

УДК 621.3.019

Г.В. Єрмаков, Г.В. Іванець, К.В. Борисенко, С.І. Клевець

ОЦІНКА НАДІЙНОСТІ ЗЕНІТНИХ КЕРОВАНИХ РАКЕТ ПРИ ОБМЕЖЕНІЙ ІНФОРМАЦІЇ ПРО ЇХ ЕКСПЛУАТАЦІЮ

Розглянуті загальні принципи створення схем розрахунку надійності зенітних ракет військової ППО. На підставі схем розрахунку надійності запропонований розрахунок коефіцієнта готовності ракет за узагальненою інформацією про їх експлуатацію.

Ключові слова: коефіцієнт готовності, схема надійності, інтенсивність відмовлень, напрацювання на відмову.

Постановка проблеми та аналіз літератури

Актуальність наукової задачі з продовження термінів технічної придатності зенітних керованих ракет (ЗКР), зокрема малої дальності, протиповітряної оборони Сухопутних військ (ППО СВ) викладена в Державній програмі реформування та розвитку Збройних сил України [1], де одним з основних завдань військово-технічної політики є підтримка в боєготовому стані озброєння і військової техніки.

У зв'язку з цим виникає завдання з оцінки термінів технічної придатності ракет для подальшої експлуатації або їх зняття з експлуатації. Тому задача визначення та прогнозування надійності таких ЗКР для подальшого прийняття рішення стосовно них має актуальну практичну значущість.

Мета статті – розробка методики розрахунку коефіцієнта готовності (K_r) ЗКР малої дальності на підставі схем розрахунку надійності, що дозволить надалі розробити метод оцінювання термінів технічної придатності ЗКР.

Основна частина

Конструктивно ЗКР малої дальності складається з таких блоків:

1. Радіолокаційна головка самонаведення.
2. Бойова частина з запобіжно-виконавчим механізмом.
3. Автопілот, радіолокаційний зривник, бортове джерело живлення.
4. Двоступенева маршова рухова установка.

При дослідженні надійності ЗКР вона представляється як система, елементами якої на даному рівні розгляду є перелічені блоки без дроблення їх на

більш дрібні складові частини. Показники надійності таких систем визначаються, як правило, або розрахунковими, або розрахунково-експериментальними методами. Відмінність полягає в тому, що в першому випадку надійність елементів установлюється в результаті розрахунків за довідковими даними про інтенсивність відмов комплектуючих, у другому – у результаті обробки експлуатаційних даних. Але і в тому, і в другому випадках показники надійності системи визначаються розрахунковим шляхом. Вихідною інформацією для їх визначення є:

1. Прийнятий критерій працездатності системи або, що те ж саме – установлення поняття її відмови. Стосовно до розглянутої структури ЗКР цей критерій може бути сформульований по-різному (він установлюється наказами, що визначають вимоги до боєздатності, та експлуатаційною документацією).

2. Принципи функціонування системи, призначення і роль кожного елемента в її складі при виконанні визначених функцій у такому обсязі, щоб можна було судити, викликає відмова кожного з них відмову всієї системи чи ні.

3. Показники надійності елементів, визначені тим чи іншим методом.

Для установлення функціональної залежності показників надійності системи елементів $P_{\text{сис}} = f(P_1, \dots, P_n)$, де $P_i = (P_i(t); K_{r_i})$ – відповідні показники надійності елементів, розробляється схема розрахунку надійності системи. Правила її розробки такі.

Якщо відмова елемента викликає відмову системи, то такий елемент у схему надійності включається послідовно. Якщо ж при відмові даного елемента відмова системи не відбувається, такий елемент у схему надійності включається паралельно. В резуль-

таті схема надійності системи завжди буде представлятися у вигляді послідовної ієрархічної структури або у вигляді різноманіття їх комбінацій. У цих структурах немає резервних елементів, тому що вони повинні бути включені в структури елемента, а паралельні гілки повинні містити тільки елементи, або виконуючі різні функції, або працюючі за самостійною програмою [2].

Структурна схема розрахунку надійності ЗКР наведена на рис. 1.

При такій побудові схеми розрахунку надійності складових частин вони являють собою послідовне з'єднання елементів у смислі надійності.

Надалі розглянемо кожен елемент схеми розрахунку надійності ЗКР більш детально і для кожного елемента побудуємо свою схему розрахунку надійності.

Схема радіолокаційної головки самонаведення наведена на рис. 2, блока керування автопілотом – на рис. 3, а радіолокаційного зривника бойової частини – на рис. 4.

У процесі аналізу схеми розрахунку надійності кожної складової частини необхідно виявити найбільш ненадійний елемент, тобто елемент з найбільшою частотою відмов, що розраховується як

$$\lambda_{\text{сер}} = \lambda_i N_i k_e, \quad (1)$$

де λ_i – інтенсивність відмов i -го елемента системи;

N_i – кількість елементів системи;

k_e – коефіцієнт, який враховує умови експлуатації.

У стаціонарних наземних умовах $k_e = 2,5$ [3].

