

УДК 623.462.5

КОНОНОВ О.А., заступник начальника інституту, доктор технічних наук, доцент
БЕРЕЗАНСЬКИЙ В.Г., старший викладач кафедри Харківського університету
Повітряних Сил, кандидат технічних наук

ПЕЧУРА Д.С., ад'юнкт

НЕДАШКІВСЬКА Л.П., науковий співробітник науково-дослідної лабораторії
Національного університету оборони України

МЕТОДИЧНІ АСПЕКТИ УПРАВЛІННЯ АВІАЦІЙНИМИ КЕРОВАНИМИ РАКЕТАМИ «ПОВІТРЯ-ПОВІТРЯ» З АКТИВНИМИ РАДІОТЕХНІЧНИМИ ГОЛОВКАМИ САМОНАВЕДЕННЯ

Розглядається проблематика підвищення ефективності винищувача у дальньому повітряному бою. Пропонується вирішення задачі синтезу алгоритму управління авіаційними керованими ракетами «повітря-повітря» з активними радіотехнічними головками самонаведення на основі методу розрізнення багатьох гіпотез

Досвід локальних конфліктів останніх десятиліть наочно демонструє підвищення значення дальніх повітряних боїв як домінуючого способу застосування винищувальної авіації. Традиційно в таких боях використовувались авіаційні керовані ракети (АКР) з напівактивними радіотехнічними головками самонаведення (НРГС). Одним з головних недоліків застосування таких ракет є необхідність безперервного підсвічування, що сприяє протидії противника. Тому, враховуючи це, розробники провідних країн світу при створенні нових зразків керованого авіаційного озброєння спрямовують свої зусилля на підвищення їх автономності при застосуванні за рахунок використання активної радіотехнічної головки самонаведення (АРГС) та максимальне використання енергобалістичних характеристик ракет. Енергоозброєність відомих зразків таких ракет дозволяє застосовувати їх на дальностях від 50км до 150км [1]. Використання АРГС забезпечує багатоканальність систем управління озброєнням та дозволяє реалізовувати один з основних принципів сучасного дальнього повітряного бою – «пустив-забув» [2].

Аналіз досліджень показує, що існуючий алгоритм управління ракетами з радіотехнічними головками самонаведення дозволяє винищувачу ефективно вести дальній повітряний бій (ДПБ) за умови використання ракет з НРГС. Для забезпечення керованого польоту та захоплення цілі після інерційного етапу з урахуванням початкових помилок цілевказання та маневру цілі до моменту її захоплення головкою самонаведення використовуються сигнали радіокорекції. Ці сигнали передаються на борт ракети з апріорно підбраною частотою. Але при використанні указанного алгоритму при застосуванні ракети з АРГС втрачаються всі

її переваги, а ефективність винищувача знижується.

Дану проблемну ситуацію відмічено в [3] та інших роботах.

Тому, для підвищення ефективності застосування винищувача у ДПБ необхідно розробити алгоритм управління, який буде адекватно реалізовувати потенційні можливості ракет з АРГС.

Математично задачу синтезу алгоритмів управління АКР «повітря-повітря» з АРГС можна формалізувати наступним чином.

Нехай система «ракета-ціль» в умовах ДПБ описується рівнянням стану у дискретній формі:

$$X[k+1] = \Phi[k+1, k]X[k] + u[k] + \xi[k], \quad (1)$$

де $\Phi[k+1, k]$ – динамічна матриця системи розмірністю $n \times n$; $X[k]$ – n -мірний вектор стану системи $X[k] = [X[k]_{\text{Ц}}, X[k]_{\text{Р}}]^T$; $u[k]$ – m -мірний вектор управляючих впливів на ракету; $\xi[k]$ – n -мірний вектор зміни стану цілі; k – дискретний час.

