

В. Ю. Киселев – магистрант кафедры бортовой радиоэлектронной аппаратуры

Е. А. Антохин (канд. техн. наук, доц.) – научный руководитель

СОПРОВОЖДЕНИЕ МАНЕВРИРУЮЩЕЙ ВОЗДУШНОЙ ЦЕЛИ ПО ДАННЫМ РЛС С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ФИЛЬТРА КАЛМАНА

Определение координат и скоростей объектов по последовательности измерений, формируемых радиолокационной станцией, является центральной задачей любой системы слежения за целями в военной или гражданской сфере. При сопровождении решаются задачи предсказания и фильтрации траектории движения воздушной цели. Одними из широко распространенных и применяемых на практике рекуррентных алгоритмов фильтрации являются алгоритмы фильтрации Калмана. Данные алгоритмы подробно описаны в литературе [1, 2]. Очень хорошо исследовано применение классического линейного фильтра Калмана. Фильтр функционирует устойчиво и с высокой точностью при малых интервалах дискретизации, а расчетные значения являются оптимальными оценками по критерию минимума среднеквадратической ошибки, что и обуславливает широкое применение данного алгоритма. Однако, в ряде случаев, при выполнении целью маневров, классический фильтр оказывается непригодным, поскольку несоответствия между заложенной в алгоритме моделью движения цели и реальной траекторией становятся существенными, а ошибка оценивания на участке маневра - недопустимо большой. В данной работе рассмотрен линейный алгоритм фильтрации и его модификация с обнаружителем начала маневра.

Воздушная цель рассматривается как линейная динамическая система. Динамика n мерного вектора состояния цели $s(k)$ описывается матричным разностным уравнением:

$$s(k+1) = F(k)s(k) + v(k),$$

где $s(k)$ – вектор состояния системы в момент t_k , $F(k)$ – матрица перехода системы, $v(k)$ – формирующий гауссов шум, с нулевым средним и известной ковариационной матрицей $Q(k)$.

Линейная модель наблюдений определена уравнением:

$$z(k) = H(k)s(k) + w(k),$$

где $z(k)$ – вектор наблюдаемых параметров, $H(k)$ – матрица проекции пространства состояний на пространство наблюдений, $w(k)$ – белый гауссов шум наблюдения с нулевым средним и известной ковариационной матрицей $R(k)$.

Вектор фильтруемых параметров состоит из координат и скоростей цели $s(k) = [x \ x' \ y \ y']^T$.

От радиолокатора поступают только измеренные значения координат цели, поэтому на втором шаге алгоритма необходимо оценить производные по соответствующим координатам, рассчитать начальную ковариационную матрицу ошибок оценки вектора состояния системы, и затем применять алгоритм экстраполяции.

Начальные значения вектора состояния и матрицы ковариации ошибок находятся следующим образом:

$$s(2|2) = \begin{bmatrix} x(2) & \frac{x(2)-x(1)}{T} & y(2) & \frac{y(2)-y(1)}{T} \end{bmatrix}^T, \quad P(2|2) = \begin{bmatrix} \frac{\sigma_x^2(2)}{T} & \frac{\sigma_x^2(2)}{T^2} & \frac{\sigma_{xy}(2)}{T} & \frac{\sigma_{xy}(2)}{T^2} \\ \frac{\sigma_x^2(2)}{T} & \frac{2\sigma_x^2(2)}{T^2} & \frac{\sigma_{xy}(2)}{T} & \frac{2\sigma_{xy}(2)}{T^2} \\ \frac{\sigma_{yx}(2)}{T} & \frac{\sigma_{yx}(2)}{T} & \frac{\sigma_y^2(2)}{T} & \frac{\sigma_y^2(2)}{T} \\ \frac{\sigma_{yx}(2)}{T} & \frac{2\sigma_{yx}(2)}{T^2} & \frac{\sigma_y^2(2)}{T} & \frac{2\sigma_y^2(2)}{T^2} \end{bmatrix},$$

