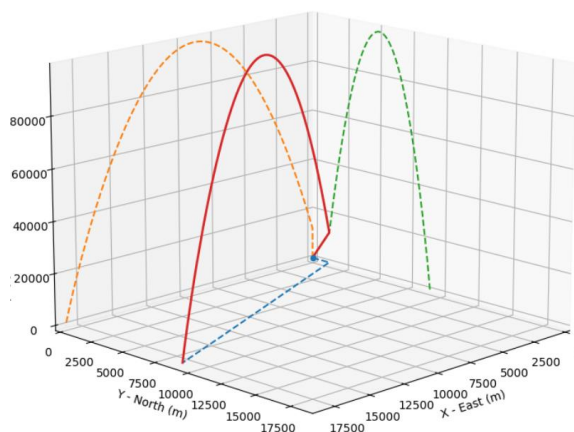
- Максимальне значення числа Маха  $M_{max}$  ;
- Мінімальний запас статичної стійкості в кінці активної ділянки  $C_{min}$  ;
- Дослідження виконані для таких стартових умов: кут запуску  $85^\circ$ ; координати старту Широта:  $0,00000^\circ$ , Довгота:  $0,00000^\circ$ ; ракета запускається з рейки довжиною 10м, параметри атмосфери згідно з стандартною атмосферою ISA, боковий вітер відсутній.



a)



б)



в)

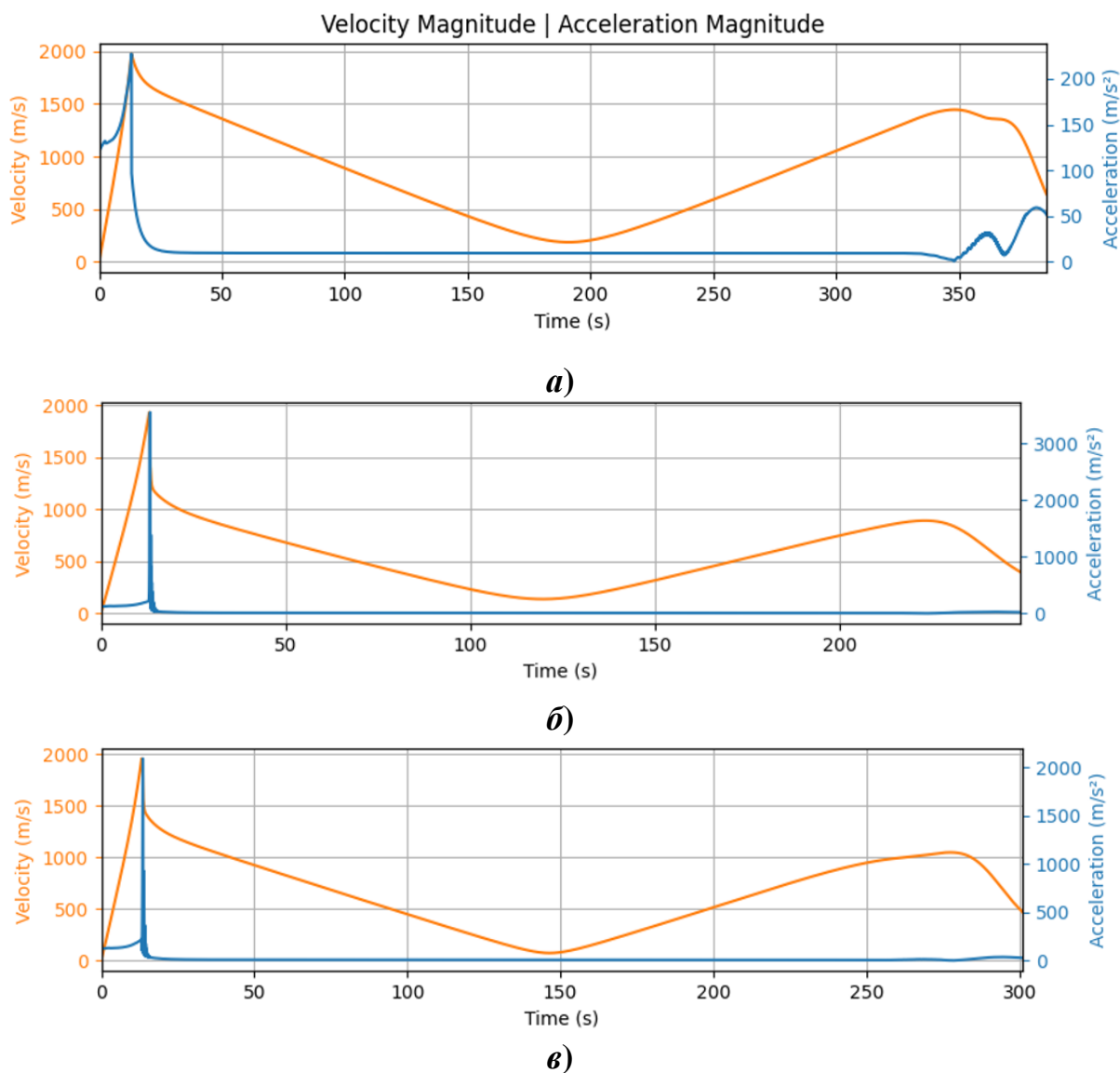
Рис. 4. Залежності  $Z = f(t)$ ;  $X = f(t)$ ,  $Y = f(t)$  польоту ракети із обтічником різних типів: а) – кінчного, б) – параболічного, в) – типу Хаака



