

УДК 623.396.96

М.В. Бархударян

Харківський університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків

ПОХИБКИ ПЕЛЕНГАЦІЇ ГОЛОВКИ САМОНАВЕДЕННЯ ЗЕНІТНОЇ КЕРОВАНОЇ РАКЕТИ В БЛИЖНІЙ ЗОНІ ВЕЛИКОРОЗМІРНОЇ ЦІЛІ

Проведено аналіз механізму виникнення похибок при вимірюванні кутових координат головою самонаведення зенітної керованої ракети в ближній зоні складної великорозмірної цілі. Показано, що при цьому у просторі існують напрями, забезпечення підльоту ракети з яких до цілі є переважним з погляду найменших можливих кутових похибок пеленгації. Отримання апріорної інформації про похибки пеленгації цілі має на меті підвищення точності наведення ракети на ціль і необхідно для коректування кінцевої ділянки траєкторії, оптимізації режимів роботи і технічних параметрів системи управління зенітної керованої ракети.

Ключові слова: зенітна керована ракета, головка самонаведення, спотворення фазового фронту, розсіяна хвиля, ближня зона цілі, похибка пеленгації, кутові координати, лінійний промах.

Вступ

Аналіз літератури і постановка завдання. Відомо, що через низку обставин, основні з яких: надмірне збільшення кутової швидкості обертання лінії “ракета - ціль”, “засліплення” бортового радіотехнічного координатора або досягнення максимального кута повороту антени головки самонаведення (ГСН) зенітної керованої ракети (ЗКР), на достатньо малій відстані від цілі (500 м – 50 м) функціонування її системи самонаведення припиняється [1]. Проте, розрахунки показують, що межа ближньої зони розсіяного поля для великорозмірних цілей типу Боїнг-707 (максимальний поперечний розмір $L \approx 50$ м) при довжині хвилі $\lambda = 0,046$ м тягнеться практично до $r \approx 90$ км. При цьому час знаходження ЗКР в полі із спотвореним фронтом може складати до 40 сек. Отже, існує певна імовірність реакції системи управління (СУ) (еквівалентна постійна часу $\tau_s \sim 0,2$ сек) ракети, на великі відхилення рівносигнального напрямку (РСН) діаграми спрямованості (ДС) антени ГСН від напрямку на ціль ще до моменту припинення функціонування системи самонаведення.

У ближній зоні цілі спотворення фронту розсіяної хвилі за рахунок впливу поверхні цілі приводять до збільшення амплітуди кутових шумів при наближенні до цілі. Зростають і її середні модульні значення. Дія шумів цілі зміщує дійсну траєкторію ракети щодо кінематичної траєкторії, що проходить через ціль, тому стрільба зумовлює розсіювання траєкторій, що не дозволяє, в загальному випадку, отримати пряме попадання ЗКР в ціль [2].

Заходи, до яких вдаються з метою зниження впливу шумів цілі на точність наведення ракети, переважно засновані на компромісній зміні параметрів швидкодії автоматичного регулювання посилення приймача і смуги пропускання стежачої

системи ГСН. Підвищення імовірності ураження цілі добиваються також за рахунок посилення бойової частини ЗКР, що збільшує радіус розльоту осколків, але негативно позначається на її досяжності і маневреності. Однак, у разі великогабаритної цілі відхилення РСН ДС антени від напрямку на ціль бувають настільки значними, що можуть завдати істотного збільшення похибок наведення ЗКР, зрив супроводу і схід її з траєкторії [3].

Звідси витікає, що для підвищення точності наведення ЗКР, оптимізації технічних параметрів і режимів роботи СУ необхідна інформація про величини, напрями відхилень РСН ДС від напрямку на ціль і їх залежності від відстані, геометрії поверхні цілі, кутів зондування і підльоту до неї ЗКР.

Мета статті – обґрунтування можливості зниження похибок пеленгації при самонаведенні ЗКР на великорозмірну ціль на кінцевій ділянці наведення.

Основний матеріал

Розрахункові дані про величини відхилень РСН від напрямку на ціль отримані з використанням математичної моделі антени і методу розрахунку пеленгаційних характеристик (ПХ) ГСН в ближній зоні цілі, розроблених в [4] (рис. 1).

