

# **Забезпечення безпеки застосування авіаційних засобів ураження по повітряних цілях**

Методичний посібник розроблений в штурманському управлінні авіації Командування Повітряних Сил Збройних Сил України та погоджений з органами управління авіації з'єднань та зацікавленими структурними підрозділами Командування Повітряних Сил Збройних Сил України.

Розробники: С. В. Кушнір (керівник розробки), С. П. Сафронов, Г. Л. Шелудько, В. М. Поздняков, С. А. Жуковський.

Методичний посібник розроблений на підставі керівних документів з бойового застосування винищувальної та ударної авіації та визначає порядок виконання та забезпечення безпеки застосування авіаційних засобів ураження по повітряних цілях.

Методичний посібник призначений для керівного льотного складу авіації Збройних Сил України та може бути врахований під час підготовки льотного складу в ході бойової підготовки та виконання бойових завдань.

**ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ  
БЕЗПЕКИ ЗАСТОСУВАННЯ  
АВІАЦІЙНИХ ЗАСОБІВ  
УРАЖЕННЯ  
ПО ПОВІТРЯНИХ ЦІЛЯХ**



**МЕТОДИЧНИЙ  
ПОСІБНИК**

Видавництво  
«Центр учбової літератури»  
Київ — 2024

УДК 623.451

3-12

**3-12** **Забезпечення безпеки застосування авіаційних засобів ураження по повітряних цілях. Методичний посібник.** — Київ: «Центр учбової літератури», 2024. — 62 с.

**ISBN 978-611-01-3286-2**

Методичний посібник розроблений в штурманському управлінні авіації Командування Повітряних Сил Збройних Сил України та погоджений з органами управління авіації з'єднань та зацікавленими структурними підрозділами Командування Повітряних Сил Збройних Сил України.

Розробники: С. В. Кушнір (керівник розробки), С. П. Сафронов, Г. Л. Шелудько, В. М. Поздняков, С. А. Жуковський.

Методичний посібник розроблений на підставі керівних документів з бойового застосування винищувальної та ударної авіації та визначає порядок виконання та забезпечення безпеки застосування авіаційних засобів ураження по повітряних цілях.

Методичний посібник призначений для керівного льотного складу авіації Збройних Сил України та може бути врахований під час підготовки льотного складу в ході бойової підготовки та виконання бойових завдань.

ISBN 978-611-01-3286-2

© «Центр учбової літератури», 2024.

## ЗМІСТ

	ВСТУП	5
	ОСНОВНІ ТЕРМІНИ ТА ВИЗНАЧЕННЯ	6
	ПЕРЕЛІК СКОРОЧЕНЬ ТА УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ	8
1	ЗАГАЛЬНІ ПОЛОЖЕННЯ	9
2	БОЙОВЕ ЗАСТОСУВАННЯ САМОНАВІДНИХ АВІАЦІЙНИХ РАКЕТ ПО ПОВІТРЯНИХ ЦІЛЯХ	9
2.1	Характеристики авіаційних керованих ракет	9
2.2	Умови застосування керованих ракет по повітряних цілях	10
2.3	Область пуску керованих ракет по неманевреній повітряній цілі	11
2.4	Визначення меж області пуску по неманевреній цілі	12
2.5	Побудова векторної діаграми граничних абсолютних швидкостей ракети	13
2.5.1	Побудова векторної діаграми граничних абсолютних швидкостей ракети по тривалості керованого польоту тривалості зведення підривача та значенню потенціального перевантаження ракети	13
2.5.2	Побудова векторної діаграми граничних абсолютних швидкостей ракети по швидкості зближення ракети з ціллю з урахуванням умов спрацювання підривача	15
2.5.3	Побудова векторної діаграми граничних абсолютних швидкостей ракети по максимальному куту відхилення координатора головки самонаведення ракети	16
2.6	Бойове застосування керованих ракет по маневрених повітряних цілях	18
2.6.1	Система рівнянь для визначення параметрів польоту ракети	18
2.6.2	Вплив маневру цілі на можливості керованих ракет	19
2.6.3	Характер деформації області стрільби	21
2.6.4	Область пуску ракет другої та третьої груп по маневреній повітряній цілі	22
2.7	Забезпечення пуску керованих ракет	22
3	БЕЗПЕЧНІ УМОВИ БОЙОВОГО ЗАСТОСУВАННЯ АВІАЦІЙНИХ ЗАСОБІВ УРАЖЕННЯ ПО ПОВІТРЯНИХ ЦІЛЯХ	25
3.1	Методика визначення безпечних умов застосування керованих авіаційних ракет класу “Повітря-Повітря”	25
3.2	Методика визначення безпечних умов застосування стрілецько-гарматного озброєння і некерованих авіаційних ракет при атаці літального апарата	28
3.3	Визначення параметрів зон падіння несправних ракет класу “Повітря-Повітря”	29
4	ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ БЕЗПЕКИ ПОЛЬОТІВ НА БОЙОВЕ ЗАСТОСУВАННЯ ПО ПОВІТРЯНИХ ЦІЛЯХ	31

