

Розвиток, бойове застосування та озброєння зенітних ракетних військ

УДК 355.52

DOI: 10.30748/nitps.2018.30.05

О.І. Ведмідь, М.М. Романюк

Харківський національний університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків

СПОСІБ РОЗРАХУНКУ ДАЛЬНОСТІ ПУСКУ ЗЕНІТНИХ КЕРОВАНИХ РАКЕТ З ПОЛІГОНУ (ТИМЧАСОВОГО МАЙДАНЧИКА) ПРИМОРСЬКОГО БАЗУВАННЯ З УРАХУВАННЯМ ПРОФІЛЮ ПОЛЬОТУ МІШЕНІ ТИПУ ВР-3 "РЕЙС"

Обґрунтовуються аналітичні співвідношення для розрахунку дальності пуску зенітних керованих ракет при заданій дальності до точки зустрічі ракети з мішенню з урахуванням особливостей польоту мішені типу ВР-3 "Рейс" при проведенні стрільб ракетним комплексом з полігону (тимчасового майданчика) приморського базування. Враховуються: кривизна Землі, істинний курс руху мішені на посадку, профіль висоти польоту мішені, відносне розташування радіолокаційної станції наведення ракет та майданчика посадки мішеней. Кривизна Землі враховується середнім радіусом кривизни земного еліпсоїду для широти розташування полігону. Дальність пуску визначається через розраховану відстань польоту мішені за час польоту ракети до точки зустрічі. Проведеними розрахунками визначені розбіжності при визначенні відстані пуску поміж запропонованим способом та тим, що застосовується.

Ключові слова: стрільба, полігон, зенітний ракетний комплекс, зенітна керована ракета.

Вступ

Постановка проблеми. Перед проведенням стрільб зенітним ракетним комплексом (ЗРК) на полігоні (тимчасовому майданчику) визначається діапазон відстаней точок зустрічі зенітної керованої ракети (ЗКР) з мішенню. Першочергове, крім врахування розмірів зони поразення ЗРК конкретного типу, технічних характеристик мішені та інших моментів, враховується необхідність забезпечення визначеного рівня безпеки при проведенні стрільб. Після визначення максимальної та мінімальної дальності до точки зустрічі $D_{ТЗ}$ розраховуються відповідні відстані пуску $D_{пуск}$ ЗКР. Похибка у визначенні $D_{пуск}$ приводить до похибки в реалізації $D_{ТЗ}$ та при значній похибці можуть порушуватися вимоги безпеки. Зручною в використанні для розрахунку $D_{пуск}$ є наступна формула:

$$D_{пуск} = D_{ТЗ} + V_M \cdot (t_{сх} + t_{ТЗ}), \quad (1)$$

де V_M – швидкість польоту мішені; $t_{сх}$ – затримка сходу ЗКР з пускової установки (ПУ) після натискання кнопки ПУСК; $t_{ТЗ}$ – час польоту ЗКР до точки зустрічі після її сходу з ПУ.

В наведеній формулі не враховується параметр руху мішені, її висота на момент пуску ЗКР.

В якості мішені для проведення стрільб ЗРК зенітних ракетних військ Повітряних Сил Збройних Сил України в основному використовується безпілотний тактичний розвідник ВР-3 "Рейс" [1], в якого закінчився термін експлуатації.

Метою статті є отримання аналітичних співвідношень для більш точного визначення дальності пуску ЗКР, які враховують умови проведення стрільб ЗРК на полігоні (тимчасовому майданчику) приморського базування на материковій частині України.

Виклад основного матеріалу

Частина траєкторії руху мішені в області бойового застосування ЗРК наведена на рис. 1.

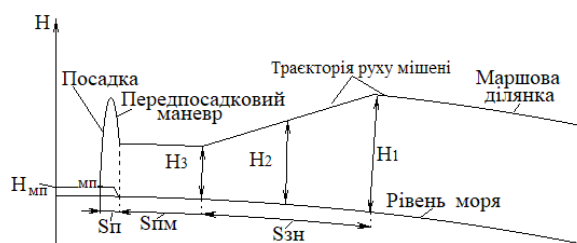


Рис. 1. Траєкторія руху мішені на ділянці стрільби

На маршовій ділянці польоту мішень рухається на висоті H_1 над рівнем моря, далі мішень знижується на ділянці довжиною $S_{зн}$, на після маршовій

ділянці довжиною $S_{\text{ПМ}}$ рухається на висоті H_3 над рівнем моря, далі, якщо мішень не знищена, вона здійснює передпосадковий маневр "гірка" та потім безпосередньо посадку за допомогою парашутної системи. Довжина ділянці передпосадкового маневру та посадки становить $S_{\text{П}}$, висота розташування центра майданчика посадки становить $H_{\text{МП}}$. Далі вважаємо відомими прямокутні топографічні координати (система координат Гауса):

- центру майданчика посадки мішені $X_{\text{Г мп}}, Y_{\text{Г мп}}, H_{\text{мп}}$;
- істинний курс руху мішені на посадку (бойовий курс) $A_{\text{М}}$, дирекційний кут – $\alpha_{\text{М}}$;
- швидкість руху мішені $V_{\text{М}}$.

Розташування ЗРК зв'язуємо з розташуванням основного радіолокаційного засобу ЗРК, що забезпечує безпосередньо визначення координат руху мішені та підготовку вихідних даних для стрільби, якій далі називається радіолокаційною станцією наведення ракет (СНР). Вважаємо відомими прямокутні топографічні координати розташування СНР: $X_{\text{Г снр}}, Y_{\text{Г снр}}, H_{\text{снр}}$.

Вважаємо, що поверхня земного еліпсоїда апроксимується поверхнею кулі та проекція траєкторії руху мішені на посадку на поверхню земної кулі є відрізком великого кола (яке утворюється при перетині земної кулі площиною, що проходить через центр кулі).

