

УДК 623.462.5

ГУЙВАН В.О., ад'юнкт.

МЕТОДИКА ВИЗНАЧЕННЯ МАКСИМАЛЬНОЇ ДАЛЬНОСТІ ДІЇ ІНФРАЧЕРВОНОЇ ГОЛОВКИ САМОНАВЕДЕННЯ АВІАЦІЙНОЇ КЕРОВАНОЇ РАКЕТИ ДЛЯ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ РЕАЛІЗАЦІЇ ІНЕРЦІАЛЬНОЇ ДІЛЯНКИ ТА ЗАХВАТУ ЦІЛІ НА ТРАЕКТОРІЇ

*Пропонується методика визначення
максимальної дальності захвату
інфрачервоних головок самонаведення
авіаційних керованих ракет на борту
літака-носія для розширення їх зони
можливих пусків*

*Ключові слова: інфрачервона головка
самонаведення, авіаційна керована ракета,
інерціальна ділянка*

На сьогоднішній день до складу комплексів авіаційного озброєння бойових літальних апаратів Повітряних Сил Збройних Сил України входять авіаційні керовані ракети (АКР) класу “повітря-повітря” малої та середньої дальності з інфрачервоними головками самонаведення (ІЧ ГСН) Р-60(М), Р-73 і Р-27Т(ЭТ). Характерною особливістю цих ракет є те, що їх пуск з літального апарату здійснюється після захвату цілі головкою самонаведення.

В умовах сучасного повітряного бою для забезпечення переваги над противником, пуск ракети має бути здійсненим першим, тобто дальність пуску ракети повинна переважати дальність пуску ракети противника, тому актуальним є збільшення дальності пуску ракет з ІЧ ГСН.

Основними тенденціями розвитку АКР нового покоління є розширення зон можливих пусків (ЗМП), при влученні в які цілі не може уникнути ураження при будь-якому маневрі, підвищення ступеню автономності наведення ракет та реалізація принципу “пустив-забув”.

За вихідними даними існуючих АКР [1] та їх ІЧ ГСН визначено, що при веденні бою на зустрічних ракурсах, їх ЗМП суттєво переважають зони дозволених пусків (ЗДП), які в основному обмежуються дальністю захвату цілі ІЧ ГСН.

Розширення ЗДП ракет з ІЧ ГСН є можливим за рахунок підвищення чутливості приймача випромінювання ІЧ ГСН, або шляхом введення інерціальної ділянки та забезпечення автоматичного захвату цілі на траєкторії. Дослідження показали, що другий шлях може забезпечити найбільш повне використання енергобалістичних характеристик існуючих АКР з ІЧ ГСН та забезпечити значне розширення їх ЗДП.

З метою максимального використання енергобалістичних характеристик ракети та визначення допустимої довжини інерціальної ділянки необхідно визначати максимальну дальність захвату цілі ІЧ ГСН на борту літального апарату.

Максимальна дальність захвату цілі може бути визначена за допомогою виразу [2]:

$$D_{\text{ГСН}} = \frac{\tau_o S_{\text{ОБ}} S \varepsilon \cos \alpha \cos \varphi}{\pi m F_{\text{ПОР}}} K \sigma T^4 \left[z \left(\frac{\lambda_2}{\lambda_m} \right) - z \left(\frac{\lambda_1}{\lambda_m} \right) \right], \quad (1)$$

де S – площа об’єкта випромінювання, ε – коефіцієнт теплового випромінювання, T – температура об’єкта випромінювання, $S_{\text{ОБ}}$ – робоча поверхня об’єктиву координатора, τ_o – коефіцієнт пропускання оптичної системи, $\lambda_1 \dots \lambda_2$ – спектральний діапазон чутливості приймача випромінювання, $F_{\text{ПОР}}$ – чутливість приймача випромінювання, K – коефіцієнт використання випромінювання, $D_{\text{ГСН}}$ – максимальна дальність захвату цілі, α – кут між нормаллю до поверхні об’єкту S та лінією дальності, φ – кут між лінією дальності та оптичною віссю координатора, σ – постійна Стефана Больцмана, λ_m – максимум довжини хвилі; z – відносне значення щільності випромінювання.

