

8. Кравченко Ю. В. Концептуальний підхід до синтезу складних технічних систем з динамічною структурою / Ю. В. Кравченко, Р.А. Миколайчук // Сучасні інформаційні технології у сфері безпеки та оборони. – К.: 2012. – №2(14). – С. 31 – 36.

Поступила 9.10.2013р.

УДК 623.418.4

С. М. Коротін, м. Київ

МЕТОДИКА ВИЗНАЧЕННЯ ЕФЕКТИВНОСТІ ЗАСТОСУВАННЯ КЕРОВАНИХ АВІАЦІЙНИХ РАКЕТ КЛАСУ “ПОВІТРЯ-ПОВІТРЯ” БЛИЖНЬОЇ ДІЇ ПО ПОВІТРЯНИМ ЦІЛЯМ

Abstract. One is suggesting a calculation method of air target damage probability by one specific air-to-air missile. This methodology allows to perform calculation with the use of electronic computers.

Постановка проблеми у загальному вигляді. Будь-який аналіз завдань, що вирішуються у предметній області (застосування комплексу авіаційного озброєння літака-винишувача Повітряних Сил Збройних Сил України) починається з вибору і обґрунтування показників і критеріїв ефективності за кожною задачею [1,2]. Ефективність будь-яких дій і заходів у рамках вибору типу авіаційної зброї за мінімальні часові показники визначається ступенем досягнення поставленої мети. Щоб судити про ефективність прийнятих рішень необхідно обрати і обґрунтувати показник і критерій ефективності, який суворо відповідає поставленій меті.

Ступінь досягнення мети застосування керованих авіаційних ракет визначається ефективністю, тобто ступенем наближення показника ефективності до необхідного значення [5,8].

Для оцінки ефективності вводиться поняття показника ефективності, під яким розуміють числову або функціональну характеристику досягнення мети. У реальних практичних діях з прийняття оціночних рішень використовуються комплексні показники і критерії, які можна отримати як “ручним” способом так і за допомогою програмного середовища з застосуванням електронно-обчислювальної техніки (ЕОТ).

Отже, визначення ефективності застосування керованих авіаційних ракет класу “повітря-повітря різного типу у ближньому повітряному бою є одним з основних завдань, що необхідно вирішувати під час модернізації сучасних зразків авіаційного озброєння і розробленні нових.

Аналіз останніх досліджень і публікацій. Досвід локальних війн і конфліктів попереднього століття наочно продемонстрував, що розроблення

нових зразків перспективного авіаційного озброєння є одним з основних способів підтримання необхідного рівня технологічного і виробничого потенціалу тих галузей авіаційної промисловості, робота яких безпосередньо пов'язана з оборонною міццю країни, а отже, із забезпеченням її політичної та економічної незалежності [1,3].

Необхідність розроблення нових керованих авіаційних ракет класу “повітря-повітря” зумовлена потребою в таких зразках зброї, які б відповідали високим технічним вимогам, що пред'являються до нових зразків комплексів авіаційного озброєння, а також на яких проводиться модернізація. На думку сучасних розробників авіаційних ракетних комплексів нового покоління все більше постає питання з використання у складі керованих авіаційних ракет (КАР) ближньої дії перспективних бойових частин (БЧ) і вибухових пристроїв до них, що поєднують оптимальні масо-габаритні характеристики з високою ефективністю дії. Проведений американськими експертами аналіз із застосуванням математичного моделювання та статистичних досліджень показує, що понад 50% одиночних і групових повітряних боїв між винищувачами, які застосовують КАР ближньої дії, починаються з дальніх і середніх дистанцій та закінчуються на відстанях до 3 км [2].

Вважається, що перспективні КАР ближньої дії повинні забезпечувати перехоплення і гарантоване знищення високошвидкісних і маневрених повітряних цілей, в тому числі малопомітних об'єктів, що знаходяться під будь-яким ракурсом в широкому діапазоні висот і швидкостей в складних метеоумовах і вночі [2]. Прикладом таких ракет класу “повітря-повітря” ближньої дії є: AIM-9N (9X), AIM-120C, IRIS-T, MICA EM (IR), P-73Л (К,М), що знаходяться на озброєнні провідних країн світу, в тому числі і нашої країни, які призначені для виконання бойових завдань у ближньому, маневровому, повітряному бою для ураження повітряних цілей: літаків, вертольотів, безпілотних літальних апаратів (БПЛА), крилатих ракет, тощо [1,3].