где T – период обзора РЛС, если наблюдение ведется в полярных координатах, СКО оценок в декартовой системе рассчитываются по формулам:

$$\begin{aligned} \sigma_x^2(k) &= \sigma_\rho^2 \cos^2 \theta(k) + \rho^2(k) \sigma_\theta^2 \sin^2(\theta), \\ \sigma_y^2(k) &= \sigma_\rho^2 \sin^2 \theta(k) + \rho^2(k) \sigma_\theta^2 \cos^2(\theta), \\ \sigma_{xy}(k) &= \sigma_{yx}(k) = [\sigma_\rho^2 - \rho^2(k) \sigma_\theta^2] \sin \theta(k) \cos \theta(k), \end{aligned}$$

где ρ, θ – измеренные значения дальности и азимута цели, $\sigma_\rho^2, \sigma_\theta^2$ – СКО измерений дальности и азимута.

Ковариационная матрица шума наблюдения $R(k)$:

$$R(k) = \begin{bmatrix} \sigma_x^2(k) & \sigma_{xy}(k) \\ \sigma_{yx}(k) & \sigma_y^2(k) \end{bmatrix}$$

Алгоритм состоит из этапов экстраполяции и фильтрации. Экстраполяция параметров траектории и ковариационной матрицы ошибок оценки состояния производится по формулам:

$$s(k|k-1) = F(k-1)s(k-1|k-1),$$

$$P(k|k-1) = F(k-1)P(k-1|k-1)F(k-1)^T + G(k-1)Q(k-1)G(k-1)^T,$$

где $s(k|k-1)$ – экстраполированный на следующий обзор вектор состояния системы, $s(k-1|k-1)$ – обновленный в момент t_{k-1} вектор состояния системы, $P(k|k-1)$ – экстраполированная на следующий обзор ковариационная матрица вектора состояния системы, $P(k-1|k-1)$ – обновленная в момент t_{k-1} ковариационная матрица вектора состояния системы, $G(k-1)$ – матрица усиления дисперсий случайных ускорений, $Q(k-1)$ – ковариационная матрица гауссова формирующего шума вида $Q = \sigma_a I$, где σ_a – дисперсия случайных ускорений.

Далее рассчитывается матричный коэффициент усиления, корректируется экстраполированная оценка и ковариационная матрица ошибок с учетом очередного наблюдения:

$$v(k) = z(k) - H(k)s(k|k-1),$$

$$C(k) = H(k)P(k|k-1)H(k)^T + R(k),$$

$$W(k) = P(k|k-1)H(k)^T C(k)^{-1},$$

$$s(k|k) = s(k|k-1) + W(k)v(k),$$

$$P(k|k) = P(k|k-1) - W(k)C(k)^{-1}W(k)^T,$$

где $v(k)$ – невязка измерения и его экстраполированной оценки, $W(k)$ – матричный коэффициент усиления фильтра Калмана, $s(k|k)$ – обновленный вектор состояния системы. Получив оценку состояния на k -ом шаге и, рассчитав ковариационную матрицу ошибки оценки состояния, обращаются к уравнениям экстраполяции на следующий такт. Затем алгоритм начинает работу заново, т. е. является рекурсивным.

Линейный фильтр Калмана является надежным алгоритмом сопровождения неманеврирующей или слабоманеврирующей цели, интенсивность маневра может быть учтена в элементах матрицы Q . Однако, в случае интенсивного маневрирования с большими перегрузками, оценка фильтра сильно расходится с истинной траекторией на участке маневра, что может привести к полному срыву сопровождения.