Значну долю ІЧ випромінювання літального апарату (ЛА) складає випромінювання від реактивного струменю та нагрітих елементів двигуна. Також випромінювання залежить від швидкості витікання газу з сопла та його температури, а також від ракурсу цілі. Ракурс цілі враховується під час розрахунку швидкості зближення АКР з ціллю за штатним алгоритмом на борту літального апарату.

Для визначення температури газів на зрізі сопла ЛА потрібно знати характеристики цілі. Повітряні цілі можна розділити на три типи: мала, середня, велика [3]. Розрахунок статичної температури газів на зрізі сопла двигуна T , можна виконати за формулою [4]:

$$T = T_C^* - \frac{C_C^2}{2c_{pГ}}, \quad (2)$$

де T_C^* – повна температура газів; C_C^2 – швидкість витікання газів з сопла; c_p – питома теплоємність для газів.

Коефіцієнт використання випромінювання K може бути визначений за допомогою виразу [2]:

$$K = \frac{\int_{\lambda_1}^{\lambda_2} r_{\text{отн}}(\lambda) Q_{\lambda} \tau_a d\lambda}{\int_{\lambda_1}^{\lambda_2} r_{\text{отн}}(\lambda) d\lambda}, \quad (3)$$

де $r_{\text{отн}}(\lambda)$ – відносна спектральна інтенсивність густини випромінювання, Q_λ – спектральна чутливість приймача випромінювання, τ_a – коефіцієнт пропускання атмосфери.

Для забезпечення гарантованого захвату цілі на траєкторії потрібно визначити граничні значення розміру зони захвату цілі ІЧ ГСН $\Delta R_{\text{ГСН}}$. Граничні значення можна визначити за формулами [5]:

$$\begin{aligned} \Delta R_{\text{ГСН}} &= \sqrt{\Delta Z_{\text{ГСН}}^2 + \Delta Y_{\text{ГСН}}^2} ; \\ \Delta Z_{\text{ГСН}} &= D_{\text{ГСН}} \varphi_{\text{АЗ}} ; \\ \Delta Y_{\text{ГСН}} &= D_{\text{ГСН}} \varphi_{\text{В}}, \end{aligned} \quad (4)$$

де $\Delta Z_{\text{ГСН}}$ – відхилення за азимутом; $\Delta Y_{\text{ГСН}}$ – відхилення за кутом місця; $D_{\text{ГСН}}$ – дальність захвату ІЧ ГСН; $\varphi_{\text{АЗ}}$, $\varphi_{\text{В}}$ – кути поля зору ІЧ ГСН за азимутом та за кутом місця.

Під час польоту ракети на інерціальній ділянці накопичуються помилки за рахунок неточності вимірювачів безплатформеної інерціальної навігаційної системи (БІНС). Ці помилки можуть бути визначені за формулами [5]:

