

УДК 629.7

МАЛКИН В. А., ГЛАВАТСКИХ С. А., Военная академия Республики Беларусь

АДАПТИВНЫЙ АЛГОРИТМ ВТОРИЧНОЙ ОБРАБОТКИ ИНФОРМАЦИИ РАДИОЛОКАЦИОННОЙ ГОЛОВКИ САМОНАВЕДЕНИЯ

В статье рассматривается способ повышения точности наведения управляемых ракет с радиолокационной головкой самонаведения в условиях воздействия углового шума цели за счет использования при вторичной обработке сигналов угломерного канала радиолокационной головки самонаведения алгоритма псевдокинематического звена, адаптивного к изменению интенсивности шума измерений.

The mode of pointing accuracy of guided missile with RF homing head under the influence of target angle noise is shown in the article. It is achieved at the expense of application of the kinematical link algorithm during reprocessing of angle channel signal wave of homing head. The algorithm is adapted to the changes of noise measurement intensity.

Введение

Авиационные управляемые ракеты (АУР) с радиолокационными системами самонаведения остаются одним из наиболее эффективных средств ведения боевых действий авиации. Большая дальность действия, высокая автономность позволяют успешно решать задачи по завоеванию превосходства в воздухе.

Однако, существенным недостатком таких систем являются их сравнительно низкая помехозащищенность. На радиолокационную головку самонаведения (ГСН) в процессе ее боевого применения действуют естественные и искусственные помехи, приводящие либо к срыву сопровождения цели, либо к существенному снижению точности наведения. Наряду с защитой от искусственных помех, чрезвычайно актуальной остается задача снижения влияния на точность наведения углового шума цели [1]. Спектр этой помехи, как и спектр полезного сигнала, расположен в области низких частот, что не позволяет эффективно использовать частотную селекцию на этапе первичной обработки сигнала.

Существующие способы снижения влияния углового шума основаны на использовании квазиоптимальных алгоритмов вторичной обработки информации угломерного канала

ГСН [2, 3]. Одним из таких алгоритмов является псевдокинематическое звено (ПКЗ), построенное на основе уравнений фильтра Калмана, в которых в качестве априорной модели системы принимается модель кинематического звена.

В практической реализации коэффициенты ПКЗ принимаются либо постоянными, либо кусочно-постоянными, в которых осуществляется настройка на тип цели и на диапазон дальности. В таких алгоритмах принципиально не может быть учтена нестационарность характеристик помехового сигнала, обусловленная изменением ракурса цели в процессе наведения. Это приводит к росту ошибок фильтрации и, соответственно, к увеличению флуктуационной составляющей промаха ракеты.

Постановка и решение задачи

Теория калмановской фильтрации основана на совместном использовании априорной и апостериорной информации об оцениваемых процессах. Недостоверная информация приводит к росту ошибок оценивания, поэтому для снижения влияния неопределенности в задании априорных данных используются различные способы адаптации. Одной из важных задач, возникающих при построении алгоритмов

оценивания, является адаптация к изменениям интенсивности шумов измерения.

Традиционный подход, заключающийся в расширении вектора состояния системы путем включения в него априорно неизвестных параметров, приводит к ряду ограничений, которые делают его малоэффективным. Так, при введении интенсивности шумов измерений в вектор состояния, уравнения для ковариационной матрицы ошибок оценивания становятся зависимыми от результатов измерений и требуют интегрирования совместно с уравнениями для оценок фазовых координат. В результате существенно возрастает порядок системы уравнений, что усложняет реализацию таких алгоритмов при ограниченных возможностях вычислителя.

Альтернативным подходом к решению задачи адаптации является использование двухэтапных алгоритмов оценивания с предварительной статистической обработкой результатов измерений [4, 5]. В [4] решена задача определения матрицы коэффициентов усиления дискретного фильтра Калмана по информации, содержащейся в ковариационных матрицах обновляющей последовательности измерений. Для определения элементов ковариационных матриц обновляющей последовательности интервал времени $\Delta t = t_{k+1} - t_k$ на котором осуществляется обновление оценок, разбивается на $l + 1$ подинтервал. В каждой точке $t_{k,i}$ ($i = 0, 1, 2, \dots, l$) вычисляются элементы вектора обновляющей последовательности:

$$v(t_{k,i}) = Z(t_{k,i}) - H\Phi^{i-1}\tilde{Y}(t_{k,0}),$$

где $v(t_{k,i})$ – значения вектора обновляющей последовательности в точке $t_{k,i}$; $Z(t_{k,i})$ – вектор измерений; H – матрица измерений; $\Phi(t_{k,0})$ – матрица преобразования дискретной системы; $\tilde{Y}(t_{k,0})$ – априорное значение вектора фазовых координат системы в точке $t_{k,0}$.