Одним из алгоритмов устранения расходимости фильтра Калмана является использование S – модификации [3]. Вводится решающее правило автоматической адаптации коэффициента усиления фильтра, с помощью которого определяется момент начала манёвра воздушной цели. Обнаружение расходимости производится на основе сравнения теоретической и фактической дисперсий невязок измерений:

$$S(k) = \frac{\text{tr}(v(k)v(k)^T - (HP(k+1k)H^T + Q^{-1}))}{\text{tr}(H(k)F(k)P(k+1k)F(k)^T H(k)^T)}$$

Аналогичным образом рассчитывается коэффициент для координаты y . В режиме устранения расходимости проверяется неравенство $S(k) > \alpha$. Как только это неравенство перестает выполняться, считается, что расходимость устранена, после чего отключается механизм подавления расходимости и фильтр продолжает работу в нормальном режиме.

$$P(k+1k) = S(k) \cdot F(k-1)P(k|k)F(k) + G(k)Q(k)G(k), \text{ при } S(k) > \alpha,$$

$$P(k+1k) = F(k)P(k|k)F(k) + G(k)Q(k)G(k), \text{ при } S(k) < \alpha.$$

Применение этой модификации автоматически обеспечивает коррекцию коэффициентов усиления невязки и коррекцию результатов экстраполяции. Следует отметить, что увеличение вычислительных затрат S-модифицированного фильтра Калмана по сравнению с классическим – незначительно.

При моделировании алгоритма были использованы следующие матрицы наблюдения, перехода системы и усиления дисперсий случайных ускорений:

$$F = \begin{bmatrix} 1 & T & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & T \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad H = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}, \quad G = \begin{bmatrix} T^2/2 & 0 \\ T & 0 \\ 0 & T^2/2 \\ 0 & T \end{bmatrix}.$$

Для исследования качества работы синтезированного алгоритма, в среде Matlab был разработан блок имитатора цели и блок фильтра Калмана. Первый блок имитирует перемещение цели относительно станции, рассчитывая текущие значения дальности и азимута цели. Полученные значения суммируются с шумами, тем самым имитируется работа канала наблюдения. На выходе второго блока формируется оценка траектории движения воздушной цели.

Было смоделировано два сценария движения цели. Сценарий 1 соответствует маневру захода гражданского воздушного судна на посадку. При этом использовались три модели движения: прямолинейное с постоянной скоростью, прямолинейное равнозамедленное, координатный разворот с постоянной скоростью.

В сценарии маневрирующей воздушной цели использовались модели координатного разворота с интенсивностями маневра $5g$ и $8g$ ($g \simeq 9.8 \text{ м/с}^2$), при скорости цели 300 м/с .

Представлены результаты оценки траектории движения для классического фильтра Калмана и S-модифицированного фильтра.