4.1	Заходи, що проводяться командиром і штабом, щодо забезпечення безпеки польотів на бойове застосування по повітряних цілях	31
4.2	Дії льотчиків, які призводять до порушення заходів безпеки під час польотів на бойове застосування по повітряних цілях	32
4.3	Забезпечення безпечних умов фотострільби (імітації стрільби) з авіаційної гармати по повітряних цілях	33
4.4	Вказівки щодо заходів безпеки під час виконанні бойових пусків керованих ракет і стрільби з гармати по повітряних мішенях	34
5	МЕТОДИКА БОЙОВОГО ЗАСТОСУВАННЯ КЕРОВАНИХ АВІАЦІЙНИХ РАКЕТ КЛАСУ “ПОВІТРЯ-ПОВІТРЯ” ТИПУ Р-60М З ЛІТАКІВ УДАРНОЇ АВІАЦІЇ (СУ-25 ТА СУ-24М)	36
5.1	Дії по повітряних цілях	36
5.1.1	Зближення з повітряною ціллю	36
5.1.2	Загальна характеристика атак	37
5.2	Підготовка до польоту	37
5.3	Політ на пуск ракет Р-60 (Р-60М) по повітряним цілям	39
5.3.1	Застосування керованих ракет Р-60 з літака Су-25	39
5.3.2	Застосування керованих ракет Р-60 з літака Су-24М	40
5.3.3	Характерні помилки	42
5.3.4	Заходи безпеки	42
5.4	Політ на пуск ракет Р-60 (Р-60М) по повітряних цілях типу САБ (М-6)	43
5.5	Характеристики авіаційних засобів ураження	45
5.5.1	Характеристика ракети Р-60М	45
5.5.2	Характеристика повітряних мішеней типу САБ	46
5.5.3	Характеристика повітряної мішені М-6	48
6	ЗАХОДИ БЕЗПЕКИ ПІД ЧАС УПРАВЛІННЯ ЕКІПАЖАМИ З ПУНКТІВ УПРАВЛІННЯ	49
Додатки:		
1	Основні тактико-технічні характеристики і умови застосування керованих авіаційних ракет класу “повітря-повітря”	53
2	Графіки залежності швидкості і дальності польоту ракет класу “повітря-повітря” від польотного часу при максимальних швидкостях винищувача	55
3	Параметри зон падіння несправних ракет класу “повітря-повітря”	57
4	Мінімальні залишки пального на встановлених рубежах для винищувачів	59
	СПИСОК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ (ДЖЕРЕЛ)	61

## ВСТУП

Сучасний повітряний бій характеризується високим динамізмом, швидкою зміною обстановки, дефіцитом часу для прийняття рішення, наявністю великих переважань для льотчика. Повітряний бій вимагає застосування різних режимів роботи системи управління озброєнням і засобів ураження. Тому перед кожним польотом на бойове застосування по повітряних цілях повинна виконуватися ретельна підготовка.

Уся підготовка на землі, яка проводиться командиром, штабом і льотчиком, повинна бути побудована так, щоб у льотчика не було ніяких сумнівів в успішному виконанні завдання. Цій меті служить і суворе дотримання послідовності навчання бойовому застосуванню по повітряних цілях згідно з вимогами Курсів бойової підготовки, виключаючи постановку льотчику непосильного завдання.

Під час підготовки до дій по повітряних цілях та виконання польотів на атаки повітряних цілей керуватися вимогами Керівництва з льотної експлуатації літака та методичного посібника з бойового застосування.

Методичний посібник розроблений на підставі керівних документів з бойового застосування винищувальної та ударної авіації та визначає порядок виконання та забезпечення безпеки застосування авіаційних засобів ураження по повітряних цілях.

## ОСНОВНІ ТЕРМІНИ ТА ВИЗНАЧЕННЯ

Терміни, що використовуються в цьому Методичному посібнику та під час планування вогневого ураження повітряного противника, вживаються в таких значеннях:

**Автономне управління** – порядок управління ракетним озброєнням, коли інформація про ціль вводиться в автопілот ракети перед її пуском у вигляді програми польоту;

**Бойове застосування ракетного і артилерійського озброєння** – стрільба одночасно із маневром літака (вертольоту) або рухомого озброєння, тактичними прийомами виконання або відсічі атак та інших дій, визначених завданням стрільби;

**Гарантований залишок пального** – залишок пального в літаку (вертольоті), який забезпечує його вихід на заданий аеродром і виконання посадки на ньому при даній відстані від нього і режимі польоту;

**Загороджувальна стрільба** – стрільба, що виконується без супроводу цілі маневром літака (вертольоту). Під час стрільби озброєння виноситься попереду цілі на кут, більший розрахункового кута упередження, а вогонь ведеться при проходженні цілі через еліпс (коло) розсіювання;

**Заходи безпеки при управлінні екіпажами (групами) літаків** – комплекс заходів, які виключають порушення правил та порядку використання повітряного простору, порядку виконання завдань;

**Область пуску керованої ракети** – простір навколо цілі, у межах якого прицільний пуск ракети забезпечує наведення її на ціль, спрацювання підривача і ураження цілі бойовою частиною;

**Повітряна стрільба** – стрільба з літаків (вертольотів) по повітряних і наземних цілях із артилерійського і ракетного озброєння;

**Повітряно-вогнева підготовка** – навчання льотного складу бойовому застосуванню ракетного і артилерійського озброєння в стройових частинах;

**Пуск** – бойове застосування ракетного озброєння;

**Самонаведення** – порядок наведення ракети на ціль, коли інформація про ціль поступає на ракету безпосередньо від цілі у вигляді хвильової енергії (радіохвиль, інфрачервоних, видимих промінів), що випромінюється або відбивається ціллю більш інтенсивно, ніж навколишній фон. За місцем розташування джерела хвильової енергії розрізняють три види самонаведення:

пасивне – коли джерело енергії знаходиться на цілі або ціль є відбивачем енергії (інфрачервоні (теплові) промені);

напівактивне – коли джерело хвильової енергії знаходиться на винищувачі і використовується для опромінювання (підсвічування) цілі;

активне – коли джерелом хвильової енергії є опромінювач цілі, що встановлений на ракеті;

**Супровідна загороджувальна стрільба** – стрільба, що виконується під час супроводження цілі маневром літака (вертольоту) з одночасною зміною кута упередження в окремих (заданих) межах;



**Супровідна стрільба** – стрільба, що виконується під час супроводження цілі маневром літака (вертольоту) з утримуванням вісі озброєння попереду цілі під розрахунковим кутом попередження, що відповідає умовам стрільби для кожного пострілу черги.

