УДК 629.762 https://doi.org/10.15407/itm2024.04.097

С. В. СЮТКІНА-ДОРОНІНА

ВИЗНАЧЕННЯ ВПЛИВУ БІЧНОГО МАНЕВРУ КЕРОВАНОГО РАКЕТНОГО ОБ'ЄКТА НА ДАЛЬНІСТЬ ПОЛЬОТУ І БІЧНЕ ВІДХИЛЕННЯ

Інститут технічної механіки
Національної академії наук України і Державного космічного агентства України
вул. Лешко-Попеля 15, 49005, Дніпро, Україна; e-mail: svetasut2012@gmail.com

Випробувано математичні моделі, які дозволяють здійснювати аналіз параметрів спільного руху центра мас і руху навколо центра мас керованого ракетного об'єкта на різних ділянках траєкторії, визначати масово-центрувальні та аеродинамічні характеристики, що змінюються в часі. Приведено математичну модель, що дозволяє сформувати програму зміни кута нишпорення на будь-якій ділянці аеробалістичної траєкторії польоту та проводити дослідження параметрів руху при здійсненні керованим ракетним об'єктом бічних маневрів за кутом нишпорення. Застосовано математичне, імітаційне та чисельне моделювання, що дозволяє на початковому етапі проєктування залежно від основних проєктних параметрів, параметрів траєкторії і програм керування рухом здійснювати оцінку керованості ракетного об'єкта, визначати дальність польоту, основні характеристики ракетного об'єкта, дослідити рух центра мас та рух навколо центра мас керованого ракетного об'єкта при здійсненні маневрів у горизонтальній та вертикальній площинах. Як керований ракетний об'єкт розглядається одноступінчаста ракета з двигуном на твердому ракетному паливі, що забезпечує доставку необхідної маси корисного навантаження в задану точку простору із заданими значеннями кінематичних параметрів руху за траєкторією. Аеродинамічні і аеробалістичні характеристики визначаються для «нормальної» компонувальної схеми з аеродинамічними рулями, що розташовано на хвостовій частині, які забезпечують стабілізацію та керування ракетним об'єктом у польоті. Апробовано розроблене методичне забезпечення для дослідження і визначення основних характеристик керованого ракетного об'єкта при обмеженому обсязі доступної інформації, що включають габаритно-масові, енергетичні характеристики маршового ракетного двигуна на твердому паливі, а також балістичні параметри керованого ракетного об'єкта, що здійснює рух за аеробалістичною траєкторією. Виконано дослідження польоту керованого ракетного об'єкта при здійсненні бічних маневрів за кутом нишпорення на різних ділянках траєкторії. Отримано оцінку впливу бічного маневру керованого ракетного об'єкта на дальність польоту.

Ключові слова*: керований ракетний об'єкт, проєктні параметри, параметри траєкторії, програми керування рухом, балістична та аеробалістична траєкторії, бічний маневр, ракетний двигун на твердому паливі, методичне забезпечення оптимізації.*

This paper presents the results of testing of mathematical models that analyze the mass-center and about-mass-center cooperative motion parameters of a guided rocket object in different trajectory portions and determine the time evolution of its mass-centering and aerodynamic characteristics. The paper presents a mathematical model that allows one to form a yaw angle variation program in any aeroballistic trajectory portion and study the motion parameters in lateral yaw angle maneuvers. Use is made of mathematical and numerical simulation, which allows one to assess, at the initial design stage and based on the key design parameters, trajectory parameters, and flight control programs, the controllability of a rocket object and its flight range and basic characteristics and study the motion of its mass center and its motion about the mass center in horizontal and vertical maneuvers. The guided rocket object under consideration is a single-stage solid-propellant rocket that is to deliver a payload of desired mass to a given point at given values of kinematic trajectory parameters. The aerodynamic and aeroballistic characteristics are determined for a "normal" layout scheme with aerodynamic rudders to stabilize and control the rocket in flight. A verification is made of the author's methodology for studying and characterizing a guided rocket object using a limited amount of available information of its mass and dimensions, the power characteristics of its solid-propellant sustainer engine, and the parameters of its aeroballistic trajectory. A study is conducted on the flight of a guided rocket object in lateral yaw angle maneuvers. The effect of a guided rocket object' lateral maneuver on the flight range is estimated.

Keywords*: guided rocket object, design parameters, trajectory parameters, flight control parameters, ballistic and aeroballistic trajectories, lateral maneuver, solid-propellant rocket engine, optimization methodology.*

Вступ. У наступні роки головними пріоритетами щодо ракетного озброєння України стануть: закупівлі ракетних комплексів, створення сучасної ракетно-космічної техніки, що включає системи високоточного ракетного озброєння, системи протиповітряної оборони тощо.

У ситуації, що склалася в Україні, зростає необхідність в розробці балістичного забезпечення польотів оперативно-тактичних ракет, в аналізі їх тактико-технічних характеристик.

З метою покращення тактико-технічних характеристик керованих ракетних об'єктів (КРО) з маршовими ракетними двигунами на твердому паливі (РДТП), виявлення особливостей та вимог, що пред'являються до траєкторій польоту, проєктних параметрів та програм керування було розроблено методичне забезпечення [1] – [6], що дозволяє на початковому етапі проєктування з достатньою точністю визначати оптимальні за критерієм дальності польоту проєктні параметри і програми керування рухом, раціональні значення основних характеристик керованих ракет для різних аеродинамічних конструкцій і схем польоту.