Метою даної статті є уточнення аналітичного виразу для розрахунку імовірності ураження повітряної цілі однією ракетою класу “повітря-повітря” з застосуванням електронно-обчислювальної техніки, що надасть можливість підвищити якість та гнучкість здійснення розрахунків з визначення ефективності застосування керованих авіаційних ракет одного класу різного типу у ближньому повітряному бою.

Під ураженням цілі у повітряному бою розуміють її знищення або нанесення повітряній цілі таких пошкоджень, при яких вона не спроможна виконувати своє бойове завдання. Міру відповідності результату, який досягнуто застосуванням керованих авіаційних ракет завданню повітряного бою, називають ефективністю стрільби [5].

Кількісно ефективність стрільби характеризується показниками ефективності. Вибір показника ефективності визначається мірою її дослідження, завданням застосування зброї і характером повітряної цілі.

Основним показником ефективності застосування КАР у ближньому повітряному бою є імовірність ураження цілі [5,7,8].

В статті розглядається координатний умовний закон ураження повітряної цілі, який доцільно використовувати в разі надлишкової потужності бойової частини керованої авіаційної ракети, коли ціль уражається не тільки при влученні в неї, але і в деяку певну область – зону ураження. У цьому випадку умовна імовірність ураження повітряної цілі (за умови потрапляння в зону ураження) є деякою функцією відстані від центру повітряної цілі до епіцентру вибуху БЧ КАР.

Під час оцінювання ефективності ураження повітряна ціль розглядається як поодинокa ціль. Деякі особливості виникають під час оцінювання імовірності ураження повітряної цілі керованою авіаційною ракетою класу “повітря-повітря”. Ці особливості пов’язані з можливістю дистанційного ураження повітряної цілі осколками бойової частини і їх об’ємним розсіюванням.

Імовірність ураження цілі однією керованою ракетою W можна представити у вигляді [4,5,8,9]:

$$W = \int_{-\infty}^{\infty} \int \int G(x, y, z) f(x, y, z) dx dy dz, \quad (1)$$

де $G(x, y, z)$ – координатний закон ураження цілі (умовна імовірність ураження цілі при умові, що точка підриву бойової частини ракети x, y, z);

$f(x, y, z)$ – щільність імовірності координат точки підриву ракети.

Використання виразу (1) для визначення W у загальному випадку пов’язане з обчислювальними труднощами. Для наближеної оцінки W аналітичними методами розглянемо модель ураження повітряної цілі у випадку, коли кут між векторами швидкостей ракети і повітряної цілі близький до нуля або 180° .

Розглянемо повітряну ціль у вигляді однорідного по вразливості циліндру, вісь якого паралельна вісі ракети у момент підриву бойової частини. Будемо вважати, що розліт осколків бойової частини ракети здійснюється у зоні, що обмежена двома конусами, вісі яких співпадають з віссю ракети; осколки в цій зоні утворюють пуассоновське поле, а ціль уражається з імовірністю, що залежить тільки від промаху ракети, якщо вона хоча б частково накривається потоком осколків. Координати y та x точки підриву ракети в картинній площині розподілені по нормальному закону. Розглянемо циліндричну систему координат (r, x) , де r – промах ракети, x – відстань точки підриву від картинної площини (рис. 1).

При прийнятих допущеннях щільність імовірності координат точки підриву бойової частини ракети можна представити у вигляді [4,5,8,9]:

$$f(r, x) = f(r)f_1(x/r),$$

де $f(r)$ – щільність імовірності промаху ракети;

$f_1(x/r)$ – умовна щільність імовірності координати x точки підриву під час промаху ракети, що дорівнює r .