Вектори станів ракети $X_{\text{Р}}$ та цілі $X_{\text{Ц}}$ належать деяким областям $\Omega_{\text{Р}}$ та $\Omega_{\text{Ц}}$, які обмежуються енергобалістичними та тактико-технічними характеристиками цих об'єктів відповідно (рис.1):

$$X_{\text{Р}} \in \Omega_{\text{Р}}, \quad X_{\text{Ц}} \in \Omega_{\text{Ц}}. \quad (2)$$

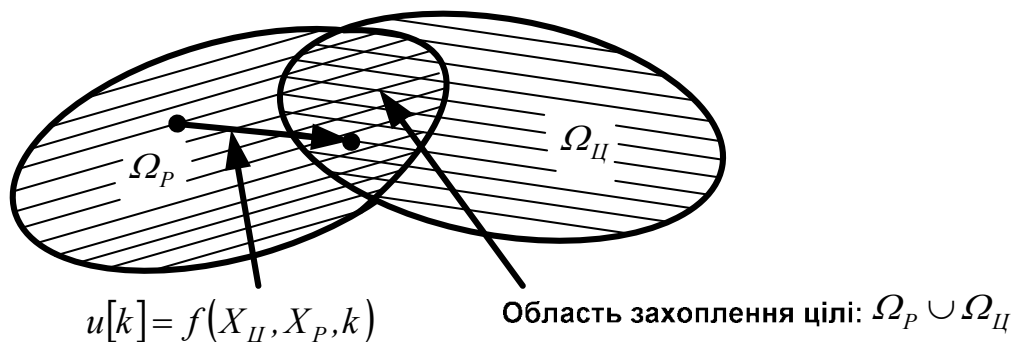


Рис. 1. Схема областей станів системи (1)

Інформаційно-вимірюючу підсистему (рис. 2) представимо за допомогою рівняння вимірювань:

$$Y[k] = D[k]X[k] + \eta[k], \quad (3)$$

де $Y[k]$ – l -мірний вектор спостереження; $D[k]$ – матриця спостереження розмірністю $l \times n$; $\eta[k]$ – l -мірний вектор випадкових завад вимірювання, який має нульове математичне очікування $M[\eta[k]] = 0$ та нульову кореляційну матрицю $M[\eta[k]\eta[k-l]^T] = 0, l = 1, 2, 3, \dots$

Отже, для підвищення ефективності винищувача у ДПБ при застосуванні ракет з АРГС необхідно синтезувати таке управління ракетою виду:

$$u[k] = A[k]x[k], \quad (4)$$

де $A[k]$ – матриця коефіцієнтів підсилення регулятора розмірністю $n \times m$; $\hat{x}[k]$ – n -мірний вектор оцінки стану системи, яке забезпечить вивід ракети у таке положення відносно цілі, в якому виконуються умови її захоплення головою самонаведення, а кількість сеансів передачі сигналів радіокорекції τ буде мінімальною:

$$u^* : \min_{\tau} (u, X, \xi, k);$$

$$X \in \{\Omega_F \cup \Omega_U\}. \quad (5)$$

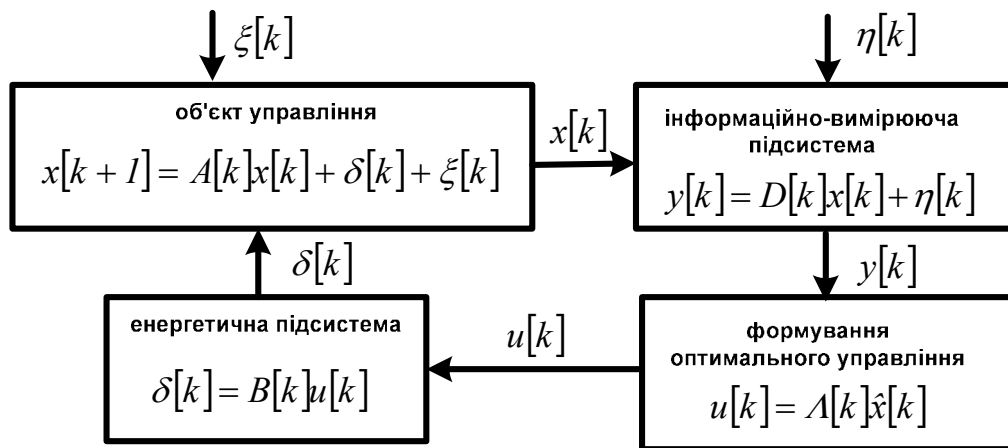


Рис.2. Структурна схема замкнутого контуру управління системою (1)

В даній постановці задачі прийемо, що задача синтезу алгоритмів стабілізації ракети на траєкторії польоту вирішена.

