

УДК 621.396 + 629.1

П.В. Потелешенко

Харківський університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків

## ОЦІНКА ЕФЕКТИВНОСТІ РОЗШИРЕННЯ БАЗИ СИГНАЛУ РЛС НАВЕДЕННЯ ЗКР ДЛЯ РІЗНИХ ПОТЕНЦІЙНО РЕАЛІЗУЄМИХ ПРОМАХІВ

*В статті розглянуті сучасні та перспективні методи поразки повітряної цілі зенітною керованою ракетю. Проведений аналіз уразливості засобів повітряного нападу, визначені вразливі місця повітряних цілей різних типів та сформульований спосіб наведення зенітних керованих ракет. Запропонована методика розрахунку маси бойової частини зенітної керованої ракети в залежності від реалізуємого промаху. На основі заданих промахів проведена оцінка ефективності розширення бази сигналу радіолокаційної станції наведення зенітної керованої ракети.*

**Ключові слова:** ширококутові сигнали, радіолокаційні зображення, вразливість повітряної цілі, маса зенітної керованої ракети, промах.

### Вступ

**Постановка проблеми.** Аналіз літератури свідчить, що завдяки відомому підвищенню точності систем наведення [1] актуальним стало використання в зенітних керованих ракетах (ЗКР) бойової частини (БЧ) невеликої маси (20 – 30 кг) зі спрямованим розльотом осколків [2, 3].

У сучасних ЗКР застосовують вимірювальні датчики та комплексують інформацію від декількох з них. Джерелами інформації для системи наведення ЗКР можуть служити інфрачервоні, оптичні датчики, радіолокаційні головки самонаведення, а також зовнішня інформація, що отримана по каналам передачі даних.

Підвищення роздільної здатності й точності вимірювання координат цілі радіолокаційними засобами можливо при збільшенні бази сигналу.

Під базою сигналу розуміємо величину  $B$

$$B = \Delta f \cdot T, \quad (1)$$

де  $\Delta f$  – ширина спектру сигналу;

$T$  – тривалість сигналу.

Однак системи з підвищеною точністю вимірювання замінюються ще більш високоточними системами, які можливо використовувати для наведення ЗКР. Використання ширококутових сигналів дозволяє спостерігати ціль не як єдиний блискучий елемент, а як групу блискучих елементів, що формують радіозображення. З'являється можливість більш точного вимірювання координат цілі, проведення її розпізнавання й обирання найбільш вразливого місця для її знищення.

Завдяки підвищенню точності наведення та направленого впливу БЧ на слабкі місця засобів повітряного нападу (ЗПН) можливе подальше зменшення маси ЗКР, і як наслідок, підвищення її маневрених характеристик.

Вважатимемо, що потенційно реалізуємі промахи системи наведення залежать від роздільної здатності зондуємого сигналу. До розгляду беруться ЗКР

систем та комплексів середньої дальності. Ймовірність поразення цілі залишається незмінною. У зв'язку зі складністю використання і обмеженістю критерію ефективність-вартість, критерієм ефективності буде виступати величина відносного зниження маси ЗКР. Зниження маси ЗКР дозволяє оцінити маневрені та габаритні характеристики ЗКР, кількість ЗКР на ПУ, матеріальні витрати на виробництво.

**Метою статті** є оцінка ефективності розширення бази сигналу РЛС наведення ЗКР для різних реалізуємих промахів при фіксованому значенні ймовірності знищення цілі.

В статті розглянуті питання:

- сучасні та перспективні методи поразки ЗПН;
- визначення вразливості цілей різних типів, виявлення вразливих місць;
- розрахунок залежності маси ЗКР від потенційно реалізуємого промаху;
- проблема оцінювання зв'язку величини промаху з базою сигналу.

### Сучасні та перспективні методи поразки ЗПН

Сучасні ЗКР використовують метод поразки цілі шляхом накривтя її хмарою осколків (рис. 1, а) запропонований німецькими інженерами в 1944 році й реалізовані вперше в ЗКР «Васерфаль» і «Шметерлінг».

