УДК 629.7.018.08

В.Г. Башинський, Д.Г. Васильєв, Р.Г. Шабан

Державний науково-випробувальний центр Збройних Сил України, Феодосія

МЕТОДИКА РОЗРАХУНКУ ВИХІДНИХ ДАНИХ ДЛЯ ПЕРЕХОПЛЕННЯ ЗАСОБІВ УРАЖЕННЯ КОМПЛЕКСОМ ЗАХИСТУ ВЕРТОЛЬОТА

Запропоновано рівняння кінематичних випереджень для розрахунку вихідних даних перехоплення засобів ураження активним комплексом захисту вертольота. Наведено перелік параметрів, які повинні вимірюватися датчиками комплексу захисту вертольота для здійснення розрахунку кінематичних випереджень.

Ключові слова: *активний захист вертольоту, перехоплення засобів ураження*.

Вступ

Постановка проблеми. В даний час до вертольотів військового призначення пред'являються все нові вимоги по його захищеності. Це обумовлено наявністю найрізноманітніших засобів ураження, які можуть застосовуватися проти вертольотів, а також льотно-технічними характеристиками самих вертольотів. Як відомо, вертольоти мають порівняно невеликі швидкості та висоти польотів. Це дозволяє противнику застосовувати проти них крупнокаліберні кулемети, гранатомети, гармати танків і бойових машин піхоти, протитанкові ракети. Ефективність застосування вище перелічених засобів ураження по вертольоту значно підвищується з використанням лазерних, інфрачервоних та оптичних прицілів й далекомірів. Проте найефективнішими проти вертольотів є переносні зенітні ракетні комплекси та керовані ракети з лазерним підсвічуванням, з лазерною або телевізійною головкою самонаведення. Також дуже ефективними є різні комплекси зенітних керованих ракет ближньої дії з напів-активними оптичними засобами наведення та цілевказівки (лазерними, інфрачервоними візирами), лазерними передавачами для сканування простору [1].

Аналіз останніх досліджень і публікацій. В останні роки в науково-технічній літературі поділяється значна увага збільшенню захищеності ЛА в зв'язку з зростанням загроз, які обумовленні тим, що на озброєнні майже всіх країн світу з'явилися ефективні засобі ураження з автоматичними та напівавтоматичними системами наведення.

Метою статті є розробка методики розрахунку кінематичних випереджень в ході підготовки вихідних даних для перехоплення засобів ураження активним комплексом захисту вертольота.

Основний матеріал

Комплекс активного захисту вертольота на основі методу перехоплення засобів ураження є найбільш універсальним засобом захисту вертольота від існуючих ПЗРК, ПТРК та гранатометів [2]. Існує принципова можливість розробки таких вертолітних комплексів, побудованих подібно танковим активним комплексам захисту типу "Дрозд" та "Арена". Конструктивно комплекс активного захисту вертольота складається з комплекту датчиків, які вимірюють вихідні данні для перехоплення цілі, пускової установки, що обертається відносно вертикальної та горизонтальної осей й вистрелює боєприпаси перехоплення (БП) у випереджаючу точку зустрічі з засобом ураження.

Актуальним питанням для забезпечення високої ймовірності попадання БП в ціль, що підлітає, є ефективне рішення задачі зустрічі БП з засобом ураження вертольота в умовах високої динаміки процесу зустрічі, тобто розрахунок вихідних даних для пострілу (кутів прицілювання і бокового випередження з урахуванням відхилення умов стрільби від нормальних) з мінімально допустимою погрішністю і мінімальними витратами часу. Відомо [3], що задача зустрічі, яка припускає визначення координат точки очікуваної зустрічі БП з ціллю (випередженої точки простору), полягає в рішенні векторного рівняння:

$$D_u = D_o + L\,, \qquad (1)$$

де D_u – вектор випередженої дальності до цілі; D_0 – вектор дальності до цілі в момент пострілу; L – вектор лінійного випередження.

В зв'язку зі складністю автоматизованого рішення просторових векторних задач рівняння (1) доцільно звести до системи скалярних рівнянь, з котрих в подальшому можливо визначити балістичні параметри (кут прицілювання та час польоту) та кути наведення пускової установки БП. Складовою частиною скалярних рівнянь є кінематичні рівняння задачі зустрічі, або рівняння для визначення кінематичних випереджень.