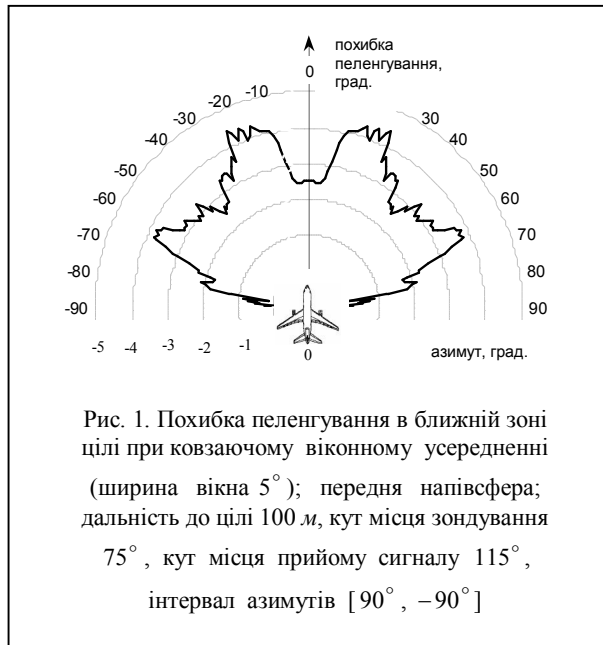
Аналіз результатів показує, що просторовий розподіл похибок пеленгації в ближній зоні складної цілі можна представити, як сукупність прилеглих один до одного конусоподібних секторів з вершинами на цілі. Усередині кожного з них помилка пеленгації при наближенні до цілі росте з абсолютної величини.

Крім того, внаслідок вібрації і випадкових поворотів цілі в польоті просторова картина розподілу похибок буде декілька “розмитою”, згладженою.

Виходячи з вищесказаного, наведення ЗКР на кінцевій ділянці траєкторії може бути представлене одним з вказаних нижче процесів:

– при підльоті до цілі ЗКР весь час перебуває в одному секторі і середня помилка пеленгації зростає за достатньо короткий час аж до моменту зриву автосупроводу;

– при підльоті до цілі ЗКР переходить з одного сектора в інший, що супроводжується зміною величини і знаку похибки пеленга.



З аналізу розподілів кутових відхилень РСН ДС антени ГСН можна побачити, що величини середніх похибок пеленгації характеризують систематичну складову похибки по напрямках підльоту ЗКР, а розкид їх миттєвих значень – випадкову складову (дисперсію) в сумарній помилці пеленгації. На пропорційність похибок кутовому розміру в ближній зоні цілі мають вплив і особливості геометрії її поверхні.

Таким чином, існують напрями, забезпечення підльоту зенітної керованої ракети з яких до цілі переважно з погляду найменших можливих кутових похибок пеленгації. Попадання в область великих похибок пеленгації приводить до зростання сумарної похибки наведення і збільшення миттєвого промаху ракети.

Похибки при вимірюванні кутових координат є результатом спотворення парціальних діаграм спрямованості антени пеленгації, що знаходить вираз в зменшенні максимуму і розширенні головної пелюстки однієї або обох діаграм спрямованості, а також у відхиленні їх максимумів від нульового напрямку.

Хай $\dot{E}^P(m, n) = E^P(m, n) e^{j\vartheta(m, n)}$ – поле в апертурі антени в ближній зоні цілі в певний момент часу, $\dot{A}(m, n) = A(m, n) e^{j\theta(m, n)}$ – амплітудно-фазовий розподіл (АФР) струмів збудження.

Похибку пеленгації характеризує фазовий множник, аргумент якого в загальному вигляді можна представити як

$$\vartheta'(m, n) = \vartheta_L(m, n) + \vartheta_H(m, n)$$

де $\vartheta_L(m, n)$ – лінійна складова, що характеризує реальне кутове положення цілі;

$\vartheta_H(m, n)$ – нелінійна складова, наявність якої обумовлена впливом ближнього поля.

