

doi: 10.32620/oikit.2025.106.03

УДК 629.76

В. С. Філіпковський, Г. М. Колоскова.

Тенденції застосування форм обтічників у конструкціях крилатих ракет

Національний аерокосмічний університет «Харківський авіаційний інститут»

У статті проведено аналітичний огляд використання форм головних обтічників крилатих ракет різних класів і швидкісних діапазонів. Дослідження спрямовано на визначення тенденцій застосування геометричних форм обтічників у конструкціях дозвукових, надзвукових і гіперзвукових літальних апаратів з урахуванням особливостей їх теплового та аеродинамічного навантаження. Показано, що при проектуванні бойових ракет з нероздільними обтічниками їх аеродинамічний нагрів є одним із найважливіших факторів, який визначає надійність, довговічність і льотно-технічні характеристики виробу. Проведено огляд наукових публікацій, який виявив, що більшість досліджень присвячені роздільним обтічникам космічних ракет-носіїв, тоді як питання оптимізації форми нероздільних обтічників бойових ракет розглянуті недостатньо.

На основі аналізу методів дослідження параметрів обтічників узагальнено можливості трьох основних підходів: чисельного CFD-моделювання, експериментів у аеродинамічних трубах та аналітичних статистичних методів. Останній метод застосовано як початковий етап для визначення закономірностей використання форм обтічників у сучасних зразках ракет. Проведено статистичне дослідження 107 бойових ракет різних типів, у ході якого визначено залежність між формою носової частини та іншими характеристиками ракети. У результаті встановлено, що оживальна форма головного обтічника є найперспективнішою для подальших досліджень та оптимізації.

На основі отриманих результатів запропоновано методологічну послідовність подальших етапів дослідження, яка включає створення аналітичної та фізичної моделей нагріву, проведення CFD-аналізу та валідацію результатів за допомогою експериментів у аеродинамічній трубі. Отримані результати мають практичне значення для підвищення ефективності бойових ракет і вдосконалення конструкцій нероздільних головних обтічників надзвукових і гіперзвукових ЛА. Робота формує наукове підґрунтя для подальших досліджень, спрямованих на оптимізацію форми оживальних обтічників з метою зменшення впливу аеродинамічного нагріву та покращення аеродинамічних характеристик у широкому діапазоні швидкостей.

Ключові слова: головний обтічник, крилата ракета, форма обтічника, матеріал конструкції обтічника, аеродинамічний нагрів, статистичний аналіз.

Вступ

В даний час удосконалення швидкісного високоточного ракетного озброєння (у тому числі дозвукового, надзвукового і гіперзвукового) є одним із ключових факторів розвитку сучасної військової науки і техніки. Історично, швидкість ракет зростала від дозвукової до надзвукової, а потім до гіперзвукової, що характеризується швидкістю понад 5 Махів (5 М або понад 6174 км/год).

Створення літальних апаратів (ЛА) зі швидкістю, що перевищує швидкість поширення звуку в атмосфері, – одна із найперспективніших напрямів розвитку озброєнь, що відзначає світові тренди інноваційних технологій у сфері військової авіації [1, 2].

При проектуванні надзвукового літального апарату (НЛА) і гіперзвукового літального апарату (ГЛА) перш за все враховують аеродинамічні й теплові умови: формування ударної хвилі у носовій частині, тепловий потік у зоні стагнації та нагрів обшивки, який потребує застосування теплозахисних матеріалів та

активних систем охолодження. Все зазначене обумовлює зацікавленість провідних країн світу до вирішування проблем удосконалення характеристик НЛА і ГНА.

Ключовим елементом крилатої ракети є головний обтічник (ГО), який формує аеродинамічний опір, визначає тепловий режим, захищає корисне навантаження і може служити частиною системи активного теплозахисту [3, 4].

На питаннях використання різних форм обтічників в конструкціях крилатих надзвукових та гіперзвукових ракет сфокусовано увагу у статті.

Науково-дослідні роботи присвячені переважно обтічникам корисного навантаження космічних ракет-носіїв [5, 6]. Специфіка таких обтічників полягає в наявності механізму розділення та (або) відділення від основної частини ракети з метою виведення корисного вантажу на орбіту. Відносно обтічників бойових ракет, що мають нероздільну конструкцію, захищаючу корисне навантаження, у ряді зарубіжних і вітчизняних досліджень розглядається моделювання аеродинаміки та теплових потоків.

Визначенню геометрії та параметрів носових конусів, які забезпечують мінімальний аеродинамічний опір та нагрівання, приділяється увага у статтях [3, 7, 8]. Так менший радіус призводить до більш високого теплового потоку у точці застою. Числовим методом проведено детальне порівняльне дослідження гіперзвукового потоку повз сферично затуплені та параболічні носові конуси при швидкості 5,8 М. Також враховані різні коефіцієнти дисперсії при нульовому куті атаки. Конструкційним засобом боротьби з аеродинамічним нагрівом носових частин гіперзвукових ЛА присвячено роботи [9, 10].

Аналізуючи наявну літературу, можна зробити висновок, що розробленню та вдосконаленню обтічників бойових надзвукових (гіперзвукових) ракет з нероздільними ГО приділено значно менше уваги, чим роздільним обтічникам космічних ракет-носіїв. При цьому більшість джерел щодо нероздільних ГО зосереджені або на матеріалах/покриттях, або на експериментальних випробуваннях окремих форм, але практично немає робіт, в яких би приводився критерій вибору форми ГО в залежності від умов польоту ракети. Водночас у зв'язку зі збільшенням різновидів ракет, зростанням їх швидкості і випробовуваних ними навантажень дослідження в цій галузі є актуальними.