Для виводу цих рівнянь використовуємо наступні системи координат [3]: $OX_vY_vZ_v$ – рухома прямокутна система координат, яка зв'язана з корпусом вертольоту; $OX_{pu}Y_{pu}Z_{pu}$ – рухома система координат, яка зв'язана з пусковою установкою, яка обертається відносно вертольоту та яка повернута відносно $OX_vY_vZ_v$ на кут q (курсовій кут) навколо осі OZ_v; $OX_{lv}Y_{lv}Z_{lv}$ – прямокутна система координат, яка зв'язана з лінією прицілювання (візування) та повернута відносно системи $OX_{pu}Y_{pu}Z_{pu}$ на кут ε_{lv} (кут місця цілі відносно лінії візування) навколо осі OY_{pu}; $OX_\gamma Y_\gamma Z_\gamma$ – прямокутна система координат, яка зв'язана з лінією цілі та повернута відносно системи $OX_{lv}Y_{lv}Z_{lv}$ на кут γ (кут кріна) навколо осі OX_{lv}; $OX_yY_yZ_y$ – прямокутна система координат, яка зв'язана з лінією цілі в момент упередження та повернута відносно системи $OX_\gamma Y_\gamma Z_\gamma$ на кути β_y навколо осі OZγ і α_y навколо осі OY_γ; $OX_kY_kZ_k$ – прямокутна система координат, яка зв'язана з пусковим пристроєм в момент пострілу та повернута відносно системи $OX_{lv}Y_{lv}Z_{lv}$ на кути β_k навколо осі OZ_{lv} і α_k навколо осі OY_{lv}; $OX_cY_cZ_c$ – прямокутна система координат, яка зв'язана з ціллю.

Виведення рівнянь для визначення кінематичних випереджень здійснюємо з урахуванням того, що в системі керування пострілом БП введення кутів випередження – прицілювання α та бокового випередження β – здійснюється відносно лінії прицілювання (візування).

Розглянемо вплив крену вертольоту на кути прицілювання та випередження. Для визначення поправок на крен вертольоту використовуємо матриці переходу до системи координат $OX_kY_kZ_k$ від системи координат $OX_{lv}Y_{lv}Z_{lv}$ [3]. Матриця переходу від системи $OX_{lv}Y_{lv}Z_{lv}$ до системи $OX_kY_kZ_k$ може бути представлений у вигляді двох варіантів:

I варіант:

$$A_{lv}^{(k)} = A_{lv}^{(\gamma)} \cdot A_{\gamma}^{(k')} \cdot A_{(k')}^{(k)}$$

або

$$A_{lv}^{(k)} = \left\| \begin{matrix} \cos\alpha\cos\beta & -\sin\beta & -\sin\alpha\cos\beta \\ \cos\alpha\sin\beta\cos\gamma + \sin\alpha\sin\gamma & \cos\beta\cos\gamma & -\sin\alpha\sin\beta\cos\gamma + \cos\alpha\sin\gamma \\ -\cos\alpha\sin\beta\sin\gamma + \sin\alpha\cos\gamma & -\cos\beta\sin\gamma & \sin\alpha\sin\beta\sin\gamma + \cos\alpha\cos\gamma \end{matrix} \right\|.$$

II варіант:

$$A_{lv}^{(k)} = A_{lv}^{(k')}\beta_{k(\gamma)} \cdot A_{(k')}^{(k)}\alpha_{k(\gamma)}$$

або

$$A_{lv}^{(k)} = \left\| \begin{matrix} \cos\alpha_{k(\gamma)}\cos\beta_{k(\gamma)} & -\sin\beta_{k(\gamma)} & -\sin\alpha_{k(\gamma)}\cos\beta_{k(\gamma)} \\ \cos\alpha_{k(\gamma)}\sin\beta_{k(\gamma)} & \cos\beta_{k(\gamma)} & -\sin\alpha_{k(\gamma)}\sin\beta_{k(\gamma)} \\ \sin\alpha_{k(\gamma)} & 0 & \cos\alpha_{k(\gamma)} \end{matrix} \right\|.$$

