УДК 623.4.011 DOI: 10.30748/soivt.2018.55.05

А.Б. Скорик, М.І. Камчатний, Є.В. Моргун, І.В. Помогаєв, Р.В. Іщенко, М.І. Щоголєв

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

АНАЛІЗ ОСОБЛИВОСТЕЙ ПОБУДОВИ І ЗАСТОСУВАННЯ ПЕРСПЕКТИВНИХ СИСТЕМ УПРАВЛІННЯ ВИСОКОТОЧНОЮ ЗБРОЄЮ. АКТИВНІ ГОЛОВКИ САМОНАВЕДЕННЯ

У статті розглядаються питання побудови систем наведення реалізованих за традиційною і перспективною топологією. Робиться висновок про необхідність використання в перспективних системах наведення законів управління, які потребують вимірювання дальності ракета-ціль. Аналізуються особливості побудови активних головок самонаведення (ГСН). Як перспективні розглядаються питання використання двох-діапазонних см/мм напівактивно-активних ГСН, перехід АГСН на використання 3,5 мм діапазону хвиль. Відзначаються особливості побудови наземних засобів ЗРК які застосовують ЗКР з АГСН.

Ключові слова: *система наведення, метод наведення, активна головка самонаведення, структурна схема АГСН, високоточна зброя, напівактивно-активне самонаведення, ЗКР, ЗРК.*

Вступ

Постановка проблеми і аналіз літератури. Питання створення вітчизняної високоточної зброї (ВТЗ) стали підніматися ще на початку 90-х років, відразу після отримання Україною незалежності. В першу чергу мова йшла про створення вітчизняного ЗРК [1–2]. Вперше про програму створення нового ЗРК повідомив командувач Військами ППО ЗС України в 1997 р. З різною періодичністю ці питання піднімалися до 2000 р. Після 2000 р тема створення в Україні власного ЗРК йде в тінь.

Через 5 років до питань розробки ВТЗ поновлюється інтерес. І пов'язаний він з новою програмою розробки високоточної зброї – створенням багатофункціонального ракетного комплексу (БФРК) "Сапсан". Розробником БФРК визначено ДКБ "Південне", яке свого часу створило 12 із 20 типів радянських МБР. Новий МФРК "Сапсан" повинен був об'єднати в собі властивості тактичних і оперативно-тактичних ракетних комплексів (ОТРК), а також ракетних систем залпового вогню. При цьому пускову установку МФРК планувалося використовувати і для пуску ЗКР.

У листопаді 2008 р у Вінниці відбулася нарада за участю представників Повітряних сил ЗСУ, Міністерства промислової політики і підприємств ОПК України, на якій розглядалися питання про можливість створення зенітного ракетного комплексу середньої дальності.

Напрямки створення нового ЗРК багато в чому були пов'язані з виношуваною в міністерстві промислової політики ідеєю модернізації авіаційної ракети "повітря-повітря" Р-27 і адаптацією її для використання у якості зенітної ракети в модернізованому ЗРК "Бук-М1" [2].

Дані проекти не були реалізовані в повному обсязі не тільки через недостатнє фінансування, а й у зв'язку з тим, що мова йшла про опору ще на «радянські» технології без використання принципу еволюційно-технологічного розвитку озброєння [1].

В даний час ДКБ «Південне» проводить розробку оперативно-тактичного ракетного комплексу «Грім-2» з високоточною балістичною ракетою, комплексу «Коршун-2» з дозвуковою крилатою ракетою, зенітних ракетних комплексів малої і середньої дальності. За наявними відомостями, мова йде про створення перспективних систем високоточної зброї п'ятого покоління. Роботи йдуть в широкій кооперації з підприємствами і КБ ОПК України.

Слід зазначити, що питання створення високоточної зброї 5-го покоління ставить перед розробниками проблему зміни парадигми побудови систем наведення, перехід від різних модифікацій пропорційного методу наведення [3] до використання більш складних законів наведення [8–10].

Мета статті – проведення аналізу особливостей побудови сучасних і перспективних систем наведення. Розгляд питання використання активних головок самонаведення, перспективних напрямків їх розвитку.

Питанням проектування систем наведення і синтезу оптимальних законів наведення останнім часом присвячено багато публікацій. Серед безлічі робіт з даної тематики особливо хочеться виділити роботи [4–11]. Наведені в статті патенти на винаходи [12–14] і роботи з побудови радіотехнічних пристроїв систем наведення [15–17] дозволяють, на наш погляд, оцінити основні напрямки розвитку АГСН.

У статті також використані матеріали дипломних робіт курсантів факультету зенітних ракетних військ Харківського університету Повітряних Сил ім. І. Кожедуба.

Виклад основного матеріалу

У системах високоточної зброї, які перебувають на озброєнні найбільш розвинених країн в да-

 © Скорик А.Б., Камчатний М.І., Моргун Є.В., Помогаєв І.В., Іщенко Р.В., Щоголєв М.І., 2018

ний час використовуються керовані ракети четвертого покоління.

Системи наведення цих ракет (рис. 1), як правило, побудовані за традиційною (класичною) топологією [4–5; 15]. Слід зазначити, що наявні в теперішній час системи наведення отримані з використанням теореми розділення [15].

Сутність цієї теореми зводиться до того, що при квадратичному критерії якості і Гауссових випадкових сигналах і перешкодах оптимальна система складається з оптимального лінійного фільтра, необхідного для отримання поточної оцінки вектору стану, і детермінованого оптимального обчислювача (регулятора), який формує всі компоненти вектору оптимального управління. Тобто можлива роздільна оптимізація пристроїв вимірювання і обчислювача команд управління ракетою [15].