Аналіз створених твердопаливних ракет показує тенденцію збільшення максимальної дальності польоту завдяки: покращенню тактико-технічних характеристик, масово-габаритних і енергетичних характеристик ракет; використання різних аеродинамічних схем («нормальна», «качка», «крилата»); використання різних траєкторій польоту (балістичних, аеробалістичних, комбінованих з вертикальним і похилим видами стартів).

Для вирішення задач початкового етапу проєктування твердопаливних керованих ракет, з огляду на конкуренто-спроможність на світовому ринку, застосовується розроблене методичне забезпечення, що дозволяє:

– проводити аналізу сучасних ракет різних країн виробників при обмеженому обсязі наявної інформації;

– детально досліджувати основні характеристики ракети на основі наявних даних про тверде ракетне паливо, характеристики конструкційних, теплозахисних матеріалів тощо;

– проводити оптимізацію проєктних параметрів, параметрів траєкторії і програм керування за критерієм максимуму дальності польоту ракети.

Проведено огляд Армійського тактичного ракетного комплексу ATACMS (Army TACtical Missile System). Це твердопаливна тактична балістична ракета класу земля-земля, що вироблялася американською компанією Lockheed Martin. Має дальність до 300 км. Існують такі модифікації: MGM 140 A, MGM 140 B, MGM 164 A, MGM 164 B, MGM 168 A. Ракета ATACMS в одноразовому склопластиковому транспортно-пусковому контейнері має індекс M39. Пусковими установками ракет ATACMS є реактивні системи залпового вогню M270 MLRS (на гусеничному шасі, дві ракети) та M142 HIMARS (на колісному шасі, одна ракета) [1] – [5].

У модифікації ракети MGM 140 B Block 1A дальність польоту збільшена до 300 км за рахунок зниження корисного навантаження. Ракета MGM-140 B має масу 1320 кг, касетну бойову частину з 275 суббоєприпасів M74 масою 160 кг. Для підвищення точності використовується комбінована система наведення – інерційна та супутникова навігація GPS NAVSTAR. Для цієї ракети ймовірність відхилення від заданої цілі становить не більше 25 м. Якщо система супутникової навігації з якихось причин не працює, Block 1A керується лише інерційною системою управління [1] – [5].

Комплекси ATACMS стоять на озброєнні США, Туреччини, ОАЕ, Румунії, Греції, Польщі, України, Республіки Кореї та Королівства Бахрейн [5].

В статті використовується методичне забезпечення для оптимізації проєктних параметрів і програм керування рухом ракетного об'єкта за критерієм дальності балістичних і аеробалістичних траєкторій [1] – [6].

Об'єктом дослідження є керований ракетний об'єкт (КРО) типу подібного ATACMS MGM 140 B Block 1A., що являє собою одноступінчасту твердопаливну ракету «нормальної» схеми з аеродинамічними рулями (АДР), розташованими на хвостовій частині, які забезпечують стабілізацію та керування ракетним об'єктом у польоті.

Ціль статті – оцінка керованості ракетного об'єкта на різних ділянках аеробалістичної траєкторії з урахуванням обмежень на параметри руху. Видача практичних рекомендацій щодо розробки зразків керованих ракетних об'єктів досліджуваного типу ракетної системи.

Методи досліджень – математичне, імітаційне та чисельне моделювання, що дозволяє залежно від основних проєктних параметрів, параметрів траєкторії і програм керування рухом здійснювати оцінку керованості КРО, визначати дальність польоту, основні характеристики КРО, дослідити рух центра мас та рух навколо центра мас КРО при здійсненні маневрів у горизонтальній та вертикальній площинах.

Однією із задач, що потрібно вирішувати при дослідженні руху керованого ракетного об'єкта (КРО) відносно центра мас, є оцінка маневрених можливостей КРО, які можуть бути використані для «відводу» від пролонгованої траєкторії руху з метою створення перешкод для перехоплення.

Значення аеродинамічних характеристик, що розраховуються в залежності від проєктних параметрів, таких як координати центра мас і центра тиску відносно носка КРО, коефіцієнт поздовжньої сили, коефіцієнт нормальної сили, коефіцієнти моментів тангажа, нишпорення і крену, використовуються надалі як вхідні дані для математичної моделі, яка визначає спільний рух центра мас та рух навколо центра мас КРО на різних ділянках траєкторії.

Математична модель руху центра мас КРО та руху навколо центра мас побудована з використанням результатів, що наведені у роботах [7] – [12]. Для розробки математичної моделі щодо розрахунку аеродинамічних характеристик КРО використано результати, які отримано в роботах [7] – [12].

У статті проведено дослідження впливу різних параметрів на дальність польоту і величину бічного відхилення КРО, що робить бічний маневр. Розглянуто варіанти здійснення бічного маневру як на активній, так і на пасивній ділянках траєкторії для різних початкових умов маневру.

Формування програми зміни кута нишпорення при здійсненні бічного маневру керованим ракетним об'єктом. Бічний маневр керованого ракетного об'єкта визначається програмою зміни в часі кута нишпорення $\phi = \phi_{np}(t)$. При цьому ділянка виходу на заданий кут нишпорення починається після досягнення КРО заданих початкових умов, з яких починається бічний маневр. Такими умовами можуть бути час початку маневру на активній ділянці траєкторії або висота початку маневру на пасивній ділянці траєкторії.