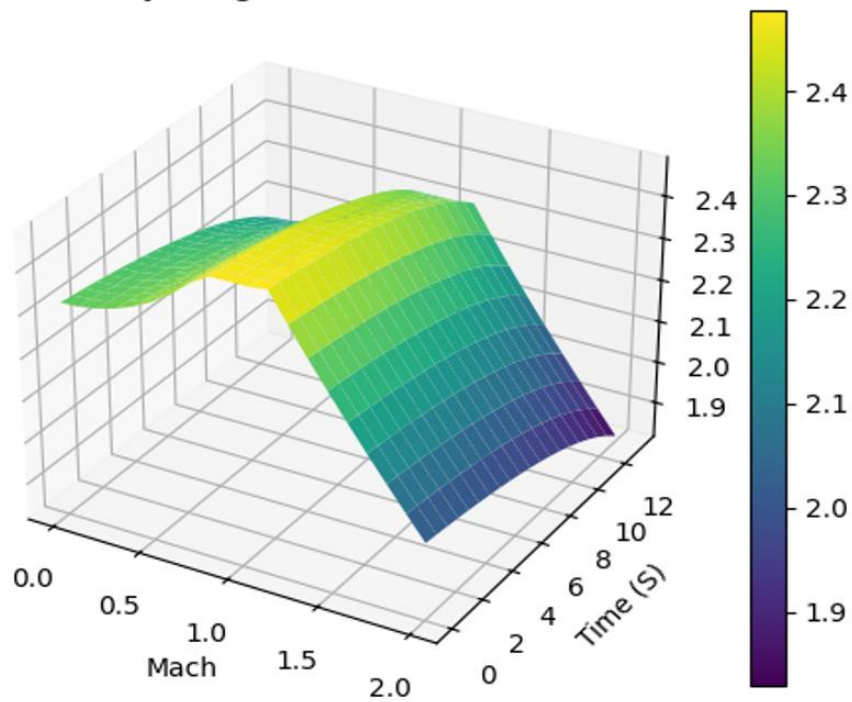
Таблиця 6.

Отримані параметри в залежності від форми обтічника

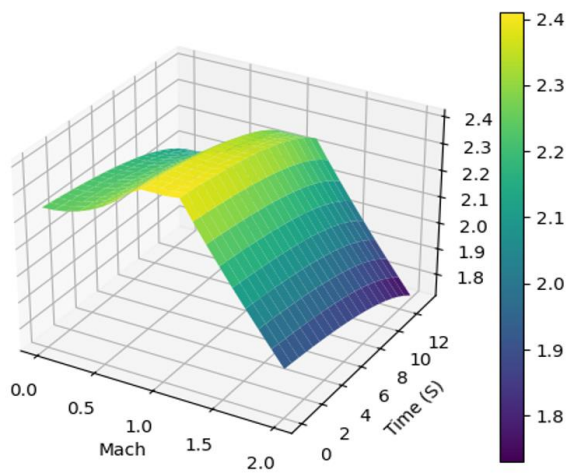
Тип обтічника	$H_{max}$ , М	$V_{max}$ , М/с	$M_{max}$	$C_{min}$
Конічний	163562,509	1975,372	6,695	-0,068
Параболічний	67199,600	1934,722	6,557	-0,241
Типу Хаака	97793,990	1956,538	6,631	-0,185