У процесі розглядання радіоелектронних елементів різних блоків ЗКР було встановлено, що найбільш високу інтенсивність відмов у радіолокаційній головці самонаведення ЗКР мають котушки індуктивності з $\lambda = 0,15 \cdot 10^{-6}$ год⁻¹, у площі керування автопілотом ЗКР – конденсатори з $\lambda = 0,1 \cdot 10^{-6}$ год⁻¹, у радіолокаційному зривнику бойової частини ЗКР – конденсатори з $\lambda = 0,1 \cdot 10^{-6}$ год⁻¹.

Імовірність безвідмовної роботи ЗКР у випадку моделі з послідовним з'єднанням має такий вигляд [3]:

$$P(t) = e^{-\lambda_{\text{РГСН}}(t)} e^{-\lambda_{\text{АП}}(t)} e^{-\lambda_{\text{РЛВ}}(t)}, \quad (2)$$

де $\lambda_{\text{РГСН}}$ – інтенсивність відмов радіолокаційної головки самонаведення ЗКР;

$\lambda_{\text{АП}}$ – інтенсивність відмов блока керування автопілотом ЗКР;

$\lambda_{\text{РЛВ}}$ – інтенсивність відмов радіолокаційного зривника бойової частини ЗКР.

З урахуванням цього інтенсивність відмовлень ЗКР буде визначатися виразом:

$$\Lambda = \lambda_{\text{РГСН}} + \lambda_{\text{АП}} + \lambda_{\text{РЛВ}} = 0,35 \cdot 10^{-6} \text{ ч}^{-1}. \quad (3)$$

Відомо, що готовність ЗКР до роботи



Рис. 1. Схема розрахунку надійності ЗКР малої дальності

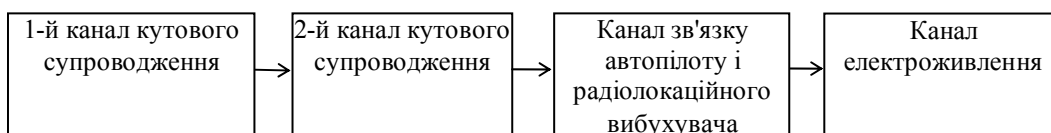


Рис. 2. Схема розрахунку надійності радіолокаційної головки самонаведення ЗКР

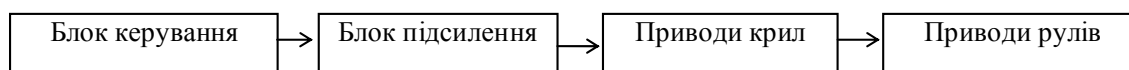


Рис. 3. Схема розрахунку надійності блока керування автопілотом ЗКР

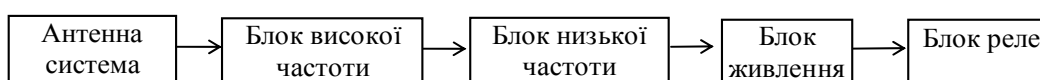


Рис. 4. Схема розрахунку надійності радіолокаційного зривника бойової частини ЗКР

визначається етапами її експлуатації.

Для розрахунку нестационарного коефіцієнта готовності для ЗКР необхідно враховувати такі характерні етапи експлуатації: тривалий етап збереження, етап транспортувань різними видами транспорту, етап безпосереднього застосування за призначенням. При визначенні інтенсивності відмов для різних етапів експлуатації необхідно враховувати поправкові коефіцієнти експлуатації. Так, для етапу тривалого зберігання інтенсивність відмов буде ви-

$$\Lambda_{xp} = \Lambda K_{вол};$$

для етапу транспортування –

$$\Lambda_{тр} = \Lambda K_{вол} K_M;$$

для етапу експлуатації на пусковій установці –

$$\Lambda_{пу} = \Lambda K_d,$$

де $K_{вол} = 2,9$ – поправковий коефіцієнт, що враховує вплив вологості;

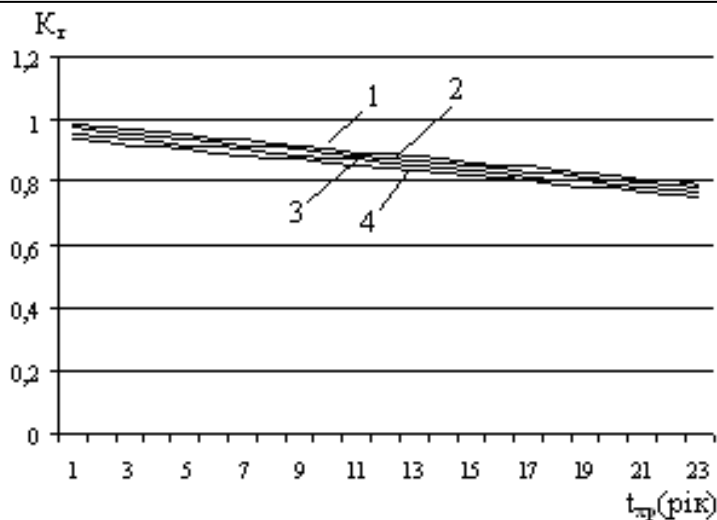


Рис. 5. Залежність K_r від терміну збереження і терміну перебування на пусковій установці