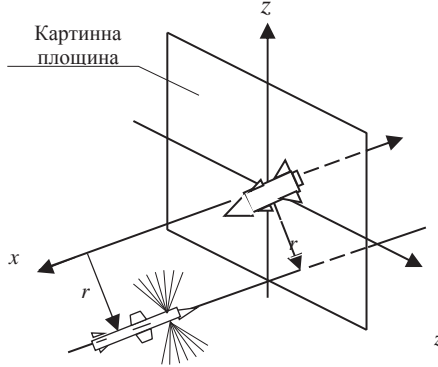


Рис. 1. Варіант ураження повітряної цілі керованою авіаційною ракетою, що розглядається у картинній площині

Якщо умовну імовірність ураження повітряної цілі вважати функцією тільки координат r, x то можна представити $G_r(r, x)$ у вигляді [8,9]:

$$G_r(r, x) = \begin{cases} G(r) & \text{при } x_1(r) < x < x_2(r); \\ 0 & \text{при } x < x_1(r), \text{ або } x > x_2(r), \end{cases}$$

де $x_1(r), x_2(r)$ – кордони зони можливих підривів (зона, в якій ціль накривається потоком осколків), що визначаються кутами ϕ'_1 та ϕ'_2 конусів розльоту осколків відносно повітряної цілі.

Таким чином, імовірність ураження повітряної цілі однією ракетою класу “повітря-повітря” можна представити у вигляді:

$$W = \int_0^{\infty} \int_{x_1(r)}^{x_2(r)} G(r) f_2(r, x) dx dr = \int_0^{\infty} G(r) \left[\int_{x_1(r)}^{x_2(r)} f_1(x/r) dx \right] f(r) d(r)$$

$$\text{або } W = \int_0^{\infty} G(r) S(r) f(r) d(r), \quad (2)$$

де $S(r) = \int_{x_1(r)}^{x_2(r)} f_1(x/r) dx$ – імовірність спрацювання підривача в зоні небезпечних підривів (функція узгодження підривача).

Розглянемо компоненти виразу (2). Умовний закон $f_1(x/r)$ розподілу координати x точки спрацювання вибухача близький до нормального закону. Тому функція узгодження підривача [8,9] може бути визначена за наступною формулою:

$$S(r) = \Phi_0 \left(\frac{x_2(r) - \bar{x}(r)}{\sigma_x} - \frac{x_1(r) - \bar{x}(r)}{\sigma_x} \right),$$

де $\bar{x}(r)$ та σ_x – математичне очікування та середньоквадратичне відхилення координати x точки спрацювання вибухача.

При цьому r більше максимального радіуса спрацювання вибухача $r_{виб}$, а $S(r) = 0$. Але для подальших спрощень зручніше вважати, що при $r > r_{виб}$ значення $G(r)$ дорівнює нулю, що не веде до зміни значення імовірності ураження повітряної цілі (2) однією ракетою класу “повітря-повітря”.

Умовна імовірність ураження цілі залежать від типу бойової частини і її маси. При пуассоновському полі осколків координатний закон ураження цілі $G(r)$ визначається як імовірність влучення в ціль хоча б одного вражаючого осколку за такою формулою [6-9]:

$$G(r) = \begin{cases} 1 - e^{-\bar{m}(r)} & \text{при } r \leq r_m; \\ 0 & \text{при } r > r_m, \end{cases}$$

де $\bar{m}(r)$ – математичне очікування кількості вражаючих осколків, що влучили при значенні промаху $f(r)$;

$r_m = \min(r_{оск}, r_{виб})$; $r_{оск}$ – максимальний промах ракети, при якому енергія осколка ще достатня для ураження повітряної цілі.

Щільність імовірності промаху $f(r)$ залежить від точності, з якою ракета наводиться на повітряну ціль та умов її наведення. При нормальному розподілі координат ракети y та z щільність імовірності промаху не виражається через елементарні функції. Однак, вона може бути з достатньою точністю апроксимована наступним виразом [4,8,9]:

$$f(r) \approx \left[\varphi \left(a - \frac{r}{\sigma_p} \right) - \varphi \left(a + \frac{r}{\sigma_p} \right) \right] \cdot \frac{1}{2\sigma_p \Phi_0(a)}, \quad (3)$$

$$\text{де: } f(u) = \frac{1}{2\pi} e^{-\frac{u^2}{2}}; \Phi_0(u) = \frac{1}{2\pi} \int_0^u e^{-\frac{t^2}{2}} dt;$$

$$a = m_{pp} + 0,1 \frac{1 + 0,95m_{pp}}{1 - 0,35m_{pp} + 0,25m_{pp}^2}; m_{pp} = \frac{m_p}{\sigma_p} = \frac{1}{\sigma_p} \sqrt{m_{py}^2 + m_{pz}^2};$$

m_{py}, m_{pz} – математичні очікування координат підриву бойової частини ракети в картинній площині;

σ_p – середньоквадратичне відхилення координат y та z в картинній площині.