$$\begin{aligned} \Delta R_{\text{ІНС}}(T) &= \sqrt{\Delta Z^2(T) + \Delta Y^2(T)} ; \\ \Delta Y(T) &= \Delta X'(T) \sin \mu + \Delta Y'(T) \cos \mu ; \\ \Delta X'(T) &= \Delta X_{\text{ЦВ}} + \Delta V_{x0} T_{\text{ІН}} + (\Delta a_x + g \Delta V_{x0}) \frac{T_{\text{ІН}}^2}{2} + \varepsilon_z g \frac{T_{\text{ІН}}^3}{6} ; \\ \Delta Y'(T) &= \Delta Y_{\text{ЦВ}} (1 + \omega_0 T_{\text{ІН}}^2)^2 + \Delta V_{y0} T_{\text{ІН}} \left[1 + \frac{\omega_0^2 T_{\text{ІН}}^2}{3} \right] + \\ &+ \Delta a_y \frac{T_{\text{ІН}}^2}{2} \left[1 + \frac{\omega_0^2 T_{\text{ІН}}^2}{6} \right] + (\Delta \vartheta_0 + \varepsilon_z T_{\text{ІН}}) D_{\text{ІН}} ; \\ \Delta Z(T) &= \Delta Z_{\text{ЦВ}} + \Delta V_{z0} T_{\text{ІН}} + (\Delta a_z + g \Delta \gamma_0) \frac{T_{\text{ІН}}^2}{2} + \varepsilon_x g \frac{T_{\text{ІН}}^3}{6} + \varepsilon_y D \frac{\omega_0^2 T_{\text{ІН}}^3}{2} + \\ &+ (\Delta \psi_0 + \varepsilon_y T_{\text{ІН}}) \cos \mu D_{\text{ІН}} , \end{aligned} \quad (5)$$

де $\Delta Y, \Delta Z$ і $\Delta V_{x0}, \Delta V_{y0}, \Delta V_{z0}$ – граничні похибки БІНС у визначенні координат і швидкості в стартовій системі координат; $D_{\text{ІН}}$ – дальність польоту АКР за час $T_{\text{ІН}}$ (довжина інерціальної ділянки); ω_0 – частота Шулера; g – прискорення сили тяжіння; μ – кут візування цілі відносно нормалі; $\Delta a_x, \Delta a_y, \Delta a_z$ – приведені зміщення нуля акселерометрів; $\varepsilon_x, \varepsilon_y, \varepsilon_z$ – приведені систематичні складові дрейфу;

$\Delta\psi_0, \Delta\gamma_0, \Delta\theta_0$ – похибки початкової виставки БІНС; $\Delta X_{ЦВ}, \Delta Y_{ЦВ}, \Delta Z_{ЦВ}$ – похибки цілевказівки.

Довжина інерціальної ділянки D_{IH} та її тривалість T_{IH} , які використовуються в формулах (5), залежить від дальності пуску ракети $D_{П}$, яка, в свою чергу, залежить від швидкості зближення ракети з ціллю.

$$D_{IH} = D_{П} - D_{ГСН};$$

$$D_{П} = V_{РЦ} \cdot T_k; \tag{6}$$

$$T_{IH} = \frac{D_{IH}}{V_{ЛА} + V},$$

де $V_{РЦ}$ – швидкість зближення АКР з ціллю; T_k – максимальний час польоту АКР; $V_{ЛА}$ – швидкість винищувача; V – середня швидкість ракети; T_{IH} – час польоту АКР на інерціальній ділянці.

Для забезпечення захвату цілі на траєкторії повинна виконуватись умова:

$$\Delta R_{ІНС} \leq \Delta R_{ГСН}. \tag{7}$$

Якщо остання з умов виконується, тоді значення довжини інерціальної ділянки використовується для розрахунку ЗДП, якщо не виконується – для корекції довжини інерціальної ділянки потрібно провести наступні розрахунки:

1. Визначаємо відношення між похибкою БІНС та граничним значенням розміру зони захоплення R_C за формулою:

$$R_C = \frac{\Delta R_{ІНС}}{\Delta R_{ГСН}}, \tag{8}$$

2. Величині довжини інерціальної ділянки D_{IH} присвоїти значення $\frac{D_{IH}}{R_C}$, після

чого отримане значення використовуємо в розрахунках помилок накопичених БІНС під час польоту.