Введемо зв'язану з СНР нормальну земну систему координат (НЗСК) $OX_{\text{г}}Y_{\text{г}}Z_{\text{г}}$ [2] з нулем в фазовому центрі антенної системи СНР – рис. 2. Вісь $OX_{\text{г}}$ розташована в горизонтальній площині та орієнтована в північному напрямі вздовж кілометрової сітки карти. Вона паралельна осьовому меридіану $OX_{\text{Г}}$ 6-градусної зони. Вісь $OY_{\text{г}}$ спрямована в зеніт. Вісь $OZ_{\text{г}}$ розташована в горизонтальній площині та спрямована в східному напрямі перпендикулярно до осі $OX_{\text{г}}$ (доповнює систему координат до правої).

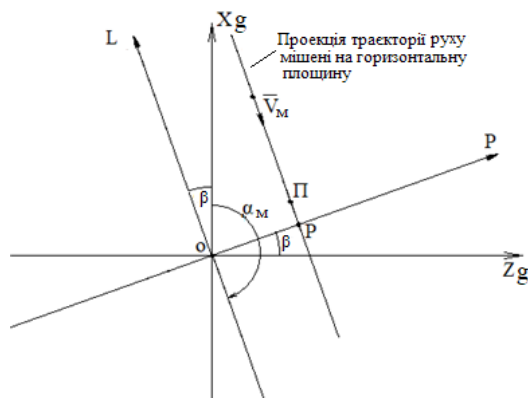


Рис. 2. Відносне положення координат $OX_{\text{г}}Y_{\text{г}}Z_{\text{г}}$ і OPL .

Вісь $oZ_{\text{г}}$ паралельна осі $oY_{\text{Г}}$ прямокутної топографічної системи координат Гауса. На рис. 2 пока-

зана також проекція траєкторії руху мішені на горизонтальну площину $OX_{\text{г}}Z_{\text{г}}$, точкою Π умовно зображена розрахункова точка посадки мішені. На рис. 2 також зображена параметрична система координат руху цілі $OPLH$, нуль якої співпадає з нулем системи координат $OX_{\text{г}}Y_{\text{г}}Z_{\text{г}}$. Вісь OL спрямована на зустріч паралельно горизонтальній проекції вектору швидкості руху цілі $\vec{V}_{\text{М}}$. Вісь OH співпадає з віссю $OY_{\text{г}}$. В загальному випадку параметрична система координат повернута відносно системи координат $OX_{\text{г}}Z_{\text{г}}$ на кут β . Траєкторія руху цілі задається дирекційним кутом $\alpha_{\text{М}}$. Як видно з рис. 2, маємо такі співвідношення між кутами $\alpha_{\text{М}}$ і β :

$$\alpha_{\text{М}} + \beta = \pi. \quad (2)$$

Рух мішені завдається істинним азимутом її руху $A_{\text{М}}$. Він в свою чергу пов'язаний з дирекційним кутом $\alpha_{\text{М}}$ співвідношенням [3–5]:

$$\alpha_{\text{М}} = A_{\text{М}} - \gamma, \quad (3)$$

де γ – кут збігу меридіанів.

Якщо відомі координати положення мішені в системі координат $OX_{\text{г}}Y_{\text{г}}Z_{\text{г}}$ (далі для спрощення запису позначку "г" вживати не будемо), то координати положення мішені в системі координат OPL на підставі рис. 2 розраховуються наступним чином:

$$\begin{aligned} P &= z \cdot \cos \beta + x \cdot \sin \beta; \\ L &= -z \cdot \sin \beta + x \cdot \cos \beta. \end{aligned} \quad (4)$$

На підставі (2–3) маємо:

$$\begin{aligned} P &= -z \cdot \cos(A_{\text{М}} - \gamma) + x \cdot \sin(A_{\text{М}} - \gamma); \\ L &= -z \cdot \sin(A_{\text{М}} - \gamma) - x \cdot \cos(A_{\text{М}} - \gamma). \end{aligned} \quad (5)$$

На підставі відомих топографічних координат місця стояння СНР та центру майданчика посадки мішені визначаються координати центру майданчика посадки $x_{\text{П}}, z_{\text{П}}$ в НЗСК:

$$\begin{aligned} x_{\text{П}} &= x_{\text{Г мп}} - x_{\text{Г снр}}; \\ z_{\text{П}} &= y_{\text{Г мп}} - z_{\text{Г снр}}. \end{aligned} \quad (6)$$

Підстановкою значень $x_{\text{П}}, z_{\text{П}}$, отриманих за формулою (6), в формулу (5) визначаються параметр $P_{\text{П}}$ руху мішені в місці посадки та координата $L_{\text{П}}$ положення центру майданчика посадки мішені:

$$\begin{aligned} P_{\text{П}} &= -z_{\text{П}} \cdot \cos(A_{\text{М}} - \gamma) + x_{\text{П}} \cdot \sin(A_{\text{М}} - \gamma); \\ L_{\text{П}} &= -z_{\text{П}} \cdot \sin(A_{\text{М}} - \gamma) - x_{\text{П}} \cdot \cos(A_{\text{М}} - \gamma). \end{aligned} \quad (7)$$

Зауважимо, що прямокутна площинна система координат Гауса завдає значення координат $x_{\text{Г}}, y_{\text{Г}}$ деякого об'єкту, які він має при розташуванні на поверхні земного еліпсоїда. Тому будемо вважати, що параметр руху мішені $P_{\text{П}}$ та координата $L_{\text{П}}$, які визначені в результаті перетворення (4), з достатньо високою точністю (значення параметра $P_{\text{П}}$ не більше 10...20 км) є дугами земного еліпсоїда. Поверхню

останнього апроксимуємо поверхнею еквівалентної земної кулі радіуса R_3 .

Для визначення висоти польоту мішені в точці зустрічі знайдемо величину D_L – проекцію похилої дальності точки зустрічі D_{T3} на площину польоту мішені. Визначимо значення центрального кута θ_p , який завдає кут дуги $P_{пг}$ відносно центра Землі:

$$\theta_p = |P_{пг}| / R_3. \quad (8)$$

За побудовою $P_{пг}$ завдає мінімальну відстань до проекції траєкторії руху мішені (або її продовження) на земний еліпсоїд. Внаслідок цього кут поміж дугою $P_{пг}$ та проекцією траєкторії руху мішені прямий ($\pi/2$). Значення параметра руху цілі залежить від висоти польоту мішені H_M в наслідок кривизни Землі – рис. 3.

