

А.М. Чубаров, В.Ю. Шевцов

*Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара***РОЗРАХУНОК ЗОНИ УРАЖЕННЯ ЗЕНІТНОГО РАКЕТНОГО  
КОМПЛЕКСУ ЗА ДОПОМОГОЮ АЛГОРИТМУ  
БАГАТОКРИТЕРІАЛЬНОЇ ОПТИМІЗАЦІЇ**

Зона ураження є основною характеристикою зенітного ракетного комплексу і характеризує, по-перше, бойові можливості комплексу по ураженню цілей різноманітних типів, по-друге, енергетичні можливості зенітної керованої ракети по досяжності цілей з урахуванням обмежень з боку стрільбових радіолокаційних станцій по дальності виявлення цілей. Детальний розрахунок форми зони ураження зенітного ракетного комплексу – трудомісткий процес, який без належної автоматизації призводить до невиправданих затрат часу на виконання. В даній статті запропоновано методику використання генетичного алгоритму з багатокритеріальною оптимізацією для автоматизації розрахунку зони ураження зенітного ракетного комплексу. Суть запропонованої методики полягає у знаходженні множини парето-оптимальних траєкторій польоту зенітної керованої ракети, кінцеві точки яких є граничними з точки зору можливості досягти повітряну ціль з необхідними для її ураження параметрами руху та з урахуванням дальності виявлення цілей стрільбовою радіолокаційною станцією зенітного ракетного комплексу. Тобто, одна із координат, висота або дальність граничної точки, не може бути покращена без погіршення іншої координати (принцип парето-оптимальності). Подібний підхід дозволяє на ранніх етапах проектування оцінити зону ураження зенітного ракетного комплексу, що проектується, та оперативно запровадити ефективні технічні рішення щодо збільшення його тактико-технічних характеристик. Додатковими результатами проведення розрахунку зони ураження зенітного ракетного комплексу згідно із запропонованою методикою є дані про оптимальні кути старту зенітної керованої ракети, які можуть бути враховані під час проектування пускової установки комплексу, а також дані, що висвітлюють деякі особливості польоту зенітної керованої ракети.

*Ключові слова:* зона ураження, зенітний ракетний комплекс, зенітна керована ракета, методика розрахунку, автоматизація розрахунку

Зона поражения является основной характеристикой зенитного ракетного комплекса и характеризует, во-первых, боевые возможности комплекса по поражению целей различных типов, во-вторых, энергетические возможности зенитной управляемой ракеты по достижимости целей с учетом ограничений со стороны стрелбых радиолокационных станций по дальности обнаружения целей. Детальный расчет формы зоны поражения зенитного ракетного комплекса – трудоемкий процесс, который без надлежащей автоматизации приводит к неоправданным затратам времени на выполнение. В данной статье предложена методика использования генетического алгоритма с многокритериальной оптимизацией для автоматизации расчета зоны

поражения зенитного ракетного комплекса. Суть предложенной методики заключается в нахождении множества Парето-оптимальных траекторий полета зенитной управляемой ракеты, конечные точки которых являются предельными с точки зрения возможности достичь воздушную цель с необходимыми для ее поражения параметрами движения и с учетом дальности обнаружения целей стрельбовой радиолокационной станцией зенитного ракетного комплекса. То есть, одна из координат, высота или дальность предельной точки, не может быть улучшена без ухудшения другой координаты (принцип парето-оптимальности). Подобный подход позволяет на ранних этапах проектирования оценить зону поражения проектируемого зенитного ракетного комплекса и оперативно внедрить эффективные технические решения по увеличению его тактико-технических характеристик. Дополнительными результатами проведения расчета зоны поражения зенитного ракетного комплекса по предложенной методике являются данные об оптимальных углах старта зенитной управляемой ракеты, которые могут быть учтены при проектировании пусковой установки комплекса, а также данные освещающие некоторые особенности полета зенитной управляемой ракеты.