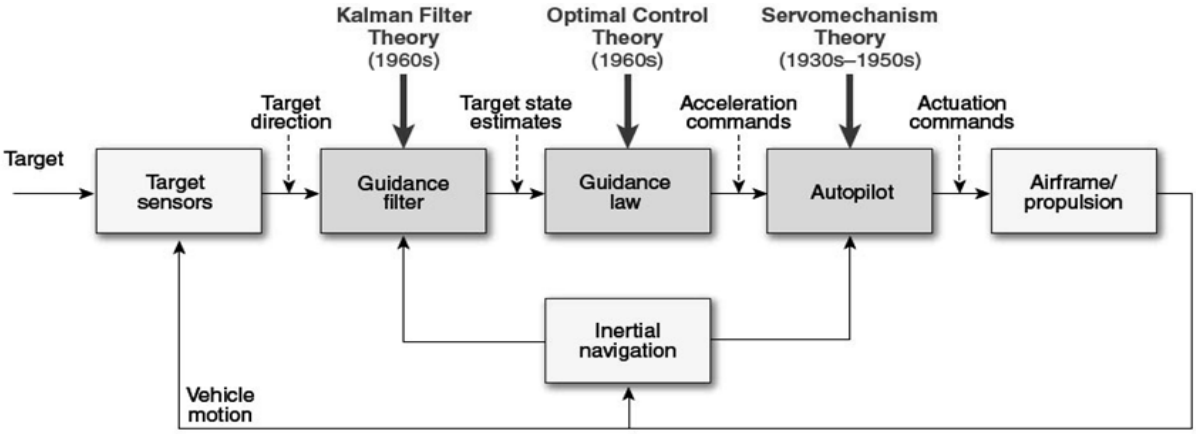


Рис. 1. Система наведення ракети, побудована за традиційною топологією

Для отримання точних вимірювань фазових координат об’єкту керування при синтезі в якості початкових умов розглядалася проста інформаційна обстановка:

– цілі ізольовані;

– висока ймовірність виявлення ($\geq 0,8$);

– повне однозначне визначення координат;

– мала кількість помилкових відміток у кожному огляді.

Завдання синтезу контуру наведення зводиться до визначення алгоритмів керування, іменованих також законами керування, що забезпечують найкращу якість протікання процесів наведення протягом усього часу функціонування контуру. У сучасній теорії оптимального управління для оцінки якості функціонування систем автоматичного керування широко використовується квадратичний функціонал виду [5; 15].

$$I(x, x_{tk}, u, t_k) = M_y \left\{ \begin{array}{l} [x(t_k) - x_{tk}(t_k)]^T \Gamma(t_k)[x(t_k) - x_{tk}(t_k)] + \\ + \int_{to}^{tk} [x(\tau) - x_{tk}(\tau)]^T L(\tau)[x(\tau) - x_{tk}(\tau)] d\tau + \int_{to}^{tk} u(\tau)^T K^{-1} u(\tau) d\tau \end{array} \right\}. \quad (1)$$

де x(t) – вектор стану об'єкту керування (ОК); x_{tk} – потрібний вектор стану об'єкту в кінцевий (термінальний) момент наведення; u(t) – вектор керування.

Символ M_y – означає операцію визначення умовного математичного очікування функціоналу $I(x, x_{tk}, u, t_k)$ на інтервалі $t_k - t_0$.

Перший додаток характеризує відхилення стану об'єкта керування від необхідних значень в кінці наведення ракети. Другий додаток має сенс узагальненої інтегральної оцінки якості перехідних процесів, а третій додаток характеризує витрати на керування, представляючи собою інтегральну квадратичну оцінку вектору керування.

Як об'єкт керування при синтезі повинна розглядатися *система керування польотом,* що забезпечує визначення і реалізацію траєкторії польоту ракети. Однак при створенні існуючих систем наведення отримати практично важливі результати для об'єкту керування – *системи управління польотом* не вдалося.

У складі *системи управління польотом* виділяють *систему наведення* (в англомовній літературі використовується поняття – guided system прим. авт.), яка виконує функції тільки отримання і обробки інформації. Результатом її функціонування є закон керування та керуючі функції, які описують зміну керуючих сил у залежності від часу. Друга частина системи, яку у вітчизняній літературі називають системою стабілізації (в англомовній літературі використовується поняття – control system прим. авт.), вирішує завдання реалізації закону керування, виробленого системою наведення.

При синтезі систем наведення ракета і ціль представляються у вигляді матеріальних точок. При такому підході в якості ОК розглядається вже не ракета, а кінематичне ланка, що є математичною моделлю, яка описує відносний рух ракети і цілі [5]

$$\dot{\omega} + \frac{2\cdot\dot{r}}{r}\cdot\omega = \frac{1}{r}a_{tn} - \frac{1}{r}a_{mn}, \qquad (2)$$

де $r, \dot{r}$ – відповідно дальність ракета-ціль і швидкість її зміни; $\omega, \dot{\omega}$ – кутова швидкість і кутове прискорення обертання лінії ракета-ціль; a_{tn}, a_{mn} – нормальне прискорення цілі і ракети.

Вираз для миттєвого промаху має вигляд

$$h = \frac{r^2\cdot\omega}{V_0}, \qquad (3)$$

де V_0 – відносна швидкість зближення.

На деякому невеликому видаленні від цілі відбувається зрив самонаведення і реалізується кінцевий промах.