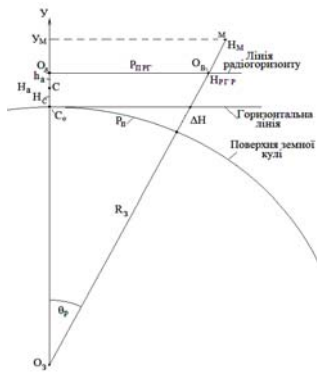


Рис. 3. Вплив кривизни Землі на значення параметра P руху мішені

На рис. 3 наведений перетин тривимірного положення мішені відносно РПН площиною $УО_3P$ та зазначене:

- m – положення мішені в площині $УО_3P$;
- H_M – висота польоту мішені відносно поверхні земної кулі в площині $УО_3P$;
- C – положення радіолокаційної станції на земній поверхні;
- C_0 – положення радіолокаційної станції на поверхні земної кулі (земного еліпсоїду);
- O_a – нульове значення координати Y (положення фазового центру антени над поверхнею земної кулі);
- Y_M – висота польоту мішені відносно СНР;
- $P_{пг}$ – значення параметра траєкторії руху мішені на рівні O_a радіогоризонту СНР;
- O_B – точка відліку в площині руху мішені;
- $H_{ргр}$ – висота радіогоризонту відносно поверхні земної кулі на відстані $P_{пг}$;
- ΔH – висота пониження рівня поверхні земної кулі на відстані $P_{пг}$.

Із рис. 3 видно, що:

$$P_{пг} = (R_3 + H_a) \cdot \text{tg} \theta_p; \quad (9)$$

$$H_{ргр} = (R_3 + H_a) / \cos \theta_p - R_3; \quad (10)$$

$$\Delta H = R_3 / \cos \theta_p - R_3. \quad (11)$$

Значення величини D_L проекції похилої дальності точки зустрічі на площину польоту мішені попередньо оцінімо як:

$$D_L = \sqrt{D_{T3}^2 - P_{пг}^2}. \quad (12)$$

Можливі положення похилої дальності D_L відносно траєкторії руху мішені показано на рис. 4. На рисунку виділені три області:

- 1 – рух мішені на сталій висоті H_1 ;
- 2 – область зниження висоти польоту мішені, поточна висота H_2 ;
- 3 – рух мішені на сталій висоті H_3 на після маршовій ділянці.

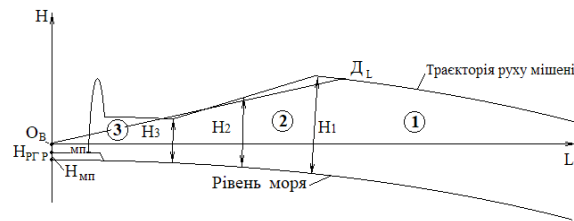


Рис. 4. Положення похилої дальності D_L відносно траєкторії руху мішені

Похила дальність D_L може попадати на одну з вказаних трьох областей. Якщо D_L попадає в область 1, то $H_{T3} = H_1$. Якщо D_L попадає в область 3, то $H_{T3} = H_3$. В протилежному випадку $H_{T3} = H_2$, яка є змінною та її потрібно розрахувати. Випадок, коли D_{T3} приходить на передпасадковий маневр мішені, не розглядається – в цьому випадку обстріл мішені заборонений. Особливості положення мішені відносно точки стояння СНР пояснюються рис. 5.



Рис. 5. Положення мішені відносно СНР

На рис. 5 відмічене:

- позначкою М – поточне положення мішені;
- позначкою П – положення центру місця посадки мішені;
- позначкою P_M – графічне відображення параметра руху мішені ($L=0$);
- позначкою L_M – графічне відображення значення координати L положення мішені;
- позначкою H_M – поточна висота польоту мішені над поверхнею моря;
- кут θ_p – кут відносно центру земної кулі O_3 між точками O_a і P_M ;
- кут $\theta_{рп}$ – кут відносно центру земної кулі O_3 між точками P_M і П;
- кут $\theta_{пм}$ – кут відносно центру земної кулі O_3 між точками П і М;
- кут $\theta_{рм}$ – кут відносно центру земної кулі O_3 між точками P_M і М;
- кут $\theta_{см}$ – кут відносно центру земної кулі O_3 між точками O_a і М.

Відмітимо, що для наведених на рисунку положень кутів:

$$\theta_{рп} = \theta_{рп} + \theta_{пм} \quad (13)$$

Кут $\theta_{рп}$ доцільно визначати за допомогою координати $L_{п}$. Тоді співвідношення буде справедливим при розташуванні центру місця посадки як попереду СНР ($L_{п} > 0$), так і в тилівій частині СНР ($L_{п} < 0$). Аналогічно формулі (8):

$$\theta_{рп} = L_{п} / R_3 \quad (14)$$

Для визначення висоти точки зустрічі визначимо до якої області належить D_L . Спочатку визначимо центральні кути на характерні точки траєкторії мішені:

- θ_1 – центральний кут між точкою посадки та точкою стику траєкторій 1 та 2 зони;
- θ_3 – центральний кут між точкою посадки та точкою стику траєкторій 2 та 3 зони;
- $\theta_{пм}$ – центральний кут між точкою посадки та точкою початку передпосадкового маневру мішені (стик траєкторій 3 зони та передпосадкового маневру).

На підставі відомої траєкторії руху мішені визначаються відстані:

- S_1 – відстань (по поверхні земної кулі) від точки посадки до точки початку зниження мішені;
- S_3 – відстань (по поверхні земної кулі) від точки посадки до точки закінчення зниження мішені;

- $S_{зп}$ – відстань (по поверхні земної кулі) зниження мішені;
- $S_{пм}$ – відстань (по поверхні земної кулі) від точки посадки до точки початку передпосадкового маневру мішені.