Таким чином існує порівняно мало дослідницьких робіт щодо оптимізації форми і зниженню негативних факторів аеродинамічного нагріву нероздільних головних обтічників. Враховуючи вищесказане, видається виправданим провести аналіз і виявити основні тенденції використання різних форм ГО ракет в залежності від льотно-технічних характеристик ЛА.

Мета статті полягає в розкритті основних питань, пов'язаних з вибором форми головного обтічника для подальшої оптимізації його характеристик в умовах польоту ЛА на високих швидкостях. За цією метою пропонується провести статистичний аналіз конструкцій крилатих ракет.

1. Найзначніші чинники, що впливають на головний обтічник у польоті

Головний обтічник крилатої ракети виконує важливу аеродинамічну й захисну функцію, забезпечуючи мінімальний опір повітрю та захист внутрішніх систем крилатої ракети. Тому загальними характеристиками обтічника є [11]:

- форма, що визначає опір повітря у різних числах Маха;
- коефіцієнт лобового опору;
- теплова стійкість і теплозахист;

– міцність і жорсткість конструкції, за якими обтічник витримуватиме аеродинамічні, інерційні та вібраційні навантаження без деформації, яка погіршить аеродинаміку;

- внутрішній об'єм і компонування;
- стійкість до корозії та довговічність.

Форма і конструкційний матеріал ГО вибирається залежно від умов польоту (швидкості, висоти, тривалості, маневрування, тощо) та корисного навантаження.

Головний обтічник крилатої ракети є однією з частин ракети, що найбільше піддаються температурним впливам, поряд із кромками несучих поверхонь, газоводом, камерою згорання та соплом.

При русі ЛА з надзвуковими/гіперзвуковими швидкостями перед обтічником формується ударна хвиля, що викликає значне підвищення температури через стискання повітря. Стиснене повітря нагрівається і передає тепло конструкції обтічника. Нагрів ГО також зумовлений конвекцією, теплопровідністю та випромінюванням.

Тому основними джерелами нагріву є:

- адіабатичне стискання повітря перед обтічником;
- в'язке тертя між повітряним потоком і поверхнею;
- інфрачервоне випромінювання від розігрітого газу.

У даних умовах головний обтічник виконує ключові функції: він захищає корисне навантаження, створює умови для його працездатності протягом польоту, знижує опір потоку та забезпечує аеродинамічну стабільність апарату [11].

Ефективність виконання цих задач напряму пов'язана з конструкцією обтічників. Розглянемо ключові фактори при виборі форми головного обтічника крилатої ракети.

2. Методи дослідження параметрів ГО

Аналіз показує, що існує три методи дослідження аеродинамічних характеристик ЛА, які можуть бути використані для вивчення головного обтічника:

1. CFD-аналіз.

Чисельне моделювання, засноване на методах обчислювальної аеро- і гідродинаміки (Computational Fluid Dynamics, CFD-аналіз). CFD-аналіз дозволяє оцінювати вплив різних форм ГО ракет на їх ефективність і стабільність у польоті.

Основні переваги використання CFD у дослідженні ракетних обтікачів:

- економія часу та ресурсів: CFD зменшує потребу в дорогих експериментальних випробуваннях у аеродинамічних трубах;
- візуалізація та аналіз потоків: дозволяє отримати детальну картину розподілу тиску, температури та швидкості навколо ракети;
- аналіз складних умов: можливість моделювання впливу турбулентності, ударних хвиль та інших нелінійних ефектів.

Виходячи з того, що ГО впливає на аеродинамічні характеристики ракети, CFD-аналіз допомагає визначити оптимальну форму обтічника.

2. Експериментальні дослідження в аеродинамічній трубі.

Аеродинамічна труба дозволяє на натурних експериментах досліджувати вплив форми обтічника на аеродинамічний опір, нагрівання та стабільність польоту. Дослідження в аеродинамічній трубі базуються на створенні контрольованого потоку повітря, що імітує умови польоту ракети. На основі

реальних експериментів проводять калібрування CFD-моделей, тобто результати випробувань використовуються для підвищення точності чисельного моделювання.

3. Аналітичні методи

Використання статистичних та математичних методів забезпечує аналіз накопичених даних та допомагає визначити оптимальні конструкції обтічників.

Аналітичні методи включають збір статистичних даних та їх обробку, яка складається з відстеження, вивчення і нормалізації даних та використання методів кластерного аналізу для групування типів обтічників.

Саме статистичний аналіз форм головних обтічників бойових ракет є найбільш доступним і водночас інформативним методом на початкових етапах дослідження впливу аеродинамічного нагріву на льотні характеристики ракет.

Цей метод базується на відкритих та доступних емпіричних даних, зібраних з існуючих конструкцій ракет, що вже експлуатуються або проходили випробування. Не потребуючи складного лабораторного обладнання або обчислювальних потужностей, статистичний аналіз дозволяє отримати перші важливі висновки про зв'язок між геометрією обтічника та льотно-технічними характеристиками ракети. Результати статистичного аналізу використовуються для подальшого CFD-моделювання, експериментальних випробувань в аеродинамічних трубах та оптимізаційних розрахунків, оскільки все це дозволяє звузити коло форм, які доцільно досліджувати глибше.