Рис. 5. Залежності  $V = f(t)$ ,  $a = f(t)$  від часу ракети з обтічником різних типів: а) – конічного, б) – параболічного, в) – типу Хаака

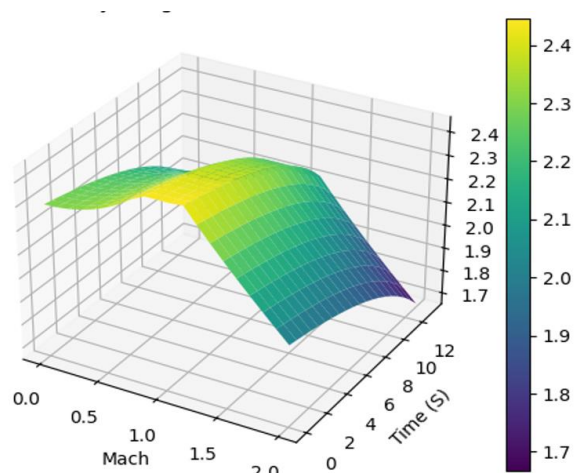
Stability Margin (C) x Mach x Time (S)



a)



б)



в)

Рис. 6. Залежність запасу статичної стабільності  $C = f(M, t)$  ракети з обтічником різних типів: а) – конічного, б) – параболічного, в) – типу Хаака