*Ключевые слова:* зона поражения, зенитный ракетный комплекс, зенитная управляемая ракета, методика расчета, автоматизация расчета

The kill zone is the main characteristic of the surface-to-air missile system, which characterizes, firstly, the combat capabilities of the system to hit targets of various types, and secondly, the energy capabilities of surface-to-air missiles to achieve targets, taking into account detailed calculation of the shape of the kill zone of the surface-to-air missile system is a time-consuming process, which without proper automation leads to unjustified time to perform. This article proposes a method of using a genetic algorithm with multicriteria optimization to automate the calculation of the kill zone of the surface-to-air missile system. The essence of the proposed technique is to find a set of pareto-optimal trajectories of a surface-to-air missile, the endpoints of which are the limit in terms of the ability to reach the aerial target with the necessary motion parameters and taking into account the range of target detection by fire-control radar of surface-to-air missile system. That is, one of the coordinates (the altitude or distance) of the boundary point can not be improved without the reducing of the other coordinate (the principle of pareto-optimality). This approach allows in the early stages of design to evaluate the kill zone of the surface-to-air missile system, being at design, and promptly implement effective technical solutions to increase its tactical and technical characteristics. Additional results of the calculation of the kill zone of the surface-to-air missile system according to the proposed method are data on the optimal launch angles of the surface-to-air missile, which can be taken into account when designing the launcher of the system, as well as data highlighting some features of surface-to-air missile flight.

*Keywords:* kill zone, surface-to-air missile system, surface-to-air missile, calculation methodology, calculation automation

**Вступ.** Зона ураження є найважливішою характеристикою зенітного ракетного комплексу (ЗРК) і комплексно відображає льотно-технічні характеристики зенітних керованих ракет (ЗКР), можливості стрільбових радіолокаційних станцій (РЛС, далі під РЛС буде розумітися саме стрільбова РЛС) ЗРК по виявленню повітряних цілей, а також залежить від характеристик конкретної цілі.

Детальний розрахунок форми зони ураження ЗРК – трудомісткий процес, який без належної автоматизації призводить до невиправданих затрат часу на виконання.

Розробка автоматизованої методики розрахунку зон ураження ЗРК дозволить:

- запровадити у практику більш детальній і глибокий системний аналіз взаємовпливу характеристик вогневих та радіолокаційних засобів ЗРК для ефективного формування вимог до них [1];

- значно пришвидшити процеси розрахунку зон ураження прийняття проектних рішень у разі недостатності або незбалансованості певних характеристик.

У даній статті представлена методика автоматизованого розрахунку зони ураження ЗРК на основі генетичного алгоритму з багатокритеріальною парето-оптимізацією.

**Постановка задачі досліджень.** Межі зони ураження визначаються різними факторами. Так, нижня межа обумовлюється можливістю РЛС захоплювати цілі на малих висотах (фактично – радіогоризонтом). Дальня межа – визначається, по-перше, максимальною похилою дальністю виявлення цілі РЛС, по друге, можливостями ракети зберігати необхідні для ураження цілі (з деякою імовірністю) параметри руху. Верхня межа визначається, як правило, максимальною висотою польоту цілей (аеродинамічних), по-друге, енергетичними можливостями ЗКР. Ближня межа визначається максимальним кутом місця супроводження цілей РЛС [2].

Розміри зони ураження залежать також від заданої імовірності ураження, однак при системному проектуванні прийнято вважати, що ймовірність ураження залежить, в першу чергу, від характеристик системи термінального наведення та бойової частини ЗКР.

Зона ураження, для якої у чистому вигляді реалізується кінематична траєкторія перехоплення цілі яка не залежить від характеристик системи термінального наведення, має максимальні розміри і називається кінематичною зоною ураження. Далі під поняттям «зона ураження» матиметься на увазі кінематична зона ураження [2].

За відомими методиками зону ураження цілі оцінюють розраховуючи для певної висоти максимальну дальність ураження цілі за рівнянням часового балансу, використовуючи для цілі постійну швидкість польоту, а для ЗКР – оцінку середньої швидкості польоту. При цьому дальність до цілі в момент пуску ЗКР менша або дорівнює максимальній дальності виявлення цілі для певної висоти з урахуванням часу реакції ЗКР [3].