3. Льотно-технічні характеристики крилатих ракет та головних обтічників

Для з'ясування тенденцій у використанні різних форм головних обтічників бойових ракет на різних швидкостях польоту було проаналізовано 107 бойові ракети з нероздільними ГО, які розроблені та знаходяться на озброєнні різних країн світу. Серед них 20 дозвукові ракети ($M < 1$), 63 надзвукові ракети ($1 \leq M < 5$) та 24 гіперзвукові ракети ($M \geq 5$) (табл. 1). Збір статистичних даних проводився на підставі джерел [12–16] що знаходяться у вільному доступі.

Як критерії аналізу було розглянуто: маса, висота польоту, дальність; швидкість; клас ракети. Розглядалися ракети з оживальним, конічним, сферичним, конічно-сферичним, оживально-сферичним та чотиригранним ГО. Треба зазначити, що на практиці існують ще ракети з комбінованою формою ГО. Але оскільки вони зустрічаються відносно рідко і при цьому мають багато специфічних різновидів обтічників, до розгляду такі ракети не було включено.

Таблиця 1

Льотно-технічні характеристики крилатих ракет

№	Ракета	Маса, кг	Дальність, км	Висота польоту, км	Форма ГО*	Швидкість, М	Клас**
Дозвукові ракети							
1	Storm Shadow/SCALP-EG	1300	560	0,15	ЧГ	0,8	П-П
2	ПКР "Нептун" P-360	870	350	0,015	Ож-С	0,85	З-З, З-М
3	X-35	600	130	0,015	Ож-С	0,85	З-М, М-М
4	X-35UE	670	15	0,015	Ож-С	0,85	П-М, З-М, М-М

Продовження таблиці 1

№	Ракета	Маса, кг	Дальність, км	Висота польоту, км	Форма ГО*	Швидкість, М	Клас**
5	AGM-158 B JASSM	2300	370	0,06	Ож	0,87	П-М, П-3, 3-3, М-П, 3-М, М-М
6	ЛМУР	105	25	0,6	С	0,89	П-3, П-П
7	YJ-83K (C-802K)	600	250	0,02	Ож-С	0,9	3-М
8	X-101	2 400	5 500	10	ЧГ	0,58	П-3
9	AGM-86 ALCM	1430	2400	0,04	ЧГ	0,73	3-3, П-3
10	AGM-129 ACM	1680	3700	0,03	ЧГ	0,65	3-3, П-3
11	BGM-109 Tomahawk	1600	1700	0,05	Ож-С	0,74	3-3, П-3, 3-М, М-3, М-М, П-М
12	BGM-109G Gryphon	1200	2780	0,01	Ож-С	0,71	3-3
13	X-55	1650	3000	0,11	Ож-С	0,75	П-3
14	AGM-181 LRSO	1220	2500	0,03	ЧГ	0,98	3-3, П-3
15	3М-54Е1 Калібр	1500	300	0,02	Ож-С	0,8	П-М, М-М
16	KD-88	600	200	0,03	Ож-С	0,85	П-3
17	KD-88A	600	200	0,03	Ож-С	0,85	П-3
18	3М14Э Калібр	1770	1500	0,02	Ож-С	0,8	П-3, 3-3
19	YJ-82 (Инцзи-82)	715	120	0,12	Ож-С	0,9	3-М, М-М
20	C-802A	950	180	0,03	Ож-С	0,9	3-М, П-М, М-М
Надзвукові ракети							
1	9M37 ЗРК "Стріла-10"	39,2	5	3,5	К-С	2	3-П
2	AIM-9M Sidewinder	86	35,4	22	К-С	2,5	П-П
3	The Hsiung Feng III (HF-3)	1500	400	0,05	Ож	3,5	3-3, М-3, П-М М-М,
4	X-32	5780	1000	0,04	Ож	4,6	П-М
5	X-31ПД	715	250	15	Ож	2,9	П-3
6	9K332 ЗРК «Тор-М2»	165	15	15	Ож	2,9	3-П, М-П
7	CJ-10	1800	2500	1	Ож-С	2,5	3-3, М-3
8	Міцубісі ААМ-3	91	13	23	С	2,5	П-П
9	Міцубісі ААМ-5	83,9	35	25	К-С	3	П-П
10	Super 530D	270	40	24,4	Ож	5	П-П
11	3М-54Э Калібр	2000	200	0,02	Ож	2,9	П-М, М-М
12	91PT2 Калібр	1200	50	0,15	Ож	2	М-М
13	P-900A Alfa (3М51)	2600	250	0,015	Ож	2,5	П-М, 3-М, М-М
14	ASMP-A	860	500	20	Ож	4	П-3
15	ASMP-R	860	500–600	20	Ож	4	П-3
16	ASM-3 (XASM-3)	940	200	18	Ож	3,2	П-М, 3-М, М-М
17	ASM-3A (XASM-3A)	920	400	18	Ож	4	П-М, 3-М, М-М
18	XASM-3-E	940	400	18	Ож	4	П-М
19	Блискавка	1620	370	17	Ож	2	П-3
20	С -101	1850	50	0,05	Ож	2	П-М, 3-М, М-М
21	С-301 (HY-3)	1810	100	0,04	Ож	1	П-М, 3-М, М-М
22	YJ-83K	850	180	0,03	Ож-С	1,4	П-М, М-М, 3-М
23	YJ -83KH	950	230	0,03	Ож-С	1,4	П-М