В зв'язку з тим, що перші стовбці матриць є не що інше, як проекції лінії прицілювання в горизонтальної та вертикальної площинах на лінію цілі в момент випередження, дорівнюємо другі та треті члені перших стовбців матриць:

$$\cos\alpha_{k(\gamma)} \cdot \sin\beta_{k(\gamma)} = \cos\alpha \cdot \sin\beta \cdot \cos\gamma + \sin\alpha \cdot \sin\gamma\ ;$$

$$\sin\alpha_{k(\gamma)} = -\cos\alpha \cdot \sin\beta \cdot \sin\gamma + \sin\alpha \cdot \cos\gamma$$

де $\alpha_{k(\gamma)}$, $\beta_{k(\gamma)}$ – поправки, які враховують крен вертольоту.

Спростимо отримані вирази, приймаючі до уваги невелике значення кутів α, $\alpha_{k(\gamma)}$, β, $\beta_{k(\gamma)}$, а також враховуючі, що $\beta = 0$.

В результаті:

$$\alpha_{k(\gamma)} = \alpha \cdot \cos\gamma\ ; \qquad (2)$$

$$\beta_{k(\gamma)} = \alpha \cdot \sin\gamma\ . \qquad (3)$$

Для визначення кутів кінематичного випередження α_k и β_k випередженої дальності D_0 використаємо векторне рівняння (1).

Приймаючі до уваги наступні допущення, що параметри руху цілі протягом польоту БП до точки зустрічі та вертоліт нерухомі. З урахуванням прийнятих допущень векторне рівняння (1) прийме вигляд:

$$D_u = D_o + \upsilon_c \cdot \tau, \qquad (4)$$

де υ_c – вектор швидкості руху цілі; τ – час польоту БП для дальності до цілі в момент пострілу D_o.

Спроектуємо вектора рівняння (4) на осі системи координат $OX_{lv}Y_{lv}Z_{lv}$. Проекція вектора випередженої дальності D_u на осі системи $OX_{lv}Y_{lv}Z_{lv}$ мають наступний вид:

$$D_{uxlv} = D_o + \upsilon_{cxlv} \cdot \tau,\ D_{uylv} = \upsilon_{cylv} \cdot \tau,$$

$$D_{uzlv} = \upsilon_{czlv} \cdot \tau\ . \qquad (5)$$

де D_{uxlv}, D_{uylv}, D_{uzlv} – проекції вектора випередженої дальності на осі системи координат $OX_{lv}Y_{lv}Z_{lv}$; υ_{cxlv}, υ_{cylv}, υ_{czlv} – проекції вектора швидкості руху цілі на осі системи координат $OX_{lv}Y_{lv}Z_{lv}$.

З виразу (5) знайдемо кути α_u, β_u та випереджену дальність D_u :

$$(\alpha_u)_{\upsilon_c} = \frac{\upsilon_{czlv} \cdot \tau}{D_o + \upsilon_{cxlv}};\ (\beta_u)_{\upsilon_c} = \frac{\upsilon_{cylv} \cdot \tau}{D_o + \upsilon_{cxlv}};$$

$$D_{uxlv} = D_o + \upsilon_{cxlv} \cdot \tau\ .$$

В плоскостях Y_{lv} та Z_{lv} кути візування цілі відносно вертольоту можливо розрахувати через відносні кутові швидкості цілі відносно вертольоту, які простіше всього виміряти за допомогою датчиків кутових швидкостей та які визначаються виразами

$$(\omega_{czlv})_{ot}=\frac{\upsilon_{czlv}}{D_o};\quad (\omega_{cylv})_{ot}=\frac{\upsilon_{cylv}}{D_o},$$

а також прийняв

$$\frac{D_o}{D_u}\cdot\tau=\tau_u,\ (\omega_{czlv})_{ot}=(\omega_{cvn})_{ot};\ (\omega_{cylv})_{ot}=(\omega_{cgn})_{ot},$$

рівняння прийме вигляд:

$$\delta\alpha_{kvc}=(\omega_{cvn})_{ot}\cdot\tau_u; \qquad (6)$$

$$\delta\beta_{kvc}=(\omega_{cgn})_{ot}\cdot\tau_u; \qquad (7)$$

$$D_{uxlv}=D_o+\upsilon_{cxlv}\cdot\tau, \qquad (8)$$

де τ_u – час польоту БП для випередженої дальності D_u; $(\omega_{cvn})_{ot}$, $(\omega_{cgn})_{ot}$ – кутові швидкості в плоскостях відповідно горизонтального та вертикального наведення.