З виразів (2–3) видно, що умовою мінімізації промаху є вимога зменшення кутової швидкості, а в якості управління яке оптимізується виступає нормальне прискорення ракети. З урахуванням цього критерій якості (1) має вигляд [15]

$$I = M_y\left\{\Gamma_{11}\omega^2(t_k) + \int_{to}^{tk} a_{mn}(\tau)d\tau\right\}. \qquad (4)$$

У роботах по теорії систем наведення [5; 9] для розглянутої моделі об'єкта керування знайдений алгоритм оптимального керування.

Для випадку наведення на ціль, яка не маневрує

$$a_{mn} = 3\dot{r}\hat{\omega}. \qquad (5)$$

Порівняння алгоритму (5) з виразом для пропорційного методу наведення показує, що при коефіцієнті навігації $k_н$ =3 пропорційний метод навігації є оптимальним за критерієм мінімуму середньої енергії, що витрачається на управління, що і визначило його широке використання в існуючих системах наведення ракет.

Використання пропорційного методу наведення зумовило необхідність вимірювання в системі керування ракет координат $\dot{r}, \omega$.

Системи наведення існуючих ракет мають достатню точність наведення. Але до перспективної високоточної зброї пред'являються значно вищі вимоги, наведемо лише основні з них:

1) підвищення автономності систем керування, реалізація принципу «вистрілив-забув»;

2) функціонування в умовах складної інформаційної обстановки:

– низька ймовірність виявлення цілей (<0,5);

– неоднозначність і неповнота вимірювань (активні перешкоди, політ повітряних об'єктів на малих і гранично малих висотах, велика кількість хибних об'єктів і групових цілей що маневрують);

3) реалізація принципу "hit to kill" – ураження цілі прямим попаданням;

4) значне зниження масогабаритних характеристик ракет;

5) зниження часу реакції комплексу.

Досягти даних вимог в рамках існуючої парадигми неможливо. Аналіз напрямків розвитку перспективних керованих ракет показав, що відбулася зміна топології (рис. 2) побудови систем наведення ракет [4].

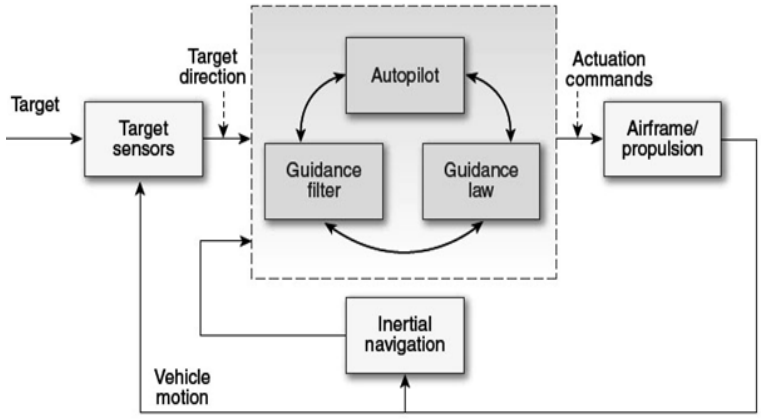


Рис. 2. Система наведення ракети, яка побудована за перспективною топологією

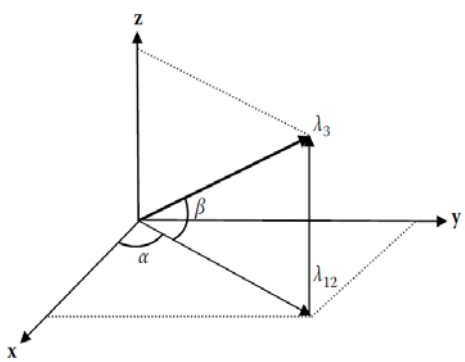


Рис. 3. Система координат ГСН

При реалізації закону наведення в УР четвертого покоління, як правило, команди керування реалізуються окремо для каналів курсу і тангажу. Для УР п'ятого покоління команди керування формуються вже на основі розрахунку повного вектора нормальних прискорень ракети і цілі:

$$a_{Ms}(t) = (a_{M1}, a_{M2}, a_{M3}); \qquad a_T(t) = (a_{T1}, a_{T2}, a_{T3}).$$

В системі наведення стає необхідним вимірювання дальності ракета-ціль і враховується просторовий зв'язок каналів наведення [7].

$$a_{Ms}(t) = N\nu_{cl}\dot{\lambda}_s(t) + r(t)\sum_{s=1}^{3}\dot{\lambda}_s^2(t) + N_1\dot{\lambda}_s^3(t) + k_1(t)a_{Trs}(t) + N_{3s}a_{Tts}(t), \quad (s = 1,2,3)$$

$$\lambda(t) = \begin{bmatrix} \cos\alpha\cos\beta \\ \cos\alpha\sin\beta \\ \sin\alpha \end{bmatrix}, \ \dot{\lambda}(t) = \begin{bmatrix} -\sin\alpha\cos\beta \\ -\sin\alpha\sin\beta \\ \cos\alpha \end{bmatrix}\dot{\alpha} + \begin{bmatrix} -\cos\alpha\sin\beta \\ \cos\alpha\sin\beta \\ 0 \end{bmatrix}\dot{\beta}, \quad \nu_{cl} = -\dot{r}, \tag{6}$$

де α и β – кути піднесення і азимута (рис. 3).

При синтезі систем наведення розробники йдуть від використання роздільної оптимізації вимірника і регулятора. Оптимальне керування шукається як залежність команд, що видаються на органи керування ракети від повного набору фазових координат ОК, а не тільки від параметрів відносного руху ракети і цілі.

Вимога підвищення автономності систем керування, реалізація принципу «вистрілив-забув» зумовило широке використання активних ГСН. Необхідність реалізації при малому міделі антени вузької діаграми спрямованості антени і низького рівня її бічних пелюсток зумовило широке використання в АГСН мм-діапазону хвиль. Структурна схема активної ГСН, яку можна розглядати в якості типової представлена на рис. 4 [12].