Продовження таблиці 1

№	Ракета	Маса, кг	Дальність, км	Висота польоту, км	Форма ГО*	Швидкість, М	Клас**
24	HF-3 (Hsiung Feng III)	1500	400	0,25	Ож	3,5	3-3
25	Hyunmoo-3A	1500	500	0,2	Ож-С	1,2	3-3
26	Hyunmoo-3B	1500	1000	0,2	Ож-С	1,2	3-3
27	Hyunmoo-3C	1500	1500	0,2	Ож	1,2	3-3
28	Hyunmoo-3D	1500	3000	0,2	Ож-С	1,2	3-3
29	Kh-31, AS-17 Krypton	610	70	15	Ож	3,5	П-М
30	Kh-31P (X-31П)	600	110	15	Ож	3,5	П-3
31	Kh-32 (X-32)	5780	1000	40	Ож	4,6	П-3, П-М
32	Kh-80	6380	5000	15	Ож	3	П-3
33	P-270 Moskit	4500	250	0,02	Ож	2,8	П-М
34	P-500 Bazalt	4800	550	14	Ож	2	М-М, М-3
35	P-1000 Vulkan	8000	700	5000	Ож	2,5	М-3, М-М
36	YJ -12	2500	500	0,015	Ож	4	М-М, П-М
37	YJ -18	2500	540	0,015	Ож	3	М-М
38	YJ -91	600	120	15	Ож	3,5	П-3, П-М
39	SSM-N-9 Regulus II	10000	1852	18000	Ож	2	3-3
40	AAM-N-10 Eagle	450	300	30	Ож	4	П-П
41	AIM-54 «Феникс»	500	184	30	Ож	4	П-П
42	P-33 (AA-9 Amos)	490	120	35	Ож	4,5	П-П
43	P-27	253	170	25	Ож-С	4,5	П-П
44	PBB-СД (P-77)	190	110	25	Ож	3,5	П-П
45	AIM-120 AMRAAM	152	180	25	Ож	4	П-П
46	MICA	118	50	20	Ож	4	П-П
47	Rafael Derby	188	50	16	Ож	4	П-П
48	AIM-152 AAAM	540	160	35	Ож	4	П-П
49	KC-172	750	400	30	Ож	4	П-П
50	Тип 90 (MAAM 3)	91	13	12	С	2,5	П-П
51	Тип 04 (MAAM 5)	83,9	35	20	С	3	П-П
52	Matra Super 530	270	40	24	Ож	4,5	П-П
53	Matra R.550 Magic	89	20	15	К-С	2,7	П-П
54	Тяньцзянь-1	90	8	15	К-С	3,5	П-П
55	AIM-132 ASRAAM	88	50	20	К-С	3	П-П
56	Скайфлеш	193	45	24	Ож	2	П-П
57	Firestreak	136	7	15	К	2,5	П-П
58	Hawker Siddeley Red Top	150	8	15	С	3	П-П
59	Fairey Fireflash	150	10	15	К	2,5	П-П
60	Mectron MAA-1 Piranha	90	5	15	С	3	П-П
61	Rafael Shafrir	65	5	15	С	2	П-П
62	Rafael Shafrir-2	93	10	15	С	2,5	П-П
63	ЗРК Siper	1000	200	30	Ож	4,5	3-П
Гіперзвукові ракети							
1	3M22 Zircon, Циркон (назва НАТО SS-N-33)	400	1 000	28	ЧГ	9	М-3
2	ASN4G	800	1100	30	ЧГ	7	3-3
3	BrahMos-2 (BrahMos Mark II)	3000	1 500	25	ЧГ	8	П-3, 3-3, М-3
4	Hyfly-2	900	1000	30	ЧГ	6	П-3
5	HAWC	600	560	18	ЧГ	5	П-П
6	HALO	750	900	25	Ож	5	П-3
7	НАСМ	1100	800	30	ЧГ	8	
8	P-28 ("Орешник")	12000	1000	10	Ож	10	3-3

Продовження таблиці 1

№	Ракета	Маса, кг	Дальність, км	Висота польоту, км	Форма ГО*	Швидкість, М	Клас**
9	P-37 (AA-13 «Arrow»)	600	200	35	Ож	6	П-П
10	Yun Feng	2500	1200-2000	50	Ож	6	З-З
11	ASALM	1200	480	30	Ож	5,5	П-М
12	Mitsubishi AAM-4	222	100	25	Ож	5	П-П
13	PC-28 «Сармат» (SS-X-30)	208100	18000	100	Ож	15	П-З
14	Dark Eagle (LRHW)	7500	2775	25	ЧГ	17	З-З
15	PBB-БД	510	200	25	Ож	6	П-П
16	AGM-183A ARRW	35000	1600	80	Ож	7	П-З
17	9-A-7660 «Кинжал» (X-47M2)	4000	2000	30	К	10	П-З, П-М
18	Іскандер	3800	500	0,05	К	6,1	З-З
19	3М22 «Циркон»	4000	500	0,04	ЧГ	8	З-М, М-М
20	CVS401 Персей	800	300	15	ЧГ	5	З-З, П-З, З-М, П-М
21	DF-4 (CH-SS-3)	82000	7000	0,5	К	20	З-З
22	DF-5B (CSS-4)	183000	15000	0,5	К	22	З-З
23	DF-21 (CSS-5)	3000	1800	38	К	5	З-З
24	DF-100 (CJ-100)	4000	4000	40	К	5	З-З

* Ож – оживальна; С – сферична; К – конічна; Ож-С – оживально-сферична; К-С – конічно-сферична, ЧГ - чотиригранна

** П-З – «Повітря-Поверхня»; З-З – «Поверхня-Поверхня»; З-М – «Поверхня-Море»; М-М – «Море-Море»; П-М – «Повітря-Море»; М-З – «Море-Поверхня»; П-П – «Повітря-Повітря»; З-П «Поверхня-Повітря»; М-П – «Море - Повітря»

3. Статистичні дослідження форм обтічників для дозвукових, надзвукових та гіперзвукових ракет різних класів

Аналіз показав, що для ракет масою до 100 кг зазвичай використовуються сферична та конічно-сферична форми ГО. Для ракет масою від 100 до 500 кг конічно-сферична форма не використовується, але фігурує оживальна форма. Від 500 кг до 3000 кг перевага віддається оживальній та оживально-сферичній формі ГО. Для надважких ракет вагою більше ніж 2000 кг використовують оживальну та конічну форми. Чориригранна зустрічається у будь-якому діапазоні мас, але порівняно у малій кількості.