З урахуванням раніше допущень рівняння (6) та (7) дійсні для стрільби з нерухомого вертольоту. Необхідно ввести поправку на швидкість руху вертольоту відносно цілі.

Спроектуємо вектор швидкості руху вертольоту $\bar{\upsilon}_V$ на осі системи $OX_{lv}Y_{lv}Z_{lv}$, використовуючи матриці переходу. Матриця переходу від системи $OX_vY_vZ_v$ до системи $OX_{lv}Y_{lv}Z_{lv}$ може бути отриманий шляхом послідовного переходу від системи $OX_vY_vZ_v$ до системи $OX_{pu}Y_{pu}Z_{pu}$ та від системи $OX_{pu}Y_{pu}Z_{pu}$ до системи $OX_{lv}Y_{lv}Z_{lv}$ й представлена у вигляді:

$$A^{(LV)}_{Vq\varepsilon lv}=A^{(PU)}_{Vq}\cdot A^{(LV)}_{V\varepsilon lv}$$

або

$$A^{(LV)}_{Vq\varepsilon lv}=\begin{Vmatrix}\cos q\cdot\cos\varepsilon_{lv} & -\sin q & \cos q\cdot\sin\varepsilon_{lv}\\ \sin q\cdot\cos\varepsilon_{lv} & \cos q & \sin q\cdot\sin\varepsilon_{lv}\\ \sin\varepsilon_{lv} & 0 & \cos\varepsilon_{lv}\end{Vmatrix}.$$

Отже, проекція вектора швидкості руху вертольоту $\bar{з}_V$ на осі системи $OX_{lv}Y_{lv}Z_{lv}$ має наступний вигляд:

$$\bar{\upsilon}_{Vxlv}=\upsilon_V\cdot\cos q\cdot\cos\varepsilon_{lv};\ \bar{\upsilon}_{Vylv}=-\upsilon_в\cdot\sin q;$$

$$\bar{\upsilon}_{Vzlv}=-\upsilon_в\cdot\cos q\cdot\sin\varepsilon_{lv}.$$

Відповідно кутову відносну швидкість вертольоту відносно нерухомої цілі можливо визначити з наступних виражень:

$$(\omega_{vy})_{ot}=\frac{\upsilon_v\cdot\sin\varepsilon_{lv}\cdot\cos q}{D_o};\ (\omega_{vz})_{ot}=-\frac{\upsilon_v\cdot\sin q}{D_o}.$$

Таким чином, якщо вертоліт та ціль рухаються відносно друг друга, для визначення поправок в кінематичне випередження, пов'язаних з рухом вертольоту та цілі відносно друг друга, необхідно використовувати наступні вирази:

$$\delta\alpha_{k\omega c}=\left[(\omega_{cvn})_{ot}+\frac{\upsilon_V\cdot\sin\varepsilon_{lv}\cdot\cos q}{D_o}\right]\cdot\tau_u, \qquad (9)$$

$$\delta\beta_{k\omega c}=\left[(\omega_{cgn})_{ot}-\frac{\upsilon_V\cdot\sin q}{D_o}\right]\cdot\tau_u. \qquad (10)$$

Вирази (9) та (10) справедливі для випадку, коли ціль рухається відносно вертольоту з постійною кутовою відносною швидкістю. На практиці дана ситуація практично неможлива. Тому при розрахунку кінематичного випередження необхідно враховувати відносно середнє прискорення руху цілі відносно вертольоту, яке можливо визначити з виразів

$$(\bar{a}_{cvn})_{ot}=\frac{\sum\limits_{i=1}^{n}\frac{((\omega_{cvn})_{ot})_i-((\omega_{cvn})_{ot})_{i-1}}{\Delta t}}{n}; \qquad (11)$$

$$(\bar{a}_{cgn})_{ot}=\frac{\sum\limits_{i=1}^{n}\frac{((\omega_{cgn})_{ot})_i-((\omega_{cgn})_{ot})_{i-1}}{\Delta t}}{n}, \qquad (12)$$

де $(\bar{a}_{cvn})_{ot}$, $(\bar{a}_{cgn})_{ot}$ – середнє кутове прискорення цілі в горизонтальної та вертикальної плоскостях відносно лінії прицілювання; $\Delta t=t_i-t_{i-1}$ – такт розрахунку; t_i – час в момент вимірювання до цілі; t_n – час в момент пострілу; n – кількість тактів розрахунку від моменту виміру дальності до моменту пострілу.