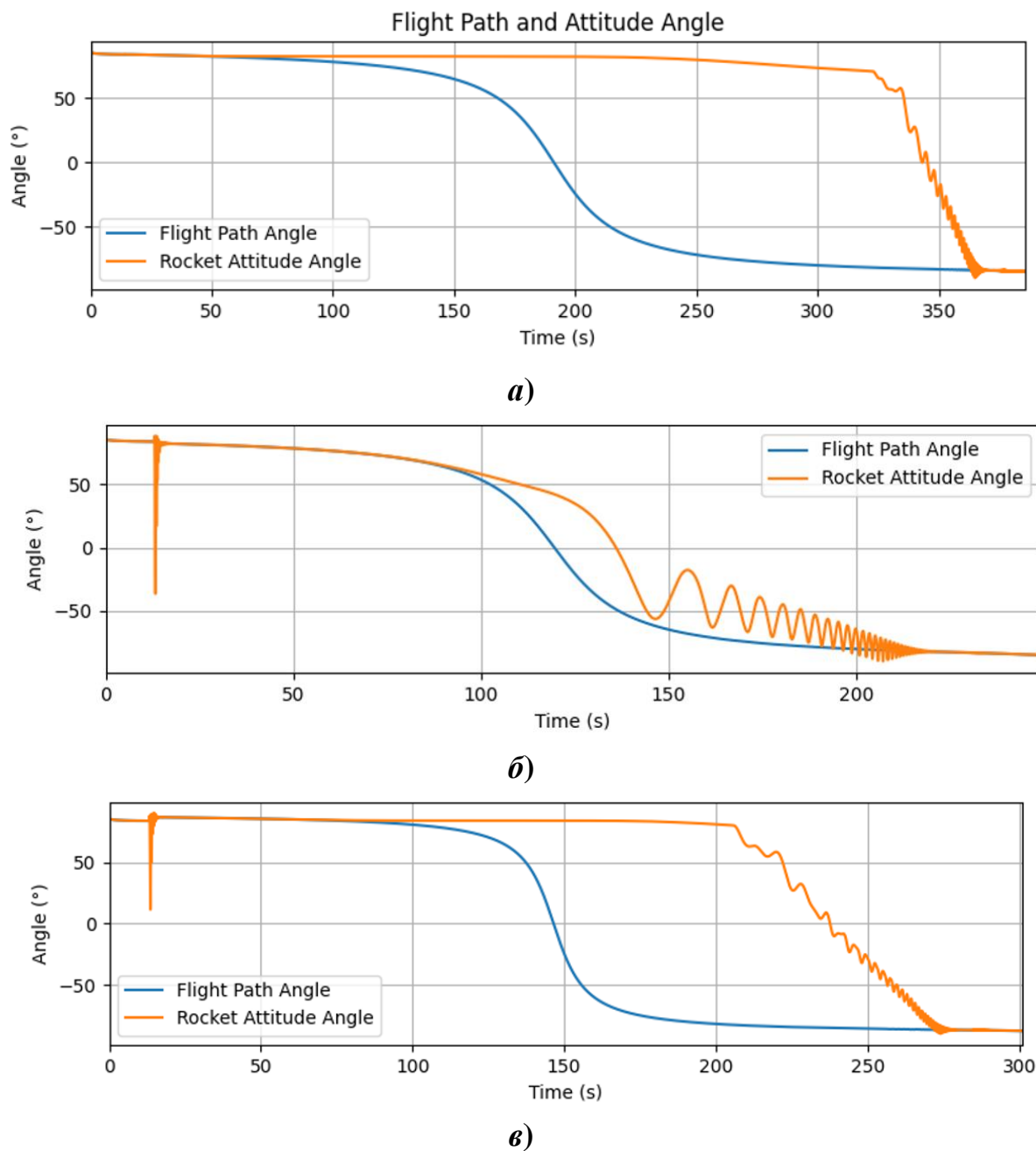


Рис. 7. Залежність  $\vartheta = f(t)$  (*Rocket Attitude Angle*) та  $\theta = f(t)$  (*Flight Path Angle*) ракети з обтічниками різних типів: а) - конічного, б) - параболічного, в) – типу Хаака

З отриманих результатів бачимо, що параметри швидкості, такі як максимальне число Маха  $M_{max}$  та максимальна швидкість  $V_{Max}$  змінюються у діапазоні похибки 1% – 2% для усіх типів обтічників. Висота апогею траєкторії у свою чергу значно відрізняється внаслідок втрати стабільності.

Під час моделювання у всіх трьох випадках коефіцієнт статичної стійкості від'ємний у момент коли маса палива  $m_{нал} = 0$  кг за  $t = 13,2$  с, та становить:

$C_{min} = -0,068$  – для конічного обтічника;

$C_{min} = -0,241$  – для параболічного;

$C_{min} = -0,185$  – для обтічника типу Хаакаю.

### **Висновок**

Як бачимо з аналізу характеристик отриманих під час моделювання польоту ракети, аеродинамічні характеристики обтічників суттєво впливають на балістичні характеристики ракети в наслідок зміни центрів фокусу тисків, і в наслідок точки прикладання аеродинамічної сили. Обтічник конічного типу забезпечує достатню стійкість для досягнення заданого апогею траєкторії ракети визначеної конфігурації, так запас стійкості ракети з конічним обтічником у 3,5 рази перевищує показник ракети з параболічним типом. З отриманих результатів моделювання видно що у момент зупинки двигуна, тобто  $m_{нал} = 0$  кг за  $t = 13,2$  с відбувається різке переміщення центру тяжіння ракети що призводить до різкого збільшення кута тангажу  $\vartheta$  (рис. 7.).

Аналіз отриманих характеристик зумовлює подальший напрямок для дослідження балансування та компонування метеорологічних ракет, комбінування таких елементів та досягнення таких їх параметрів що зумовили б високі показники стійкості та якісних балістичних характеристик.

### **Список використаної літератури**

1. *Aditya, R. I., Anjali, P.* (2020), “A review on nose cone designs for different flight regimes”, *International Research Journal of Engineering and Technology*, vol. 7, no. 8, pp. 3546-3554.
2. *Ceotto G., Souza B. C., Pezente L.* (2021), “RocketPy: A Six Degree-of-Freedom Rocket Trajectory Simulator”, *Journal of Aerospace Engineering*, vol. 34, no. 6, pp. 1-32.