Для більш точного визначення форми границь зони ураження необхідна методика, яка дозволить розрахувати границі зони, для кожної точки яких:

- час польоту буде мінімальним, тобто траєкторія польоту в дану точку буде оптимальною з точки зору мінімального часу польоту;

- швидкість польоту буде достатньою для ефективного ураження цілі;
- траєкторія польоту ЗКР буде враховувати можливі різноманітні задані обмеження.

Створення такої методики є метою даного дослідження.

Для забезпечення мети дослідження необхідно вирішити наступні задачі:

- розробити та описати методику проведення розрахунку;
- провести розрахунок та представити результати;
- порівняти отримані результати з результатами, отриманими за допомогою інших методик.

**Вирішення задачі.** *Опис методів дослідження.* Розрахунок зони ураження проводився для гіпотетичної ЗКР великої дальності дії за допомогою системи диференціальних рівнянь руху ЛА в стандартній атмосфері [4] сферичної нерухомої планети [5]. Стартова маса ЗКР 1055 кг. Маршовий двигун ЗКР твердопаливний, дворежимний, з масою твердого палива 580 кг. Паливо сумішеве типу НТРВ, питомий імпульс тяги у пустоті 260 с. ЗКР виконана за нормальною аеродинамічною схемою з розташуванням крил у районі центру мас та розташуванням аеродинамічних рулів у хвостовій частині. Аеродинамічні характеристики ракети задаються таблично. Керування польотом – пропорційно-диференціальне [6].

В якості алгоритму оптимізації застосовано популярний наразі у розробці РКТ генетичний алгоритм [7] з багатокритеріальною парето-оптимізацією, реалізований на базі пакету прикладних програм для числового аналізу MATLAB.

Генетичний алгоритм з багатокритеріальною оптимізацією окрім прямого призначення може бути застосований для вирішення подібного роду практичних задач для визначення граничних параметрів деякого процесу.

Цільова функція представляє собою комп'ютерну програму, яка на основі вхідного вектору проектних параметрів (ПП) підтверджує можливість виконання визначеної даним вектором траєкторії і повертає ті параметри, граничні значення яких є пошуковими (в даному випадку – висота і дальність кінцевої точки).

В якості проектних параметрів задаються:

- управляючі параметри моделі програмного польоту, для чого використовується поліноміально-раціональна модель [8];
- довжина та кут нахилу радіусу-вектору кінцевої точки польоту.

Останні два параметри, як було описано вище, цільова функція повертає після перевірки можливості реалізації заданої вектором проектних параметрів траєкторії. Для заданого вектору повинні бути виконані типові, згадані у постановці задачі, обмеження, а також обмеження на знаходження початкового положення цілі, яка за час польоту ЗКР рухалась на постійній висоті з постійною швидкістю у зоні виявлення РЛС ЗКР (з урахуванням радіогоризонту).

В якості умовної цілі для ураження ЗРК розглянуто типовий тактичний винищувач, максимальна швидкість якого поблизу земної поверхні складає 400 м/с, а на висотах вище 11 км – 750 м/с.

Прийнято, що для ураження винищувача необхідно щоб швидкість ЗРК в момент підльоту до нього була не нижча його власної швидкості.

Винищувач, з моменту його виявлення РЛС ЗРК, рухається на постійній висоті з максимально можливою для даної висоти швидкістю назустріч ЗРК і не здійснює маневрів. Максимальна висота польоту складає 30 км. Максимальна похила дальність виявлення такого винищувача прийнятою РЛС складає 345 км, максимальній кут місця виявлення складає 80°. Час реакції ЗРК прийнято рівним 5 с.