На підставі вказаних відстаней маємо:

$$\theta_1 = S_1 / R_3; \quad (15)$$

$$\theta_3 = S_3 / R_3; \quad (16)$$

$$\theta_{пм} = S_{пм} / R_3 \quad (17)$$

На підставі визначених кутів визначимо такі кути – рис. 6:

- $\theta_{р1}$ – центральний кут між точкою O_B та точкою стику траєкторій 1 та 2 зони;
- $\theta_{р3}$ – центральний кут між точкою O_B та точкою стику траєкторій 2 та 3 зони;
- $\theta_{рпм}$ – центральний кут між точкою O_B посадки та точкою початку передпосадкового маневру мішені.

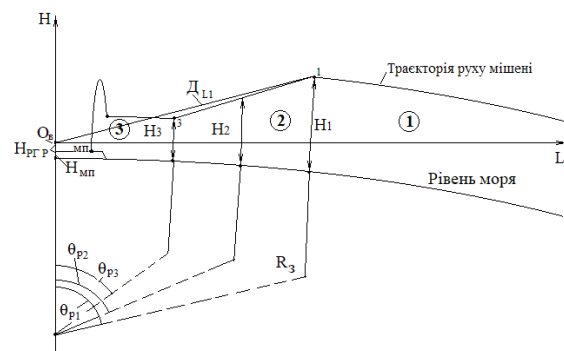


Рис. 6. Розташування кутів $\theta_{р1}$, $\theta_{р2}$, $\theta_{р3}$, $\theta_{рпм}$ в площині руху мішені

З урахуванням (13) маємо:

$$\theta_{р1} = \theta_1 + \theta_{рп}; \quad (18)$$

$$\theta_{р3} = \theta_3 + \theta_{рп}; \quad (19)$$

$$\theta_{рпм} = \theta_{пм} + \theta_{рп} \quad (20)$$

Для визначення області траєкторії руху мішені, до якої належить D_M , будемо порівнювати D_L з відстанями до характерних точок траєкторії руху мішені. Визначимо похилу відстань D_{L1} від точки O_B на висоті $H_{рг р}$ від поверхні земної кулі до точки 1 – початку зниження мішені. З урахуванням рис. 6 та теореми косинусів для трикутників [6] маємо:

$$D_{L1}^2 = (R_3 + H_{рг р})^2 + (R_3 + H_1)^2 - 2 \cdot (R_3 + H_{рг р}) \cdot (R_3 + H_1) \cdot \cos \theta_{р1} \quad (21)$$

Аналогічно знайдемо для точки 3:

$$D_{L3}^2 = (R_3 + H_{pgp})^2 + (R_3 + H_3)^2 - 2 \cdot (R_3 + H_{pgp}) \cdot (R_3 + H_3) \cdot \cos \theta_{p3}, \quad (22)$$

та для точки початку передпосадкового маневру:

$$D_{Lppm}^2 = (R_3 + H_{pgp})^2 + (R_3 + H_3)^2 - 2 \cdot (R_3 + H_{pgp}) \cdot (R_3 + H_3) \cdot \cos \theta_{ppm}. \quad (23)$$

Таким чином:

– якщо $D_L^2 \geq D_{L1}^2$, то D_L належить області 1;

– якщо $D_{L3}^2 < D_L^2 < D_{L1}^2$, то D_L належить до області 2;

– якщо $D_{Lppm}^2 \leq D_L^2 \leq D_{L3}^2$, то D_L належить до області 3;

– якщо $D_L^2 < D_{Lppm}^2$, то D_L належить до області передпосадкового маневру.

Визначимо далі висоту H_2 для точки зустрічі в області 2, якщо визначено, що виконується відповідна умова. Апроксимуємо траєкторію зниження мішені прямою лінією, рівняння якої:

$$H_2 = k_m \cdot S_m + b_m, \quad (24)$$

де k_m – тангенс кута траєкторії зниження (пікірування) мішені;

S_m – відстань від точки P_{Π} до точки проєкції мішені на поверхню земної кулі;

b_m – задає значення початкового положення прямої – її ординату H_2 при $S_m = 0$.

Значення коефіцієнта k_m визначається з параметрів траєкторії руху мішені як:

$$k_m = (H_1 - H_3) / (S_1 - S_3). \quad (25)$$

Параметр b_m визначимо, підставив в рівняння прямої (24) координати точки 3:

$$H_3 = k_m \cdot (S_3 + S_{p\Pi}) + b_m, \quad (26)$$

де $S_{p\Pi} = L_{\Pi}$ визначено за формулою (7).

Звідси:

$$b_m = H_3 - k_m \cdot (S_3 + S_{p\Pi}). \quad (27)$$

Для умови знаходження точки зустрічі в області 2 рис. 6 наведемо в такому вигляді – рис. 7.

На підставі рис. 7:

$$S_{T32} = \theta_{p2} \cdot R_3. \quad (28)$$

За теоремою косинусів [6] з рис. 7 маємо:

$$D_L^2 = (R_3 + H_{pgp})^2 + (R_3 + H_2)^2 - 2 \cdot (R_3 + H_{pgp}) \cdot (R_3 + H_2) \cdot \cos \theta_{p2}. \quad (29)$$

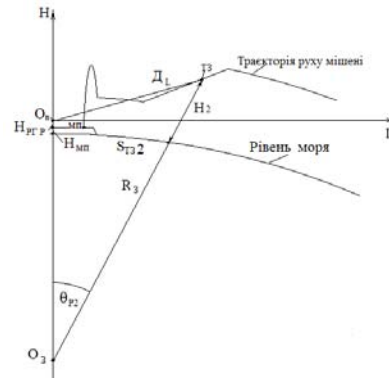


Рис. 7. D_L в області 2

В наведеному співвідношенні D_L розраховується за формулою (12), H_{pgp} – за формулою (10), H_2 – за формулою (24), до якої за формулою (28) входить θ_{p2} . В аналітичному виді рівняння (29) відносно кута θ_{p2} не розв'язується. Кут θ_{p2} потрібно визначати чисельним способом підбором його значення в правій частині співвідношення доки права частина не зрівняється з лівою частиною співвідношення. При розв'язанні співвідношення (29) буде також визначено значення H_2 .