Тому що кінцевою метою наведення є поразка цілі, то найкраще рішення завдання може бути досягнуте при прямому влучанні ракети в найбільш вразливу область цілі [4]. При цьому маса БЧ складе 0,1 кг, а для великих цілей – 0,6 кг [5].

Підвищення точності наведення до 5 – 10 м з одночасним зменшенням середньоквадратичної похибки наведення до одиниць метрів дозволяє реалізувати спосіб поразки цілі шляхом спрямування осколків в визначену область (рис. 1, б) або прямого влучання ракети в цю область. Даний метод поразки реалізований в сучасних ЗКР "Ernt" (США), "Aster-15/30" (Франція), 9M96E/E2 (Росія) [1].

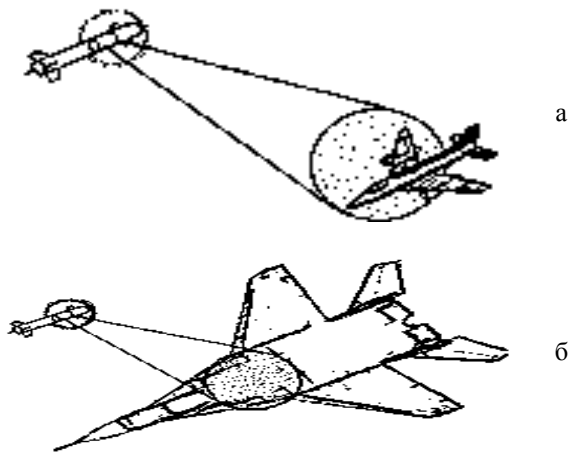


Рис. 1. Способи поразки повітряної цілі ЗКР:  
а – метод поразки цілі хмарою осколків;  
б – метод поразки цілі шляхом спрямування осколків  
в певну частину цілі

Пряме влучання в ціль або локальне пошкодження відсіку не є обов'язковою умовою поразки цілі. Постає задача вибору точки в яку необхідно направити осколки, для забезпечення максимальної ймовірності знищення ЗПН.

### Визначення вразливості цілей різних типів, виявлення вразливих місць

Статистика бойових дій у Південно-Східній Азії показує, що 62% бойових втрат авіації США були викликані поразкою паливної системи, 18% - виходом з ладу екіпажу, 10% - ушкодженням системи керування (хоча її середня порівняна площа становить 2-5% від загальної), 7% - поразка двигунів і лише 3% - руйнування агрегатів планера [6]. В ході операції «Буря в пустелі» бойові втрати ударних гелікоптерів Апач АН-64 склали 2 одиниці: загоряння палива і, як наслідок, пожежа [7].

Порівнюючи екіпаж і паливну систему за критеріями займаний об'єм і захищеність можна зробити висновок, що найбільш кращою цілью для ЗКР є паливна система. На рис. 2 наведені силуети деяких літаків і гелікоптерів. Заштрихована частина відповідає паливним бакам [8, 9].

Визначальна роль паливної системи й в особливості паливних баків у живучості й уразливості літаків і вертольотів пояснюється наступними факторами: більшим займаним об'ємом і, отже, вразливою площею; зазвичай супровідна поразка незахищеного паливного бака вибухом пароповітряної фази палива, пожежею й руйнуванням конструкції планера; інтенсивні втрати палива, що ведуть (навіть при відсутності вибуху й пожежі) до порушення центрування, а також до швидкого припинення живлення двигунів [6].

При проектуванні сучасних літаків і гелікоптерів практично всіх призначень збільшенню живучості паливної системи й, зокрема, зниженню уразливості паливних баків приділяється найпильніша увага. Напри-

клад, більшість елементів паливної системи штурмовика А-10А "Thunderbolt II" перебувають усередині паливних баків для зменшення вражаємої поверхні [6].