Наближене значення імовірності ураження повітряної цілі (2) виходить при наступних допущеннях.

По-перше, функція $S(r)$ замінюється її значенням при середньому значенні промаху ракети r_{cp} . В результаті чого

$$W = S(r_{cp}) \int_0^{\infty} G(r) f(r) d(r). \quad (4)$$

При цьому, у відповідності з [9] r_{cp} може бути розрахована за формулою:

$$r_{cp} \approx \sigma_p \sqrt{m_{pp}^2 + \frac{\pi + m_{pp}^2}{2 + m_{pp}^2}}.$$

По-друге, координатний закон ураження $G(r)$ апроксимується близькою йому по виду функцією [9]

$$G^*(r) \approx \frac{P(r, r_3, \sigma_3)}{P(0, r_3, \sigma_3)},$$

де $P(r, r_3, \sigma_3)$ – імовірність накриття цілі зоною – колом, радіусом r_3 , який розсіюється за круговим нормальним законом з середньоквадратичним відхиленням σ_3 , а центр якого знаходиться на відстані r від центра повітряної цілі.

Імовірність $P(r, r_3, \sigma_3)$ може бути визначена за допомогою функції $W_k(\rho, h) = P(r = h, r_3 = \rho, \sigma_3 = 1)$ [6.8.9]:

$$P(0, r_3, \sigma_3) = W_k\left(\frac{r_3}{\sigma_3}, 0\right) = 1 - e^{-\frac{r_3^2}{2\sigma_3^2}}. \quad (5)$$

Параметри апроксимації r_3 та σ_3 визначаються з умови рівності

моментів для функцій $G(r)$ та $G^*(r)$:

$$\alpha_1 = 2\pi \int_0^{\infty} rG(r)d(r), \quad \alpha_3 = 2\pi \int_0^{\infty} r_3G(r)d(r). \quad (6)$$

Перший момент має сенс середньої площини, що накрита потоком осколків, другий потік характеризує крутизну “скатів” координатного закону ураження.

Для осколкової бойової частини координатний закон ураження $G(r)$ має вигляд [5,8,9]:

$$G(r) = \begin{cases} 1 - e^{-\frac{\alpha_{оск}}{r}} & \text{при } r \leq r^* ; \\ 1 - e^{-\frac{\alpha_{оск}r^*}{r^2}} & \text{при } r^* < r \leq r_m ; \\ 0 & \text{при } r > r_m , \end{cases} \quad (7)$$

де r^* – промах ракети, при якому ефективна довжина повітряної цілі L_E дорівнює лінійному розміру сектора розльоту осколків при цьому промаху.

Тому для осколкової бойової частини r_3 та σ_3 залежать від параметрів координатного закону ураження цілі: $r_{оск}$, r^* , r_m .

Графіки цих залежностей [9], які визначаються з (6), наведені на рис. 3, 4.

Для стрижневої бойової частини конуси, між яким розлітаються осколки, зливаються і $G(r)$ приймає частковий випадок (7) при $r^* = r_m$:

$$G(r) = \begin{cases} 1 - e^{-\frac{\alpha}{r}} & \text{при } r \leq r_m ; \\ 0 & \text{при } r > r_m , \end{cases}$$

Отже r_3 та σ_3 в цьому випадку також можуть бути отримані з графіків рис. 2, 3.