Таким чином, щодо висоти мішені H_{T3} в точці зустрічі, з урахуванням (12; 21–23), рис. 7 та відповідних пояснень, маємо:

$$H_{T3} = \begin{cases} H_1, & \text{при } D_L^2 \geq D_1^2; \\ H_2, & \text{при } D_3^2 < D_L^2 < D_1^2; \\ H_3, & \text{при } D_{Lppm}^2 \leq D_L^2 \leq D_3^2. \end{cases} \quad (30)$$

Значення на момент зустрічі координати Y (Y_{T3}) та визначення координати L (L_{T3}) визначаються за допомогою рис. 8.

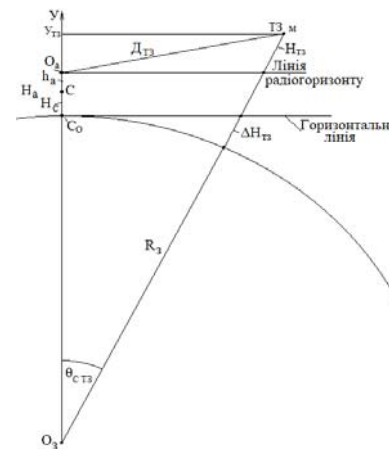


Рис. 8. До визначення Y_{T3} та L_{T3}

З рисунку видно, що:

$$Y_{T3} = (R_3 + H_{T3}) \cdot \cos \theta_{cT3} - (R_3 + H_a). \quad (31)$$

Просторове положення кута $\theta_{с\tauз}$ показано на рис. 5. Его значення визначається із сферичного трикутника $\theta_{с\tauз} - \theta_p - \theta_{p\tauз}$ [6]:

$$\cos \theta_{с\tauз} = \cos \theta_p \cdot \cos \theta_{p\tauз} + \sin \theta_p \cdot \sin \theta_{p\tauз} \cdot \cos \theta_{pL}.$$

Так як кут $\theta_{pL} = \pi/2$ за побудовою, то співвідношення, що пов'язує вказані сферичні кути, має такий вигляд:

$$\cos \theta_{с\tauз} = \cos \theta_p \cdot \cos \theta_{p\tauз}. \quad (32)$$

Кут θ_p завдається формулою (8), для області 2 $\theta_{p\tauз} = \theta_{p2}$ та визначено при розв'язанні співвідношення (29). Для точки зустрічі в області 1 маємо за теоремою косинусів:

$$D_L^2 = (R_3 + H_{pgp})^2 + (R_3 + H_1)^2 - 2 \cdot (R_3 + H_{pgp}) \cdot (R_3 + H_1) \cdot \cos \theta_{p1\tauз}. \quad (33)$$

Із формули (33) маємо:

$$\cos \theta_{p1\tauз} = \frac{(R_3 + H_{pgp})^2 + (R_3 + H_1)^2 - D_L^2}{2 \cdot (R_3 + H_{pgp}) \cdot (R_3 + H_1)}. \quad (34)$$

Аналогічно, для точки зустрічі в області 3 маємо за теоремою косинусів:

$$\cos \theta_{p3\tauз} = \frac{(R_3 + H_{pgp})^2 + (R_3 + H_3)^2 - D_L^2}{2 \cdot (R_3 + H_{pgp}) \cdot (R_3 + H_3)}. \quad (35)$$

Таким чином, для $\theta_{p\tauз}$ маємо:

$$\cos \theta_{p\tauз} = \begin{cases} \cos \theta_{p1\tauз}, & \text{при } D_L^2 \geq D_{L1}^2; \\ \cos \theta_{p2}, & \text{при } D_{L3}^2 < D_L^2 < D_{L1}^2; \\ \cos \theta_{p3\tauз}, & \text{при } D_{Lппм}^2 \leq D_L^2 \leq D_{L3}^2. \end{cases} \quad (36)$$

Всі складові для співвідношення (32) визначені. Для перевірки точності проведених розрахунків, які в першу чергу пов'язані з точністю визначення похилої дальності D_L , розрахуємо значення вихідної похилої дальності $D_{\tauз}$. За теоремою косинусів з рис. 9 маємо:

$$D_{\tauз}^2 = (R_3 + H_a)^2 + (R_3 + H_{\tauз})^2 - 2 \cdot (R_3 + H_a) \cdot (R_3 + H_{\tauз}) \cdot \cos \theta_{с\tauз}. \quad (37)$$

Якщо розраховане за формулою (37) значення $D_{\tauз}$ значно відрізняється від вихідного значення, то необхідно підбором відповідного значення D_L добитися необхідної точності збігу.

Значення координати $L_{\tauз}$ визначається як:

$$L_{\tauз} = \sqrt{D_L^2 - Y_{\tauз}^2}. \quad (38)$$

При необхідності розраховується значення горизонтальної дальності до точки зустрічі $D_{\Gamma\tauз}$ як:

$$D_{\Gamma\tauз} = \sqrt{D_{\tauз}^2 - Y_{\tauз}^2}. \quad (39)$$

Визначимо відстань до точки пуску таким чином. Шляхова відстань $S_{пуск-\tauз}$ проходження мішенню з моменту пуску до точки зустрічі визначається як:

$$S_{пуск-\tauз} = V_M \cdot (t_{сх} + t_{p\tauз}), \quad (40)$$

де V_M – шляхова швидкість руху мішені; $t_{сх}$ – час затримки на сход ракети з пускової установки; $t_{p\tauз}$ – час польоту ракети до точки зустрічі.