Вирішення задачі синтезу алгоритмів управління ракетою «повітря-повітря» з АРГС пропонується проводити в рамках концепції бортових інформаційно-управляючих комплексів (рис.3). Указана концепція передбачає структуру алгоритму управління з виконанням функцій ідентифікації, оцінювання та формування оптимального управління [4].

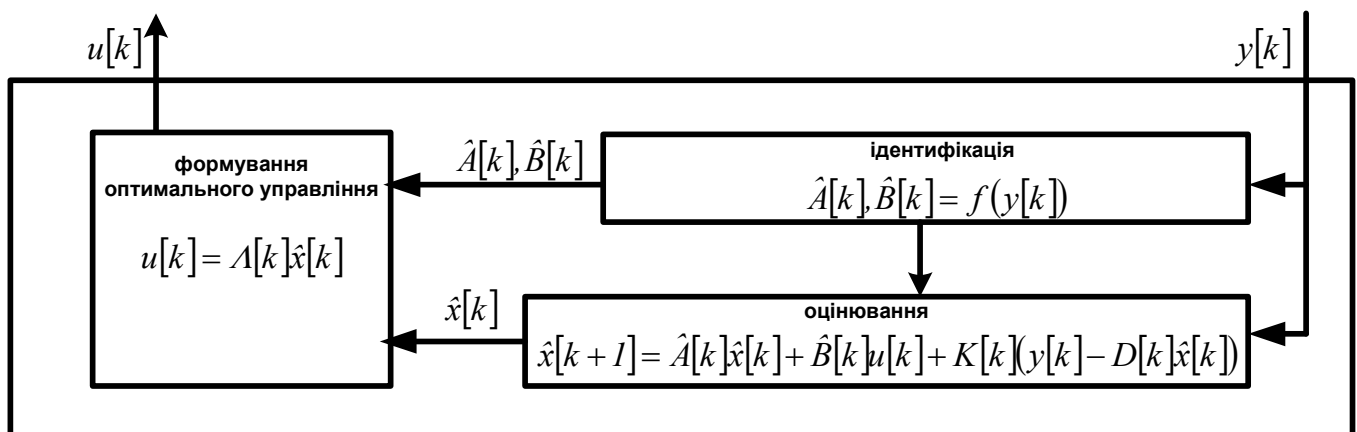


Рис.3. Структурна схема управління за концепцією бортових інформаційно-управляючих комплексів

Функції ідентифікації об'єкту управління пропонується виконувати на основі методу розрізнення багатьох гіпотез [5].

Даний алгоритм передбачає введення N, S, M алгоритмів оптимального оцінювання (фільтрів), що узгоджені з заданими гіпотезами руху цілі H_i . У цьому випадку визначення коефіцієнту узагальненого відношення правдоподібності гіпотез $\lambda(k, i, m_i, j)$, що задовольняє обмеженням:

$$\begin{aligned} \hat{m}_i &< k; \\ \lambda(k, i, m_i, j) &> \eta_0, \end{aligned} \quad (6)$$

де \hat{m}_i – момент виникнення маневру; i – параметр, який вказує на зміну маневру; m_i – випадковий момент часу, в який параметр i зазнав зміни; j – величина, на яку змінився параметр i ; η_0 – пороговий рівень значення узагальненого відношення правдоподібності λ для прийняття рішення про маневр, дозволяє визначити маневри цілі (рис.4).