## ПЕРЕЛІК СКОРОЧЕНЬ ТА УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ

Скорочення та умовні позначення	Повне словосполучення та поняття, що скорочуються
АСУ	Автоматизована система управління
БК	Бойовий комплект
БПЛА	Безпілотний літальний апарат
ВІКО	Виносний індикатор кругового огляду
ГрКП	Група керівництва польотами
ГСН	Головка самонаведення
ЕОМ	Електронна обчислювальна машина
ЗПС	Задня півсфера
ІКО	Індикатор кругового огляду
КАР	Керована авіаційна ракета
КБП	Курс бойової підготовки
КЛЕ	Керівництво з льотної експлуатації
КП	Командний пункт
КрДЗ	Керівник дальньої зони
КрП	Керівник польотами
ЛА	Літальний апарат
НАР	Некерована авіаційна ракета
ОБУ	Офіцер бойового управління
ОП	Область пуску
ОЧ КП	Оперативний черговий командного пункту
ПВР	Перемикач варіантів розгрузки
ПНС	Прицільно-навігаційна система
ППВ	Прицільно-пілотажний візир
ППС	Передня півсфера
ПРГСН	Пасивна радіолокаційна головка самонаведення
ПРР	Перемикач роду роботи
ПУ	Пункт управління
ПЦ	Повітряна ціль
РЛС	Радіолокаційна станція
РПС	Радіолокатор попередження зіткнень
РРВ	Радіолокаційний радіовисотомір
РУД	Ручка управління двигунами
САБ	Освітлювальна авіаційна бомба
СГО	Стрілково-гарматне озброєння
СЄІ	Система єдиної індикації
СПП	Система попередження помпажу
СУО	Система управління озброєнням
ТГСН	Теплова головка самонаведення

## 1. ЗАГАЛЬНІ ПОЛОЖЕННЯ

1.1. Під час атак повітряних цілей льотчики можуть допускати помилки, які призводять до зниження результату бойового застосування або до порушення умов безпеки і невиконання завдання. Умовно помилки можливо поділити на дві групи:

помилки в роботі з органами озброєння літака, які виникають через нечітке знання льотчиком принципів роботи СУО, призначення органів управління СУО, особливості розташування органів управління СУО в кабіні літака, а також через недостатній контроль підготовки літака до польоту та недостатній огляд його перед вильотом;

помилки в прицілюванні, які виникають через нечітке знання льотчиком принципів роботи прицільного обладнання в автоматичних режимах або слабкі навички в роботі з органами СУО.

1.2. Забезпечення безпеки застосування зброї в повітряному бою зводиться до визначення і витримування мінімальних відстаней пуску КАР, стрільби з гармат і НАР і виходу з атаки, при яких виключається можливість:

зіткнення атакуючого літака з ціллю або її уламками при виході з атаки;  
впливу на літак, що атакує, супутнього струменем, що утворюється позаду швидкісної цілі.

Практично виконувати розрахунки щодо визначення безпечних умов застосування зброї класу “Повітря-Повітря” доводиться під час підготовки до ведення ближнього повітряного бою, при якому атака цілі здійснюється переважно з передньої або задньої півсфери із застосуванням КАР з малої дальності, а також артилерійського озброєння літака і НАР під малими ракурсами ( $R_{ц} \approx 0/4$ ).

## 2. БОЙОВЕ ЗАСТОСУВАННЯ САМОНАВІДНИХ АВІАЦІЙНИХ РАКЕТ ПО ПОВІТРЯНИХ ЦІЛЯХ

### 2.1. Характеристики авіаційних керованих ракет

2.1.1. Ракети класу “повітря-повітря” застосовуються для знищення ПЦ – літаків, вертольотів, БПЛА. Вони можуть застосовуватися також для ураження маневрених наземних цілей, які мають достатню теплову або радіолокаційну контрастність. В залежності від технічних характеристик КАР розрізняють:

*за дальністю пуску* – ракети великої, середньої та малої дальності;  
*за маневровими властивостями* – ракети ближнього маневреного бою та ракети, які мають великі потенційні переваги;  
*за напрямком можливого пуску* – все ракурсні та ракети вузького сектору.

2.1.2. Безперервна корекція траєкторії руху КАР відповідно до руху цілі та методу наведення забезпечує високу ефективність ураження ПЦ у широкому діапазоні відстаней, напрямків та інших умов пусків.

Умови та способи застосування КАР, точність їх наведення й ефективність ураження цілей залежать від маневрових якостей ракети, її балістики, способу управління та методу наведення, а також бойової частини та підривача.

Характеристики КАР, що знаходяться на озброєнні авіації Збройних Сил України, наведені в додатку 1.