Значення центрального кута $\theta_{pпуск}$, що завдає кутове положення мішені від точки відліку O_B , на момент пуску визначиться на підставі $\theta_{p\tauз}$ (36) та $S_{пуск-\tauз}$ (40):

$$\theta_{pпуск} = \theta_{p\tauз} + S_{пуск-\tauз} / R_3. \quad (41)$$

Далі визначаємо висоту польоту мішені на момент пуску:

$$H_{пуск} = \begin{cases} H_1, & \text{при } \theta_{pпуск} \geq \theta_{p1}; \\ H_{2пуск}, & \text{при } \theta_{p3} < \theta_{pпуск} < \theta_{p1}; \\ H_3, & \text{при } \theta_{pпуск} \leq \theta_{p3}. \end{cases} \quad (42)$$

В формулі (42) $H_{2пуск}$ – висота польоту мішені на момент пуску в області 2. $H_{2пуск}$ визначається наступним чином:

– визначається шляхова відстань $S_{pпуск}$ (по поверхні земної кулі) від точки O_B до точки проекції положення мішені на момент пуску на поверхню земної кулі:

$$S_{pпуск} = \theta_{pпуск} \cdot R_3; \quad (43)$$

– підстановкою (43) в (24) знаходимо, що:

$$H_{2пуск} = k_M \cdot S_{pпуск} + b_M. \quad (44)$$

Для визначення значення координати Y мішені на момент пуску ($Y_{пуск}$) аналогічно, як для точки зустрічі, визначаємо $\cos \theta_{спуск}$ центрального кута від точки стояння станції до точки пуску:

$$\cos \theta_{спуск} = \cos \theta_p \cdot \cos \theta_{pпуск}. \quad (45)$$

Далі, аналогічно (31) маємо:

$$Y_{пуск} = (R_3 + H_{пуск}) \cdot \cos \theta_{спуск} - (R_3 + H_a). \quad (46)$$

Значення координати L мішені на момент пуску ($L_{пуск}$) визначиться як:

$$L_{пуск} = R_3 \cdot \text{tg } \theta_{pпуск}. \quad (47)$$

Похила дальність $D_{пуск}$ пуску ракети по мішені на підставі отриманих даних визначається за теоремою косинусів як:

$$D_{\text{пуск}} = \sqrt{(R_3 + H_a)^2 + (R_3 + H_{\text{пуск}})^2 - 2 \cdot (R_3 + H_a)(R_3 + H_{\text{пуск}}) \cdot \cos \theta_{\text{спуск}}} \quad (48)$$

Параметр руху мішені на момент пуску $R_{\text{пуск}}$ (для порівняння з $R_{\text{п}}$) визначиться як:

$$R_{\text{пуск}} = \sqrt{D_{\text{пуск}}^2 - Y_{\text{пуск}}^2 - L_{\text{пуск}}^2} \quad (49)$$

Якщо $R_{\text{пуск}}$ відрізняється від $R_{\text{п}}$ не принципово, то в подальшому для розрахунків $D_{\text{пуск}}$ можливо використовувати більш просту формулу:

$$D_{\text{пуск}} = \sqrt{L_{\text{пуск}}^2 + Y_{\text{пуск}}^2 + R_{\text{п}}^2} \quad (50)$$

Визначимося тепер з еквівалентним радіусом Землі R_3 . R_3 визначається:

– як радіус кулі, що має той же самий об'єм, що і земний еліпсоїд (еліпсоїд обертання) – математична модель Землі;

– як радіус кулі, що має ту саму площу поверхні, що і земний еліпсоїд;

– як радіус кулі, що має радіус кривизни земного еліпсоїда (або середній радіус кривизни) для певної широти.

В останньому випадку куля, радіус якої визначений таким чином, найкраще підходить для апроксимації земної поверхні в визначеному місці. Вважаємо, що визначення радіусу земної кулі у такій спосіб найкращим чином відповідає смислу задачі. Для цього підходу у відповідності до [8] середній радіус земної кулі визначається як:

$$R_3 = a \sqrt{1 - e^2} / (1 - e^2 \cdot \sin^2 B), \quad (51)$$

де a – велика піввісь земного еліпсоїда; B – геодезична широта; e – перший ексцентриситет еліпсоїда:

$$e = (\sqrt{a^2 - b^2}) / a, \quad (52)$$

де b – мала піввісь земного еліпсоїда.

Тимчасові майданчики приморського базування, що придатні для проведення стрільб ЗРК, розташовані приблизно на геодезичній широті 46°.

В системі координат 1942 р (СК-42) параметри земного еліпсоїда (еліпсоїда Красовського) були визначені проведенням геодезичних робіт на поверхні Землі. Параметри Землі в подальшому уточнювалися з використанням спостережень за штучними супутниками Землі. В Україні [9] з 1.01.2007 р. замість СК-42 введена Українська система координат УСК-2000, яка базується на міжнародній загальноземній референційній системі координат ITRS/ITRS2000 (International Terrestrial Reference System на епоху 2005р.). В якості поверхні відліку [10] використовується еліпсоїд Красовського, нача-

ло координат якого зміщене для забезпечення оптимального розташування для всієї території України. В РФ [11] замість СК-42 та інших вводяться більш точні – відкрита Геодезична система координат 2011 року (ГСК-2011) та Загально земна геоцентрична система – Параметри Землі 1990 року (ПЗ-90). За [12] система координат СК-42 використовується до 1.01.2021. ГСК-2011 використовується при здійсненні геодезичних та картографічних робіт в інтересах економіки держави. ПЗ-90 впроваджується з метою геодезичного забезпечення орбітальних польотів, вирішення навігаційних задач та для виконання геодезичних та картографічних робіт в інтересах оборони [12]. Параметри земного еліпсоїда WGS-84, що застосовується в США, дуже близькі до параметрів земного еліпсоїда ГСК-20011 і ПЗ-90, але останні є дещо точнішими (для великої півосі ±2 м для WGS-84 та ±1 м для ПЗ-90 [13]). Параметри земного еліпсоїду, що визначені Міждержавною службою обертання Землі (МСОЗ) на епоху 2000 р., є найбільш точними [14] (для великої півосі ±0,1 м). Для вказаних земних еліпсоїдів значення параметрів наведені в табл. 1 [4; 12–15].

Таблиця 1
Параметри земних еліпсоїдів

Еліпсоїди	Півосі		Стиснення $\alpha = (a - b) / a$
	a	b	
СК-42	6378245	6356863,0188	1:298,3
WGS-84	6378137	6356752,314	1:298,257223563
ПЗ-90	6378136	6356751,362	1:298,25784
ГСК-2011	6378136,5	6356751,758	1:298,2564151
МСОЗ 2000	6378136,6	6356751,758	1:298,25642

За результатами розрахунків за формулами (51–52) значення R_3 для широти 46° становить:

- 6378848,7 м – для WGS-84;
- 6378848,2 м – для ГСК-2011;
- 6378847,7 м – для ПЗ-90;
- 6378848,3 м – для МСОЗ-2000.