Обмеження, накладені параметрами руху цілі, та характеристики РЛС можна формалізувати у наступному вигляді:

$$\begin{aligned}
 L_k &= R_k \cdot \cos(\varepsilon_k), \\
 H_k &= R_k \cdot \sin(\varepsilon_k), \\
 H_k &\leq 30000, \\
 V_u(H) &= \begin{cases} 400 + \frac{350}{11000} \cdot H & \text{при } H \leq 11000 \\ 750 & \text{при } H > 11000 \end{cases}, \\
 L_6 &= L_k + V_u(H) \cdot (t_k + t_p), \\
 L_{pz}(H) &= R_3 \cdot \left[ \arccos\left(\frac{R_3}{R_3 + H}\right) + \right. \\
 &\quad \left. + \arccos\left(\frac{R_3}{R_3 + h_a}\right) \right], \\
 &\begin{cases} \sqrt{H_k^2 + L_6^2} \leq 345000 \\ L_6 \leq L_{pz}(H_k) \end{cases},
 \end{aligned}$$

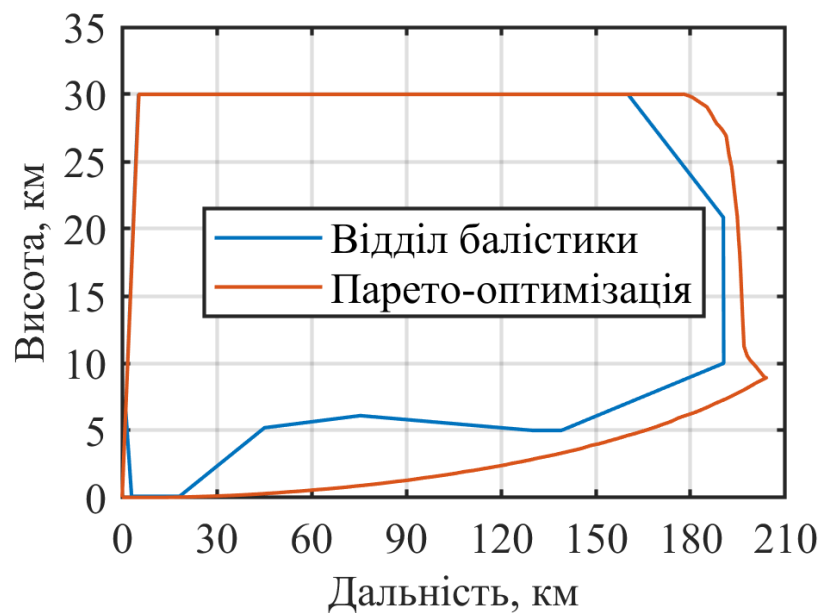
- де  $L_k$  – дальність заданої кінцевої точки польоту;  
 $R_k$  – довжина радіусу-вектору заданої кінцевої точки польоту;  
 $\varepsilon_k$  – кут нахилу радіусу-вектору заданої кінцевої точки польоту;  
 $H_k$  – висота заданої кінцевої точки польоту;  
 $V_u$  – швидкість польоту цілі;  
 $L_b$  – необхідна дальність виявлення цілі для забезпечення ураження у заданих умовах;  
 $t_k$  – час польоту у задану кінцеву точку по заданій траєкторії;  
 $t_p$  – час реакції ЗРК;  
 $L_{pg}$  – дальність що відповідає заданій висоті радіогоризонту;  
 $R_3$  – радіус землі;  
 $h_a$  – висота центру апертури антени РЛС (прийнята 5 м).

Для отримання зони ураження необхідно розглянути два окремих розрахункових випадки визначення:

- максимальної похилої дальності (довжини радіуса-вектора) при мінімальному куті місця – нижня границя);
- максимальної похилої дальності при максимальному куті місця – дальня та верхня границі.

Кожна отримана таким чином, траєкторія, яка є оптимальною з точки зору максимальної дальності ураження цілі (на певній висоті) при обмеженій дальності виявлення, є також (автоматично) оптимальною з точки зору мінімального часу польоту у кінцеву точку.