## 2.2. Умови застосування керованих ракет по повітряних цілях

2.2.1. Умовами застосування КАР прийнято вважати сукупність основних параметрів, які характеризують атаку ПЦ:

висота польоту винищувача та цілі;  
швидкість винищувача та цілі;  
маневр цілі.

2.2.2. Кожний тип або конкретний зразок КАР має певні тактичні характеристики і відповідні їм бойові властивості. Розглянемо окремі характеристики ракет, які пов'язані з умовами їх бойового застосування:

час керованого польоту ракети  $t_{кер}$  – визначається запасом енергії на борту КАР для забезпечення роботи електронних пристроїв та рульових органів ракети. Час керованого польоту визначає максимальну дальність пуску ракети. Залежність швидкості і дальності польоту ракет Р-27Р, Р-27ЕР від польотного часу при максимальних швидкостях винищувача наведені в додатку 2;

час зведення підривача бойової частини  $t_{зв}$  – визначається умовою забезпечення безпеки атакуючого літака залежно від типу та потужності бойової частини КАР. Час зведення підривача визначає мінімальну дальність пуску ракети;

мінімальна швидкість зближення ракети з ціллю  $V_{Dmin}$  – за умови надійного спрацювання підривача визначає максимальну дальність пуску ракети із задньої півсфери. Вона вибирається в межах 150-200 м/с. Максимальна швидкість ракети, як правило, не обмежується і досягає 1500-2000 м/с;

дальність захоплення цілі координатором ракети  $D_{ам(g, H)}$  – залежно від курсового кута цілі  $g$  та висоти її польоту  $H$  разом із часом керованого польоту ракети  $t_{кер}$  і мінімальною швидкістю зближення ракети з ціллю  $V_{Dmin}$  визначає реальну максимальну дальність пуску ракети. Ця дальність може бути більше або менше ніж можлива дальність по запасу енергії (часу керованого польоту);

кут миттєвого поля зору координатора  $\phi_{мит}$  – визначає здатність координатора захоплювати цілі і стійко її супроводжувати у разі наявності інших цілей або завад;

максимальний кут відхилення вісі координатора від вісі ракети ( $\varphi_K^*$ ) – визначає максимальний розрахунковий кут упередження пуску під час польоту ракети до цілі, тобто можливість пуску ракети при великих ракурсах цілі;

максимальна кутова швидкість стеження координатора за ціллю  $\dot{\varphi}_K$  – характеризує можливість ракети наводитись на цілі, які інтенсивно маневрують, а також надійно захоплювати ціль та її супроводжувати під час переміщення цілі відносно координатора на великій кутовій швидкості;

потенційне перевантаження ракети  $n_p$  – визначає маневрові характеристики ракети та дальність пуску.

$$n_p \geq n_{\text{потр}} ,$$

де  $n_{\text{потр}}$  – потрібне перевантаження ракети.

### 2.3. Область пуску керованих ракет по неманевруючій повітряній цілі

У разі фіксованих умов атаки ПЦ можливості застосування КАР характеризуються областю пуску і областю вихідних позицій для входження до області пуску.

Областю пуску КАР називають простір навколо цілі, у межах якого можливий прицільний пуск ракети (рисунк 1). Прицільним називають такий пуск, при якому забезпечується успішне наведення ракети на ПЦ, надійне спрацювання підривача та ураження ПЦ бойовою частиною.

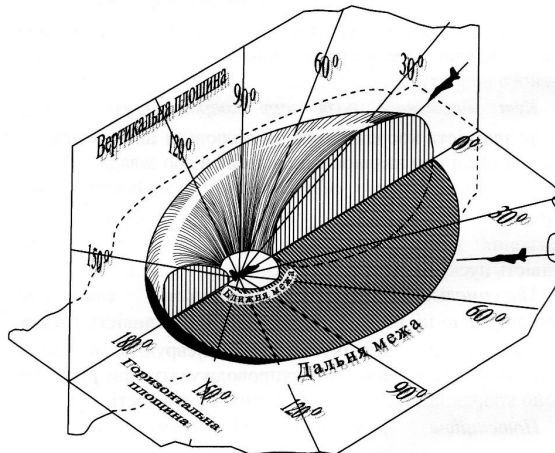


Рисунок 1 – Область пуску керованих ракет по неманевруєчій повітряній цілі.

Перетин горизонтальною площиною ОП всеракурсної ракети являє собою замкнутий контур, який показує залежність граничних відстаней пуску  $D_{min}$ ,  $D_{max}$  від курсового кута  $g$ .

## 2.4. Визначення меж області пуску по неманевреній цілі

### 2.4.1. Основні припущення:

ціль не маневрує ( $V_{ц} = const$ );

ракета рухається до цілі по прямій траєкторії.

2.4.2. Розрахунки і побудова ОП виконуються в полярній системі координат, центром якої є ціль. Для розрахунків ОП застосування конкретної ракети:

призначаються умови атаки цілі (висота польоту ракети –  $H$ , швидкість носія ракети –  $V_I$ , швидкість польоту цілі –  $V_{ц}$ ;

виконується попередній аналіз впливу різних чинників на межі ОП.

Аналіз зручно здійснювати за допомогою векторної діаграми граничних абсолютних швидкостей ракети в залежності від характеристик ракети в момент зустрічі її з ПЦ. Діаграма являє собою годографи векторів швидкості ракети  $\vec{V}_p$  у залежності від курсового кута  $g$ .