Для визначення програми зміни кута нишпорення $\phi = \phi_{np}(t)$ повинно бути задано: величина кута нишпорення наприкінці ділянки виходу ϕ^{k}_{man}; тривалість виходу на цей кут t^{v}_{man}. При цьому параметри ϕ^{k}_{man} і t^{v}_{man} можуть входити до складу параметрів траєкторії, що оптимізуються. Після виходу на кут нишпорення $\phi = \phi_{man}^{k}$ у результаті бічного маневру, політ триває з цим кутом нишпорення ϕ_{man}^{k} до зіткнення з поверхнею Землі.

Далі передбачається, що зміна кута нишпорення відбувається за лінійною залежністю від часу [6] – [8]

$$\phi = \phi_{np}\left(t\right) = A_0 + A_1 \cdot t \, . \tag{1}$$

Коефіцієнти A_0 і A_1 у співвідношенні (1) визначаються з урахуванням таких умов:

– при $t = t_n$ (де t_n – час початку бічного маневру) кут нишпорення ϕ =0°;

– при $t = t_n + t_{man}^{v}$ (де t_{man}^{v} – тривалість бічного маневру) кут нишпорення $\phi = \phi_{man}^{k}$.

З урахуванням цих умов коефіцієнти A_0 і A_1 визначаються за такими співвідношеннями [6] – [8]:

$$A_0 = -\frac{\phi_{man}^{k}}{t_{man}^{v}} \cdot t_n , \quad A_1 = \frac{\phi_{man}^{k}}{t_{man}^{v}} \, . \tag{2}$$

Таким чином, задаючи на траєкторії час початку бічного маневру t_n, тривалість маневру t_{man}^{v} і величину кута розвороту $\phi_{\mathrm{man}}^{\mathrm{k}}$, за співвідношеннями (1), (2) може бути сформована програма зміни кута нишпорення $\phi = \phi_{\mathrm{np}}\left(\mathrm{t}\right)$ на будь-якій ділянці траєкторії.

Ілюстративний приклад. Початкові дані для керованої ракети «нормальної» схеми із заднім розташуванням аеродинамічних рулів, що робить бічний маневр, наведено в табл. 1.

Таблиця 1

Основні характеристики керованої ракети нормальної схеми

Характеристика	Значення	Примітка
m_0 , кг	1320	Стартова маса КРО
m_{GTH} , кг	160	Маса головної частини КРО
D_{KRO} , м	0,610	Діаметр КРО
L_{KRO} , м	4,5	Повна довжина КРО
l_{ADR} , м	1,4	Розмах аеродинамічних рулів (АДР)
m_{ADR} , кг	40	Сумарна маса АДР з кріпленням
$\neg_{p}$	0,22	Коефіцієнт початкової тягоозброєності КРО
$«_{k}$	0,345	Відносна кінцева маса КРО
p_k , кгс/см^2	50	Середній тиск у камері згоряння РДТП
D_a , м	0,43	Діаметр зрізу сопла маршового РДТП
d_{kr} , м	0,095	Діаметр критичного перетину сопла
P , кгс	6000	Тяга маршового РДТП на основному режимі роботи
m_c , кг/с	20,145	Масова секундна витрата продуктів згоряння
t_{Σ} , с	44,78	Час роботи маршового РДТП
J_{yd} , с	297,844	Пустотний питомий імпульс маршового РДТП
m_m^{Σ} , кг	864,16	Повний запас палива маршового РДТП

Розглядається аеробалістична траєкторія польоту з похилим стартом ¨$_{cm}$ =60 град. В кінці активної (з працюючим РДТП) ділянки траєкторії відбувається вибір кута тангажа за вимогою до максимальної висоти польоту $H_{\max}$ = 60 км. Після активної ділянки траєкторії вихід на нульовий кут атаки за певний час t_{PUT1} = 20 с і політ до максимальної висоти $H_{\max}$ = 60 км з нульовим кутом атаки. Далі вихід на кут атаки $\sim_{const}$ = 15 град. за час t_{PUT3} = 5 с і політ до висоти H_{PUT4} = 15 км. Потім вихід на заданий кут тангажа підльоту до цілі ¨$_{c}$ = -90 град. за проміжок часу $t_{¨_c}$ = 37,41 с. Подальший політ з постійним кутом тангажа ¨$_{c}$ = -90 град. до зіткнення з поверхнею Землі.

Параметри аеробалістичної траєкторії керованої ракети наведено в табл. 2.

Таблиця 2

Параметри траєкторії керованої ракети

Характеристика	Значення	Примітка
L, км	382,922	Дальність польоту КРО
¨$_{cm}$, град.	60	Кут тангажа при старті КРО
¨$_{AUT}$, град.	25,12	Кут тангажа наприкінці АДТ
V_{AUT}, м/с	1833,6	Швидкість наприкінці АДТ
t_{PUT1}, с	20	Тривалість виходу на нульовий кут атаки наприкінці першої пасивної ділянки траєкторії (ПДТ)
$H_{\max}$, км	60	Максимальна висота польоту
$Q_{H_{\max}}$, кгс/м^2	35,3	Швидкісний напір на $H_{\max}$
$\sim_{const}$, град.	15,00	Кут атаки наприкінці ПДТ3
t_{PUT3}, с	5	Тривалість виходу на кут атаки $\sim_{const}$ наприкінці ПДТ3
$H^{n}_{man} = H_{PUT4}$, км	15	Висота початку маневру на низхідній ділянці траєкторії
$t_{¨_c}$, с	37,41	Час розвороту на кут ¨$_{c}$
¨$_{c}$, град.	-90,0	Кут тангажа підльоту до цілі
V_c, м/с	306,7	Швидкість КРО підльоту до цілі

Дослідження параметрів руху керованого ракетного об'єкта при початку бічного маневру з висоти 15 км на низхідній ділянці траєкторії. Результати розрахунків параметрів траєкторії для наведених вище початкових даних (табл. 1, табл. 2) у випадку тривалості маневру t^{v}_{man} =5 с і початку маневру з висоти H^{n}_{man} =15 км на низхідній ділянці траєкторії для різних значень кутів нишпорення ϕ^{k}_{man} і азимутів пуску ракети Az наведено в табл. 3.