Тоді запишемо:

$$\begin{aligned} & \oint_S \dot{E}^P(m, n) \dot{A}(m, n) ds = \\ & = \oint_S \dot{E}^P(m, n) \dot{A}'(m, n) ds = \\ & = \oint_S E^P(m, n) e^{j\vartheta_L(m, n)} A'(m, n) e^{j[\theta(m, n) + \vartheta_H(m, n)]} ds, \end{aligned} \quad (2)$$

де $\dot{A}'(m, n) = A'(m, n) e^{j[\theta(m, n) + \vartheta_H(m, n)]}$.

З (2) витікає, що усунути амплітудні і фазові спотворення парціальних ДС за рахунок дії ближнього поля $\dot{E}^P(m, n)$ і, тим самим, зменшити похибки вимірювання кутових координат цілі можливо, змінюючи АФР струмів збудження в одному або одночасно обох приймальних каналах ГСН.

Беручи до уваги, що $\dot{E}^P(m, n)$ і $\dot{A}(m, n)$ – комплексні величини, рівність інтегралів в (2) може бути забезпечено, коли

$$E^P(m, n) \cdot A(m, n) = E^P(m, n) \cdot A'(m, n); \quad (3)$$

$$\vartheta_L(m, n) = \theta(m, n) + \vartheta_H(m, n). \quad (4)$$

Звідси витікає необхідність для будь-якого моменту часу наведення мати амплітудний і фазовий розподіли в апертурі

$$A'(m, n) = \frac{E^P(m, n)}{E^P(m, n)} \cdot A(m, n); \quad (5)$$

$$\theta'(m, n) = \theta(m, n) + \vartheta_H(m, n). \quad (6)$$

Вплив амплітудного розподілу на діаграму спрямованості в основному зводиться до зміни її ширини [5].

Крім того, автоматичним регулюванням посилення в каналах можна добитися, щоб було

$$E^P(m, n) / E^P(m, n) = 1.$$

До відхилення ж діаграми спрямованості, як відомо, приводить складова, зумовлена зміною фази у відповідній площині наведення по лінійному закону. Враховуючи це, функцію фазового розподілу поля в кожній з площин наведення представимо як

$$\theta'(m) = \sum_{i=0}^k a_i m^i .$$

де a_i – деякі коефіцієнти.

Його доданки відповідають фазовим спотворенням ДС різних порядків, наприклад, член $a_2 m^2$ відповідає квадратичним, а $a_3 m^3$ – кубічним спотворенням.

При цьому лінійна складова $a_1 m$ вносить до (5) основний внесок:

$$\theta'(m) = a_1 m + \left(\sum_{i=2}^k a_i m^i + a_0 \right) = a_1 m + R_k(m) .$$

де $a_1 m \gg R_k(m)$, $a_1 = \pi D \sin \sigma / \lambda$, σ – кут відхилення ДС.

Таким чином, для компенсації кутових відхилень РСН ДС на траєкторії польоту в ближній зоні цілі потрібне введення у фазовий розподіл спеціальної компенсаційної добавки $\Delta \theta'(m) = -a_1 m$. Проте, потрібна величина такої фазової добавки в ближньому полі залежить від відстані і напрямку підльоту ЗКР до цілі і в процесі польоту ЗКР повинна враховуватися в (6) з різними знаками, що дуже важко реалізувати технічно.

Отже, у такому разі доцільно орієнтуватися не на миттєві, а на середні значення похибок пеленгації по напрямках підльоту (рис. 2).