Вирази (9) та (10) с урахуванням виразів (11) й (12) приймуть вигляд:

$$\delta\alpha_{k\omega c}=\left[(\omega_{cvn})_{ot}+\frac{(a_{cvn})_{ot}\cdot\tau}{2}+\frac{\upsilon_v\cdot\sin\varepsilon_{lv}\cdot\cos q}{D_o}\right]\cdot\tau_u; \qquad (13)$$

$$\delta\beta_{k\omega c}=\left[(\omega_{cgn})_{ot}+\frac{(a_{cgn})_{ot}\cdot\tau}{2}+\frac{\upsilon_v\cdot\sin q}{D_o}\right]\cdot\tau_u.$$

Крім того, при стрільбі в польоті необхідно вводити кінематичні поправки на швидкість власного руху, які впливає на початкову швидкість БП, що приводить до зміни траєкторії його вильоту. Для визначення цих поправок розглянемо векторне рівняння швидкості вильоту БП з пускової установки:

$$\bar{\upsilon}_{bp}=\bar{\upsilon}_0+\bar{\upsilon}_V,$$

де $\bar{\upsilon}_0$ – вектор швидкості вильоту БП з пускової установки, встановленої на нерухомому вертольоті; $\bar{\upsilon}_V$ – вектор швидкості вертольоту.

Спроектуємо рівняння швидкості вильоту снаряду з пускової установки на осі системи

$OX_kY_kZ_k$, для чого використовуємо матриці переходу. Матриця переходу від системи $OX_vY_vZ_v$ до системи $OX_kY_kZ_k$ може бути отримана шляхом послідовного переходу від системи $OX_vY_vZ_v$ до системи $OX_{pu}Y_{pu}Z_{pu}$ та від системи $OX_{pu}Y_{pu}Z_{pu}$ до системи $OX_kY_kZ_k$ (в частині кута підвищення пускової установки відносно пускової установки, що обертається) і представлена у вигляді

$$A^{(k)}_{Vq\varphi} = A^{(PU)}_{Vq} \cdot A^{(k)}_{PU\varphi}$$

або $$A^{(k)}_{Vq\varphi} = \begin{Vmatrix} \cos q \cdot \cos\varphi & -\sin q & \cos q \cdot \sin\varphi \\ \sin q \cdot \cos\varphi & \cos q & \sin q \cdot \sin\varphi \\ \sin\varphi & 0 & \cos\varphi \end{Vmatrix}.$$

Проекція вектора швидкості вильоту БП $\bar{\upsilon}_0$ з пускової установки, встановленої на нерухомому вертольоті, на осі системи $OX_kY_kZ_k$ має такий вигляд:

$$\bar{\upsilon}_{ox} = \upsilon_o \cdot \cos\varphi; \quad \bar{\upsilon}_{oy} = 0; \quad \bar{\upsilon}_{oz} = \upsilon_o \cdot \sin\varphi.$$

Проекція вектора швидкості вертольоту $\bar{\upsilon}_V$ на осі системи $OX_kY_kZ_k$ має такий вигляд:

$$\bar{\upsilon}_{vx} = \upsilon_v \cdot \cos q \cos\varphi; \quad \bar{\upsilon}_{vy} = -\upsilon_v \cdot \sin q; \quad \bar{\upsilon}_{vz} = -\upsilon_v \cdot \cos q \sin\varphi. \quad (15)$$