2.4.3. Вплив кожної характеристики ракети на дальню межу ОП визначається значенням мінімально необхідної абсолютної швидкості ракети  $V_{pmin}$ , а на ближню межу – максимальною швидкістю ракети  $V_{pmax}$  у момент зустрічі її з ПЦ.

Для зручності граничні значення швидкостей ракети в момент зустрічі її з ПЦ у залежності від її відповідних характеристик позначають:

$V_p^*(t_{кер})$  – швидкість наприкінці керованого польоту ракети;

$V_p^*(n_p^*)$  – швидкість, яка відповідає значенню максимально допустимого потенційного перевантаження ракети;

$V_p^*(\varphi_k^*)$  – швидкість, яка відповідає максимальному значенню кута відхилення координатора головки самонаведення (далі – ГСН) від вісі ракети;

$V_p^*(V_{Dmin}^*)$  – швидкість ракети, яка відповідає мінімально допустимій швидкості її зближення з ПЦ в момент зустрічі за умови спрацювання підривача;

$V_p^*(V_{Dmax}^*)$  – швидкість ракети, яка відповідає максимально допустимій швидкості зближення ракети в момент її зустрічі з ціллю за умови спрацювання підривача;

$V_p^*(t_{зв})$  – швидкість ракети в момент зведення підривача.

## 2.5. Побудова векторної діаграми граничних абсолютних швидкостей ракети

2.5.1. Побудова векторної діаграми граничних абсолютних швидкостей ракети за тривалістю керованого польоту  $V_p^*(t_{кер})$ , тривалістю зведення підривача  $V_p^*(t_{зв})$  та значенням потенціального перевантаження ракети  $V_p^*(n_p^*)$ .

Дані граничні швидкості ракети не залежать від курсового кута цілі. В цьому випадку, ОП по неманевреній цілі симетрична відносно напрямку польоту цілі.

При відомих  $V_1$  і  $H$

$$V_p^*(t_{кер}) = V_r^* + V_1, \quad (2.1)$$

де  $V_r^*$  – відносна швидкість польоту ракети відносно носія в момент пуску ракети.

Тому для побудови векторної діаграми із точки цілі  $Ц_0$  виконуємо дугу радіусом  $r_1 = V_p^*(t_{кер})$  (рисунок 2).

Аналогічно виконуємо дугу радіусом  $r_3 = V_p^*(t_{зв})$ .

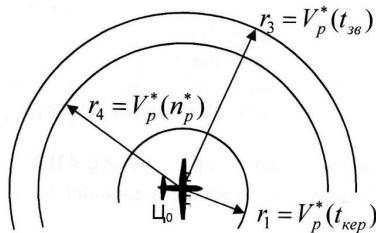


Рисунок 2 – Векторна діаграма швидкостей.

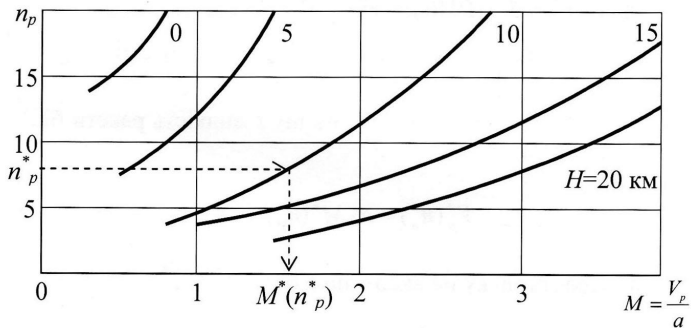
Значення швидкості  $V_p^*(n_p^*)$  визначають за графіком (рисунок 3)

$$n_p = f(M, H),$$

де  $n_p$  – потенційне перевантаження ракети;

$M$  – число Маха швидкості польоту ракети;

$H$  – висота польоту ракети.



**Рисунок 3** – Залежність потенційного перевантаження ракети від числа  $M$  та висоти польоту ракети.

Для успішного наведення ракети на ПЦ необхідно, щоб потенційне перевантаження було не менше потрібного. Тому для сучасних самонавідних ракет у випадку пуску по неманевреній цілі з ППС потенційне перевантаження дорівнює не менше п'ятох, а із ЗПС – не менше трьох.

Вважають, що при  $0 < g < 180^\circ$  потрібне перевантаження  $n_{потр}$  змінюється за лінійним законом, тобто

$$n_{потр} = \begin{cases} 5, & g = 0; \\ kq, & 2\pi < g < 0; \\ 3, & g = \pi. \end{cases}$$

Алгоритм визначення  $V_p^*(n_p^*)$ :

для  $n_p^* = 5$  (ППС) або  $n_p^* = 3$  (ЗПС) визначають мінімальне число  $M^*(n_p^*)$  польоту ракети на висоті  $H$  (рисунок 3);

визначають абсолютну граничну швидкість ракети поблизу цілі за формулою:

$$V_p^*(n_p^*) = a \cdot M^*(n_p^*), \quad (2.2)$$

де  $a$  – швидкість звуку на висоті польоту цілі  $H_{ц}$ ;

на векторній діаграмі швидкостей проводять дуги радіусами:

$$r_2 = V_p^*(n_p^*=5) - \text{у ППС};$$

$$r_2 = V_p^*(n_p^*=3) - \text{у ЗПС}.$$

2.5.2. Побудова векторної діаграми граничних абсолютних швидкостей ракети за швидкістю зближення ракети з ціллю  $V_{D_{min}}^*$  та  $V_{D_{max}}^*$  з урахуванням умов спрацювання підривача.