*Опис та аналіз результатів дослідження.* Розрахована за допомогою представленої методики зона ураження ЗРК (червона зона) представлена на рис. 1. Для порівняння на рисунку 1 представлена також зона ураження для тих же ЗРК і цілі, що розрахована без подібного застосування алгоритмів оптимізації та автоматизації розрахунків шляхом розгляду обмеженого числа траєкторій з тривалою аеробалістичною ділянкою польоту – з нульовим кутом атаки (синя зона).



**Рис.1.** Розраховані зони ураження для розглянутих вихідних даних

Саме розглядом обмеженого числа траєкторій польоту пояснюється «ламаний» вигляд синьої зони.

Поява нижньої порожнини на графіку синьої зони ураження обумовлена тим, що типовий профіль швидкості винищувача за висотою не був врахований під час розрахунку, а замість цього його швидкість вважалася постійною і рівною 750 м/с. Наявність даної порожнини ще раз підтверджує факт відносно більших енергетичних втрат у діапазоні дальностей від 40 до 100 км при

польоті на малій висоті і, відповідно, існування локального ближнього піку маси при наявності обмежень на мінімальну швидкість польоту. При цьому необхідно зауважити, що на час виконання вказаного розрахунку дане явище ще не було досліджене.

Множина парето-оптимальних траєкторій, які визначають зону ураження ЗРК представлена на рис.2. На рисунку зображено 600 траєкторій. Слід зауважити, що будь-якими іншими методами крім багатокритеріальної парето-оптимізації провести подібний розрахунок великої кількості оптимальних траєкторій за короткий час неможливо.

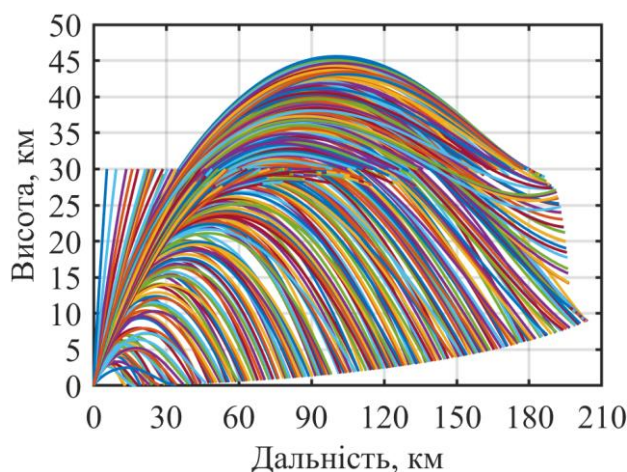


Рис.2. Множина траєкторій, що визначають зону ураження

Графік оптимальних кутів старту за дальністю, представлений на рисунку 3, показує, що оптимальний кут старту є практично сталим для дальностей польоту понад 60 км і складає  $\approx 60^\circ$ . Тому таке значення кута старту можна рекомендувати для розробки пускових установок ЗРК середньої та великої дальності дії.

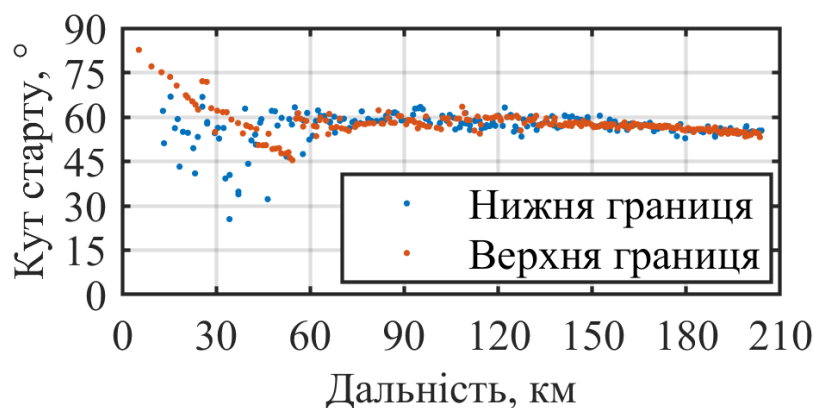


Рис. 3. Множина оптимальних кутів старту ЗРК для реалізації розрахованої зони ураження

Локальний мінімум кінцевої швидкості польоту на графіку, представленому на рис.4, для верхньої границі зони ураження пов'язаний з кінцевим маневром керування необхідним для збільшення дальності, оскільки маневр зі значним кутом атаки (рис.5) призводить до відчутної втрати швидкості.