Паливні баки бувають першої, другої черги, видаткові баки. Паливо вибирається починаючи з баків першої черги (як правило крильові баки). У видатковому баку паливо вибирається в останню чергу (як правило, фюзеляжний бак). Наведення ЗКР в область видаткового баку є доцільнішим, тому що до моменту контакту із системою ППО баки першої черги порожні. За умови захисту крильових баків (баків першої черги) пористим наповнювачем імовірність вибуху парів палива невелика.

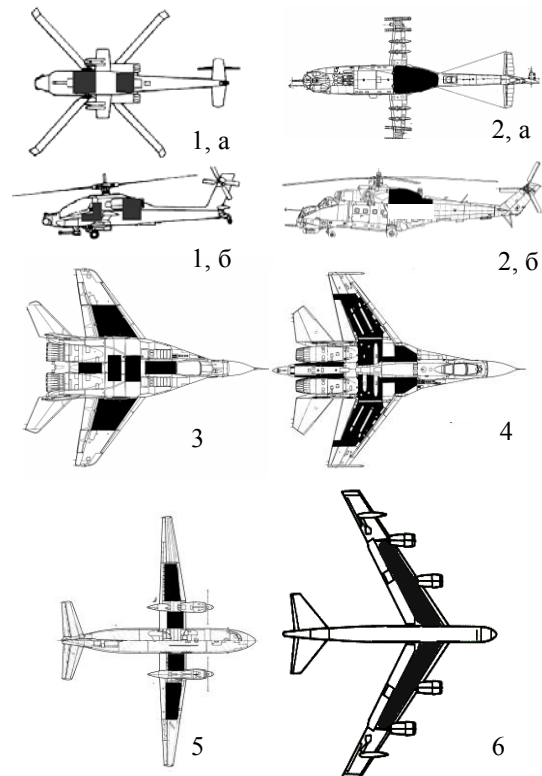


Рис. 2. Схема розміщення паливних баків в гелікоптерах АН-64 (1,а і 1,б) та Мі-24(2,а і 2,б), винишувачах МіГ-29 (3) та Су-27 (4), транспортному літаку Ан-26 (5), бомбардувальнику В-52 (6)

З рис. 2 видно, що видатковий бак для невеликих літаків (лінійні розміри 20 – 25 м) перебуває в центральній частині фюзеляжу. Для більших літаків характерне розміщення видаткових баків біля двигунів у крилах, а для гелікоптерів за несучим гвинтом. Особливістю гелікоптера, як об'єкта поразки, є те, що з нижньої півсфери баки надійно захищені. Атака цілі типу гелікоптер з верхньої півсфери забезпечить максимальну ймовірність поразки.

Для визначення найбільш уразливої області цілі необхідно: провести розпізнавання цілі обов'язково по класу й, бажано, по типу (наприклад F-15, Су-24); по наявній базі даних визначити де в даному типі цілі перебуває видатковий бак; провести ототожнення одержаного радіолокаційного зображення

цілі з її компоновочною схемою з метою визначення точки прицілювання.

Особливістю рішення завдання розпізнавання об'єктів при наведенні зенітної-ракетної зброї є те, що система наведення функціонує не в статичному, а в напруженому динамічному режимі при гострому дефіциті часу. Зображення цілей повинні оброблятися системою при ракурсах і масштабах, що безупинно змінюються, на різних фонах, в умовах природних і організованих перешкод.

Таким чином видатний паливний бак є точкою прицілювання при забезпеченні поразки цілі в уразливе місце. При цьому маса БЧ та самої ЗКР значно зменшується.

### Розрахунок залежності маси ЗКР від потенційно реалізуємого промаху

Імовірність поразки цілі однією ракетою при забезпеченні промахів, що менше радіусу дії радіопідривача, центр розсіювання не співпадає з ціллю та помилки наведення відповідають круговому закону розподілу визначається виразом [10]:

$$P_1 = \frac{R_0^2}{R_0^2 + \sigma^2} \cdot e^{-h^2/2 R_0^2 + \sigma^2}, \quad (2)$$

де  $R_0$  – параметр умовного кругового закону поразки цілі, могутність бойової частини;  $h$  – систематична складова похибки наведення;  $\sigma$  – середнє квадратичне значення похибки наведення.