Тобто, для найбільш точних значень параметрів земного еліпсоїда середній радіус кривизни земного еліпсоїда практично однаковий. Для подальших розрахунків приймаємо;

$$R_3 = 6378850 \text{ м.} \quad (53)$$

На рис. 9 наведені результати розрахунків залежності різниці в визначенні $D_{\text{пуск}}$ за формулами (1) – $D_{\text{пуск гр}}$ та (48) – $D_{\text{пуск т}}$: $\delta D_{\text{пуск}} = D_{\text{пуск гр}} - D_{\text{пуск т}}$ від параметру руху мішені та відстаней до точки зустрічі (30 км, 20 км, 10 км) для одного з варіантів руху мішені з $H_1 = 2000 \text{ м}$, $H_3 = 400 \text{ м}$, $S_{\text{зн}} = 30 \text{ км}$ для одного типу ЗРК.

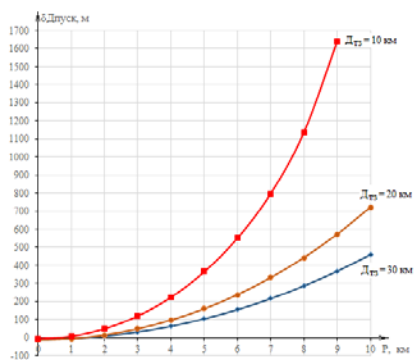


Рис. 10. Залежність різниці $\Delta D_{\text{пуск}}$ в розрахунку $D_{\text{пуск}}$ за формулами (1) і (48) від параметра R руху мішені та $D_{\text{тз}}$

Висновки

Визначені аналітичні співвідношення для розрахунку дальності пуску ЗКР при заданій дальності до точки зустрічі, які забезпечують врахуванням особливостей руху мішені та кривизни Землі більшу точність в порівнянні зі способом, що застосовується.

Проведеними розрахунками визначені розбіжності при визначенні відстані пуску поміж запропонованим способом та тим, що застосовується. Це дозволяє визначити область застосування останнього.

Список літератури

1. Беспилотный разведчик “Рейс”: Техническое описание.
2. Динамика летательных аппаратов в атмосфере. Термины, определения и обозначения: ГОСТ 20058-80. – [Дата введения 1981-01-01]. – М.: Госстандарт, 1980. – 54 с. – (Государственный стандарт Союза ССР).
3. Военная топография / А.А. Псарев, А.Н. Коваленко, А.М. Куприн и др. – М.: Воениздат, 1986. – 384 с.
4. Бугаевский Л.М. Математическая картография / Л.М. Бугаевский. – М.: Златоуст, 1998. – 400 с.
5. Баранов А.Р. Военная топография в служебно-боевой деятельности оперативных подразделений / А.Р. Баранов, Ю.Г. Маслак, В.И. Ягодинцев. – М.: Академический проект, 2005. – 160 с.
6. Бронштейн И.Н. Справочник по математике для инженеров и учащихся втузов / И.Н. Бронштейн, К.А. Семендяев. – М.: Наука, 1986. – 544 с.
7. Волынский Б.А. Сферическая тригонометрия / Б.А. Волынский. – М.: Наука, 1977. – 136 с.
8. Геодезичний енциклопедичний словник / За редакцією В. Літинського. – Львів: Євровіт, 2001. – 668 с.
9. Кабінет Міністрів України: Постанова від 22 вересня 2004 р. №1259 Деякі питання застосування геодезичної референсної системи координат (зі змінами на 17.03.2017 р.). – Київ.
10. Савчук С.Г. Построение геодезической референсной системы координат / С.Г. Савчук // Геодезия, картография и аэрофотосъемка. – 2002. – Вып. 62. – С. 47-59.
11. Постановление Правительства РФ от 28 декабря 2012 г. № 1463 О единых государственных системах координат”.
12. Постановление Правительства РФ от 24 ноября 2016 г. № 1240 “Об установлении государственной системы координат, государственной системы высот и государственной гравиметрической системы”.
13. Земной эллипсоид [Електронний ресурс]. – Режим доступу до ресурсу: <http://ensiklopedya.ru>.
14. Антонович К.М. Использование спутниковых навигационных систем в геодезии. Т.1 / К.М. Антонович. – М.: ФГУП “Картоцентр”, 2005. – 334 с.
15. Параметры Земли 1990 года (ПЗ-90.11): Справочный документ. – М.: “27 ЦНИИ” Минобороны России, 2014. – 52 с.

References

1. “Bespilotnyj razvedchik “Rejs”: Tekhnicheskoe opisaniye” [Reconnaissance non-pilot plane “Rejs”: Technical description].
2. Governmental standard of USSR (1980), “Dinamika letatelnykh apparatov v atmosfere. Terminy, opredeleniya i jboznacheniya” [Dynamics of flying aircraft in atmosphere. Terms, definition and designation], *GOST-20058-80*. [Effective date 1981-01-01], Gosstandard SSSR, Moscow, 54 p.
3. Psaryov, A.A., Kovalenko, A.N., and Kuprin, A.M. (1986), “*Voennaya topografiya*” [*Military topography*], Voenizdat, Moscow, 384 p.
4. Bugaevskij, L.M. (1998), “*Matematicheskaya kartografiya*”, [*Mathematical cartography*], Zlatoust, Moscow, 400 p.
5. Baranov, A.R., Maslak, Ju.G. and Yagodintsev, V.I. (2005), “*Voennaya topografiya v sluzhebno-boevoj deyatel'nosti operatyvnykh podrazdelenij*” [*Military topography in official-operation activities of operation divisions*], Akademicheskij proekt, Moscow, 160 p.
6. Bronshtejn, I.N., Semendyaev, K.A. (1986), “*Spravochnik po matematike dlya inzhenerov i uchashchikhsya vtuzov*” [*Mathematical handbook for engineers and technical university students*], Nauka, Moscow, 544 p.
7. Volynskij, M.K. (1977), “*Sfericheskaja geometriya*” [*Spherical geometry*], Nauka, Moscow, 136 p.
8. Litynsky, V. (2001), “*Geodezichnyi entsyklopedichnyj slovnyk*” [*Geodetic encyclopedic dictionary*], Eurosvit, Lviv, 668 p.
9. Order of the Cabinet of Ministers of Ukraine (2004), “*Deiaki pytannia zastosuvannia geodezichnoi referentsnoi systemy koordynat (zi zminamy na 17.03.2017 r.)*” [*Selected questions application geodetic reference system coordinates (with changes on 17.03.2017)*], No. 1259, September, 22, Kyiv.
10. Savchuk, S.G. (2002), “*Postroenie geodezicheskoi referentsnoj sistemy koordynat*”” [The building geodetic reference system], *Geodesy, Cartography and Aerial Survey*, No. 62, pp. 47-59.