За допомогою запропонованої методики, було проведено розрахунок дальності захвату ІЧ ГСН та визначена довжина інерціальної ділянки для гіпотетичної АКР з ІЧ ГСН, енергобалістичні характеристики якої дозволяють здійснювати пуск ракети на дальність до 25 кілометрів, яка застосовувалась по цілі типу F-16 зі швидкістю руху 300 м/с на висоті 10000 м в передню півсферу під кутами ракурсу цілі $0^\circ \dots 90^\circ$. На рисунку 1 наведена дальність пуску АКР з ІЧ ГСН на зустрічних ракурсах атаки, розрахована за штатним (на борту винищувача) алгоритмом та за допомогою наведеної методики розрахунку дальності дії ІЧ ГСН для захвату цілі на траєкторії. З розрахунків видно, що дальність пуску на зустрічних ракурсах атаки значно збільшується, за рахунок введення інерціальної ділянки. Зі збільшенням дальності

захвату ІЧ ГСН, збільшується і довжина інерціальної ділянки.

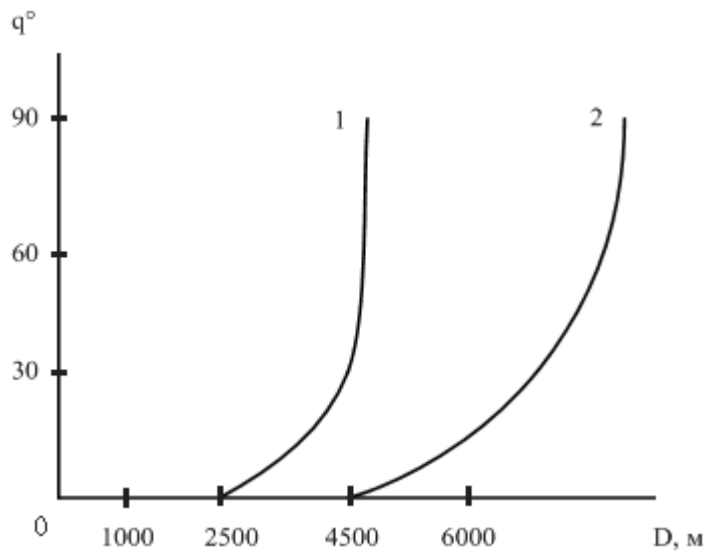


Рис. 1. Залежність дальності пуску від курсового кута цілі при застосуванні АКР на зустрічних ракурсах: 1 – дальність пуску без інерціальної ділянки (обмежена дальністю захвату ІЧ ГСН); 2 – дальність пуску з інерціальною ділянкою

На рисунку 2 наведена блок схема визначення максимальної дальності захвату ІЧ ГСН АКР з урахуванням помилок БІНС накопичуваних під час польоту АКР.