Таблиця 3

Дальність польоту керованої ракети L і бічне відхилення z залежно від кута розвороту ϕ_{man}^{k} і азимута пуску ракети Az

Пара-метр	ϕ_{man}^{k}, град.						
	-40	-25	-10	0	10	25	40
	Азимут пуску Az =20°						
L, км	382,063	382,615	382,940	382,992	382,904	382,535	381,957
z, м	7,324	6,470	5,145	4,109	3,060	1,654	0,636
Азимут пуску Az =40°							
L, км	383,071	383,630	383,959	384,014	383,928	383,560	382,981
z, м	7,213	6,356	5,033	4,000	2,955	1,554	0,540
Азимут пуску Az =60°							
L, км	383,894	384,460	384,796	384,855	384,773	384,408	383,830
z, м	7,109	6,248	4,925	3,893	2,851	1,456	0,448

Залежності дальності польоту керованої ракети L від кута розвороту ϕ_{man}^{k} і азимута пуску Az наведено на рис. 1.

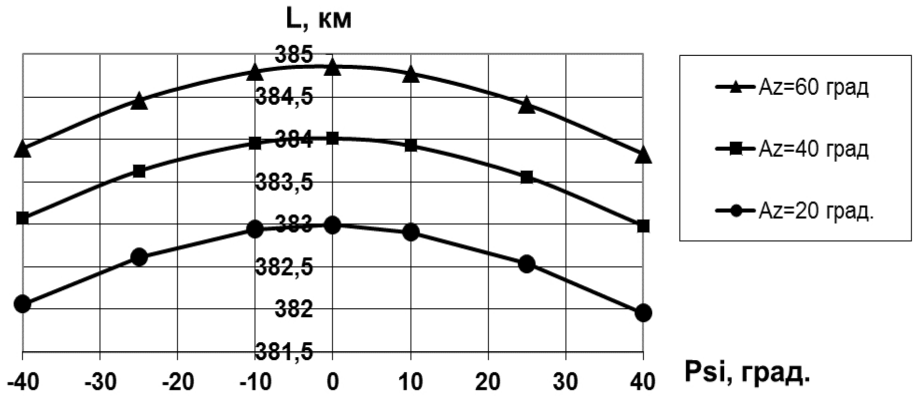

Рис. 1 – Залежність дальності польоту керованої ракети L від кута розвороту $Psi = \phi_{man}^{k}$ і азимута пуску Az

Залежності бічного відхилення керованої ракети z від кута розвороту ϕ_{man}^{k} і азимута пуску Az наведено на рис. 2.

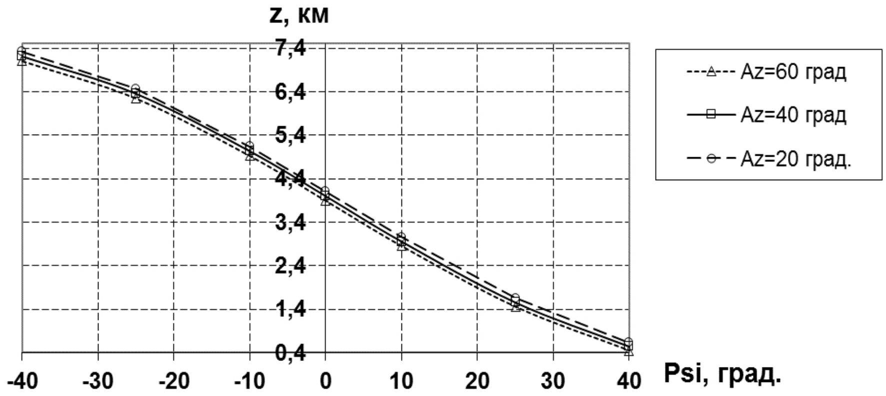

Рис. 2 – Залежність бічного відхилення керованої ракети z від кута розвороту $\text{Psi} = \phi^{k}_{man}$ і азимута пуску Az

Як показали результати розрахунків для заданих характеристик бічного маневру на пасивній ділянці траєкторії (кут розвороту $\phi^{k}_{man} = \pm$ 40 град., тривалість t^{v}_{man} = 5 с і висота початку маневру H^{n}_{man} = 15 км), зменшення дальності польоту ракети становить ~1 км для розглянутих азимутів пуску Az = від 20° до 60°. Величина бічного відхилення залежить від знаку кута нишпорення і змінюється в діапазоні від $z =$ 0,448 км для кута нишпорення рівного $\phi^{k}_{man} = +40°$ до $z =$ 7,324 км для кута нишпорення рівного $\phi^{k}_{man} = -40°$. Величина різниці в бічних відхиленнях траєкторій з розворотом за кутом нишпорення $\phi^{k}_{man} = \pm$ 40 град від номінальної траєкторії ($\phi^{k}_{man} = 0$) пояснюється впливом обертання Землі та відмінностями азимутів пуску Az керованої ракети.