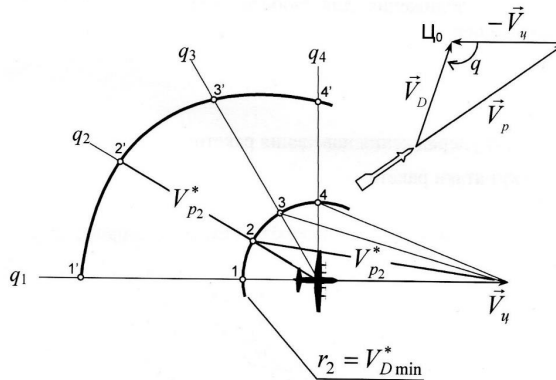


Надійна дія підривача залежить від принципу дії та конструктивних особливостей його типу. Швидкість зближення ракети з ціллю повинна бути в межах  $V_{Dmin}^*$  і  $V_{Dmax}^*$ , тобто

$$V_{Dmin}^* \leq V_D^* \leq V_{Dmax}^*$$

де  $V_{Dmin}^*$  визначає дальню межу ОП ракети з ЗПС;  
 $V_{Dmax}^*$  визначає ближню межу ОП.

Швидкість зближення ракети з ціллю залежить від абсолютної швидкості ракети, швидкості цілі та курсового кута зустрічі ракети з ПЦ. Побудова векторної діаграми проводиться графічним рішенням векторних трикутників швидкостей ( $\vec{V}_D = \vec{V}_p - \vec{V}_ц$ ) для різних кутів ( $g$ ) (рисунок 4).



**Рисунок 4** – Векторна діаграма швидкостей  $V_p^*(V_{Dmin}^*)$ .

Алгоритм побудови векторної діаграми за швидкістю зближення ракети з ціллю:

радіусом  $r = V_{Dmin}^*$  з точки  $\text{Ц}$  проводиться допоміжне коло і для обраних курсових кутів ( $g_i, i \in 1, \bar{n}$ ) будують вибрані трикутники, з яких отримують значення  $V_p^*(V_{Dmin}^*)$ ;

отримані значення  $V_p^*(V_{Dmin}^*)$  відкладають на відповідних променях курсових кутів і отримують векторну діаграму граничних швидкостей ракети поблизу цілі по  $V_{Dmin}^*$ .

Проте цю діаграму не завжди потрібно будувати для всіх  $g$ , тому що в ППС вона перекривається іншими параметрами (обмеженнями).

2.5.3. Побудова векторної діаграми граничних абсолютних швидкостей ракети за максимальним кутом відхилення координатора ГСН ракети ( $\varphi_K^*$ )

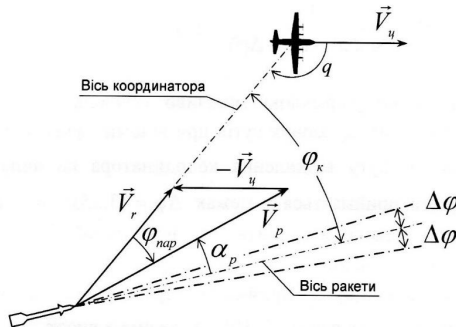
Під час польоту ракети, наприклад, по траєкторії паралельного зближення (рисунок 5) для будь-якого моменту ( $t$ ) має місце співвідношення:

$$\varphi_k = \varphi_{\text{пар}} \pm \alpha_p, \quad (2.3)$$

де  $\varphi_{\text{пар}}$  – кут упередження наведення ракети;

$\alpha_p$  – кут атаки ракети.

Знак “+” відповідає розвороту ракети в бік руху цілі, а “-” – назустріч цілі.



**Рисунок 5** – Схема руху ракети по методу паралельного зближення.

Кути  $\varphi_{\text{пар}}$  і  $\alpha_p$  визначають за формулами:

$$\begin{aligned} \sin \varphi_{\text{пар}} &= \frac{V_u}{V_p} \sin g; \\ \alpha_p &= \frac{2G \cdot n_p}{S \cdot \rho \cdot V_p^2 \cdot C_y \cdot \alpha}; \\ \varphi_{\text{max}} &\leq \varphi_k^* - \alpha_p - \Delta\varphi, \end{aligned} \quad (2.4)$$

де:  $\Delta\varphi$  – кут запасу відхилення координатора на можливі динамічні скачки ракети на траєкторії руху;

$\varphi_k^*$  – максимально допустимий кут відхилення координатора ракети від її вісі.

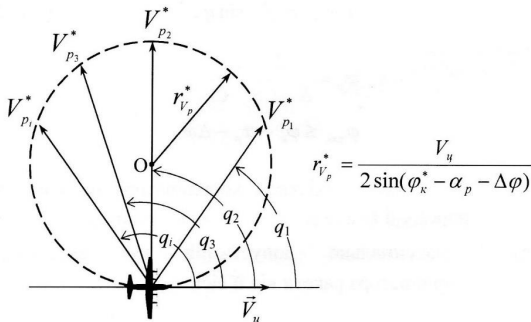
З цих формул отримуємо:

$$V_p^*(\varphi_k^*) = \frac{V_u}{\sin(\varphi_k^* - \alpha_p - \Delta\varphi)} \sin g. \quad (2.5)$$

За цією формулою можливо обчислити значення  $V_p^*(\varphi_k^*)$  для різних курсових кутів у випадку відомих значень  $V_p$  і  $\alpha_p$ . Запас за кутом відхилення координатора на динамічні скачки ракети береться в межах  $\Delta\varphi = (3-5)^\circ$ . Кут

атаки ракети  $\alpha_p$  можна визначити за формулою (2.4) для заданого значення перевантаження. Для приблизних розрахунків величина  $\alpha_p$  береться середнім значенням  $3-5^\circ$  для малих і середніх висот і  $5-10^\circ$  для великих висот.