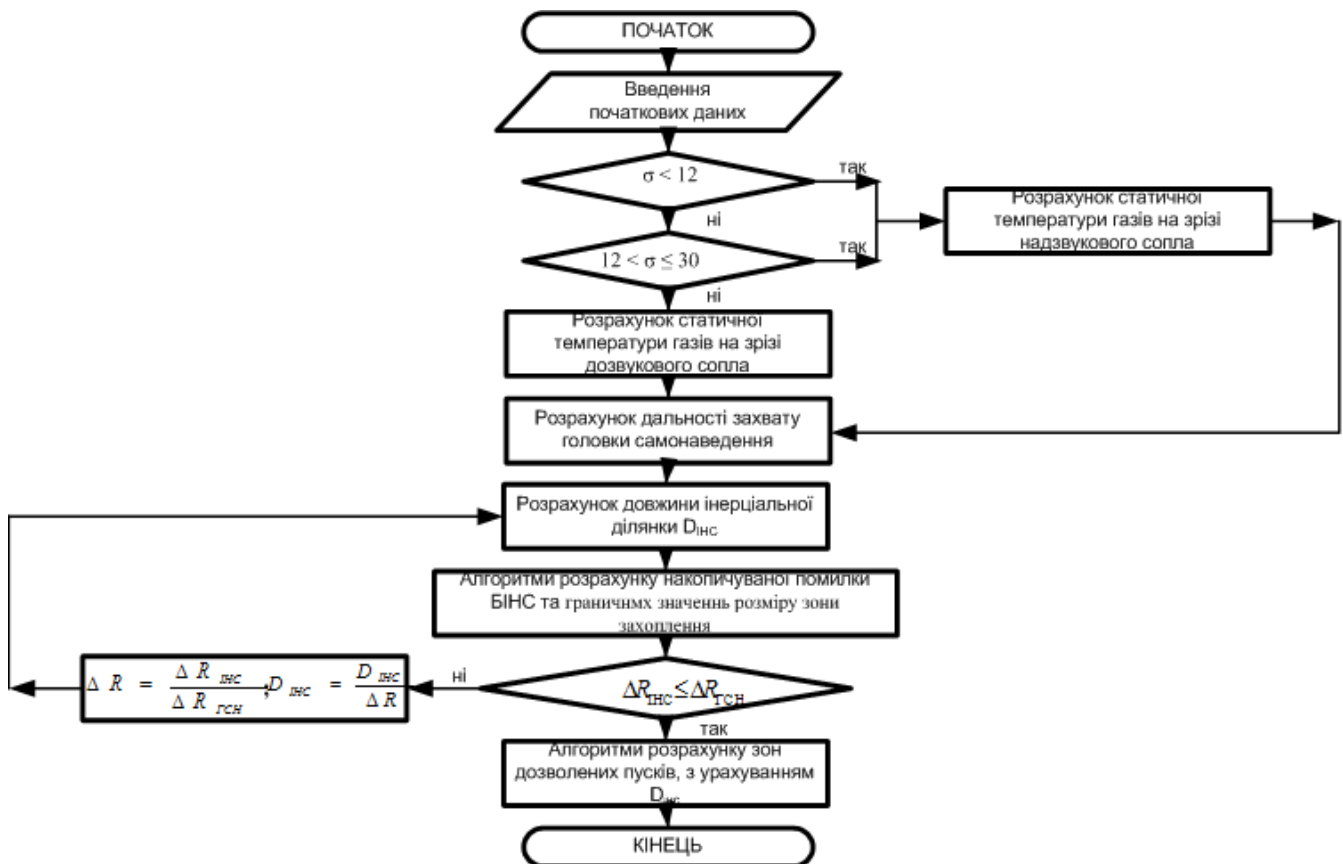


Рис. 2. Блок схема алгоритму визначення дальності захвату ІЧ ГСН на борту літального апарату

Таким чином, запропонована методика дозволяє визначити максимальну дальність дії ІЧ ГСН АКР на борту літального апарату та, в залежності від цієї дальності і накопичуваних помилок під час руху ракети на інерціальній ділянці шляху, визначити максимальну довжину інерціальної ділянки на якій забезпечується захват цілі на траєкторії. При цьому введення інерціальної ділянки траєкторії дозволить збільшити ЗДП існуючих керованих ракет з ІЧ ГСН приблизно на 50%.

ЛІТЕРАТУРА

1. Авиационные управляемые ракеты Р-73К и Р-73Л. Техническое описание, часть 2.
2. Криксунов Л.З. Инфракрасные координаторы цели. – К.: КВВАИУ, 1968. – 335 с.
3. Скольник М. Справочник по радиолокации. – М.: Советское радио, 1976. – 456 с.
4. Орлов П.В., Климентовский Ю.А. Определение параметров и расчет характеристик ТРДДФ со смешением потоков. – К.: КВВАИУ, 1985. – 141 с.
5. Ф.М. Захарін, М.О. Любенко, С.О. Пономаренко. Методика призначення вимог до точності початкової виставки інерціальних систем авіаційних керованих засобів ураження // Збірник наукових праць. – К.: КІВПС., 2000. випуск 1(19) – С. 8-14.

Надійшла до редакції 25.09.2014