Дослідження параметрів руху керованого ракетного об’єкта для різного часу початку бічного маневру на активній ділянці траєкторії. Дослідження параметрів руху КРО для різного часу початку бічного маневру на активній ділянці траєкторії (АДТ) проводяться для варіанта керованої ракети, основні характеристики якої наведено в табл. 1, табл. 2.

При проведенні розрахунків варіюється час $t_{n\,man}$ від 5 с до 35 с початку маневру на АДТ за кутом нишпорення. Тривалість маневру дорівнює t^{v}_{man} =5 с.

Результати розрахунків дальності польоту керованої ракети і бічного відхилення z для граничних значень часу початку бічного маневру і різних кутів розвороту ϕ^{k}_{man} на активній ділянці траєкторії наведено в табл. 4, табл. 5.

Таблиця 4

Дальність польоту і бічне відхилення для часу початку маневру $t_{n\,man}$ =5 с

ϕ^{k}_{man} , град.	-40	-25	-10	0	10	25	40
L , км	365,248	378,901	382,908	382,922	381,494	375,331	359,846
z , км	237,585	163,642	70,387	3,980	-62,318	-155,042	-228,430
z_{usl} , км	233,605	159,662	66,407	0,0	-66,298	-159,022	-232,41
n_z^{max}	6,31	4,14	1,71	0,0	-1,71	-4,15	-6,30

Таблиця 5

Дальність польоту і бічне відхилення для часу початку маневру $t_{n\,man}$ =35 с

ϕ^{k}_{man} , град.	-40	-25	-10	0	10	25	40
L , км	316,406	356,510	379,073	382,922	377,696	353,833	314,387
z , км	198,403	148,456	67,299	3,980	-59,324	-140,831	-192,704
z_{usl} , км	194,423	144,476	63,319	0,0	-63,304	-144,811	-196,684
n_z^{max}	8,76	6,23	2,67	0,0	-2,67	-6,18	-8,66

В табл. 4 , табл. 5 додатково введено такі позначення:

z_{usl} – умовна величина бічного відхилення, що дорівнює $z_{usl}\left(\phi^{k}_{man}\right) = z\left(\phi^{k}_{man}\right) - z\left(\phi^{k}_{man} = 0\right)$;

n_z^{max} – максимальне бічне перевантаження.

Залежність дальності польоту керованої ракети L від кута нишпорення ϕ^{k}_{man} і часу початку маневру $t_{n\,man}$ наведено на рис. 3.

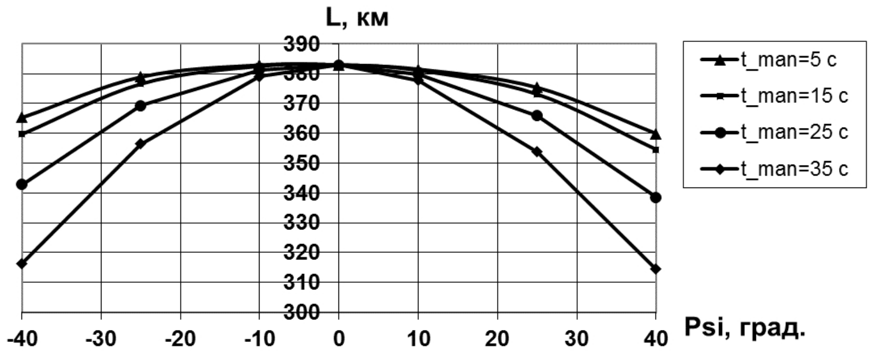

Рис. 3 – Залежність дальності польоту керованої ракети L від кута розвороту $Psi = \phi^{k}_{man}$ і часу початку маневру на активній ділянці траєкторії $t\_man = t_{n\,man}$

Залежність бічного відхилення керованої ракети z від кута нишпорення ϕ^{k}_{man} і часу початку маневру $t_{n\,man}$ наведено на рис. 4.

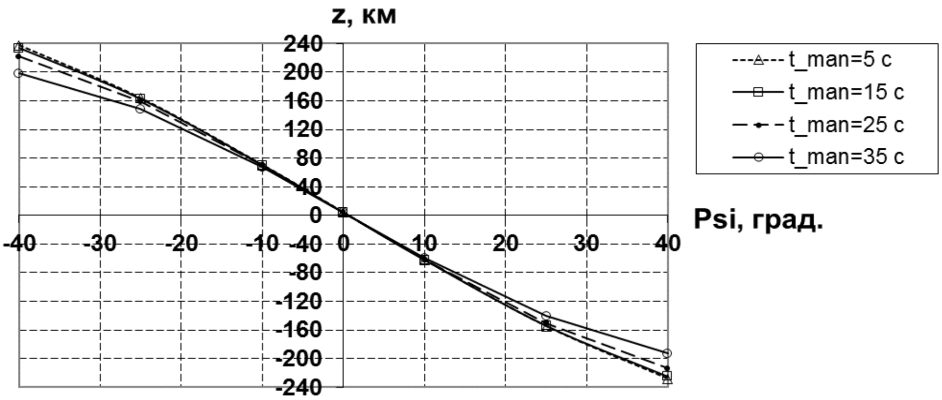

Рис. 4 – Залежність бічного відхилення керованої ракети z від кута розвороту $\mathrm{Psi} = \phi^{k}_{\mathrm{man}}$ і часу початку маневру на активній ділянці траєкторії $t\_man = t_{n\ man}$

Залежність бічного перевантаження $n_z^{\max}$ від кута нишпорення ϕ^{k}_{man} і часу початку маневру $t_{n\,man}$ наведено на рис. 5.