При аналізі ГО за висотою польоту ЛА можна відмітити що всі ГО використовуються для будь-якої висоти, але на деяких висотах привілеї віддаються певним формам. Так для низькоманевруючих (< 100 м) ЛА зазвичай використовують оживально-сферичну, та оживальну форми ГО, а для ЛА, що літають на висоті більше 15000 м, перевага віддається оживальній формі ГО.

Закономірностей та/або особливостей використання різних форм ГО у відповідності до дальності ЛА або його класу виявлено не було.

На рис. 1–3 наведено діаграми щодо відсотків використання різних форм ГО в залежності від швидкості польоту ЛА.

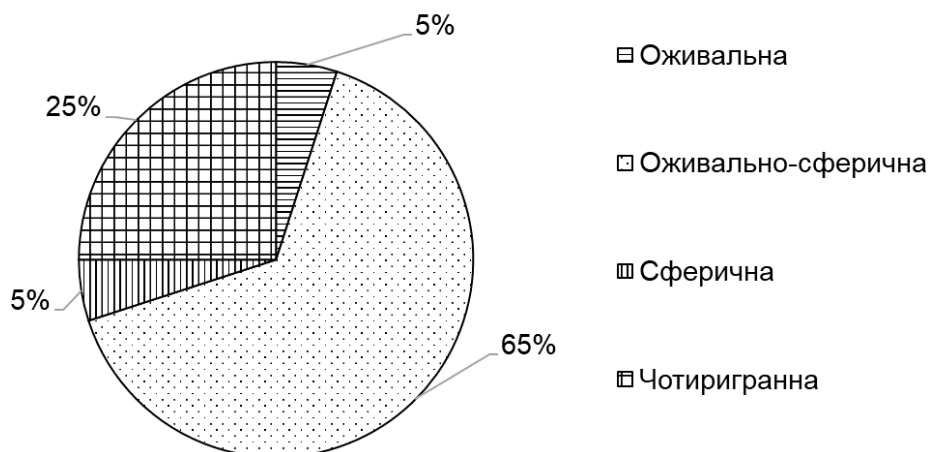


Рис. 1. Частки використання різних форм ГО при дозвуковому польоті

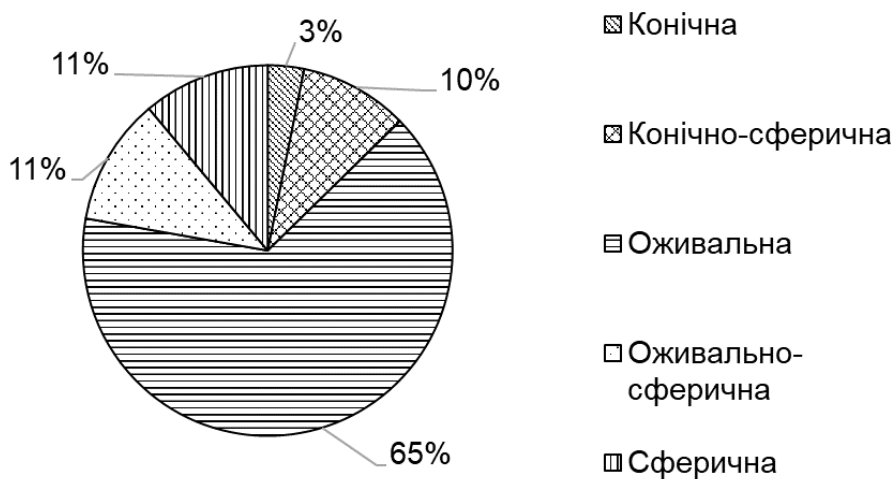


Рис. 2. Частки використання різних форм ГО при надзвуковому польоті

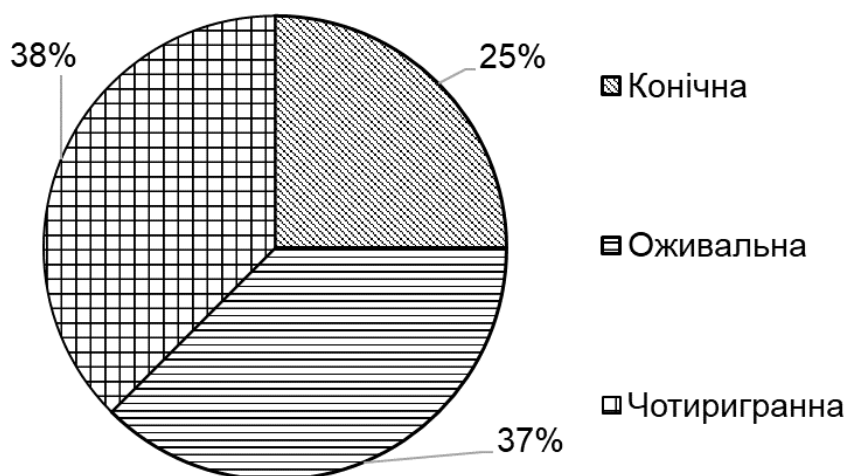


Рис. 3. Частки використання різних форм ГО при гіперзвуковому польоті

Аналіз статистичних даних показав, що серед розглянутих форм носових частин для дозвукових ракет найпоширенішим у використанні є оживально-сферичні (87%) ГО, для надзвукових – найбільш застосованою є оживальна форма (65%) ГО, для гіперзвукових – найчастіше фігурують оживальна (38%) та чотиригранна (37%) форми ГО, конічна форма (25%) теж поширена.