Щілинна антенна решітка 1 являє собою типову ЩАР моноімпульсного типу. У порівнянні з іншими типами антен ЩАР забезпечує більш низький рівень бічних пелюсток. Описувана ЩАР 1 формує на передачу одну діаграму спрямованості (ДС) голчастого типу, а на прийом – три ДС: сумарну і дві різницеві – в горизонтальній і вертикальній площинах. ЩАР 1 механічно закріплена на гіроплатформі гіростабілізованого приводу антени ПА 6, що забезпечує хорошу її розв'язку від коливань корпусу ракети. Приймальний пристрій 3 – типовий трьохканальний приймальний пристрій, що застосовується в даний час в багатьох РГС і РЛС.

Аналого-цифровий перетворювач 4 представляє собою типовий трьохканальний АЦП, наприклад АЦП AD7582 фірми «Analog Devies».

Програмований процесор сигналів 5 являє собою типову ЦОМ оптимізовану на первинну обробку прийнятих радіосигналів:

– квадратурну обробку оцифрованих радіосигналів що надходять на його входи;

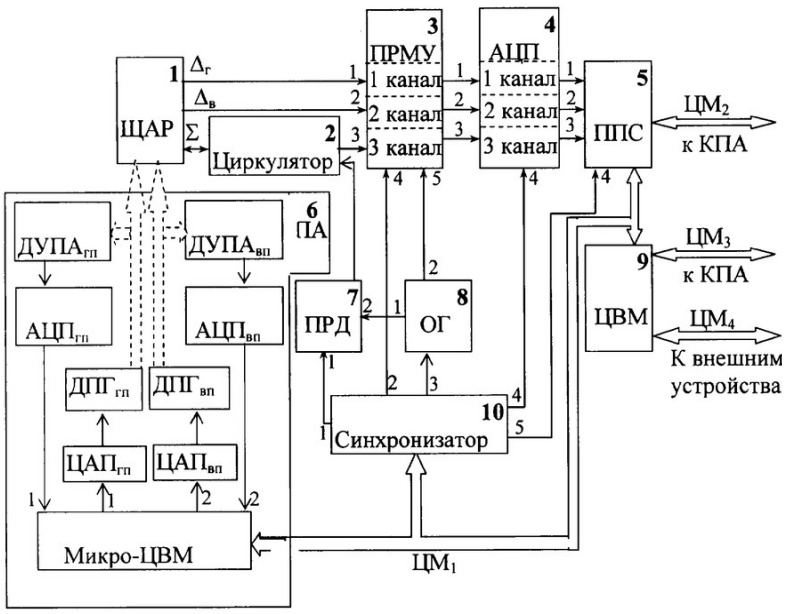
– когерентне накопичення цих радіосигналів;

– множення накопичених радіосигналів на опорну функцію, що враховує форму ДС антени;

– виконання над результатом множення процедури швидкого перетворення Фур'є (ШПФ).

Алгоритми згаданих вище обробок відомі і описані в літературі, наприклад, в [16].

Аналогічну вище розглянутій схемі побудову АГСН має ЗКР «Ерінт» використовувана в ЗРК «Patriot PAC-3». Створена фірмою Боїнг активна імпульсно-доплерівська ГСН працює в міліметровому діапазоні (довжина хвилі – 8,5 мм), забезпечує формування вузької діаграми спрямованості що доволяє не тільки поліпшити селекцію справжньої цілі від хибних, але й здійснити вибір оптимальної точки ураження цілі (при використанні спеціального програмного забезпечення).



1 – щільова антенна решітка (ЩАР);
2 – циркулятор;
3 – приймальний пристрій (ПРМУ);
4 – аналого-цифровий перетворювач
5 – програмуємий процесор сигналів (ППС);
6 – привід антени (ПА), функціонально об'єднуючий: датчики кутового положення антени $ДУПА_{гп}$, $ДУПА_{вп}$; двигуни прецесії гіроплатформи $ДПГ_{гп}$, $ДПГ_{вп}$; та $АЦП_{гп}$, $АЦП_{вп}$; $ЦАП_{гп}$, $ЦАП_{вп}$, мікроЦОМ;
7 – передавач (ПРД);
8 – опорний генератор (ОГ);
9 – цифрова обчислювальна машина (ЦОМ);
10 – синхронізатор

Рис. 4. Структурна схема АГСН мм-діапазону хвиль

Слід зазначити, що використовувані технології цифрової обробки сигналів вичерпали практично всі можливості для збільшення дальності виявлення цілей АРГС, пов'язані з удосконаленням обробки. У сучасних цифрових РГС обробка сигналів близька до оптимальної. Всі втрати, викликані недосконалістю обробки, в даний час зведені нанівець [6]. Еволюційні методи, пов'язані з подальшим зменшенням коефіцієнта шуму приймальних пристроїв і нарощуванням потужності передавачів не дають істотного збільшення потенціалу, зокрема, через обмеження масогабаритного характеру [6]. Подальший розвиток отримують комплексовані ГСН, що забезпечують напівактивно-активне самонаведення.

Особливу роль тут займають дводіапазонні ГСН см/мм – діапазону. На рис. 5–6 показано функціональну схему пристрою наведення і схему бортової частини ракети, що використовує дводіапазонну ГСН. Ці схеми наведені в патенті на винахід КБ «Алмаз – Антей» («Факел») [13].