На рис. 1 наведена залежність імовірності поразки цілі однією ракетою від параметрів  $R_0$  та  $\sigma$  при фіксованому значенні систематичної складової похибки  $h=20$ м. На площині  $R_0$ - $\sigma$  відображені рівноімовірнісні лінії (проекції поверхні) з яких видно, що при зменшенні  $\sigma$  при фіксованих значеннях  $P_1$  і  $h$  зменшується  $R_0$ . В свою чергу могутність БЧ визначається

$$R_0 = K_{бч} \cdot m_{вр}^3, \quad (3)$$

де  $K_{бч}$  – коефіцієнт пропорційності;  $m_{вр}$  – маса вибухової речовини.

Для широкого класу маса БЧ

$$m_{бч} \approx 2m_{вр}, \quad (4)$$

Відношення маси БЧ ЗКР до стартової маси визначається  $K_m$

$$K_m = m_{зкр} / m_{бч}. \quad (5)$$

Виходячи з даних в табл. 1 [1, 11], відкидаємо максимальне та мінімальне значення  $K_m$  та знаходимо середнє значення коефіцієнту  $K_{мСР} = 11,9$ . Розрахунок коефіцієнту проведено для ЗКР комплексів та систем середньої дальності. Із (3, 4, 5) знайдемо залежність маси ЗКР від могутності БЧ

$$m_{зкр} = 2K_{мСР} \sqrt[3]{R_0 / K_{бч}}. \quad (6)$$

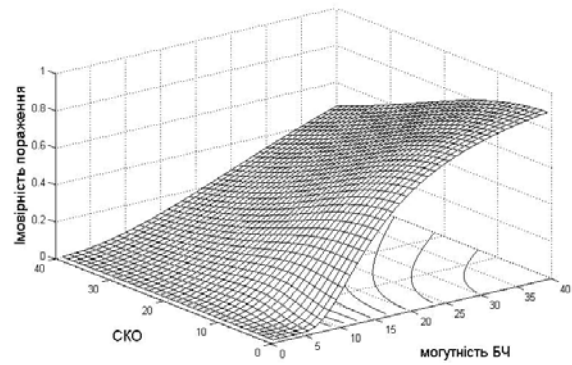


Рис. 3. Імовірність поразення цілі однією ракетою в залежності від параметрів  $R_0$  та  $\sigma$

Таблиця 1

Технічні характеристики БЧ

Назва ЗКР ( комплекс, в якому застосовується)	Стартова маса ( $m_{зкр}$ ), кг	Маса БЧ ( $m_{бч}$ ), кг	Km
9М38М1 (БУК М1)	690	70	9,85
5В55К (С-300ПС)	1500	133	11,2
5В55Р (С-300ПС)	1665	133	12,5
9М83 (С-300 В1)	2290	150	15,3
48Н6Е2 (С-300 ПМУ)	1800	145	12,4
RIM-66 (корабельні комплекси)	620	98	6,3
МІМ-104 (Patriot PAC-2)	912	91	10,97
9М96Е (С-400)	333	24	13,8
Ерінт (Patriot PAC-3)	316	24	13,1

### Проблема оцінювання зв'язку величини промаху з базою сигналу

Хоча в окремих випадках зв'язок явний, у загальному випадку для рішення пов'язаного з цим питання потрібен більший об'єм моделювання.