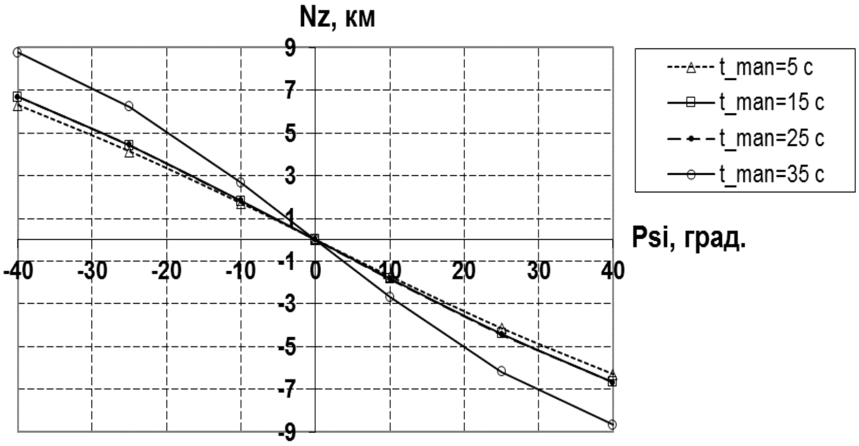

Рис. 5 – Залежність бічного перевантаження $Nz = n_z^{\max}$ від кута розвороту $\mathrm{Psi} = \phi^{k}_{\mathrm{man}}$ і часу початку маневру на активній ділянці траєкторії $t\_man = t_{n\ man}$

Результати проведених досліджень дозволили зробити такі висновки. Як показали результати досліджень, найменші втрати за дальністю польоту керованої ракети відповідають меншому часу початку бічного маневру на активній ділянці траєкторії. Для часу початку $t_{n\ man}$ =5 с бічного маневру $\phi^{k}_{\mathrm{man}} = \pm 40$ град. максимальні втрати за дальністю становлять ~ 23 км при менших значеннях максимального бічного навантаження $n_z^{\max} \approx$ 6,7. Тоді як для часу початку $t_{n\ man}$ = 35 с бічного маневру $\phi^{k}_{\mathrm{man}} = \pm 40$ град. максимальні втрати за дальністю становлять ~ 68,5 км при значеннях максимального бічного навантаження $n_z^{max} \approx 8{,}76$. Бічне відхилення z теж залежить від часу початку бічного маневру $t_{n\ man}$.

Дослідження параметрів руху керованого ракетного об'єкта при здійсненні двох бічних маневрів за траєкторією польоту. В статті проводяться дослідження параметрів руху керованої ракети для випадків, коли перший бічний маневр за кутом нишпорення ϕ_1 здійснюється на активній ділянці траєкторії, а другий бічний маневр за кутом нишпорення ϕ_2 відбувається з висоти $H_{\phi 2}$ =15 км на низхідній ділянці траєкторії.

Відповідно вищенаведеним дослідженням, час початку маневру за кутом нишпорення ϕ_1 на АДТ після старту дорівнює $t_{n\,man}$ =5 с. Тривалості першого і другого маневрів прийнято такими, що дорівнюють $t_{man1}^{v} = t_{man2}^{v} = 5$ с. Після закінчення другого маневру здійснюється розворот на необхідний кут тангажа підльоту до цілі φ_c = -90°. Кут тангажа при старті дорівнює φ_{cm} =60 град., кут тангажа наприкінці АДТ φ_{AUT} =25,17 град.

Результати розрахунків дальності польоту керованої ракети L, бічного відхилення z, перевантажень $n_{z\,1}^{max}$ і $n_{z\,2}^{max}$ для різних значень ϕ_2 при $\phi_1 = \pm 40^o$ наведено в табл. 6, табл. 7.

Таблиця 6

Залежність параметрів траєкторії від кута нишпорення ϕ_2 при ϕ_1 = -40 град.

ϕ_2, град.	-40	-25	-10	0	10	25	40
L, км	366,715	366,666	366,311	365,940	365,494	364,773	364,017
z, км	238,547	237,163	235,538	234,470	233,508	232,388	231,713
$n_{z\,1}^{max}$	6,31	6,31	6,31	6,31	6,31	6,31	6,31
$n_{z\,2}^{max}$	0,01	-0,79	-1,78	-2,43	-2,99	-3,52	-3,71

Результати розрахунків дальності польоту керованої ракети L, бічного відхилення z, перевантажень $n_{z\,1}^{max}$ і $n_{z\,2}^{max}$ для різних значень ϕ_2 при ϕ_1 =40 град. наведено в табл. 7.

Таблиця 7

Залежність параметрів траєкторії від кута нишпорення ϕ_2 при ϕ_1 =40 град.

ϕ_2, град.	-40	-25	-10	0	10	25	40
L, км	358,808	359,560	360,249	360,678	361,028	361,333	361,321
Z, км	-222,984	-223,443	-224,394	-225,274	-226,299	-227,925	-229,362
$n_{z\,1}^{max}$	-6,30	-6,30	-6,30	-6,30	-6,30	-6,30	-6,30
$n_{z\,2}^{max}$	3,10	2,77	2,62	2,44	1,69	0,79	0,03

Залежності дальності польоту керованої ракети L від кутів нишпорення ϕ_1 і ϕ_2 наведено на рис. 6, рис. 7.