Використання дводіапазонної напівактивно-активної ГСН (НААГСН) см/мм діапазону забезпечує підвищення перешкодозахищеності, збільшення радіолокаційної помітності цілей і точності наведення ракети. Відомо [13], що при використанні радіохвиль з довжиною хвилі, яка відповідає характерним розмірам тіла, наприклад при використанні метрового діапазону довжин хвиль для виявлення літальних апаратів, середнє значення ЕПР збільшується в 200 разів і більше в порівнянні з середніми значеннями ЕПР в S і X – діапазонах хвиль.

У КБ «Факел» були проведені дослідження ЕПР макета ракети типу "Гарпун" в трьох діапазонах довжин хвиль:

λ = 3,0 см (X - діап.);

λ = 8,47 мм (K - діап.);

λ = 3,2 мм (мм - діап.).

Виміри проводилися в кутовому секторі $\pm 30^{o}$ від осі ракети для понад 100 ракурсів спостереження. Для кожного з ракурсів вимірювалися значення ЕПР і за цими даними були побудовані інтегральні закони розподілу ЕПР (рис. 7). На рисунку по осі абсцис в логарифмічному масштабі відкладено абсолютне значення ЕПР в $м^2$, а по осі ординат значення ймовірності, з якою величина ЕПР не перевищує даного значення в загальному ансамблі виміряних значень ЕПР в заданому діапазоні кутів спостереження.

За підсумками експерименту показано, що інтегральні закони розподілу ЕПР моделі ракети "Гарпун" в діапазонах 3,0 см і 8,47 мм відрізняються один від одного незначно. Для ймовірності 0,5 зміна ЕПР становить від 0,06 $м^2$ в діапазоні 3,0 см до 0,08 $м^2$ в діапазоні 8,47 мм. У той же час зміна ЕПР при ймовірності 0,5 для діапазону 3,2 мм складає 0,2 $м^2$, тобто спостерігається збільшення ЕПР при переході з діапазону 3,0 см на діапазон 3,2 мм приблизно в 3,3 рази. При цьому слід зауважити, що для наведених кривих, в силу їх симетрії, величина ЕПР при ймовірності 0,5 приблизно відповідає середній величині ЕПР для даного діапазону кутів спостереження.

Виявлений ефект збільшення середньої ЕПР при переході в міліметровий (3,2 мм) діапазон довжин хвиль легко пояснити фізично. У міліметровому діапазоні хвиль з'являється більше число "блискучих" точок (кромки, шорсткості), так як висвічуються елементи конструкції цілі, співмірні з довжиною хвилі 3,2 мм, а для більш довгих хвиль (8,47 мм і 3,0 см) збільшується дзеркальність поверхні і, як наслідок цього, знижується радіолокаційна помітність.

Діапазон хвиль 3,2 мм має також ряд додаткових переваг:

– можливість створення вузької діаграми спрямованості при відносно невеликих розмірах антени, що забезпечує високу роздільну здатність по кутовим координатам і дозволяє отримати більшу точність і стійке супроводження цілі при малих кутах місця;

– можливість отримання дуже короткого зондуючого імпульсу, а отже і високої роздільної здатності по дальності;

– наявність високої завадостійкості по відношенню до засобів радіопротидії противника;

– підвищення скритності роботи РГС від небажаного виявлення противником;

– менша вага і габарити вузлів і блоків.

При цьому слід зазначити також, що в міліметровому (3,2 мм) діапазоні хвиль спостерігається значно більше загасання НВЧ сигналу при наявності метеоопадів (дощ, сніг, туман і т.д.), що істотно обмежує дальність дії АГСН (приблизно до 10 км по цілі типу винищувач). Використання напівактивного каналу ГСН і инерціального наведення з радіокоррекцією дозволяють компенсувати цей недолік АГСН. Порівняльні дальності наведення наведені на рис. 8.

Використання кратних частот (3 см і 3 мм) робить технологічно більш зручним побудову обтічника і антенно-хвилеводної системи ГСН. При використанні обтічників з багатошаровими стінками з шарами різної товщини і діелектричної проникності, можлива робота каналів і на некратних частотах.

Слід зазначити, що подібна комбінована система наведення була реалізована в ЗКР «Standard SM-6», використовуваної в ЗРС «Іджіс». У даній ракеті на додаток до використовуваних раніше в ЗУР «Standard SM2 blok IV» інерційної, командної і напівактивної системам наведення була застосована модернізована АГСН авіаційної ракети AMRAAM [17].

Використання ЗКР з активним самонаведення призводить до змін у функціонуванні та наземних засобів наведення ВТЗ. Так НДІ приладобудування ім. В.В. Тихомирова, розробник лінійки ЗРК типу

БУК розглядає введення до складу РПН пеленгатора на частоті активної головки самонаведення, оптимального фільтра та формувача команд виключення випромінювання [15]. Даний пеленгатор приймає випромінювання АГСН ЗКР по боковому пелюстці ДН АГСН і забезпечують припинення роботи РПН на випромінювання після захоплення цілі АГСН ЗКР, що значно скорочує час роботи РПН і підвищує захищеність ЗРК від ПРР.