Величина промаху випадкова величина та визначається

$$h = h_d + h_{інс} + h_{фл}; \quad (7)$$

$$\sigma^2 = \sigma_d^2 + \sigma_{інс}^2 + \sigma_{фл}^2, \quad (8)$$

де  $h_d$ ,  $h_{інс}$ ,  $h_{фл}$  – математичне очікування динамічної, інструментальної та флуктуаційної складової промаху;  $\sigma_d^2$ ,  $\sigma_{інс}^2$ ,  $\sigma_{фл}^2$  – дисперсія динамічної, інструментальної та флуктуаційної складової промаху;

Динамічна складова обумовлена неточностями відпрацювання регулярних (невипадкових) складових задаючого та заважаючого впливу. Інструментальна складова промаху визначається потенціальними можливостями РЛС наведення. Флуктуаційна складова – впливом завад, неоднорідностями атмосфери, а також переміщенням енергетичного центру сигналу. Розширення бази сигналу зменшує флуктуації енергетичного центру сигналу, дозволяє зменшити вплив завад [12]. Таким чином флуктуаційна складова промаху залежить від бази сигналу. Пояснимо це на прикладі розширення смуги сигналу при наведенні з використанням тільки дальнісних портретів. У цьому випадку можна записати, що промах

зворотно пропорційний тривалості одиноких імпульсів сигналу після оптимальної обробки, тобто їхній базі, а  $\sigma_{\text{фл}}$  зворотно пропорційна базі одинокого імпульсу сигналу (1), та має вигляд

$$\sigma_{\text{фл}} = K_{\text{відпр}} \sigma_{\text{ф}} = K_{\text{відпр}} \cdot K_{\text{супр}} \cdot 1/V, \quad (9)$$

де  $K_{\text{відпр}}$  – коефіцієнт відпрацювання контуром керування похибки супроводження;  $\sigma_{\text{ф}}$  – похибка вимірювання кутових координат;  $K_{\text{супр}}$  – коефіцієнт пропорційності  $\sigma_{\text{ф}}$  в залежності від бази сигналу;

Оцінку ефективності розширення бази сигналу будемо проводити за критерієм зміни відносної маси ЗКР  $m_{\text{від}}$

$$\Delta m_{\text{від}} = m_{\text{всс}} - m_{\text{шсс}} / m_{\text{всс}} \cdot 100\%, \quad (10)$$

де  $m_{\text{всс}}$  – маса ЗКР, при використанні вузькосмугових сигналів;  $m_{\text{шсс}}$  – маса ЗКР, при використанні широкосмугових сигналів.

Таким чином, за допомогою (6), (9), (10) та урахуванням рис. 3 можливе оцінювання ефективності розширення бази сигналу РЛС наведення ЗКР для різних реалізуємих промахів, де критерієм ефективності виступає величина відносного зниження маси ЗКР.

### Висновки

У статті проведено порівняння швидкорозвиваючихся методів поразки цілі шляхом накриття її хмарою розльоту осколків і нових методів поразки цілі в уразливе місце на основі використання перспективних методів вимірювання положення елементів цілі з використанням широкосмугових і протяжних радіосигналів без обов'язкового використання радіопідрвача. Виходячи із цього проведений аналіз уразливості ЗПН. Результати свідчать про те, що при збільшенні бази сигналу потенційно можливо значно зменшити масу ЗКР.

Недоліком запропонованого способу оцінки ефективності на сьогодні є те, що оцінена залежність  $\sigma_{\text{фл}}$  від бази сигналу, вплив широкосмугових сигналів на інші складові промаху до розгляду не брався. Отримані результати є основою для подальшого моделювання контуру наведення ракети-цілі.

### ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ РАСШИРЕНИЯ БАЗЫ СИГНАЛА РЛС НАВЕДЕНИЯ ЗУР ДЛЯ РАЗЛИЧНЫХ ПОТЕНЦИАЛЬНО РЕАЛИЗУЕМЫХ ПРОМАХОВ

П.В. Потелешенко

*В статье рассмотрены современные и перспективные методы поражения воздушной цели зенитной управляемой ракетой. Проведен анализ уязвимости средств воздушного нападения, определены уязвимые места воздушных целей различных типов и сформулирован способ наведение зенитных управляемых ракет. Предложена методика расчета массы боевой части зенитной управляемой ракеты в зависимости от реализуемого промаха. На основе заданных промахов проведена оценка эффективности расширения базы сигнала радиолокационной станции наведения зенитной управляемой ракеты.*

**Ключевые слова:** широкополосные сигналы, радиолокационные изображения, уязвимость воздушной цели, масса зенитной управляемой ракеты, промах

### EFFECTIVENESS EVALUATION OF INCREASING THE TIME-BANDWIDTH PRODUCT OF SIGNALS IN MISSILE GUIDANCE RADAR GIVEN DIFFERENT POTENTIALLY ACHIEVABLE VALUES OF TARGET MISSES

P.V. Poteleshchenko

*Modern and perspective methods are considered of air target destruction by surface-to-air missile. Vulnerable points at different type airplanes are analysed and method formulated of guiding the surface-to-air missiles into those points. The variant has been proposed for calculating the mass of the missile warhead charge depending on the target miss achieved. Based on the target miss values, effectiveness of the illumination signal widening is evaluated for the surface-to-air missile guidance radar.*

**Keywords:** wideband signals, one-, radar images, vulnerability of air target, missile mass, target miss.

### Список літератури

1. Новое поколение зенитных управляемых ракет средней дальности / Е.Г. Блотов, Б.Я. Мизрохи // Спец. выпуск журнала "Поле" к 50-летию МКБ "Факел" – 2003. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: [http://pvo.guns.ru/book/fakel/new\\_gan.htm](http://pvo.guns.ru/book/fakel/new_gan.htm).

2. Осколочные боевые части ракет: перспективы развития / В. Одинцов // Военный парад. – 1998. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://http://milparade.udm.ru/ru/28/060.htm>

3. ШирманЯ.Д., Потелешенко П.В., Сачук И.И. Орленко В.М. Использование широкополосных зондирующих сигналов в задаче наведения зенитных управляемых ракет // Збірник наукових праць ХУ ПС. – Х.: ХУ ПС, 2008. – Вып. 2(17). – С. 55-60.

4. Крицкий Е.И. Системы самонаведения. – М.: Машиностроение, 1970. – 236 с.

5. Криворучко С.В., Матвиевский Ю.Н. и др. Основы построения зенитных ракетных комплексов. Ч-II. Основы построения и обслуживания. – К.: КВЗРИУ им. С.М. Кирова, 1991. – 179 с.

6. Кравцов В.С., Рыженко А.И. Живучесть авиационных силовых установок: учебн для студ. высш. учебн. зав. – Х.: НАКУ «ХАИ», 2004. – 659 с.

7. AH-64 Apache. Энциклопедия самолётов и вертолётов. 2004-2007. – Режим доступа: <http://airwiki.org/enc/ah/ah64.html>.

8. МиГ-29 (9-12) Уголок неба. 2006 (Страница: "МиГ МиГ-29 (9-12)"). [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://airwiki.org/enc/ah/ah64.html>.

9. Боевые вертолеты. Справочник / Под. ред А.Н. Лисицына. – М.: Астрель, 2005. – 465 с.

10. Шеринев М.А. Основы постройки зенитных ракетных систем и комплексов. – Х.: ХУ ПС, 2005. – 199 с.

11. Зенитные [Электронный ресурс] / Кафедра "Процессов Управления" Балтийского Государственного Технического Университета "ВОЕНМЕХ" имени Маршала Советского Союза Д. Ф. Устинова. – Режим доступа: <http://rbase.new-factoria.ru/search/index7.htm>.

12. Computer simulation of aerial target radar scattering recognition. Detection and tracking / Yakov D. Shirman editor. Boston, London: Artech House, 2002. – 294 p.

Надійшла до редколегії 6.10.2008

**Рецензент:** канд. техн. наук, проф. В.В. Бурцев, Харківський університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків.