

УДК 621.396.965

І.І. Сачук

Харківський університет Повітряних Сил імені Івана Кожедуба, Харків

РЕАЛІЗАЦІЯ ПАРАЛЕЛЬНОЇ ФІЛЬТРАЦІЇ РЕЗУЛЬТАТІВ ВИМІРЮВАНЬ У СИСТЕМАХ СУПРОВОДЖЕННЯ ЗЕНІТНИХ РАКЕТНИХ КОМПЛЕКСІВ

Сформульована задача синтезу системи супроводження зенітного ракетного комплексу на основі багатоальтернативної моделі руху об'єкта та наведені результати її розв'язання. Обґрунтовано алгоритм оцінювання вектору стану при паралельній фільтрації результатів вимірювань.

Ключові слова: зенітний ракетний комплекс, система супроводження, багатоальтернативна модель руху об'єкта.

Вступ

З теорії оптимальної фільтрації випливає, що, чим адекватніша модель руху об'єкта його дійсному руху, тим точніше можна оцінити вектор стану об'єкта [1]. Основою для побудови моделі руху об'єкта є другий закон Ньютона та кінематичні рівняння, що пов'язують між собою вектори прискорення, швидкості та положення об'єкта. Оскільки задача розрахунку результуючої сили, що діє на об'єкт, є достатньо складною та залежить для пілотуємих об'єктів від дій льотчика, в більшості практичних випадків модель руху об'єкта будують на основі статистичної моделі прискорення об'єкта [2].

З характеру руху об'єкта при подоланні системи протиповітряної оборони випливає модель руху маневруючого об'єкта [3], у якій складові вектора прискорення припускаються взаємно незалежними експоненційно корельованими випадковими процесами з багатопіковою щільністю розподілу ймовірностей (рис. 1). Синтез алгоритму оцінювання стану об'єкта при такій щільності розподілу ймовірностей складових вектора прискорення не може бути виконаний в рамках теорії оптимальної лінійної фільтрації, оскільки вимагає розв'язання рівняння Фоккера-Планка-Колмогорова для апостеріорної щільності розподілу ймовірностей стану об'єкта за результатами спостережень. Для розв'язання задачі синтезу в рамках теорії оптимальної лінійної фільтрації багатопікову щільність розподілу ймовірностей, яка достатньо добре відповідає характеру змінювання прискорення багатьох маневруючих об'єктів, замінюється еквівалентним нормальним розподілом (пунктир рис. 1). При цьому маневрові характеристики об'єкта визначають розміри зони невизначеності складових вектора прискорення об'єкта, яка обирається, виходячи з можливого маневру максимальної інтенсивності [4]. У випадку відсутності маневру це призводить до невиправданого збільшення смуги пропускання системи супроводження зенітного ракетного комплексу. При здійсненні паралельної фільтрації результатів

вимірювань багатопікову щільність розподілу ймовірностей замінюють еквівалентною нормальною щільністю [4] з відомим середньоквадратичним відхиленням σ_{w_μ} та невідомим математичним сподіванням (рис. 2). При цьому вводиться фіксована кількість гіпотез H_i про математичне сподівання $m_{w_\mu i}$ складової вектору прискорення об'єкта. Такому підходу відповідає багатоальтернативна модель руху об'єкта [5].

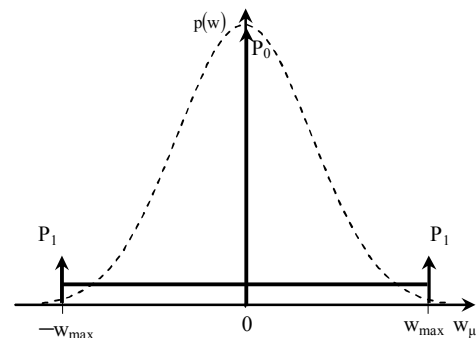


Рис. 1. Багатопікова щільність розподілу ймовірностей

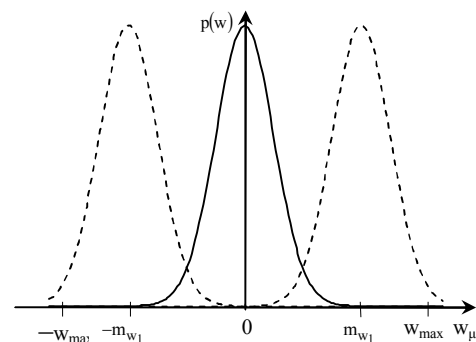


Рис. 2. Багатоальтернативна щільність розподілу ймовірностей

Мета роботи – обґрунтування доцільного алгоритму оцінювання вектору стану об'єкта при паралельній фільтрації результатів вимірювань у системах супроводження зенітних ракетних комплексів.

1. Синтез системи супроводження з паралельною фільтрацією результатів вимірювань

При синтезі системи супроводження на основі багатоальтернативної моделі руху стан об'єкта характеризується трьома векторами

$$\bar{x}_\mu(nT) = (\tilde{w}_\mu(nT), v_\mu(nT), \mu(nT))^T, \quad (1)$$

до кожного з яких входить координата об'єкта $\mu(nT)$, швидкість її змінювання $v_\mu(nT)$ та флуктуації відповідної складової вектора прискорення об'єкта $\tilde{w}_\mu(nT)$. При такому підході рух об'єкта описується трьома ідентичними рівняннями стану.

$$\bar{x}_\mu(nT + T) = \tilde{f}_\mu[\bar{x}_\mu(nT)] + \tilde{g}[\tilde{w}_\mu] + B_\mu \xi_\mu^*(nT), \quad (2)$$

де $\tilde{f}_\mu[\bar{x}_\mu(nT)]$ – вектор-функція, що залежить від вектора стану об'єкта; $\tilde{g}[\tilde{w}_\mu]$ – вектор-функція, що залежить від середнього значення складової вектора прискорення об'єкта \tilde{w}_μ ; B_μ – матриця збудження; $\xi_\mu^*(nT)$ – дискретна біла послідовність шумів збудження.

Модель спостережень μ -ої координати може бути такою, як у стандартній постановці задачі синтезу оптимального спостерігача стану

$$z_\mu(nT) = H_p \bar{x}_\mu(nT) + f_\mu^*(nT), \quad (3)$$

де H_p – матриця спостережень; $f_\mu^*(nT)$ – шум спостереження μ -ї координати об'єкта.

В результаті розв'язання задачі синтезу отримують оптимальний за критерієм мінімуму середньоквадратичної помилки байєсівський алгоритм оцінювання стану об'єкта [6]:

$$\hat{\bar{x}}_\mu(nT) = \sum_{i=1}^{q_\mu} P[H_{\mu_i} / Z_\mu(nT)] \hat{\bar{x}}_{\mu_i}(nT), \quad (4)$$

де H_{μ_i} – i -а гіпотеза про середнє значення μ -ої складової вектора прискорення об'єкта; q_μ – кількість гіпотез про середнє значення μ -ої складової вектора прискорення об'єкта; $Z_\mu(nT)$ – вектор результатів n спостережень μ -ої координати об'єкта; $P[H_{\mu_i} / Z_\mu(nT)]$ – апостеріорна ймовірність i -ої гіпотези по результатах n спостережень μ -ої координати об'єкта; $\hat{\bar{x}}_{\mu_i}(nT)$ – оптимальна умовна оцінка вектора стану об'єкта за результатами n спостережень у випадку справедливості i -ої гіпотези про середнє значення μ -ої складової вектора прискорення об'єкта.

При виконанні умови

$$P[H_{\mu_m} / Z_\mu(nT)] \gg P[H_{\mu_i} / Z_\mu(nT)], \quad \forall i \neq m \quad (5)$$

байєсівський алгоритм оцінювання (4) еквівалентний алгоритму прийняття рішення по максимуму апостеріорної ймовірності гіпотез:

$$\hat{\bar{x}}_\mu(nT) = \hat{\bar{x}}_{\mu_m}(nT), \quad \text{якщо } \forall i \neq m \quad (6)$$

$$P[H_{\mu_m} / Z_\mu(nT)] > P[H_{\mu_i} / Z_\mu(nT)].$$

У випадку, коли апріорні ймовірності гіпотез не ураховуються, алгоритм (6) еквівалентний алгоритму прийняття рішення по максимуму функції правдоподібності (стандартному алгоритму оцінювання):

$$\hat{\bar{x}}_\mu(nT) = \hat{\bar{x}}_{\mu_m}(nT), \quad \text{якщо } \forall i \neq m \quad (7)$$

$$P[Z_\mu(nT) / H_{\mu_m}] > P[Z_\mu(nT) / H_{\mu_i}].$$

З виразів (4), (6), (7) випливає, що система супроводження при паралельній фільтрації результатів вимірювань повинна містити (рис. 3) q_μ фільтрів умовної оцінки, що формують умовні оцінки $\hat{\bar{x}}_{\mu_i}(nT)$, та блок формування результуючої оцінки, який забезпечує формування результуючої оцінки відповідно до реалізованого алгоритму оцінювання.