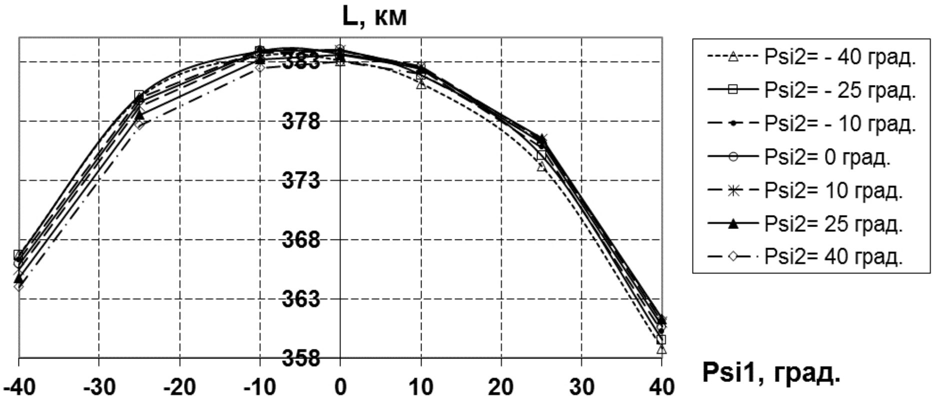

Рис. 6 – Залежність дальності польоту керованої ракети $L = L\left(\text{Psi1} = \phi_1\right)$ для різних значень кута нишпорення $\text{Psi2} = \phi_2$

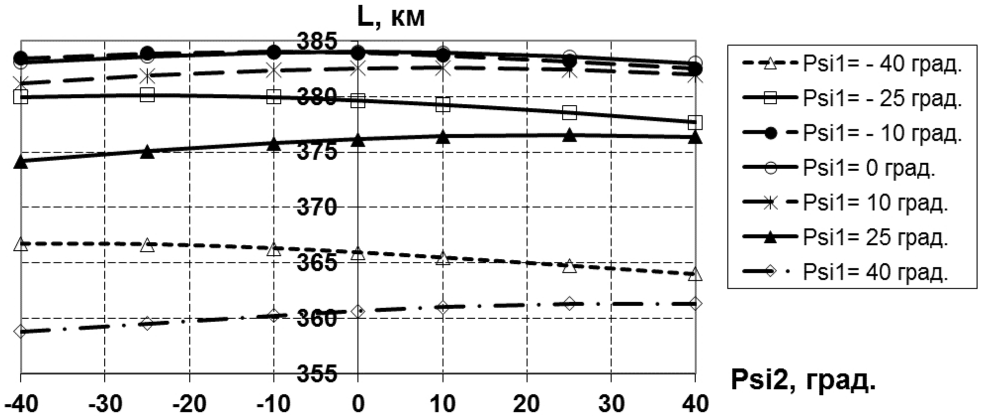

Рис. 7 – Залежність дальності польоту керованої ракети $L = L\left(\text{Psi2} = \phi_2\right)$ для різних значень кута нишпорення $\text{Psi1} = \phi_1$

Залежності бічного відхилення z від кутів нишпорення ϕ_1 і ϕ_2 наведено на рис. 8, рис. 9.

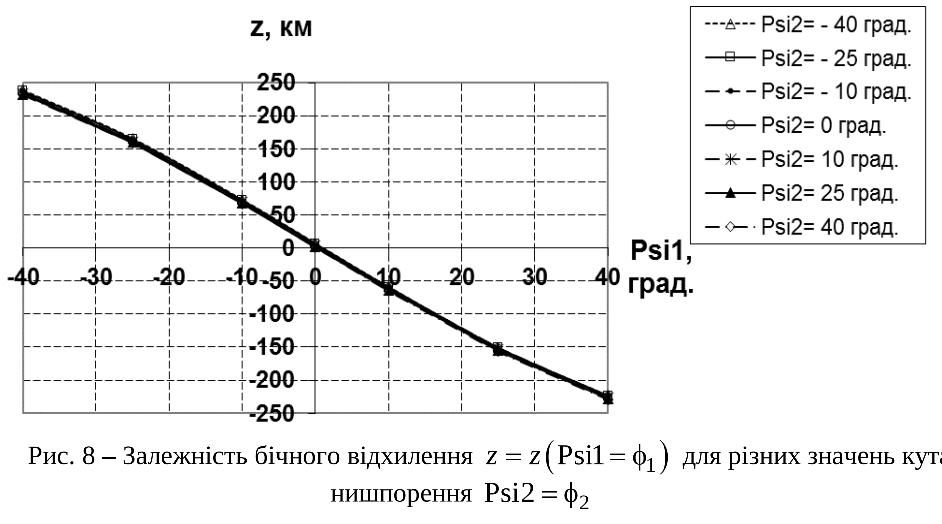

Рис. 8 – Залежність бічного відхилення $z = z\left(\text{Psi1} = \phi_1\right)$ для різних значень кута нишпорення $\text{Psi2} = \phi_2$