Таким чином, з урахуванням здійснених допущень вираз (4) може бути записано у такому вигляді [9]:

$$W = \frac{S(r_{cp})}{P(0, r_3, \sigma_3)} \int_0^{\infty} P(r, r_3, \sigma_3) f(r) d(r). \quad (8)$$

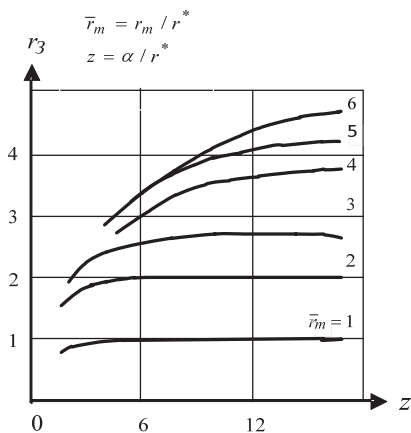


Рис. 2. Залежність радіусу розльоту осколків r_3 від параметрів координатного закону ураження цілі

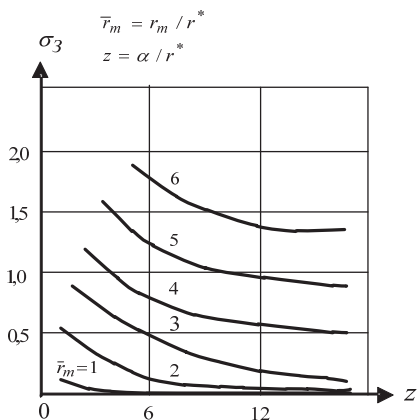


Рис. 3. Залежність середньоквадратичного відхилення σ_3 від параметрів координатного закону ураження цілі

Маючи на увазі те, що $P(r, r_3, \sigma_3)$ є імовірністю накриття центру повітряної цілі колом радіуса r_3 , центр якого розсіюється по круговому нормальному закону відносно точки підриву, а сама точка підриву розсіюється по круговому нормальному закону відносно центру цілі, інтеграл у (8) можна трактувати як імовірність накриття центру повітряної цілі колом, що розсіюється за нормальним законом, який представляє собою композицію нормальних законів. Його центр розсіювання співпадає з центром розсіювання точки підриву, тобто знаходиться на відстані m_p від проекції центру цілі, середньоквадратичне відхилення якого дорівнює:

$\sigma_\Sigma = \sqrt{\sigma_p^2 + \sigma_3^2}$. З цього слідує, що

$$\int_0^\infty P(r, r_3, \sigma_3) f(r) d(r) = P(m_p, r_3, \sigma_\Sigma).$$

Перетворюючи імовірність $P(m_p, r_3, \sigma_\Sigma)$ через табульовану функцію $W_k(\rho, h)$ і підставляючи її в (8), з урахуванням (5), отримаємо:

$$W = \frac{1}{W_k(r_{33}, 0)} S(r_{cp}) W_k(r_{3\Sigma}, m_{p\Sigma}), \quad (9)$$

де $r_{3\Sigma} = \frac{r_3}{\sigma_\Sigma}$, $m_{p\Sigma} = \frac{m_p}{\sigma_\Sigma}$, $r_{33} = \frac{r_3}{\sigma_3}$, $\sigma_\Sigma = \sqrt{\sigma_p^2 + \sigma_3^2}$.

Вираз (9) дозволяє за допомогою табульованої функції $W_k(\rho, h)$ визначити імовірність ураження повітряної цілі керованою авіаційною ракетою класу “повітря-повітря”. При здійсненні розрахунків можливо обирати тип КАР та склад бойової частини.

В нашому випадку, для здійснення оперативних обчислень з залученням електронно-обчислювальної техніки, для отримання значення $P(m_p, r_3, \sigma_\Sigma)$ може бути застосована апроксимація закону розподілу промаху (3). Так як $P(m_p, r_3, \sigma_\Sigma)$ можна вважати імовірністю того, що відстань між центром цілі і центром зони буде меншою r_3 [9], то,

$$P(m_p, r_3, \sigma_\Sigma) = P(r < r_3) = \int_0^{r_3} f(r) dr.$$

Отже, вираз імовірності ураження повітряної цілі однією ракетою класу “повітря-повітря” визначеного типу буде мати наступний вираз [9]:

$$W = \frac{S(r_{cp})}{1 - e^{-\frac{r_3^2}{2}}} \left[1 - \frac{\Phi_0(a - r_{3\Sigma}) - \Phi_0(a + r_{3\Sigma})}{2\Phi_0(a)} \right], \quad (10)$$

де
$$a = m_{p\Sigma} + 0,1 \frac{1 + 0,95m_{p\Sigma}}{1 - 0,35m_{p\Sigma} + 0,25m_{p\Sigma}^2}.$$

Висновки. Таким чином, визначення імовірності ураження повітряної цілі однією керованою авіаційною ракетою класу “повітря-повітря” зводиться до обчислення імовірності влучення ракети у коло заданого діаметру відносно центра повітряної цілі.