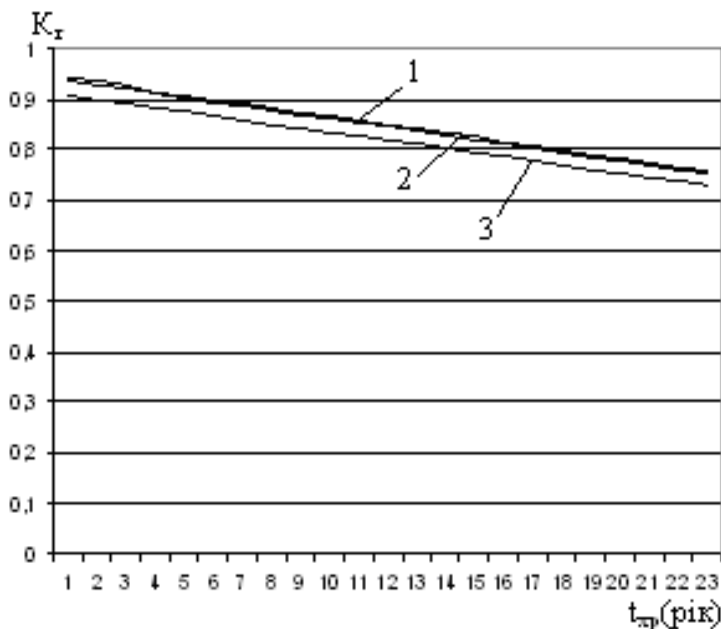


Рис. 6. Залежність K_r від терміну транспортування і терміну перебування на пусковій установці

значатися як [3]

$K_M = 4,0$ – поправковий коефіцієнт, що враховує

впливи механічних навантажень;

$K_d = 1,98$ – поправковий коефіцієнт для ракети, який знаходиться на пусковій установці.

Тоді для різних етапів експлуатації відповідні інтенсивності відмов будуть мати такі розрахункові значення:

$$\Lambda_{зб} = 1,015 \cdot 10^{-6} \text{ 1/год};$$

$$\Lambda_{тр} = 4,06 \cdot 10^{-6} \text{ 1/год};$$

$$\Lambda_{ПУ} = 2,01 \cdot 10^{-6} \text{ 1/год}.$$

Коефіцієнт готовності ЗКР розраховується за формулою [3]

$$K_r = \left(1 - \frac{t_{зб}}{T_{зб}}\right) \left(1 - \frac{t_{тр}}{T_{тр}}\right) \left(1 - \frac{t_{ПУ}}{T_{ПУ}}\right),$$

де $t_{зб}$ – термін збереження ЗКР;

$t_{тр}$ – термін транспортування різним транспортом;

$t_{ПУ}$ – термін перебування ЗКР на пускових установках;

$T_{зб}$ – середній термін напрацювання на відмову при збереженні;

$T_{тр}$ – середній термін напрацювання на відмову при транспортуванні ЗКР;

$T_{ПУ}$ – середній термін напрацювання на відмову при перебуванні на пусковій установці.

На рис. 5 наведена залежність коефіцієнта готовності (K_r) від терміну збереження, якщо ракета знаходилася на пусковій установці 1 місяць:

крива 1 відповідає терміну транспортування 1 місяць;

крива 2 – терміну транспортування 6 місяців;

крива 3 – терміну транспортування 12 місяців;

крива 4 – терміну транспортування 18 місяців.

На рис. 6 наведена залежність коефіцієнта готовності (K_r):

крива 1 відповідає терміну транспортування 18 місяців і терміну перебування на пусковій установці 1 місяць;

крива 2 – терміну транспортування 18 місяців і терміну перебування на пусковій установці 22 місяці;

крива 3 – при терміні транспортування 6 місяців і терміні перебування на пусковій установці 22 місяці.

Висновки

Аналіз графіків показує, що при терміні транспортування ракети 1,5 року за весь період експлуатації максимальний термін збереження складає 17,5 років, при якому виконується критерій боєготовності ракети ($K_r = 0,8$). При терміні транспортування ракети 1 місяць за період експлуатації максимальний термін збереження складає 23 роки, при якому виконується критерій боєготовності ракети ($K_r = 0,8$). Таким чином, надійність ракет значно залежить від терміну і дальності транспортувань, а також терміну перебування ракет на пусковій установці. Знання значень K_r дають можливість проводити подальші дослідження щодо продовження термінів технічної придатності військових ЗКР.

СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ

1. Державна програма реформування та розвитку Збройних сил України. – К.: Преса України, 2000. – 48 с.
2. Бабков Ю.П., Иванец Г.В., Клещеногов Н.П. Основы теории надежности, технического обслуживания и ремонта вооружения и военной техники войск ПВО Сухопутных войск. – Х.: ХВУ, 1996. – 236 с.
3. Широков А.М. Надежность радиоэлектронных устройств. – М.: Высш. шк., 1972. – 272 с.

Надійшла 21.04.2006

Рецензент: д-р техн. наук професор І.І. Обод, Харківський університет Повітряних Сил ім. Івана Кожедуба.