Таким чином, проекція вектора швидкості вильоту БП $\bar{\upsilon}_s$ з пускової установки, встановленої на рухомому вертольоті, на осі системи $OX_kY_kZ_k$ має наступний вигляд:

$$\bar{\upsilon}_{sx} = \upsilon_o \cdot \cos\varphi + \upsilon_v \cdot \cos q \cos\varphi; \quad \bar{\upsilon}_{sy} = -\upsilon_v \cdot \sin q; \quad \bar{\upsilon}_{sz} = \upsilon_o \cdot \sin\varphi + \upsilon_v \cdot \cos q \sin\varphi. \quad (16)$$

Відповідно з урахуванням деяких спрощень шукані нами поправки можливо знайти з виразів:

$$\delta\alpha_{\upsilon_v} = -\frac{\upsilon_v \cdot \cos q \sin\varphi}{\upsilon_o \cdot \cos\varphi + \upsilon_v \cdot \cos q \cos\varphi}; \quad (17)$$

$$\delta\beta_{\upsilon_v} = -\frac{\upsilon_v \cdot \sin q}{\upsilon_o \cdot \cos\varphi + \upsilon_v \cdot \cos q \cos\varphi}, \quad (18)$$

де $\delta\alpha_{\upsilon_v}$, $\delta\beta_{\upsilon_v}$ – кінематичні поправки на швидкість власного руху.

При виводі кінематичних рівнянь розглянемо також вплив бокової складової швидкості вітру або швидкості зносу W_b на траєкторію польоту БП. Використовуючи [4], можливо записати

$$\delta\beta_W = -w_b \cdot k_W(D_u), \quad (19)$$

де $\delta\beta_W$ – поправка на бокове відхилення БП із-за дії бокового вітру; w_b – швидкість бокового вітру (швидкість зносу); $k_W(D_u) = \tau_{D_u} - \frac{D_u}{(\upsilon_c)x_k}$ – поправки на боковій вітер.

Спроектуємо вектор швидкості бокового вітру W_b на осі системи $OX_\gamma Y_\gamma Z_\gamma$, використовуючи матриці переходу. Матриця переходу від системи $OX_{lv}Y_{lv}Z_{lv}$ до системи $OX_\gamma Y_\gamma Z_\gamma$, має вигляд

$$A^{(\gamma)}_{lv} = \begin{Vmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\gamma & \sin\gamma \\ 0 & -\sin\gamma & \cos\gamma \end{Vmatrix}.$$

Проекція вектора швидкості вітру $W_б$ на осі системи $OX_\gamma Y_\gamma Z_\gamma$ має наступний вигляд:

$$(\bar{W}_b)_{ylv} = W_b \cdot \cos\gamma; \quad (20)$$

$$(\bar{W}_b)_{zlv} = W_b \cdot \sin\gamma. \quad (21)$$

Враховуючі, що поправка вводиться відносно лінії прицілювання (візування), облік впливу бокового вітру на траєкторію БП може бути здійснений за допомогою виразів

$$\delta\alpha_W = -w_b \cdot k_W(D_u)\sin\gamma; \quad (22)$$

$$\delta\beta_W = -w_b \cdot k_W(D_u)\cos\gamma. \quad (23)$$

Рівняння (22) и (23) вірні для випадку нерухомого вертольоту. Для випадку, коли вертоліт летить, відбувається зміна значень відносного бокового вітру завдяки власної швидкості руху, пов'язане з методами виміру значень бокового вітру датчиком вертольоту.

Враховуючі, що проекції швидкості $\bar{\upsilon}_V$ на осі системи $OX_{lv}Y_{lv}Z_{lv}$ визначаються вираженням (15), значення відносного бокового вітру можливо визначити з виразу

$$(w_b)_{ot} = w_b \cdot \cos\gamma - \upsilon_v \cdot \sin q. \quad (24)$$

Відповідно облік впливу відносного бокового вітру на траєкторію БП може бути здійснений за допомогою виразів

$$\delta\alpha_W = -(w_b)_{ot} \cdot k_W(D_u)\sin\gamma; \quad (25)$$

$$\delta\beta_W = -(w_b)_{ot} \cdot k_W(D_u)\cos\gamma. \quad (26)$$

Значення поправки $k_W(D_u)$ можливо отримати з таблиць стрільби примирно аналогічних боєприпасів з пускових установок (наприклад гранатометів).