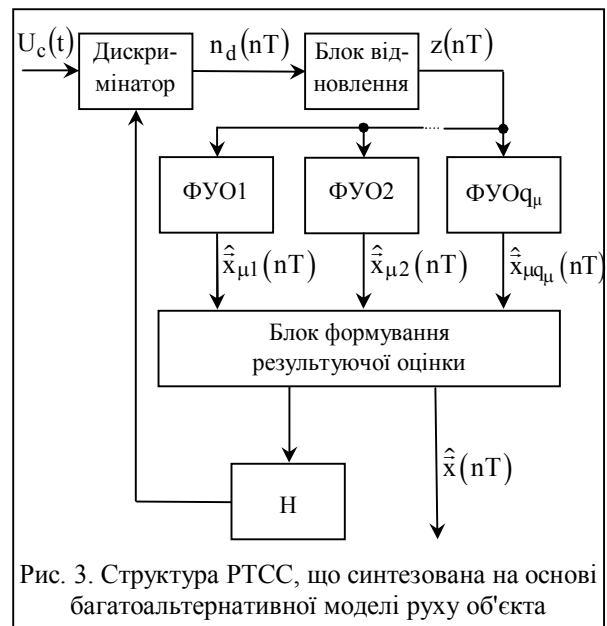


Рис. 3. Структура РТСС, що синтезована на основі багатоальтернативної моделі руху об'єкта

2. Обґрунтування доцільного алгоритму оцінювання

В основу обґрунтування доцільного алгоритму оцінювання доцільно покласти результати порівняльного аналізу алгоритмів оцінювання при супроводженні об'єктів, що рухаються по реальним траєкторіям. У результаті моделювання встановлено, що байєсівський алгоритм оцінювання (пунктирна лінія рис. 4) у порівнянні зі стандартним алгоритмом оцінювання (суцільна лінія рис. 4) має властивість згладжування систематичної помилки. При цьому характер перемикавання фільтрів умовної оцінки при використанні стандартного алгоритму оцінювання не завжди відповідає дійсному змінюванню прискорення об'єкта при маневрі. Для усунення цього не-

доліку доцільно використовувати ковзний алгоритм оцінювання, аналогічний (7) з розрахунком розділюючих функцій за результатами $n_{\text{пр}}$ останніх спостережень μ -ої координати об'єкта (рис. 5).

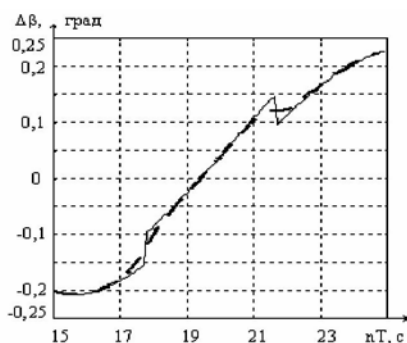


Рис. 4. Систематична помилка оцінювання азимута байєсовським і стандартним алгоритмами оцінювання

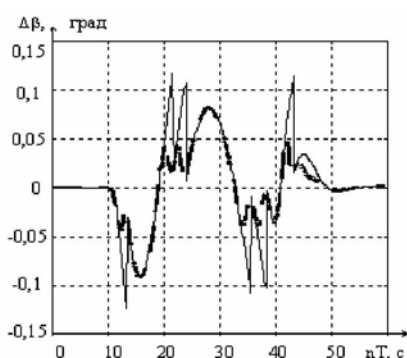


Рис. 5. Систематична помилка оцінювання азимута при використанні ковзного та ковзного байєсовського алгоритмів оцінювання