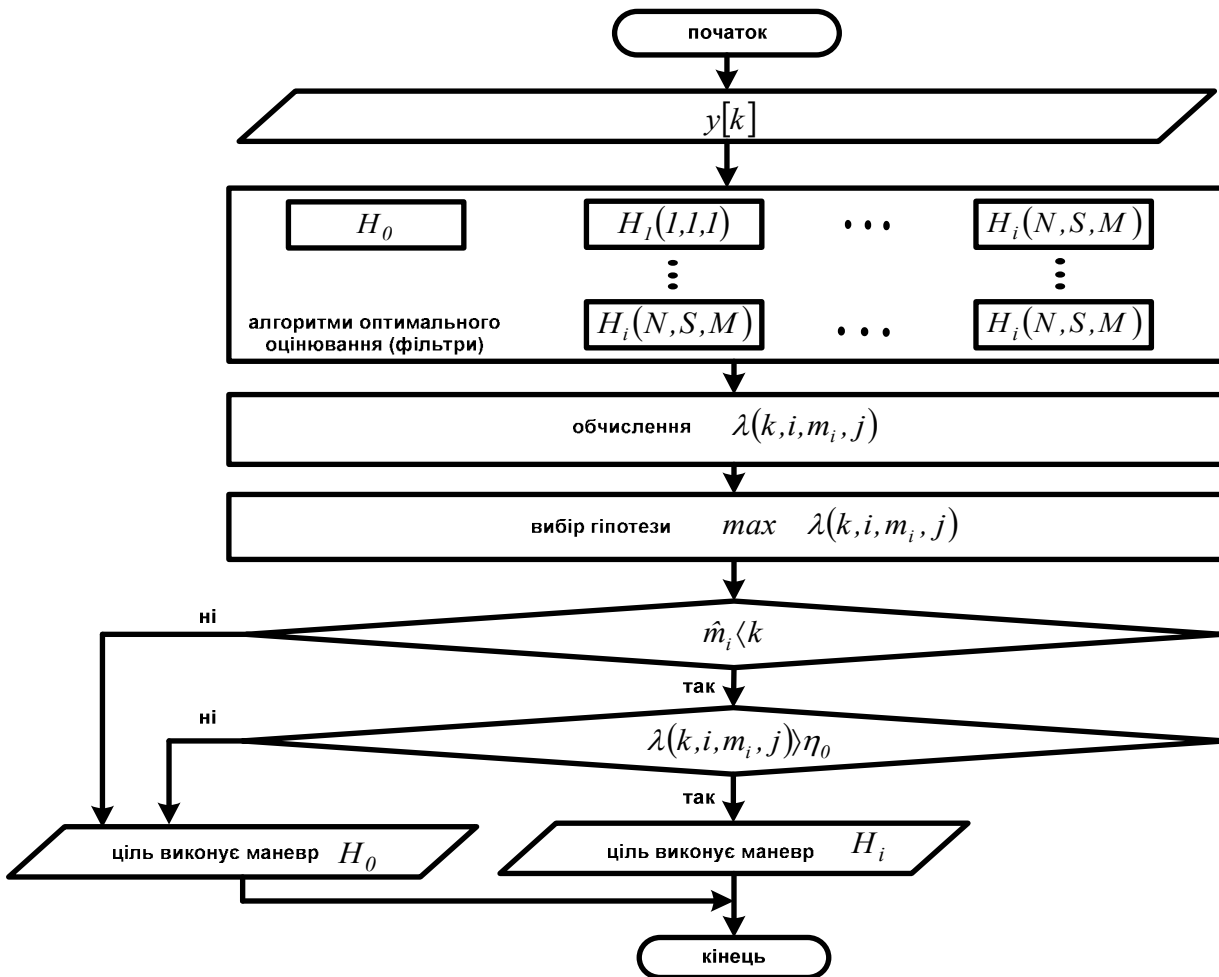


Рис.4. Блок-схема алгоритму ідентифікації та оцінювання на основі методу розрізнення багатьох гіпотез:

N – параметр, який описує маневр; S – дискретна множина значень N ;
 M – число реалізацій (ширина «рухомого вікна»)

Підхід, що пропонується для завдання гіпотез, дозволяє використовувати для оцінювання структурно-стійкий алгоритм оцінювання Люенбергера [6]:

$$\hat{x}[k] = \Phi[k|H_i] \hat{x}[k] + K [y[k+1] - D[k] \hat{x}[k]], \quad (7)$$

де K – матриця, яка забезпечує стійкість алгоритму.