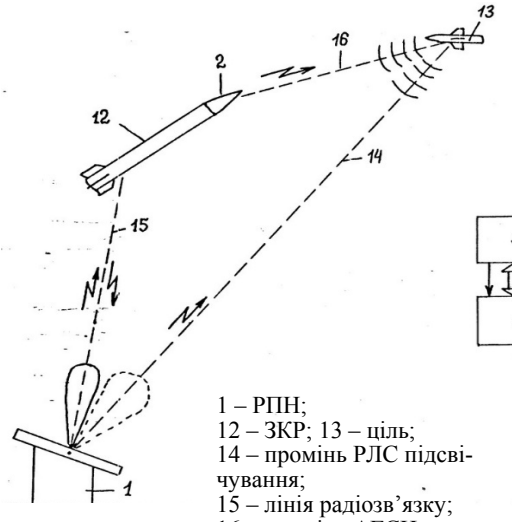
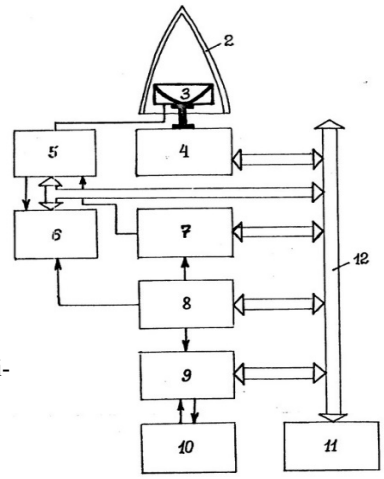


Рис. 5. Функціональна схема пристрою наведення ракети



2 – дводіапазонний радіопрозорий обтічник;
3 – комплексована моноімпульсна антена;
4 – гіростабілізована платформа;
5 – антенний перемикач "прийом-передача";
6 – приймач;
7 – передавач;
8 – синтезатор частот,
9 – прийомовідповідач каналу керування;
10 – антенний пристрій каналу керування;
11 – БЦОМ;
12 – магістраль "загальна шина";
13 – ціль; 14 – промінь РЛС підсвічування цілі

Рис. 6. Функціональна схема бортової частини ракети

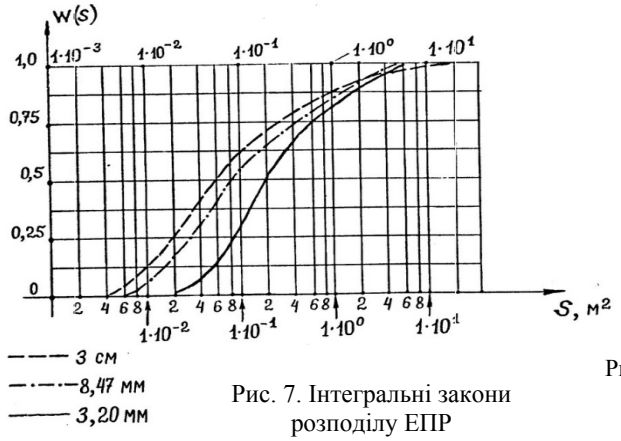


Рис. 7. Інтегральні закони розподілу ЕПР

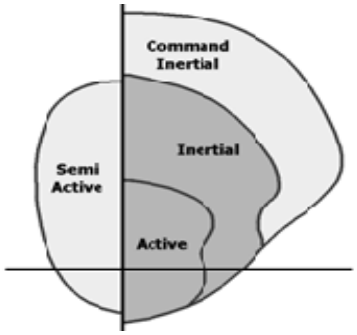


Рис. 8. Відносні дальності наведення для ракет з АГСН, напівактивної ГСН, інерційної СН і інерційної з радіокорекцією СН

Висновки

Створення високоточної зброї п'ятого покоління переважно буде базуватися на використанні систем наведення побудованих по перспективній топології. Розвиток АГСН і обчислювальних засобів зумовило розвиток ВТЗ більшою мірою як систем самонаведення. У перспективних системах наведення будуть використовуватися закони управління, що вимагають для своєї реалізації вимірювання дальності ракета-ціль. Як перспективні розглядаються питання використання дводіапазонних см/мм напівактивно-активних ГСН, перехід АГСН на використання 3,5 мм діапазону довжин хвиль.

Список літератури

1. Скорик А.Б. Принципи розробки перспективного зенітного ракетного комплексу з використанням NSW-концепції і еволюційно-технологічного підходу / А.Б. Скорик, О.Д. Флоров, О.М. Доска, Ю.В. Коробков // Системи озброєння і військова техніка. – 2009. – № 3(19). – С. 28-36.

2. Можливості щодо створення вітчизняного зенітного ракетного комплексу / А.Б. Скорик, М.О. Єрмошин, В.В. Воронін, О.О. Звєрєв // Системи озброєння і військова техніка. – 2010. – № 2(22). – С. 69-76.

3. Анализ особенностей построение современных систем самонаведения ЗУР и ракет воздух-воздух с радиокоррекцией / А.Б. Скорик, Н.Т. Грицына, Д.Ю. Кириченко, В.И. Снаговский // Наука і техніка Повітряних Сил Збройних Сил України. – 2012. – № 3(9). – С. 65-68.

4. Palumbo N.F. Guest Editor's Introduction: Homing Missile Guidance and Control / N.F. Palumbo // Johns Hopkins APL technical digest. – 2010. – Vol. 29, No. 1. – P. 8.

5. Пупков К.А. Высокоточные системы самонаведения. Расчет и проектирование вычислительный эксперимент / К.А. Пупков, Н.Д. Егупов, Л.В. Колесников, Д.В. Мельников, А.И. Трофимов. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2011. – 512 с.

6. Акопян И.Г. Мозг ракеты / И.Г. Акопян // ВКО. – № 3 (28). – 2006. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: http://www.vko.ru/oruzhie/mozg-rakety.

7. Yanushevsky R. Modern missile guidance / R. Yanushevsky. – CRC Press Taylor & Francis Group, 2008. – 226 p.

8. Yanushevsky R. Guidance of unmanned aerial vehicles / R. Yanushevsky. – CRC Press Taylor & Francis Group, 2011. – 345 p.

9. Zarchan P. Tactical and Strategic Missile Guidance Sixth Edition / P. Zarchan. – American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2012. – 1026 p. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: https://doi.org/10.2514/4.868948.