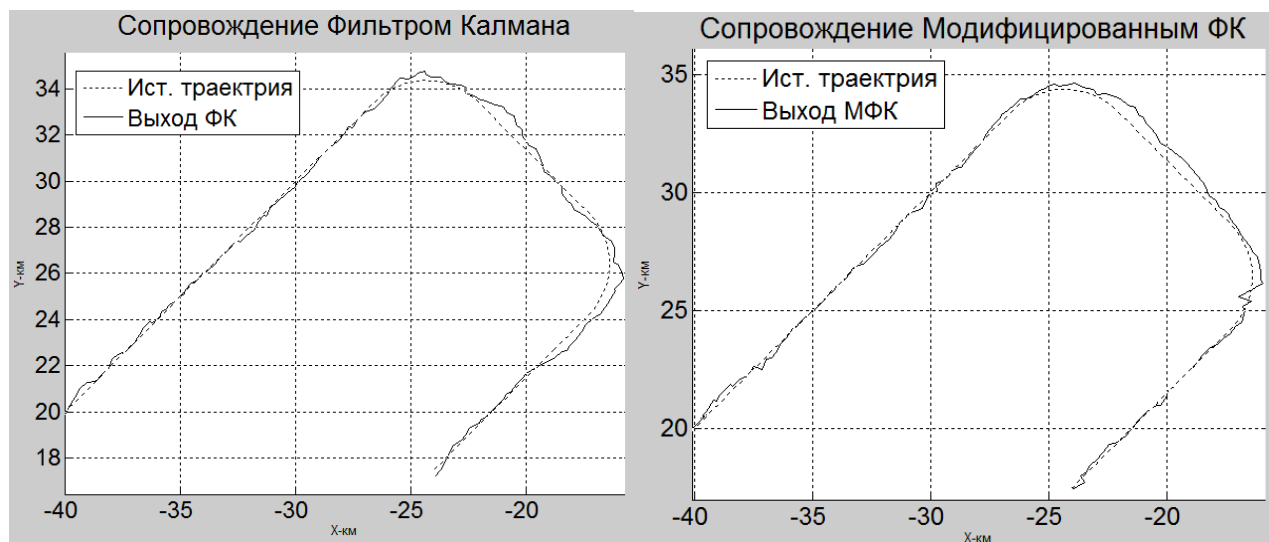


Рис. 1

Из рисунка 1 видно, что классический линейный фильтр Калмана при отсутствии интенсивных маневров хорошо выполняет свои функции. Использование S-алгоритма не дает выигрыша в улучшении качества сопровождения.

На рисунке 2 представлены оценки траектории маневрирующей воздушной цели при сопровождении классическим фильтром Калмана и при использовании модифицированного алгоритма.

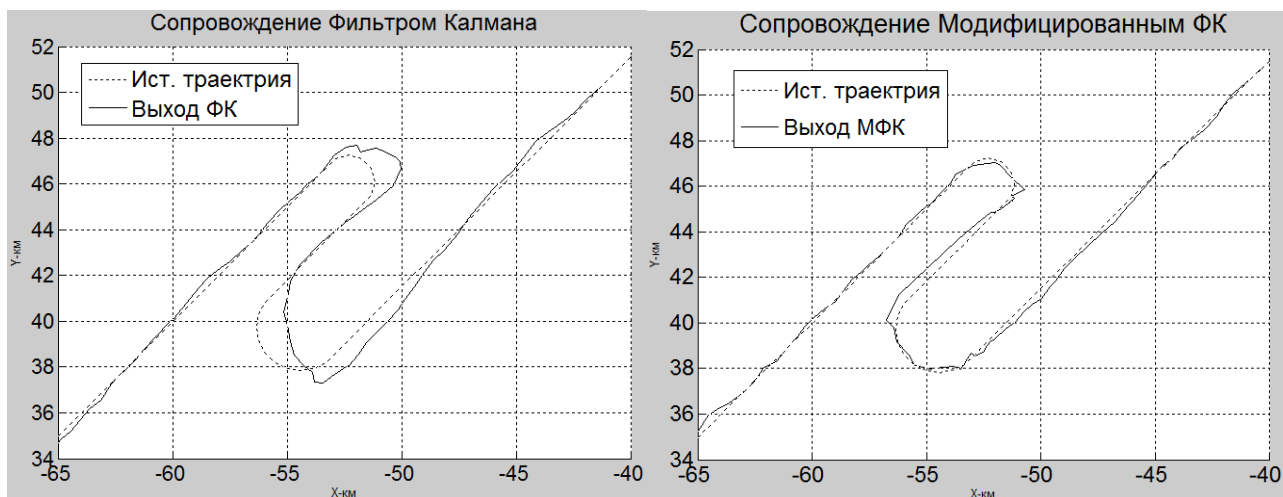


Рис. 2

Из анализа графиков следует, что оценка классического фильтра Калмана сильно расходится с истинной траекторией, что делает его неспособным решать подобные задачи. Использование S-модифицированного алгоритма с обнаружителем начала маневра позволяет уменьшить расхождение на участке маневра и устойчиво сопровождать маневрирующую цель.

Библиографический список

1. Bar-Shalom Y., Rong Li X., Kirubarajan T. Estimation with Applications to Tracking and Navigation. New York, Wiley, 2001.
2. Фарина А., Студер Ф., Цифровая обработка радиолокационной информации. Сопровождение целей. Москва, "Радио и связь", 1993.
3. Кошелев В.И., Белокуров В.А. Сопровождение маневрирующей цели на фоне помех. Вестник РГРТУ. № 1 (выпуск 31). Рязань, 2010.