В результаті проведеного аналізу було визначено, що адекватною критеріальною функцією, яка дозволить забезпечити необхідну ефективність застосування, є швидкість зближення ракети з ціллю:

$$J[k/u_i, H_i] = D_{\square}[k/H_i] - D_{\square}[k/u_i]; \quad (8)$$

$$J[k/u_i, H_i])J_{\text{ЗАД}},$$

де $J_{\text{ЗАД}}$ – задана швидкість зближення ракети з ціллю, яка підбирається із умов спрацювання підривача; u_i – управління ракетою, що відповідає прийнятій гіпотезі про рух цілі H_i .

Оскільки, для кожної з гіпотез H_i , що розглядаються, критеріальну функцію (8) можна представити окремою аналітичною залежністю, то для визначення оптимального управління пропонується використовувати метод покоординатного локального пошуку Гауса-Зайделя [7]. Цей метод передбачає пошук мінімального значення функції в результаті ітерації. На кожному кроці мінімальне значення критеріальної функції визначається на сусідніх з початковим вузлах координатної сітки. Крім того, даний метод дозволяє отримати не лише оптимальне управління (4), а й час до захоплення цілі:

$$k_{\text{ЗАХ}}^* = \min_k J[k/u, H_i] \leq r,$$

де r – радіус області захоплення цілі головою самонаведення.

У випадку зміни ціллю маневру алгоритм, що пропонується, передбачає виявлення нового маневру та формування поправок до сигналів цілевказання.

Оптимальність рішення, що пропонується, по-перше, забезпечується структурою алгоритму управління, а, по-друге, використанням методу покоординатного локального пошуку оптимального управління. Для адекватної оцінки ефективності алгоритму, що пропонується, доцільно виконати дослідження методом імітаційного моделювання.

Таким чином, застосування методу на основі розрізнення багатьох гіпотез є одним з перспективних шляхів побудови алгоритмів управління авіаційними керованими ракетами «повітря-повітря» з активними радіотехнічними головками самонаведення.

ЛІТЕРАТУРА

1. Широкоград А.Б. Вооружение советской авиации 1941-1991 / Широкоград А.Б // Под общей ред. Тараса А.Е. – Мн.: Харвест, 2004. – 414с.
2. Давыдов А.Н. Ракеты класса «воздух-воздух» – основной инструмент завоевания превосходства в воздухе истребителями / Кузнецова Т.П., Панкратов О.Н. // Вестник авиации и космонавтики, 2006.– №5.– С.53 – 57.
3. Баханов Л.Е. Системы управления вооружением истребителей: основы интеллекта многофункционального самолёта / Давыдов А.Н., Корниенко В.Н. и др. // Под ред.

- Федосова Е.А. – М.: Машиностроение, 2005. – 400с.
4. Артюшин Л.М. Оптимизация цифровых автоматических систем, устойчивых к отказам / Артюшин Л.М., Машков О.А.– Киев: КВВАИУ, 1991. – 88 с.
 5. Гришин Ю.П. Динамические системы, устойчивые к отказам / Гришин Ю.П., Казаринов Ю.М.. – М.: Радио и связь, 1985. – 176с.
 6. Красовский А.А. Справочник по теории автоматического управления / Под ред. А.А.Красовского. – М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1987. – 712с.
 7. Растринин Л.А. Современные принципы управления сложными объектами. – М.: «Советское радио», 1980, –232с.

Надійшла до редакції 29.10.2010.