Векторна діаграма швидкостей ракети за кутом відхилення координатора  $V_p^*(\varphi^*_\kappa)$  легко будується на підставі формули (2.5), яка є рівнянням кола в полярних координатах  $V_p^*$  і  $g$  у випадку відомих  $V_{Ц}$ ,  $\Delta\varphi$ ,  $\alpha_p$  радіусом кола дотичним до вектора швидкості цілі в його початку (рисунк 6).



**Рисунок 6** – Векторна діаграма швидкостей  $V_p^*(\varphi^*_\kappa)$

Сумарна векторна діаграма граничних швидкостей ракети поблизу цілі будується шляхом суміщення на одному кресленні всіх раніше побудованих векторних діаграм. Побудова ОП ракети виконується за допомогою векторної діаграми швидкостей ракети та графіків її енергобалістичних характеристик.

## 2.6. Бойове застосування керованих ракет по маневрених повітряних цілях

### 2.6.1. Система рівнянь для визначення параметрів польоту ракети

Визначення ОП дає можливість враховувати динаміку польоту ракети, особливості роботи її апаратури управління, помилки прицілювання, а також різні види маневру цілі. Сутність вирішення задачі полягає в тому, що фізичні процеси, які відбуваються під час прицілювання, пуску та самонаведення ракети на ціль визначаються системою рівнянь. Найбільш важливим етапом роботи є складання системи рівнянь, які визначають процес самонаведення ракети на ціль.

Звичайна система рівнянь включає:

- кінематичні та динамічні рівняння переміщення ракети;
- рівняння роботи системи управління;
- рівняння переміщення винищувача та цілі.

*Кінематичні рівняння* визначають закон зміни дальності під час польоту ракети до цілі.

*Динамічні рівняння* визначають рух центру маси ракети та ракети навколо центру маси з урахуванням сил, що діють на неї.

*Рівняння роботи системи управління* визначають закон зміни кутів та кутових швидкостей в залежності від вхідних параметрів, що надходять від ГСН, датчиків та вимірників, які встановлено на ракеті.

*Рівняння руху цілі та винищувача* визначають їх рух під час прицілювання та пуску, а також у процесі наведення ракети.

У результаті розв'язання системи рівнянь можна отримати всі параметри ( $D, g, \varphi_k, \dot{\varphi}_k, n_p$ , тощо) польоту ракети в будь-який момент. Межі ОП знаходяться на "стику" вдалих та невдалих пусків.

## 2.6.2. Вплив маневру цілі на можливості керування ракетами

2.6.2.1. Повітряна ціль може маневрувати зміною висоти, швидкості та напрямку польоту. Інтенсивність маневру за висотою характеризується швидкістю її зміни, за швидкістю – розгоном та гальмуванням, а за напрямком – нормальним перевантаженням. Зазначені види маневру можуть застосовуватись окремо або разом. Найбільший вплив на умови застосування ракет має маневр за рахунок зміни напрямку польоту. Чим більше перевантаження цілі під час маневру, тим складніше застосувати будь-яку зброю.

Труднощі застосування КАР по маневрених цілях обумовлені такими причинами:

ОП суттєво трансформуються, стають несиметричними відносно до напрямку польоту ПЦ, змінюються в розмірах залежно від напрямку пуску та інтенсивності маневру ПЦ;

використання прицільних систем ускладнюється через велику кутову швидкість переміщення ПЦ відносно винищувача, тому льотчик повинен оцінювати дальність, ракурс ПЦ та інші умови пуску ракети;

вхід винищувача, що атакує, в ОП ускладнюється через енергійне його переміщення відносно ПЦ за курсовим кутом на етапі прицілювання;

вибір оптимальних умов пуску ускладнюється через неможливість передбачити напрям та інтенсивність маневру ПЦ.

2.6.2.2. ОП по маневреній ПЦ змінюється за формою і розміром залежно від типу ракети по різному. Умовно за впливом маневру швидкісної цілі самонавідні ракети поділяють на три групи:

група 1 – ракети, що застосовуються у вузькому секторі по слабкоманевруючих цілях ( $n_{ц} \leq 3$ ). Для ракет цієї групи  $n_p \leq 10-11$  одиниць;

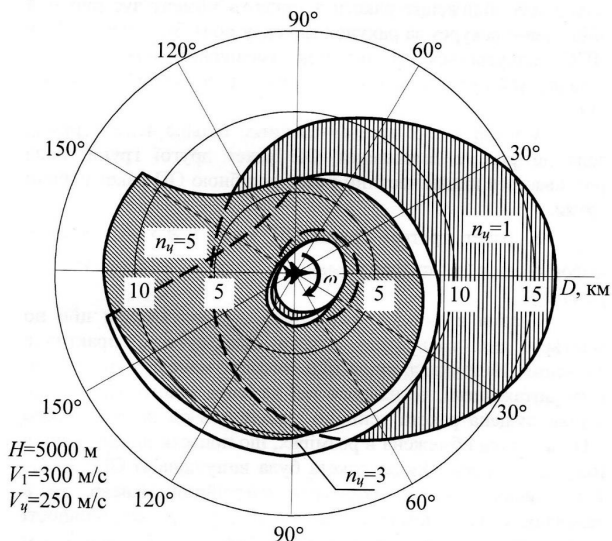
група 2 – ракети, що застосовуються, при  $n_{ц} \leq 4-6$  повинні досягати  $n_p = 16-29$ ;

група 3 – ракети маневрового бою з  $n_p \geq 30$ .