Таким чином можна зрозуміти тенденції у використанні обтічників тієї чи іншої форми в сучасній реальній практиці ракетобудування, і звідси виявити найбільш перспективні форми. У табл. 2 показано зведені данні в залежності від маси і швидкості.

Таблиця 2

Залежність форми ГО від швидкості і маси крилатої ракети

Маса ракети, кг	Швидкість, М	Форма
до 100	[1, 5)	С, К-С
100–500	[1, 5)	ОЖ
	більше або дорівнює 5	ЧГ
500–1000	менше 1	ОЖ-С
	менше 2	
	більше 2	ОЖ
	більше або дорівнює 5	ОЖ, ЧГ
більше 1000	більше або дорівнює 5	ОЖ, К

Як видно з таблиці, на надзвукових і гіперзвукових швидкостях носова частина оживальної форми використовується в переважній більшості випадків, і являє собою ідеальний компроміс між обтічністю і місткістю. Форму обтічника, що застосовується найбільш часто, буде найактуальнішим узяти за відправну точку подальшого дослідження впливу аеродинамічного нагрівання ГО на льотні властивості ракети.

Висновки

Завдання збору статистики за формами обтічників на різних діапазонах швидкостей – виявити найперспективніші та найчастіше використовувані форми обтічників, а отже, потенційно ефективніші та актуальні для дослідження по їх оптимізації.

Статистичні дослідження льотно-технічних характеристик ЛА показав такі результати:

– на дозвукових ракетах у переважній кількості випадків застосовується оживально-сферичний обтічник;

– для надзвукових та гіперзвукових ракет у більшості випадків застосовується оживальний обтічник.

Таким чином, для подальших досліджень щодо оптимізації характеристик ГО оживальна (параболічна) форма обтічника є найбільш актуальною при дозвукових, надзвукових та гіперзвукових швидкостях.

Аеродинамічний нагрів обтічника є критичною проблемою для надзвукових та гіперзвукових ЛА. Зниження впливу аеродинамічного нагріву ГО на льотні характеристики ЛА стає одним з визначальних факторів підвищення ефективності ракет.

Саму оптимізацію характеристик обтічника обраної для дослідів форми доцільно проводити за допомогою CFD-аналізу, а також натурними експериментами в аеродинамічній трубі з подальшим порівнянням результатів та корекцією чисельного аналізу.

Запропоновано методологію подальшої роботи по удосконаленню характеристик ГО зазначеної форми і зниженню негативного впливу аеродинамічного нагріву, а саме: створення аналітичної та фізичної моделі нагріву, чисельне моделювання (CFD) для уточнення розподілів тиску/температури, натурні експерименти в аеродинамічній трубі з подальшим порівнянням результатів та корекцією чисельного аналізу (термографічні досліді для валідації моделей).

Ці методи повинні надати інформацію, достатню для модифікації форми та конструкції нероздільних головних обтічників надзвукових та гіперзвукових ракет.

Список літератури

1. Богомазова В. М. Світові технологічні тренди у сфері «Військова авіація»: монографія. Київ: УкрІНТЕІ, 2023. 244 с.
2. Кваша Т. К., Паладченко О. Ф. Методи вибору пріоритетних військових технологій: емпіричний аналіз. Наука, технології, інновації, 2022. №4(24). С. 84-94. <http://doi.org/10.35668/2520-6524-2022-4-08>.
3. Development of Payload Fairings for Launch Vehicle. Chiku N. et al. Kawasaki Technical Review. 2018. № 179. P. 29–34.
4. Sarwar MD. G., Priyank Kumar P., Das S. Influence of Nose Cone Fairing and Spike on Supersonic Blunt Body Flows. Journal of Spacecraft and Rockets. 2024. Vol. 61. № 1. P. 200–216.
5. Shah K., Shah P. A. Design Development and Simulation of Payload Fairing SLS Cargo Block 2 Spacecraft Using Composite Material To Improve Consistency For Orbital Insertion. International Journal of Creative Research Thoughts (IJCRT). 2024. Vol.12, № 3. P. 363–374.
6. Потапов А. М., Коваленко В. А., Кондратьєв А. В. Порівняння головних обтічників існуючих та перспективних вітчизняних ракет-носіїв та їх закордонних аналогів. Авіаційно-космічна техніка та технологія. 2015. №1 (118). С. 35–43.
7. Jiang Y., Gao Z., Jiang C., Lee C.-H. Hypersonic Aeroheating Characteristics of Leading Edges with Different Nose Radii. Journal of Thermophysics and Heat Transfer. 2017.– Vol. 31, № 3. P. 538–548. <http://doi.org/10.2514/1.T4950>.
8. Narayan A., Narayanan S., Kumar R. Hypersonic flow past nose cones of different geometries: a comparative study. Simulation: Transactions of the Society for Modeling and Simulation International. 2017. P. 1–16. <http://doi.org/10.1177/0037549717733051>.
9. Muniraja K., Nilavarasan T., Chandel S., Joshi G. N. Aerodynamic Analysis of a Hypersonic Space Shuttle with a Conical Aerospike. Recent Advancements in Mechanical Engineering, 2024. P. 247–254. http://doi.org/10.1007/978-981-97-0900-7_20.
10. Sarwar MD. G., Priyank Kumar P., Das S. Influence of Nose Cone Fairing and Spike on Supersonic Blunt Body Flows. Journal of Spacecraft and Rockets. 2024. – Vol. 61. № 1. P. 200–216.
11. Rosłowicz A., Bednarczyk P. Analysis of Heat Transfer in a Supersonic Rocket Head. Transactions on Aerospace Research. 2017. – P. 79–94. <https://doi.org/10.2478/tar-2017-0008>.