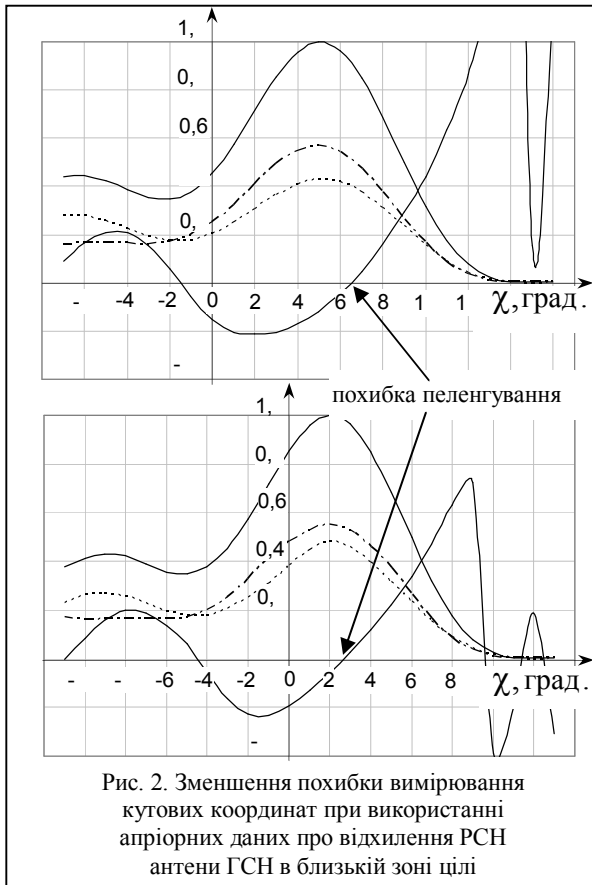


Рис. 2. Зменшення похибки вимірювання кутових координат при використанні апріорних даних про відхилення РСН антени ГСН в близькій зоні цілі

Кінцевим завданням стрільби є ураження повітряної цілі. Втім, точна оцінка збільшення імовірності її поразки ЗКР при використанні отриманої інформації можлива тільки шляхом проведення бойової стрільби або математичного моделювання і набору достатньої статистики. Здійснення вказаних заходів складне, тому з метою апробації пропонуваного способу зниження похибок вимірювання кутового положення цілі в ближній зоні проведена серія розрахунків, які показали зменшення середньоквадратичної похибки визначення кутового відхилення РСН ДС пеленгатора на 8-26 % при варіюванні кутів зондування і прийому сигналу, і відстані до цілі.

Зважаючи на лінійну залежність від середньоквадратичного відхилення, величина вірогідного лінійного промаху ЗКР зменшується при цьому в такій же пропорції.

Крім того, якщо прийняти, що при прольоті ЗКР на відстані 100 м від цілі розміром $L = 20-30$ м, імовірність її поразки складає $P = 0,7$, знайдемо

$$n = \frac{n_{оск}^r}{n_{оск}} = \frac{R^2}{(R-r)^2} = 1,08 \div 1,35 , \quad (9)$$

де n – відношення щільності осколків $n_{оск}$ і $n_{оск}^r$ на відстанях R і $(R-r)$ від цілі, відповідно [6].

Набуті значення, хоча і побічно, характеризують позитивний ефект у разі використання апріорної інформації про кутові відхилення РСН ДС антени ГСН поблизу цілі.

Необхідно також відзначити, що для реалізації оптимальної просторової фільтрації сигналу, що приймається, потрібне роздільне управління амплітудою і фазою поля в кожній точці апертури антени, що в антенах з суцільним розкритом нездійснено. Це приводить до необхідності застосування для пеленгації цілі в бортових пристроях пеленгації фазованих антенних решіток (ФАР), які повинні будуватися за адаптивною схемою для компенсації залежності АФР розсіяного поля від відстані [7].

Крім того, оскільки розрахункові середні значення похибок пеленгації цілі змінюються залежно від кутів зондування цілі і підльоту до неї ЗКР, виникає потреба в забезпеченні технічної можливості безперервного вимірювання вказаних кутів.

Висновки

Отримання апріорної інформації про похибки пеленгації має на меті підвищення точності наведення ракети на ціль і необхідно для коректування кінцевої ділянки траєкторії, оптимізації режимів роботи і технічних параметрів системи управління ЗКР.

Використання в якості апріорної інформації при наведенні зенітної керованої ракети в ближній зоні усереднених похибок пеленгації дозволяє понизити середньоквадратичну похибку вимірювання кутового відхилення рівносигнального напрямку ДС пеленгатора і, тим самим, підвищити імовірність ураження цілі.

Проте для реалізації пропонованого способу необхідна наявність даних про напрям підльоту ракети до цілі.