ОП ракетами другої та третьої групи, які призначені для знищення маневрених ПЦ, зміщуються в середину траєкторії розвороту ПЦ, дещо збільшуються в ЗПС і зменшуються в розмірах у ППС (рисунки 7).

Збільшення ОП в ЗПС відбувається за рахунок зростання максимальних відстаней пуску (зростання швидкості зближення ракети з ціллю в момент зустрічі при збільшенні ракурсу за рахунок маневру цілі).

Зменшення ОП у ППС відбувається за рахунок зменшення максимальних швидкостей пуску із зовнішньої сторони траєкторії розвороту цілі.



**Рисунок 7** – Область пуску ракети другої групи по маневреній повітряній цілі.

2.6.2.3. Маневр цілі з перевантаженням більше 4-6 одиниць веде до різкого зменшення ОП ракет другої групи, вона розривається на дві частини і стає схожою до ОП ракет першої групи.

2.6.2.4. У ракет третьої групи ОП при  $n_{\text{ц}} \geq 5-6$  одиниць деформується в бік маневру цілі і зменшується в розмірах.

2.6.2.5. Знання величини граничного перевантаження цілі за маневром для конкретної ракети має суттєве практичне значення.

Наприклад, якщо ПЦ виконує маневр з граничним перевантаженням, то навколо неї не існує такого положення, звідки пущена ракета, тобто ОП настільки обмежена в розмірах, що потрапити винищувачу в ПЦ не можливо.

Якщо ракета була випущена із ОП, а ПЦ після цього почала виконувати енергійний маневр, то в залежності від моменту його виконання та інтенсивності можливий зрив наведення ракети вже на траєкторії і тим імовірніше, чим раніше почався маневр ПЦ.

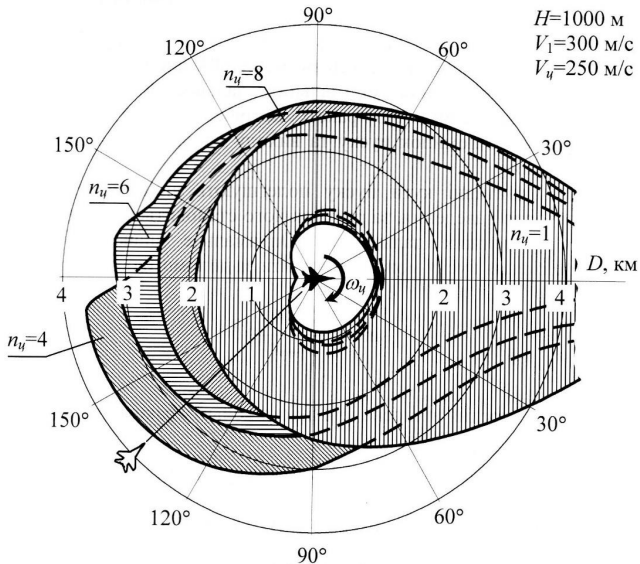
Цю обставину повинен використовувати і винищувач, якщо він опинився в положенні атакуваного. Виконавши грамотний та енергійний маневр з переваженням, близьким до граничного, він може втекти від ракети, яку вже випущено по ньому.

Початок маневру ПЦ, його напрямок та інтенсивність льотчик атакуючого винищувача може визначити тільки при візуальній видимості цілі і лише на відносно невеликій відстані.

### 2.6.3. Характер деформації області стрільби

ОП маневреної цілі взагалі визначають моделюванням процесу самонаведення ракети на ПЦ у різних умовах виконання атаки. При цьому обмежуються вивченням руху ракети в одній із площин – горизонтальній або вертикальній.

Деформація ОП для ракет другої та третьої груп зображена на рисунках 7 та 8.

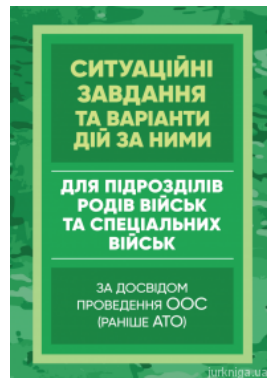


**Рисунок 8** – Область пуску ракет третьої групи по маневреній повітряній цілі.

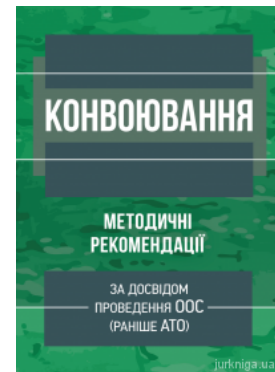
## Книги, які можуть вас зацікавити



Закон України "Про Національну гвардію України"



Методичні рекомендації "Ситуаційні завдання та варіанти дій за ними для підрозділів родів військ та спеціальних військ" (за досвідом...



Конвоювання (за досвідом проведення ООС (раніше АТО))



Військова розвідка. Навчальний посібник



Головне управління розвідки Міністерства оборони України. Історія, сучасний стан, основні нормативні акти, коментарі і роз'яснення



Настанова "Центр (база, склад) забезпечення паливом"

Перейти до галузі права  
**Військове право**



[Перейти на сайт →](#)