На цьому ж графіку для нижньої границі у діапазоні дальностей від 40 до 60 км спостерігається локальний мінімум кінцевої швидкості, який є причиною появи локального ближнього піку маси при проектуванні ЗКР.

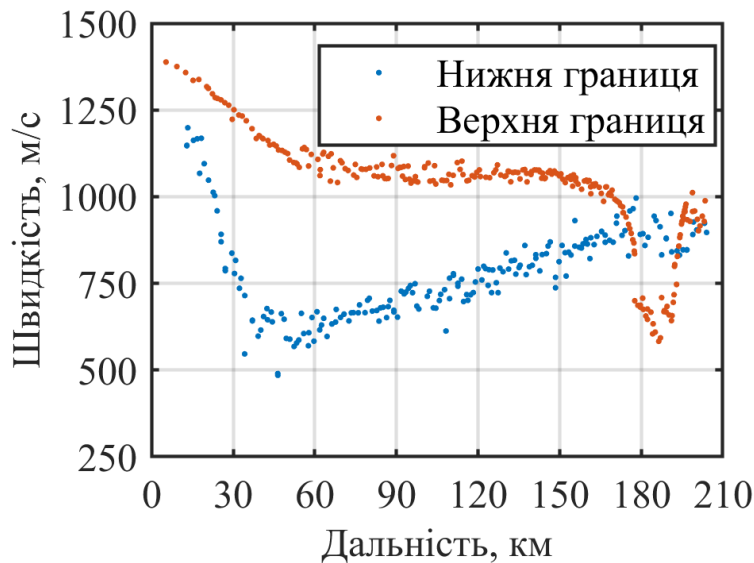


Рис.4. Розподіл кінцевої швидкості польоту ЗКР по контуру зони ураження

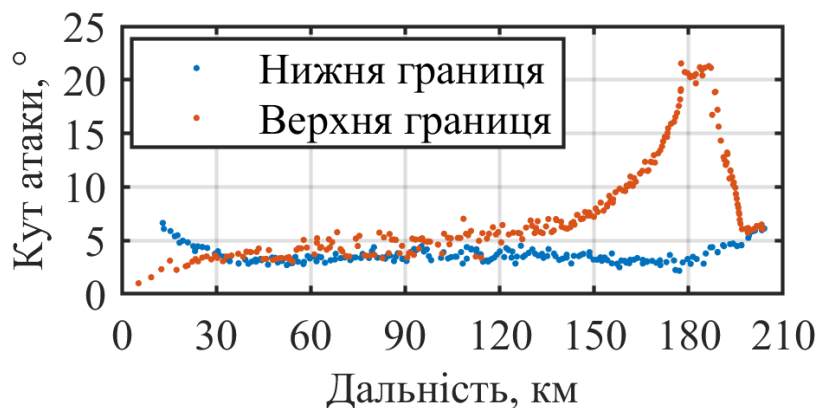


Рис.5. Розподіл середньо інтегрального за час польоту кута атаки ЗКР по контуру зони ураження



Залежність часу польоту від кінцевої дальності, представлена на рисунку 6, є практично лінійною, що підтверджує правомірність використання середньої швидкості польоту ЗКР при розрахунку бойових можливостей ЗРК [2] та при комплексному моделюванні бойових дій [9,10].