11. Resolution of Russian Federation Government (2012), "O edynykh gosudarstvennykh sistemakh koordinat" [About common state system of co-ordinate], No. 1463, December, 28.
12. Resolution of Russian Federation Government (2016), "Ob ustanovlenii gosudarstvennoj sistemy koordinat, gosudarstvennoj sistemy vysot, gosudarstvennoj gravimetricheskoj sistemy" [About establishment state system co-ordinate, state system altitude and state gravimetric system], No. 1240, November, 24.
13. "Zemnoj ellipsoid" [The Earth ellipsoid], www.ensiklopedya.ru (accessed 10 December 2017).
14. Antonovich, K.M. (2005), "Ispolzovanie sputnikovykh navigatsionnykh sistem v geodezii" [Geodetic Applications of the Radionavigation Satellite Systems], Vol. 1, FGUP "Kartotsentr", Moscow, 334 p.
15. Mindefence (2014), "Parametry Zemli 1990 goda (ПЗ-90.11): Spravochnyj dokument" [Earth parameters of 1990. Reference document], Moscow, 52 p.

Надійшла до редколегії 22.11.2017

Схвалена до друку 18.01.2018

Відомості про авторів:

Ведмідь Олег Іванович

кандидат технічних наук доцент
провідний науковий співробітник
Харківського національного
університету Повітряних Сил ім. І. Кожедуба,
Харків, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-1033-8721>
e-mail: OIBEDMIDb@outlook.com

Романюк Михайло Михайлович

кандидат військових наук доцент
провідний науковий співробітник
Харківського національного
університету Повітряних Сил ім. І. Кожедуба,
Харків, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-5493-8550>
e-mail: rom-saf@ukr.net

Information about the authors:

Oleg Vedmid

Candidate of Technical Science Associate Professor
Lead Researcher of Ivan Kozhedub Kharkiv
National Air Force University,
Kharkiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-1033-8721>
e-mail: OIBEDMIDb@outlook.com

Mykhailo Romaniuk

Candidate of Military Science Associate Professor
Lead Researcher of Ivan Kozhedub Kharkiv
National Air Force University,
Kharkiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-5493-8550>
e-mail: rom-saf@ukr.net

СПОСОБ РАСЧЕТА ДАЛЬНОСТИ ПУСКА ЗЕНИТНЫХ КЕРОВАННЫХ РАКЕТ С ПОЛИГОНА (ВРЕМЕННОЙ ПЛОЩАДКИ) ПРИМОРСКОГО БАЗИРОВАНИЯ С УЧЕТОМ ПРОФИЛЯ ПОЛЕТА МИШЕНИ ТИПА ВР-3 "РЕЙС"

О.И. Медведь, М.М. Романюк

Обосновываются аналитические соотношения для расчета дальности пуска зенитных управляемых ракет при заданной дальности до точки встречи ракеты с мишенью с учетом особенностей полета мишени типа ВР-3 "Рейс" при проведении стрельб зенитным ракетным комплексом с полигона (временной площадки) приморского базирования. Учитываются: профиль высоты полета мишени, истинный курс ее полета на посадку, относительное расположение радиолокационной станции наведения ракет и площадки посадки мишеней, кривизна Земли. Кривизна Земли учитывается средним радиусом кривизны земного эллипсоида для широты расположения полигона. Дальность пуска определяется через рассчитанное расстояние полета мишени за время полета ракеты до точки встречи. Проведенными расчетами определены расхождения при определении дальностей пуска предложенным способом и применяемым.

Ключевые слова: стрельба, полигон, зенитный ракетный комплекс, зенитная управляемая ракета.

TECHNIQUE COMPUTATION LAUNCH RANGE ANTI-AIRCRAFT MISSILE FROM SEASIDE BASE FIRING RANGE (TEMPORARY GROUND) TAKING IN CONSIDERATION PECULIARITY OF TARGET FLIGHT PROFILE TYPE VR-3 "REJS"

O. Vedmid, M. Romaniuk

Analytical equation for computation of launch range anti-aircraft missile when target interception range is given taking in consideration peculiarity of target flight profile type VR-3 "Rejs" when anti-aircraft work by anti-aircraft missile complex from seaside base firing range (temporary ground) is grounded. The Earth curvature, parameter and profile of the target altitude flight, its true course of movement to landing, relative disposition of missile guided radar and ground of target landing are taken into consideration. The Earth curvature is taken into account as a medium radius of the Earth ellipsoid curvature for latitude of the base disposition. The section of target flight, where missile firing, is divided into section of cruising flight at constant altitude over the sea surface, the section of lowering and the section of movement at constant altitude before landing maneuver and landing. Parameter of target movement at the landing section is determined on base of data positional angle of target movement relative disposition of guided missile radar, also center of ground landing. There is an offered technique, which makes it possible on the base of calculated target movement parameter, data as to altitude profile target flight and interception range to define the target altitude in interception point and other necessary date. The launch range is determined by computation length of target flight to the interception range.

Keywords: air defense missile firing, firing range, anti-aircraft guided missile complex, anti-aircraft missile.