12. Краснополь (керований снаряд). URL: [https://ru.wikipedia.org/wiki/%D0%9A%D1%80%D0%B0%D1%81%D0%BD%D0%BE%D0%BF%D0%BE%D0%BB%D1%8C_\(%D1%83%D0%BF%D1%80%D0%B0%D0%B2%D0%BB%D1%8F%D0%B5%D0%BC%D1%8B%D0%B9_%D1%81%D0%BD%D0%B0%D1%80%D1%8F%D0%B4\)](https://ru.wikipedia.org/wiki/%D0%9A%D1%80%D0%B0%D1%81%D0%BD%D0%BE%D0%BF%D0%BE%D0%BB%D1%8C_(%D1%83%D0%BF%D1%80%D0%B0%D0%B2%D0%BB%D1%8F%D0%B5%D0%BC%D1%8B%D0%B9_%D1%81%D0%BD%D0%B0%D1%80%D1%8F%D0%B4)) (дата звернення: 1.12.2023).

13. Список протикорабельних ракет. URL: https://ru.wikipedia.org/wiki/%D0%A1%D0%BF%D0%B8%D1%81%D0%BE%D0%BA_%D0%BF%D1%80%D0%BE%D1%82%D0%B8%D0%B2%D0%BE%D0%BA%D0%BE%D1%80%D0%B0%D0%B1%D0%B5%D0%BB%D1%8C%D0%BD%D1%8B%D1%85_%D1%80%D0%B0%D0%BA%D0%B5%D1%82 (дата звернення: 15.12.2023).

14. Класифікація ракет. URL: <https://brahmos.com/ru-content.php?id=10&sid=9> (дата звернення: 15.12.2023).

15. Rocket Storm Shadow. URL: <https://tsn.ua/ru/zbroya/dalnoboynye-rakety-storm-shadow-dalnost-poleta-i-interesnye-osobennosti-2326207.html> (дата звернення: 15.12.2023).

16. Ракета «Онікс»: що про неї відомо і чи можна її збити засобами ППО. URL: <https://tsn.ua/ru/ato/raketa-oniks-hto-o-ney-izvestno-i-mozhno-li-ee-sbit-sredstvami-pvo-2373448.html> (дата звернення: 15.12.2023).

References

1. Bohomazova V.M. Svitovi tekhnolohichni trendy u sferi «Viys'kova aviatsiya»: monohrafiya. Kyiv: UkrINTEI, 2023. 244 s.
2. Kvasha T.K., Paladchenko O.F. Metody vyboru priorytetnykh viys'kovykh tekhnolohiy: empyrnyy analiz. Nauka, tekhnolohiyi, innovatsiyi, 2022. №4(24). S. 84-94. <http://doi.org/10.35668/2520-6524-2022-4-08>.
3. Development of Payload Fairings for Launch Vehicle. Chiku N. et al. Kawasaki Technical Review. 2018. № 179. P. 29–34.
4. Sarwar MD. G., Priyank Kumar P., Das S. Influence of Nose Cone Fairing and Spike on Supersonic Blunt Body Flows. Journal of Spacecraft and Rockets. 2024. – Vol. 61. № 1. P. 200–216.
5. Shah K., Shah P. A. Design Development and Simulation of Payload Fairing SLS Cargo Block 2 Spacecraft Using Composite Material To Improve Consistency For Orbital Insertion. International Journal of Creative Research Thoughts (IJCRT). 2024. – Vol.12, № 3. P. 363–374.
6. Potapov A. M., Kovalenko V. A., Kondrat'yev A. V. Porivnyannya holovnykh obtichnykh isnuvayuchykh ta perspektyvnykh vitchyznyanykh raket-nosiyiv ta yikh zakordonnykh analohiv. Aviatsiyno-kosmichna tekhnika ta tekhnolohiya. 2015. – № 1 (118). S. 35–43.
7. Jiang Y., Gao Z., Jiang C., Lee C.-H. Hypersonic Aeroheating Characteristics of Leading Edges with Different Nose Radii. Journal of Thermophysics and Heat Transfer. 2017. Vol. 31, № 3. P. 538–548. DOI: <http://doi.org/10.2514/1.T4950>.
8. Narayan A., Narayanan S., Kumar R. Hypersonic flow past nose cones of different geometries: a comparative study. Simulation: Transactions of the Society for Modeling and Simulation International. 2017. – P. 1–16. <http://doi.org/10.1177/0037549717733051>.
9. Muniraja K., Nilavarasan T., Chandel S., Joshi G. N. Aerodynamic Analysis of a Hypersonic Space Shuttle with a Conical Aerospike. Recent Advancements in

Mechanical Engineering, 2024.— P. 247–254.

10. Sarwar MD. G., Priyank Kumar P., Das S. Influence of Nose Cone Fairing and Spike on Supersonic Blunt Body Flows. Journal of Spacecraft and Rockets. 2024. Vol. 61. № 1. P. 200–216.