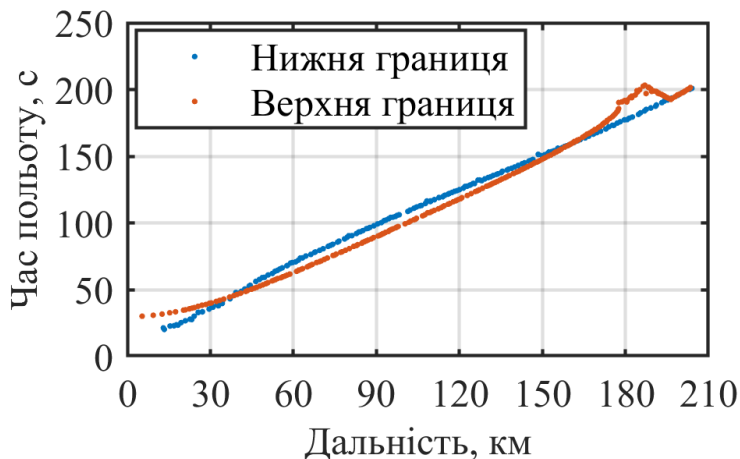


Рис.6. Розподіл часу польоту у кінцеву точку по контуру зони ураження

Представлені на рис.7 і 8 графіки залежності оптимальних параметрів ПРМ в залежності від дальності показують, що їх оптимальні значення є практично сталими для середнього діапазону дальностей, не досить чітко сформовані для ближнього діапазону дальностей, та дещо змінюються у діапазоні дальностей, близьких до граничних.

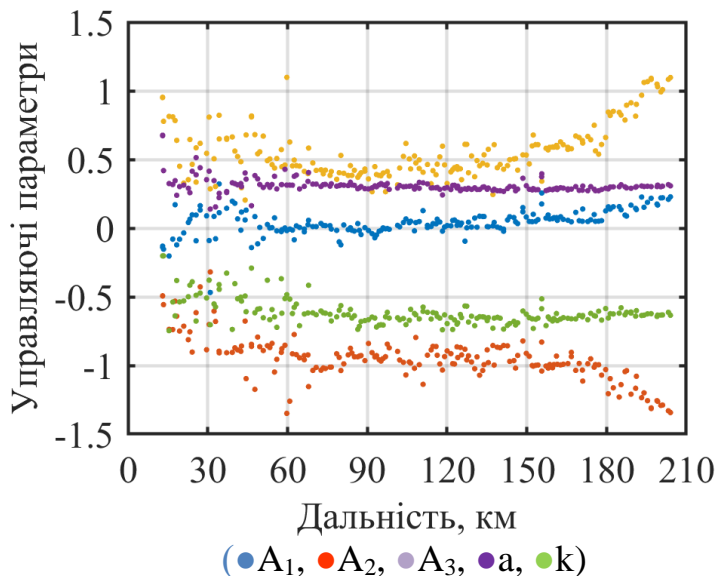
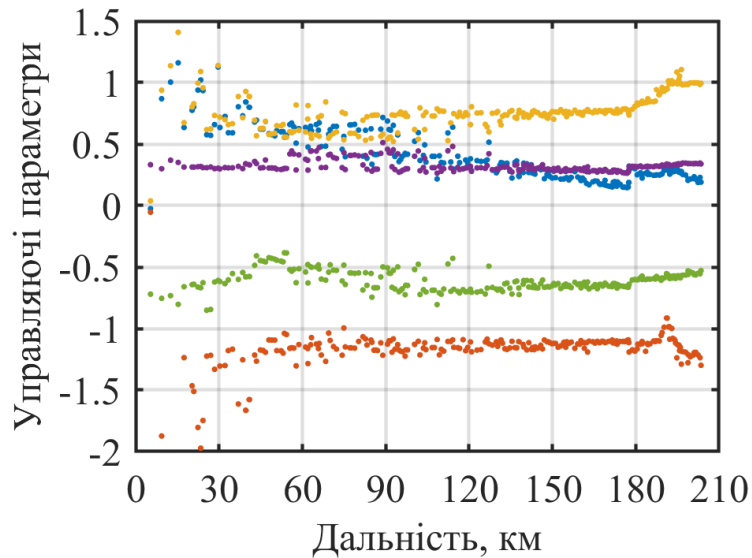


Рис.7. Розподіл оптимальних управляючих параметрів поліноміально-раціональної моделі програмного польоту для нижньої границі зони ураження



**Рис. 8.** Розподіл оптимальних управляючих параметрів поліноміально-раціональної моделі програмного польоту для верхньої границі зони ураження

Даними графіками можна користуватись при виборі початкового наближення параметрів ПРМ для:

- подальших проектних розрахунків для ракет зі схожими характеристиками;
- систем моделювання бойових дій ЗРК та електронних пусків ЗКР [9,10].