При відомих параметрах розподілу промаху ракети (2), та прийнятому умовному координатному законі ураження (5), обчислення імовірності ураження повітряної цілі однією ракетою зводиться до використання таблиць або графіків інтегралу функції Релея.

Для проведення розрахунків “ручним” способом обчислення імовірності ураження повітряної цілі однією ракетою здійснюється за формульним виразом (9).

Для отримання результатів обчислень з залученням електронно-обчислювальної техніки застосовується формульний вираз (10).

Отримані дослідження дають можливість сформулювати універсальну розрахункову модель для обчислення імовірності ураження повітряної цілі однією ракетою класу “повітря-повітря” визначеного типу в обраному програмному середовищі, що надасть можливість підвищити якість та гнучкість здійснення відповідних розрахунків з застосуванням електронно-обчислювальної техніки. Застосування ЕОТ дозволить вирішити ряд практичних задач, необхідних для прийняття рішення на визначення тактико-технічних вимог для модернізації існуючих керованих авіаційних ракет класу “повітря-повітря” та розробки нових зразків.

1. Состояние и перспективы развития оружия класса “воздух-воздух” для самолетов 5-го поколения / [Давыдов А.Н., Черных Л.Г., Панкратов О.Н., Чабанов, В.А.; под. общ. ред. Академіка РАН Е.А. Федосова]. – М.: Научно-информационный центр ГосНИИАС, 2004. – 92 с.
2. Семенов С.С. Оценка технического уровня образцов вооружения и военной техники / Семенов С.С., Харчев В.Н., Иоффин А.И. – М.: Радио и связь, 2004. – 546 с.
3. Коротін С.М. Аналіз можливостей існуючих систем захисту літаків від ракет класу “повітря-повітря”, “поверхня-повітря” / С.М. Коротін. Труды університету // Науковий збірник НУОУ. – К., 2011. – №6 (105), – С. 120-125.
4. Вентцель Е. С. Теория вероятностей. ГИФМЛ, – М.: Изд-во “Наука”, 1969. – 576 с.
5. Боевая авиационная техника: Авиационное вооружение / [Д.И. Гладков, В.М. Балуев, П.А. Семенов и др.; под редакцией Д.И. Гладкова]. – М.: Воениздат, 1987. – 279 с.
6. Основы проектирования ракет класса “воздух-воздух” и авиационных катапультных установок для них / [В.А. Нестеров, Пейсах Э.Е., Рейдель А.Л. и др.; под общей редакцией В.А. Нестерова]. – М.: Изд-во МАИ, 1999. – 792 с.
7. Рейдель А.Л. Лётно-тактические характеристики ракет класса “воздух-воздух” и их связь с эффективностью авиационного боевого комплекса / Рейдель А.Л., Соколовский Г.А. – М.: Изд-во МАИ, 1993. – 91 с.
8. Казаков И.Е. Системы управления и динамика наведения авиационных управляемых ракет и бомб / Казаков И.Е., Мишаков А.Ф. Авиационные управляемые ракеты. Ч.II // Военная воздушная инженерная академия имени Н.Е. Жуковского. – М.: Издательство ВВАИУ, 1985. – 422 с.
9. Попов И.С. Эффективность боевого применения комплексов авиационного вооружения / Попов И.С., Васильев В.Н., Романов В.Г.; под ред. И.С. Попова. – М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1985, – 276 с.

Поступила 14.10.2013р.

УДК 539

A. Korostil, Ju. Korostil, B. Durnyak

ON NON-EQUILIBRIUM STRONG CORRELATION SYSTEMS

The self-energy-functional theory (SFT) is generalized to describe the real-time dynamics of correlated lattice-fermion models far from thermal equilibrium. This is based on a reformulation of the original equilibrium theory in terms of double-time Green's functions on the Keldysh-Matsubara contour. It is considered equations for non-equilibrium Green's functions and corresponding solutions describing elemental excitations in considered systems.

1. On description of the dynamics of non-equilibrium systems

The development of new theoretical methods to study the real-time dynamics of systems of strongly correlated fermions far from thermal equilibrium has