Для последовательности точек $t_{k,1}, t_{k,2}, \dots, t_{k,l}$ вычисляются ковариационные матрицы, определяемые выражениями:

$$L_j = M[v(t_{k,j})v^T(t_{k,1})], \quad j = 1, 2, \dots, l. \quad (1)$$

Определение математических ожиданий в формуле (1) осуществляется путем статистической обработки результатов на скользком интервале времени, содержащем N точек обновления оценок фазовых координат системы [5]. С учетом представленных в работе [5] ал-

горитмов, выражение для матрицы коэффициентов дискретного фильтра Калмана в момент времени $t_{k,1}$ определяется выражением:

$$K(t_{k,1}) \approx S^* L \{M[v(t_{k,1})v^T(t_{k,1})]\}^{-1}, \quad (2)$$

где $S^* = (S^T S)^{-1} S^T$ – псевдообратная матрица для матрицы $S^T = [H\Phi, H\Phi^2, \dots, H\Phi^{l-1}]$, $L^T = [L_2, L_3, \dots, L_l]$ – матрица, содержащая блоки, вычисленные по формуле (1).

В данной статье решается задача получения соотношений, аналогичных формуле (2), для коэффициентов непрерывного фильтра Калмана, в котором априорной математической моделью системы является кинематическое звено.

Математическая модель кинематического звена записывается на основе линеаризованного уравнения, связывающего угловую скорость линии визирования и нормальные составляющие ускорения цели и ракеты [3]. Для одной плоскости управления такое уравнение принимает вид:

$$\dot{\omega} = -\frac{2\dot{D}}{D}\omega + \frac{1}{D}(j_{\text{ц}} - j_{\text{р}}), \quad (3)$$

где ω – угловая скорость линии визирования; D, \dot{D} – соответственно дальность и скорость сближения; $j_{\text{ц}}, j_{\text{р}}$ – нормальные ускорения цели и ракеты.

Уравнение (3) является основой для построения ПКЗ. При построении модели ПКЗ принимается допущение о том, что D, \dot{D} и $j_{\text{р}}$ измеряются в комплексном измерителе без погрешностей. Значение $j_{\text{ц}}$ не измеряется и должно быть оценено на борту ракеты. Примем в качестве априорной модели изменения ускорения цели модель Зингера [1]:

$$\dot{j}_{\text{ц}} = -\frac{j_{\text{ц}}}{T_{\text{ц}}} + \frac{\xi}{T_{\text{ц}}}, \quad (4)$$

где $T_{\text{ц}}$ – постоянная времени, характеризующая маневренные свойства цели; ξ – центрированный гауссовский белый шум с известной интенсивностью.

Тогда в векторной форме уравнение математической модели ПКЗ будет иметь вид:

$$\dot{Y}(t) = A(t)Y(t) + \xi \quad (5)$$

где $Y^T(t) = (\omega, j_{\text{ц}})$ – вектор состояния системы;

$A(t) = \begin{bmatrix} -\frac{2\dot{D}}{D} & \frac{1}{D} \\ 0 & \frac{1}{T_{\text{ц}}} \end{bmatrix}$ – матрица системы, опреде-