У зв'язку із властивістю згладжування систематичної помилки поблизу моментів перемикання фільтрів умовної оцінки, що притаманна байєсівському алгоритму оцінювання, доцільно введення ковзного байєсівського алгоритму оцінювання, аналогічного (4), що припускає вагове сумування усіх умовних оцінок (як байєсівський алгоритм) з коефіцієнтами ваги, що розраховуються за статистикою, що накопичена за $n_{\text{пр}}$ останніх спостережень (як у ковзного алгоритму). Систематична помилка ковзного байєсівського алгоритму оцінювання (пунктир рис. 5) або співпадає із систематичною помилкою ковзного

алгоритму (суцільна лінія рис. 5) або менша за неї поблизу моментів перемикання фільтрів умовної оцінки.

Висновки

Сформульована задача синтезу системи супроводження зенітного ракетного комплексу при паралельній фільтрації результатів вимірювань. У результаті її розв'язання отримані алгоритми оцінювання вектора стану та структура системи супроводження.

У результаті порівняльного аналізу алгоритмів оцінювання при супроводженні об'єктів, що рухаються по реальним траєкторіям, обґрунтовано доцільний алгоритм оцінювання вектора стану об'єкта при паралельній фільтрації результатів вимірювань у системах супроводження зенітних ракетних комплексів

Для підвищення адекватності багатоальтернативної моделі руху об'єкта його реальному руху потребують подальшого обґрунтування чисельні значення показників моделі на основі дослідження їх впливу на величину помилки супроводження об'єкта.

Список літератури

1. Сейдж Э. Теория оценивания и ее применение в связи и управлении / Э. Сейдж, Дж. Мелс. Пер. с англ. – М.: Связь, 1976. – 496 с.
2. Радиоэлектронные системы: Основы построения и теория. Справочник / Я.Д. Ширман, С.Т. Багдасарян, А.С. Маляренко и др. – М.: Радиотехника, 2007. – 512 с.
3. Зингер Р.А. Оценка характеристик оптимального фильтра для слежения за пилотируемой целью / Р.А. Зингер // Зарубежная радиоэлектроника. – 1971. – № 8. – С. 40-57.
4. Цифровая обработка радиолокационной информации при сопровождении целей / А.М. Бочкарев, А.Н. Юрьев, М.Н. Долгов, А.В. Щербини // Зарубежная радиоэлектроника. – 1991. – № 3. – С. 40-57.
5. Хисматулин В.Ш. Многоальтернативная модель движения маневрирующей цели / В.Ш. Хисматулин, И.И. Сачук // Збірник наукових праць ХВУ. – Х.: ХВУ, 1998. – Вип. 21. – С. 71-75.
6. Хисматулин В.Ш. Структуры радиотехнических следящих систем, синтезированных на основе многоальтернативной модели движения маневрирующей цели / В.Ш. Хисматулин, И.И. Сачук // Збірник наукових праць ХВУ. – Х.: ХВУ, 1999. – Вип. 3(25). – С. 13-17.

Надійшла до редколегії 1.10.2015

Рецензент: д-р військ. наук проф. М.О. Єрмошин, Харківський університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків.

РЕАЛИЗАЦИЯ ПАРАЛЛЕЛЬНОЙ ФИЛЬТРАЦИИ РЕЗУЛЬТАТОВ ИЗМЕРЕНИЙ В СИСТЕМАХ СОПРОВОЖДЕНИЯ ЗЕНИТНЫХ РАКЕТНЫХ КОМПЛЕКСОВ

И.И. Сачук

Сформулирована задача синтеза системы сопровождения зенитного ракетного комплекса на основе многоальтернативной модели движения объекта та приведены результаты ее решения. Обосновано алгоритм оценивания вектора состояния при параллельной фильтрации результатов измерений.

Ключевые слова: зенитный ракетный комплекс, система сопровождения, многоальтернативная модель движения объекта.

THE PRACTICAL USAGE OF PARALLEL FILTRATION OF MEASURING RESULTS IN TRACKING SYSTEMS OF SURFACE TO AIR COMPLEXES

I.I. Sachuk

The task of synthesis of tracking systems of surface to air complexes on the basis of multialternative model of the object movement are given. The algorithm of estimation of space vector are revealed for the case of parallel filtration of measuring results.

Keywords: surface to air complexes, tracking systems, multialternative model of object motion.