**Наукова новизна.** Наукова новизна запропонованого підходу полягає у нестандартному застосуванні алгоритму багатокритеріальної оптимізації при якому алгоритм, фактично, застосовано нестільки для пошуку оптимальних значень цільових функцій, а для перевірки того, чи досяг певний проектний параметр свого граничного значення коли дане значення неможливо визначити іншим способом. Крім того, отримані результати ще раз дали підтвердження результатів, отриманих у попередніх дослідженнях.

### **Висновки.**

1. Розроблена, описана та апробована методика проведення розрахунку зони ураження ЗРК за допомогою генетичного алгоритму з багатокритеріальною парето-оптимізацією.
2. Представлено та проаналізовано отримані результати проведеного розрахунку.
3. Порівняння отриманих результатів із результатами, отриманими за допомогою іншої методики показали перевагу розробленої методики з точки зору кращого отриманого «покриття» простору зоною ураження, а також з точки зору затрат часу на розрахунок.

## Бібліографічні посилання

1. А.Б. Скорик, С.П. Ярош, В.В. Воронин, А.В. Черкашин. Методологічні аспекти формування оперативно-тактичних вимог до зенітних ракетних комплексів і систем. Наука і техніка Повітряних Сил Збройних Сил України. – 2015. – № 2(19). с. 42 – 47.
2. Архангельский И.И., Афанасьев П.П., Болотов Е.Г. и др. Проектирование зенитных управляемых ракет / ред. Голубев И.С., Светлов В.Г. Изд. второе, перераб. и доп. Москва: Изд-во МАИ, 2001. 732 с.
3. Неупокоев Ф.К. Стрельба зенитными ракетами. – 3-е изд., перераб. и доп. – М.: Воениздат, 1991. – 343 с.: ил.
4. ISO 2533:1975. Standard Atmosphere. 1975. 108 p.
5. Vinh N.X., Busemann A., Clop R.D. Hypersonic end planetary entry flight mechanics. Ann Arbor: University of Michigan Press, 1980. 357 p.
6. Phillips C.L., Parr J.M. Feedback Control Systems. 5th ed. Upper Saddle River: Prentice Hall, Inc., 2011. 784 p.
7. Riddle D.B., Hartfield R.J., Burkhalter J.E., Jenkins R.M. Genetic-Algorithm Optimization of Liquid-Propellant Missile Systems. Reston: AIAA Inc., AIAA Journal of Spacecraft and Rockets. 2009, Vol. 46, No. 1. p. 151 – 159.
8. Chubarov A. Constructing the models of programmed flight for path calculation in designing tactical and anti-aircraft guided missiles. Kharkiv: PC Technology center. Easter-European Journal of Enterprise Technologies / Mathematics and cybernetics – applied aspects. 2021, 1/4 (109). p. 21 – 30.
9. А.Б. Скорик, М.А. Ермошин, К.В. Закутин, Д.В. Рамшов, К.К. Чередников Анализ методики расчета эффективности боевых действий группировки ЗРВ. Наука і техніка Повітряних Сил Збройних Сил України. – 2015. – № 1(18). с. 49 – 53.
10. О. Turinskyi, A. Skoryk. Design method of surface-to-air missiles using the object-oriented approach and electronic launch technology. Наука і техніка Повітряних Сил Збройних Сил України. – 2019. – № 2(35). с. 133 – 142.

*Надійшла до редколегії 10.11.2021*