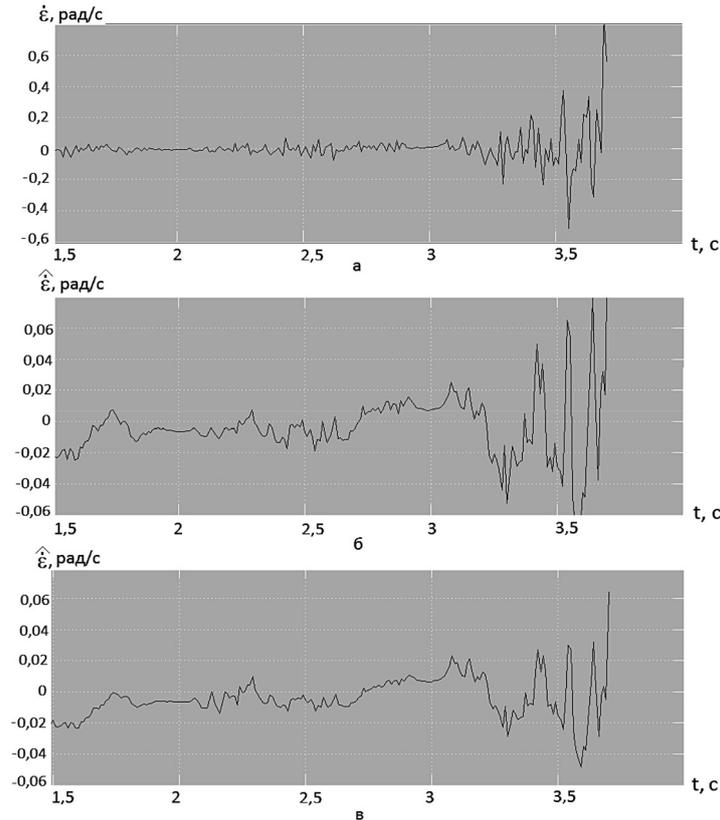


Рис. 2. Реализации входного процесса изменения угловой скорости линии визирования цели и его оценок

где $\alpha = 1 - \frac{\Delta t}{T_{\text{и}}}$, $\beta = 1 + \frac{2|\dot{D}|\Delta t}{D}$, $\mu = \frac{\Delta t}{D}$.

Из системы (10) находим значения неизвестных переменных P_{11} , P_{12} и R :

$$P_{11} = \frac{\hat{L}_2(\beta + \alpha) - \hat{L}_3}{\beta\alpha};$$

$$P_{12} = \frac{\hat{L}_3 - \beta\hat{L}_2}{\mu\alpha};$$

$$R = \hat{L}_1 - P_{11} = \frac{\beta\alpha\hat{L}_1 - \hat{L}_2(\beta + \alpha) - \hat{L}_3}{\beta\alpha}.$$

Выражения для коэффициентов непрерывного фильтра Калмана второго порядка будут иметь вид:

$$k_1(t) = \frac{\hat{L}_2(\beta + \alpha) - \hat{L}_3}{\beta\alpha\hat{L}_1 - (\beta + \alpha)\hat{L}_2 - \hat{L}_3};$$

$$k_2(t) = \frac{\beta[\hat{L}_3 - \beta\hat{L}_2]}{\mu[\beta\alpha\hat{L}_1 - (\beta + \alpha)\hat{L}_2 - \hat{L}_3]}. \quad (11)$$

Вычисление оценок \hat{L}_j ($j=1,2,3$) осуществляется следующим образом. На скользящем интервале, содержащем N шагов обновления

оценок, происходит формирование N -мерного вектора $\bar{L}_1^T = (v_k, v_{k-1}, \dots, v_{k-N+1})$, где v_k – значение невязки измерения на шаге k . Кроме того, происходит запоминание аналогичных векторов с двух предыдущих шагов обновления оценок:

$$\bar{L}_2^T = (v_{k-1}, v_{k-2}, \dots, v_{k-N});$$

$$\bar{L}_3^T = (v_{k-2}, v_{k-3}, \dots, v_{k-N-1}).$$

На каждом шаге обновления оценок вычисляются скалярные произведения $\bar{L}_1^T \bar{L}_1$, $\bar{L}_1^T \bar{L}_2$, $\bar{L}_1^T \bar{L}_3$. Оценки ковариаций невязок измерений вычисляются по формуле

$$\hat{L}_j = \frac{\bar{L}_1^T \bar{L}_j}{N}, \quad (j=1,2,3). \quad (12)$$

Обсуждение результатов

В процессе математического моделирования оценивались работоспособность и точность алгоритма фильтрации второго порядка с предварительной статистической обработкой невязок измерений. Проводился сравнительный анализ точностных характеристик разработанного адаптивного фильтра и фильтра Кальмана, в котором коэффициенты передачи