10. Balakrishnan S. Advances in Missile Guidance, Control, and Estimation / S.N. Balakrishnan, B.A. Tsourdos. – White – CRC Press Taylor & Francis Group Ney York, 2013. – 682 p.

11. Qiping Chu Advances in Aerospace Guidance, Navigation and Control / Qiping Chu, Bob Mulder, Daniel Choukroun, Erik-Jan van Kampen, Coen de Visser, Gertjan Looye // Selected Papers of the Second CEAS Specialist Conference on Guidance, Navigation and Control. – Springer Heidelberg New York. – 2013. – 782 p.

12. Патент RU 2313054C1 Активная радиолокационная головка самонаведения. ОАО «Корпорация Фазотрон – Научно-исследовательский институт радиостроения». Заявка 2006118284/02, 29.05.2006.

13. Патент RU 2100746 Устройство наведения снаряда. ОАО «Машиностроительное конструкторское бюро Факел"». Заявка 96109984/02, 27.12.1997.

14. Патент RU 2253821 ОГНЕВАЯ СЕКЦИЯ. ОАО «НИИ приборостроения им. В.В. Тихомирова» заявка 2003134518/02, 27.11.2003.

15. Максимов М.В. Радиоэлектронные системы самонаведения / М.В. Максимов, Г.И. Горгонов. – М.: Радио и связь, 1982. – 304 с.

16. Зайцев Г.В. Цифровая обработка сигналов в многофункциональных радиолокаторах. Методы. Алгоритмы. Аппаратура. Коллективная монография / под ред. Г.В. Зайцева. – М.: Радиотехника, 2015. – 376 с.

17. Sophisticated multi-mission warfare [Електронний ресурс]. – Режим доступу: www.raytheon.com/ capabilities/ products/sm-6.

References

1. Skoryk, A.B., Florov, O.D., Doska, O.M. and Korobkov, Yu.V. (2009), "Pryntsypy rozrobky perspektyvnoho zenitnoho raketnoho kompleksu z vykorystanniam NSW-kontseptsii i evoliutsiino-tekhnolohichnoho pidkhodu", *Systems of Arms and Military Equipment*, No. 3(19), pp. 28-36.

2. Skoryk, A.B., Yermoshyn, M.O., Voronin, V.V. and Zvieriev, O.O. (2010), "Mozhlyvosti shchodo stvorennia vitchyznianoho zenitnoho raketnoho kompleksu", *Systems of Arms and Military Equipment*, No. 2(22), pp. 69-76.

3. Skorik, A.B., Gritsyna, N.T., Kirichenko, D.Iu. and Snagovskii, V.I. (2012), "Analiz osobennostei postroenie sovremennykh sistem samonavedeniia ZUR i raket vozdukh-vozdukh s radiokorrektsiei", *Science and Technology of the Air Force of Ukraine*, No. 3(9), pp. 65-68.

4. Palumbo, N. (2010), Guest Editor's Introduction: Homing Missile Guidance and Control, *Johns Hopkins APL technical digest*, Vol. 29, No. 1, p. 8.

5. Pupkov, K., Egupov, N., Kolesnikov, L., Melnikov, D. and Trofimov, A. (2011), "*Vysokotochnyye sistemy samonavedeniya. Raschet i proyektirovaniye vychislitel'nyy eksperiment*" [*Precision self-guidance systems. Calculation and design of a computational experiment*], FIZMATLIT, Moscow, 512 p.

6. Akopyan, I.G. (2006), "Mozg rakety" [Brain of a rocket], *VKO*, No. 3 (28), http://www.vko.ru/oruzhie/ mozg-rakety (accessed january 2018).

7. Yanushevsky, R. (2008), *Modern missile guidance*, CRC Press Taylor & Francis Group, 226 p.

8. Yanushevsky, R. (2011), *Guidance of unmanned aerial vehicles*, CRC Press Taylor & Francis Group, 345 p.

9. Zarchan, P. (2012), *Tactical and Strategic Missile Guidance Sixth Edition*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1026 p., https://doi.org/10.2514/4.868948.

10. Balakrishnan, S. and Tsourdos, B. (2013), *Advances in Missile Guidance, Control, and Estimation*, White – CRC Press Taylor & Francis Group Ney York, 682 p.

11. Qiping, Chu, Mulder, Bob, Choukroun, Daniel, van Kampen, Erik-Jan de Visser, Coen and Looye, Gertjan (2013), Advances in Aerospace Guidance, Navigation and Control, *Selected Papers of the Second CEAS Specialist Conference on Guidance, Navigation and Control*, Springer Heidelberg New York, 782 p.

12. Patent RU 2313054C1 Active radar homing head. OJSC "*Corporation Phasotron – Research Institute of Radio Engineering*", application 2006118284/02, 29.05.2006.

13. Patent RU 2100746 Device for projectile guidance. JSC "*Machine-building Design Burea* "*Fake*"*l*". application 96109984/02, 27.12.1997.

14. Patent RU 2253821 FIRE SECTION. JSC "*Research Institute of Instrument Engineering. V.V. Tikhomirova*" application 2003134518/02, 27.11.2003.

15. Maksimov, M. and Gorgonov, G. (1982), "*Radioelektronnyye sistemy samonavedeniya*" [*Radio-electronic systems of homing*], Radio i svyaz, Moscow, 304 p.

16. Zaytsev, G. (2015), "*Tsifrovaya obrabotka signalov v mnogofunktsional'nykh radiolokatorakh. Metody. Algoritmy. Apparatura*" [*Digital signal processing in multifunctional radars. Methods. Algorithms. Equipment*], Radiotekhnika, Moscow, 376 p.