11. Rosłowicz A., Bednarczyk P. Analysis of Heat Transfer in a Supersonic Rocket Head. Transactions on Aerospace Research. 2017. P. 79–94. DOI: <https://doi.org/10.2478/tar-2017-0008>.

12. Krasnopol' (kerovanyy snaryad). URL: [https://ru.wikipedia.org/wiki/%D0%9A%D1%80%D0%B0%D1%81%D0%BD%D0%BE%D0%BF%D0%BE%D0%BB%D1%8C_\(%D1%83%D0%BF%D1%80%D0%B0%D0%B2%D0%BB%D1%8F%D0%B5%D0%BC%D1%8B%D0%B9_%D1%81%D0%BD%D0%B0%D1%80%D1%8F%D0%B4\)](https://ru.wikipedia.org/wiki/%D0%9A%D1%80%D0%B0%D1%81%D0%BD%D0%BE%D0%BF%D0%BE%D0%BB%D1%8C_(%D1%83%D0%BF%D1%80%D0%B0%D0%B2%D0%BB%D1%8F%D0%B5%D0%BC%D1%8B%D0%B9_%D1%81%D0%BD%D0%B0%D1%80%D1%8F%D0%B4)) (data zvernennya: 1.12.2023).

13. Spysok protykorabel'nykh raket. URL: https://ru.wikipedia.org/wiki/%D0%A1%D0%BF%D0%B8%D1%81%D0%BE%D0%BA_%D0%BF%D1%80%D0%BE%D1%82%D0%B8%D0%B2%D0%BE%D0%BA%D0%BE%D1%80%D0%B0%D0%B1%D0%B5%D0%BB%D1%8C%D0%BD%D1%8B%D1%85_%D1%80%D0%B0%D0%BA%D0%B5%D1%82 (data zvernennya: 15.12.2023).

14. Klasyfikatsiya raket. URL: <https://brahmos.com/ru-content.php?id=10&sid=9> (data zvernennya: 15.12.2023).

15. Rocket Storm Shadow. URL: <https://tsn.ua/ru/zbroya/dalnoboynye-rakety-storm-shadow-dalnost-poleta-i-interesnye-osobennosti-2326207.html> (data zvernennya: 15.12.2023).

16. Raketa «Oniks»: shcho pro neyi vidomo i chy mozhna yiyi zbyty zasobamy PPO. URL: <https://tsn.ua/ru/ato/raketa-oniks-hto-o-ney-izvestno-i-mozhno-li-ee-sbit-sredstvami-pvo-2373448.html> (data zvernennya: 15.12.2023).

Надійшла до редакції 4.11.2025, розглянута на редколегії 18.11.2025

Trends in the use of fairing shapes in winged missile designs

The article provides an analytical review of the use of head fairing shapes for winged missiles of various classes and speed ranges. The study aims to identify trends in the use of fairing geometric shapes in the design of subsonic, supersonic, and hypersonic aircraft, taking into account the characteristics of their thermal and aerodynamic loads. It is shown that when designing combat missiles with non-separable fairings, their aerodynamic heating is one of the most important factors determining the reliability, durability, flight and technical characteristics of the product. A review of scientific publications revealed that most studies are devoted to separable fairings of space launch vehicles, while the issue of optimizing the shape of non-separable fairings of combat missiles has not been sufficiently addressed.

Based on an analysis of methods for studying fairing parameters, the possibilities of three main approaches were summarized: numerical CFD modeling, wind tunnel experiments, and analytical statistical methods. The latter method was used as an initial stage to determine the patterns of fairing shapes use in modern rocket designs. A statistical study of 107 combat missiles of various types was conducted, during which the relationship between the shape of the nose section and other characteristics of the missile was determined. As a result, it was established that the ogive shape of the main fairing is the most promising for further research and

optimization.

Based on the results obtained, a methodological sequence of further research stages is proposed, which includes the creation of analytical and physical heating models, CFD analysis, and validation of results using experiments in a wind tunnel. The results obtained are of practical importance for improving the effectiveness of combat missiles and improving the design of non-separable head fairings for supersonic and hypersonic aircraft. The work forms the scientific basis for further research aimed at optimizing the shape of ogive fairings in order to reduce the effects of aerodynamic heating and improve aerodynamic characteristics over a wide range of speeds.

Keywords: head fairing, winged missile, fairing shape, fairing construction material, aerodynamic heating, statistical analysis.

Відомості про авторів

Філіпковський Віталій Сергійович – аспірант, Національний аерокосмічний університет «Харківський авіаційний інститут», м. Харків, Україна, e-mail: v.s.filipkovskyi@khai.edu, ORCID: <https://orcid.org/0009-0005-4623-2979>.

Колоскова Ганна Миколаївна – кандидат технічних наук, доцент, Кафедра конструкцій і проектування ракетної техніки, Національний аерокосмічний університет «Харківський авіаційний інститут», e-mail: g.koloskova@khai.edu, м. Харків, Україна, ORCID: <https://orcid.org/0000-0001-7118-0115>.

About the Authors:

Vitaliy Filipkovsky – PhD student, National Aerospace University «Kharkiv Aviation Institute», Kharkiv, Ukraine, e-mail: v.s.filipkovskyi@khai.edu, ORCID: <https://orcid.org/0009-0005-4623-2979>.

Hanna Koloskova – Candidate of Technical Sciences, Associate Professor, Department of Rocket Engineering Structures and Design, National Aerospace University «Kharkiv Aviation Institute», Kharkiv, Ukraine, e-mail: g.koloskova@khai.edu, ORCID: <https://orcid.org/0000-0001-7118-0115>.