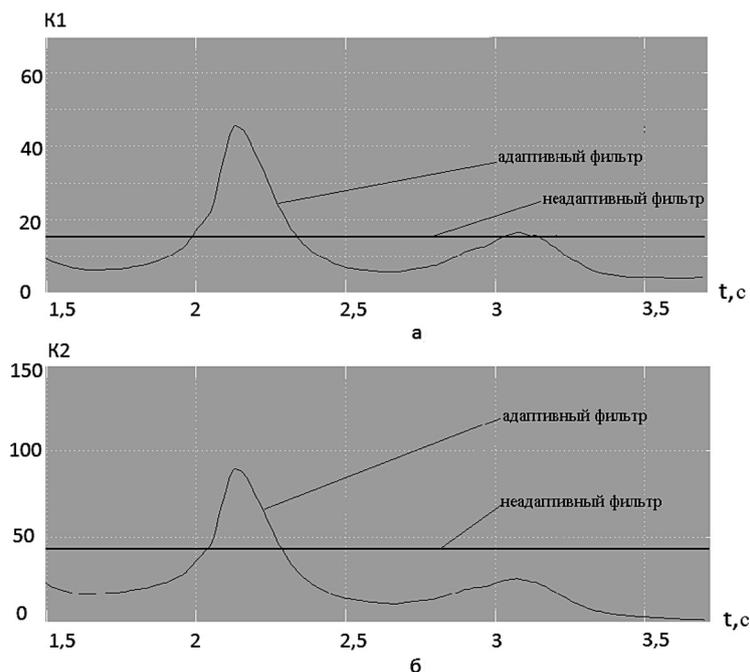


Рис. 3. Реализации процессов изменения коэффициентов неадаптивного и адаптивного алгоритмов фильтрации

принимались постоянными, усредненными по времени работы фильтра.

С целью проверки адаптации фильтра к изменению интенсивности шума измерения на его вход подавался коррелированный случайный процесс, СКО которого изменялось обратно пропорционально дальности до цели, а также по гармоническому закону.

На рис. 2 представлены реализации входного процесса изменения угловой скорости линии визирования цели (*a*) и его оценок, полученных с помощью неадаптивного (*б*) и адаптивного (*в*) алгоритмов фильтрации. На рис. 3 представлены реализации коэффициентов усиления адаптивного и неадаптивного алгоритмов фильтрации для указанных условий моделирования.

Анализ графиков, представленных на рис. 2 и 3 позволяет сделать выводы о том, что схема адаптации коэффициентов фильтра к изменению интенсивности шума измерения является работоспособной. Сравнительный анализ сигналов на выходе фильтра с адаптацией коэффициентов усиления и без нее показывает,

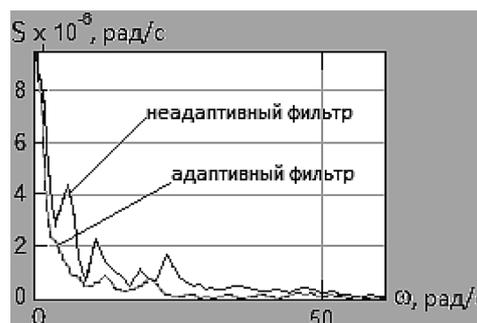


Рис. 4. Спектральная плотность оценки угловой скорости линии визирования для неадаптивного и адаптивного алгоритмов фильтрации

что для адаптивного фильтра СКО оценки уменьшается в среднем на 25–30%.

На рис. 4 показаны графики спектральной плотности оценки угловой скорости линии визирования, соответственно, для адаптивного и неадаптивного вариантов фильтра. Анализ графиков показывает, что для адаптивного алгоритма фильтрации уровень спектральной плотности угловой скорости линии визирования существенно ниже, чем для неадаптивного алгоритма.

Литература

1. Справочник по радиолокации. В 4-х т. Пер. с англ. / Под ред. М. Скольника. – Т. 1. – М.: Сов. Радио, 1977. – 455 с.
2. Меркулов В. И. Авиационные системы радиоуправления. Т. 2. Радиоприемные системы самонаведения / В. И. Меркулов [и др.]; под ред. А. И. Канащенкова и В. И. Меркулова. – М.: Радиотехника, 2003. – 389 с.
3. Малкин В. А. Система радиоуправления летательных аппаратов / В. А. Малкин; – Минск: ВА РБ, 2011. – 276 с.
4. Кузовков Н. Т. Инерциальная навигация и оптимальная фильтрация / Н. Т. Кузовков, О. С. Салычев; – М.: Машиностроение, 1982. – 216 с.
5. Малкин В. А. Двухэтапные алгоритмы оценивания в системах автосопровождения движущихся объектов / В. А. Малкин // Весн. Нац. акад. навук Беларусі. Сер. фіз.-тех. навук. – 1999. – № 4. – С. 56–59.