17. Sophisticated multi-mission warfare (2018), www.raytheon.com/capabilities/ products/sm-6/ (accessed May 2018).

Надійшла до редколегії 12.06.2018
Схвалена до друку 17.07.2018

Відомості про авторів:

Скорик Анатолій Борисович
Кандидат технічних наук доцент
доцент кафедри
Харківського національного університету
Повітряних Сил ім. І. Кожедуба,
Харків, Україна,
https://orcid.org/0000-0002-4327-8796

Information about the authors:

Anatolii Skoryk
Candidate of Technical Sciences Associate Professor
Senior Lecturer of Department
of Ivan Kozhedub Kharkiv
National Air Force University,
Kharkiv, Ukraine
https://orcid.org/0000-0002-4327-8796

Камчатний Микола Іванович
Кандидат технічних наук доцент
доцент
Харківського національного університету
Повітряних Сил ім. І. Кожедуба,
Харків, Україна,
https://orcid.org/0000-0002-1111-6813

Моргун Євгеній Валерійович
Старший викладач кафедри
Харківського національного університету Повітряних
Сил ім. І. Кожедуба,
Харків, Україна,
https://orcid.org/0000-0003-0591-5608

Помогаєв Ігор Володимирович
викладач
Харківського національного університету Повітряних
Сил ім. І. Кожедуба,
Харків, Україна,
https://orcid.org/0000-0002-6070-7062

Іщенко Руслан Валерійович
бакалавр
Харківського національного університету Повітряних
Сил ім. І. Кожедуба,
Харків, Україна,
https://orcid.org/0000-0001-5303-4384

Щоголєв Максим Ігорович
бакалавр
Харківського національного університету Повітряних
Сил ім. І. Кожедуба,
Харків, Україна,
https://orcid.org/0000-0002-6998-4170

Mykola Kamchatnyi
Candidate of Technical Sciences Associate Professor
Senior Lecturer
of Ivan Kozhedub Kharkiv
National Air Force University,
Kharkiv, Ukraine
https://orcid.org/0000-0002-1111-6813

Yevhenii Morhun
Senior Instructor of Department
of Ivan Kozhedub Kharkiv
National Air Force University,
Kharkiv, Ukraine
https://orcid.org/0000-0003-0591-5608

Ihor Pomohaiev
Instructor
of Ivan Kozhedub Kharkiv
National Air Force University,
Kharkiv, Ukraine
https://orcid.org/0000-0002-6070-7062

Ruslan Ischenko
Bachelor
of Ivan Kozhedub Kharkiv National
Air Force University,
Kharkiv, Ukraine
https://orcid.org/0000-0001-5303-4384

Maksym Shchoholiev
Bachelor
of Ivan Kozhedub Kharkiv National
Air Force University,
Kharkiv, Ukraine
https://orcid.org/0000-0002-6998-4170

АНАЛИЗ ОСОБЕННОСТЕЙ ПОСТРОЕНИЯ И ПРИМЕНЕНИЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ ВЫСОКОТОЧНЫМ ОРУЖИЕМ. АКТИВНЫЕ ГОЛОВКИ САМОНАВЕДЕНИЯ

А.Б. Скорик, Н.И. Камчатный, Е.В. Моргун, И.В. Помогаев, Р.В. Ищенко, М.И. Щоголев

В статье рассматриваются вопросы построения систем наведения реализованных по традиционной и перспективной топологии. Делается вывод о необходимости использования в перспективных системах наведения законов управления, требующих измерения дальности ракета-цель. Анализируются особенности построения активных ГСН. Как перспективные рассматриваются вопросы использования двух-диапазонных см/мм полуактивно-активных ГСН, переход АГСН на использование 3,5 мм диапазона длин волн. Отмечаются особенности построения наземных средств ЗРК применяющих ЗУР с АГСН.

Ключевые слова: *система наведения, метод наведения, активная головка самонаведения, структурная схема АГСН, высокоточное оружие, полуактивно-активное самонаведение, ЗУР, ЗРК.*

ANALYSIS OF THE FEATURES OF CONSTRUCTION AND USING OF PERSPECTIVE CONTROL SYSTEMS OF THE HIGH-PRECISION WEAPONS. ACTIVE SEEKER

A. Skoryk, M. Kamchatnyi, Ye. Morhun, I. Pomohaiev, R. Ischenko, M. Shchoholiev

The article deals with the construction of guidance systems based on traditional and perspective topology. It is noted that, at present, fourth-generation guided missiles are used in high-precision weapons systems that are in service with developed countries. The guidance systems of these missiles are, as a rule, constructed according to the traditional (classical) topology. The analysis of the construction of such systems. The requirements for advanced fifth-generation precision weapons are considered. It is noted that the guidance systems of the fifth generation missiles are built according to a promising topology.

It is concluded that it is necessary to use control laws in guidance systems that require the measurement of the missile-target range. The features of the construction of modern active seeker are considered.

The conclusions of specialists are given that the technologies used for digital signal processing have exhausted almost all possibilities for increasing the range of target detection by an active seeker. How promising are the issues of using two-band cm/mm of semi-active-active seeker, the transition of active seeker to use a 3.5 mm wavelength band. The results of experiments conducted in the design office Almaz - Antey, confirming the advantages of using the 3.5 mm wavelength range are presented.

The features of the construction of ground-based systems of anti-aircraft missiles with the use of missiles with active seeker are noted. It is concluded that the development of active seeker and computing tools predetermined the construction of promising high-precision weapons systems to a greater extent as homing systems.

Keywords: *guidance system, guidance method, an active seeker, structures Nye scheme AGSN, precision weapons, semi-active-active homing missiles, SAMs.*