Крім того, оптимальна просторова фільтрація сигналу, що приймається, вимагає застосування для пеленгації цілі в бортових пристроях пеленгації зенітної керованої ракети адаптивних фазованих антенних решіток, здатних компенсувати трансформації розсіяного поля при зменшенні відстані до цілі.

Список літератури

1. Загорюкин В.М. Основы построения зенитных ракетных и зенитных артиллерийских комплексов: учеб. пособие / В.М. Загорюкин, Г.В. Зулий; Министерство обороны Украины, ХВУ. – Х.: ХВУ, 1996. – 350 с.

2. Неупокоев Ф.К. Стрельба зенитными ракетами / Ф.К. Неупокоев. – М.: Военное издательство, 1991. – 344 с.

3. Линдсей Дж.Е. Угловое мерцание и движущаяся вращающаяся сложная радиолокационная цель / Дж.Е. Линдсей // Зарубежная радиоэлектроника. – 1968. – № 12. – С. 42-57.

4. Бархударян Н.В. Математическое моделирование процесса пеленгации в ближней зоне сложного протяженного объекта / Н.В. Бархударян, С.Э. Вагинский, В.А. Василец, А.З. Сазонов, О.И. Сухаревский // Радиофизика и радиоастрономия. – 2003. – Т. 8, № 2. – С. 217-223.

5. Нотт Ю.Ф. Развитие методов расчета эффективной площади отражения радиолокационных целей / Ю.Ф. Нотт // ТИИЭР. – 1985. – Т. 73, №2. – С. 90-105.

6. Киселев Г.В. Системы управления подрывом боевых частей зенитных ракет / Г.В. Киселев, В.А. Кортенко, Н.Я. Ситко. – М.: МО СССР, 1979. – 60 с.

7. Куропаткин П.В. Оптимальные и адаптивные системы / П.В. Куропаткин. – М.: Высшая школа, 1980. – 286 с.

Надійшла до редколегії 12.05.2009

Рецензент: д-р техн. наук, ст. наук. співр. В.О. Василюк, Харківський університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків.

ОШИБКИ ПЕЛЕНГАЦИИ ГОЛОВКИ САМОНАВЕДЕНИЯ ЗЕНИТНОЙ УПРАВЛЯЕМОЙ РАКЕТЫ В БЛИЖНЕЙ ЗОНЕ КРУПНОРАЗМЕРНОЙ ЦЕЛИ

Н.В. Бархударян

Проведен анализ механизма возникновения ошибок при измерении угловых координат головкой самонаведения зенитной управляемой ракеты в ближней зоне сложной крупноразмерной цели. Показано, что при этом в пространстве существуют направления, обеспечение подлета ракеты с которых к цели обладает преимуществами с точки зрения наименьших возможных угловых ошибок пеленгации. Получение апріорной информации об ошибках пеленгации имеет целью повышение точности наведения ракеты на цель и необходимо для корректировки конечного участка траектории, оптимизации режимов работы и технических параметров системы управления зенитной управляемой ракеты.

Ключевые слова: зенитная управляемая ракета, головка самонаведения, искажения фазового фронта, рассеянная волна, ближняя зона цели, ошибка пеленгации, угловые координаты, линейный промах.

DIRECTION FINDING MISTAKES OF AN ANTI-AIRCRAFT GUIDED MISSILE TARGET SEEKER IN A NEAR ZONE OF BIG TARGET

M.V. Barkhudaryan

The analysis of mistakes occurrence mechanism at measurement of angular coordinates by an anti-aircraft guided missile target seeker in a near zone complex big target is carried out. It is shown, that thus in space there are directions, maintenance of approach of a rocket with which to the target has advantages from the point of view of least possible angular direction finding mistakes. Reception of the aprioristic information on direction finding mistakes has sounding the increase accuracy of rocket prompting on target and it is necessary for updating a final site of a trajectory, optimization of operating modes and technical parameters of an anti-aircraft guided missile control system.

Keywords: an anti-aircraft guided missile, target seeker, distortion of phase front, scattered wave, a target nearzone, bearing error, angular coordinates, a linear miss.