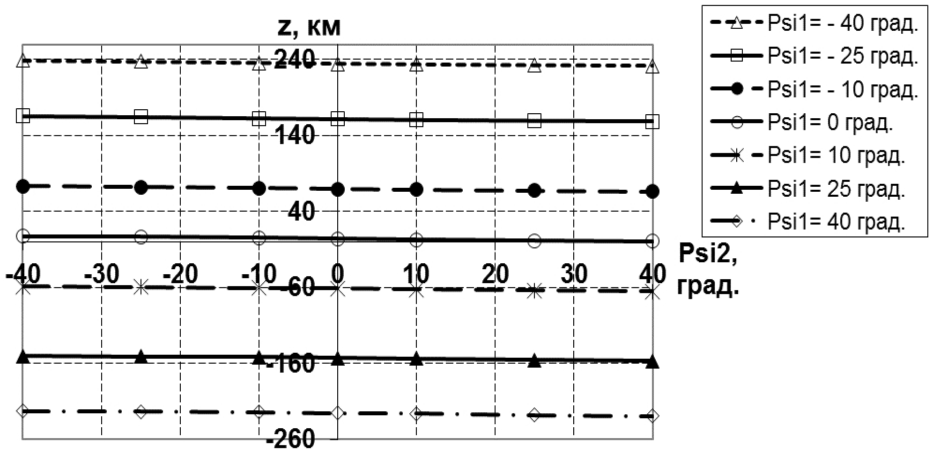

Рис. 9 – Залежність бічного відхилення $z = z\left(\mathrm{Psi2} = \phi_2\right)$ для різних значень кута нишпорення $\mathrm{Psi1} = \phi_1$

Як показали результати розрахунків, дальність польоту керованої ракети L, при проведенні двох бічних маневрів, суттєво залежить від величини кута нишпорення ϕ_1 бічного маневру на активній ділянці траєкторії (рис. 6). При варіаціях кута нишпорення ϕ_2 на низхідній ділянці траєкторії з висоти $\mathrm{H}_{\phi 2}$ =15 км, дальність польоту L змінюється незначно (рис. 7). Аналогічні висновки можна зробити для величини бічного відхилення z (см. рис. 8, рис. 9).

Висновки. Апробовано математичну модель, що дозволяє сформувати програму зміни кута нишпорення на будь-якій ділянці аеробалістичної траєкторії польоту та проводити дослідження параметрів руху при здійсненні керованим ракетним об'єктом бічних маневрів за кутом нишпорення. Досліджено рух керованого ракетного об'єкта «нормальної» аеродинамічної схеми при здійсненні бічних маневрів за кутом нишпорення на різних ділянках траєкторії. Отримано оцінку впливу бічного маневру керованого ракетного об'єкта на дальність польоту. Проведено апробацію розробленого методичного забезпечення для аналізу та визначення габаритно-масових, енергетичних та балістичних характеристик досліджуваного керованого ракетного об'єкта, який здійснює рух за аеробалістичною траєкторією.

Дослідження виконані за рахунок фінансування за бюджетною програмою «Підтримка розвитку пріоритетних напрямків наукових досліджень (КПКВК 6541230) на 2023 – 2024 роки».

1. Управляемые ОТРК и ТРК стран мира: обзор по материалам открытой отечественной и зарубежной печати за 2008 – 2014 гг. и интернета. Днепр, 2014. 162 с.
2. Lockheed Martin's GMLRS+ Completes Successful Test Flight of Long-Range Motor, Aug. 9, 2011. URL: https://news.lockheedmartin.com/2011-08-09-Lockheed-Martins-GMLRS-Completes-Successful-Test-Flight-of-Long-Range-Motor (дата звернення 29.11.2024).
3. HIMARS. The long-range, mobile, precision fires launcher. URL: https://www.lockheedmartin.com/en-us/products/himars.html (дата звернення 29.11.2024).
4. Реактивные системы залпового огня зарубежных стран: обзор по материалам открытой печати за 1987 – 2016 гг. и интернета. Днепр, 2016. Ч. I. 205 с.

5. ATACMS Advanced Military Rocket Technology. URL: https://www.lockheedmartin.com/en-us/products/army-tactical-missile-system.html (дата звернення 29.11.2024).
6. *Аксёненко А. В., Гурский А. И., Клочков А. С., Кондратюк Е. А., Сенькин В. С., Сюткина-Доронина С. В.* Анализ тенденций развития проектных параметров и основных характеристик ракет перспективных ракетных систем залпового огня. Космическая техника. Ракетное вооружение. 2020. № 1 (119), С. 13 – 25. https://doi.org/10.33136/stma2020.01.013
7. *Fleeman Eugene L*. Tactical missile design. Second Edition. Lilburn, Georgia: AIAA Education series. 2006. 469 p.
8. *Лебедев А. А. Чернобровкин Л. С.* Динамика полёта. М.: Оборонгиз, 1962. 548 с.
9. *Краснов Н. Ф., Кошевой В. Н., Данилов А. Н.* и др. Прикладная аэродинамика. Учебное пособие для втузов. М.: Высшая школа, 1974. 732 с.
10. *Краснов Н. Ф.* Основы аэродинамического расчёта: аэродинамика тел вращения, несущих и управляющих поверхностей. М.: Высшая школа, 1981. 496 с.
11. *Tewari Ashish.* Advanced control of aircraft, spacecraft and rockets. Kanpur: John Wiley & Sons, 2011. 456 p. https://doi.org/10.1002/9781119971191
12. *Сюткіна-Дороніна С. В.* Методичне забезпечення оптимізації основних характеристик одноступінч тих ракет з маршовим двигуном на твердому паливі: дис. … кан. тех. наук: утв. 29.06.21. Дніпро. 2021. 168 с.

Отримано 28.11.2024,
в остаточному варіанті 11.12.2024