Таким чином, шукані нами кінематичні випередження можливо отримати з виразів:

$$\alpha_k = \left(\left[(\omega_{cvn})_{ot} + \frac{(a_{cvn})_{ot} \cdot \tau}{2} + \frac{\upsilon_v \cdot \sin\varepsilon_{lv} \cdot \cos q}{D_o}\right] \cdot \tau_u\right) - \frac{\upsilon_v \cdot \cos q \sin\varphi}{\upsilon_o \cdot \cos\varphi + \upsilon_v \cdot \cos q \cos\varphi} + (w_b \cdot \cos\gamma - \upsilon_v \cdot \sin q) \cdot k_W(D_u)\sin\gamma; \quad (27)$$

$$\beta_k = \left(\left[(\omega_{cgn})_{ot} + \frac{(a_{cgn})_{ot} \cdot \tau}{2} + \frac{\upsilon_v \cdot \sin q}{D_o}\right] \cdot \tau_u\right) - \frac{\upsilon_v \cdot \sin q}{\upsilon_o \cdot \cos\varphi + \upsilon_v \cdot \cos q \cos\varphi} + (w_b \cdot \cos\gamma - \upsilon_v \cdot \sin q) \cdot k_W(D_u)\cos\gamma. \quad (28)$$

Висновки

1. Запропоновано методику розрахунку кінематичних випереджень, що входять до складу початкових даних в програмному забезпечення роботи активного комплексу захисту вертольота від засобів його ураження.

2. Для розрахунку кінематичних випереджень в склад комплексу активного захисту вертольота повинні входити датчики, яким вимірюються наступні параметри: швидкість руху вертольоту; курсовий кут (кут повороту пускової установки відносно прокольної осі вертольоту); кут міста цілі відносно лінії прицілювання; кут підвищення пускової установки відносно прокольної осі вертольоту; відносна кутова швидкість цілі (в горизонтальній та вертикальній площинах); дальність до цілі; швидкість відносного бокового вітру; крен вертольоту (пускової установки).

3. Погрішності визначення кінематичних випереджень в основному залежать від погрішності виміру параметрів.

Список літератури

1. Башинський В.Г. Підвищення захищеності вертольотів при проведенні їх модернізації / В.Г. Башинський, Р.Г. Шабан, С.М. Туренко, О.Б. Котов // Системи озброєння і військова техніка. – Х.: ХУПС, 2010. – Вип. 3 (23). – С. 22 – 25

2. Башинський В.Г, Оцінювання можливості застосування комплексів активного захисту на бойових вертольотах / В.Г. Башинський, Р.Г.Шабан. // Збірник наукових праць Академії внутрішніх військ МВС України. – Х.: АВВ МВС, 2011. – Випуск 1 (17) – С. 26 – 31.

3 Постников А. Г., Чуйко В. С. Внешняя баллистика неуправляемых авиационных ракет и снарядов. – М.: Машиностроение, 1985. – 248 с.

4. Шапиро Я. М. Внешняя баллистика. – М.: Оборонгиз, 1946. – 408 с.

Надійшла до редколегії 9.01.2012

Рецензент: д-р техн. наук проф.. О.Б. Леонтьєв, Харківський університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків

.

МЕТОДИКА РАСЧЕТА ИСХОДНЫХ ДАННЫХ ДЛЯ ПЕРЕХВАТА СРЕДСТВ ПОРАЖЕНИЯ КОМПЛЕКСОМ ЗАЩИТЫ ВЕРТОЛЕТА

В.Г. Башинский, Д.Г. Васильев, Р.Г. Шабан

Предложены уравнения кинематических упреждений для расчета исходных данных перехвата средств поражения комплексом активной защиты вертолета. Приведен перечень параметров, которые необходимо измерять датчиками вертолета для осуществления расчета кинематических упреждений.

Ключевые слова: *активная защита вертолета, перехват средств поражения.*

METHOD OF CALCULATION OF BASIC DATA FOR INTERCEPTION MEANS OF SECURITY HELICOPTER COMPLEX

V.G. Bashinskiy, D.G. Vasyliev, R.G. Shaban

Equations of kinematic forestalling's for the calculation basic data of interception weapons by complex of helicopter active protection are offered. List of parameters which must be measured by helicopter sensors in order to calculate the kinematic forestalling's is adduce.

Keywords: *helicopter active protection, weapons intercept.*