

Сравнительные оценки точности измерений угловых координат в бортовой РЛС при использовании α - β фильтра и модификаций фильтра Калмана # 12, декабрь 2010 авторы: Разин А. А., Шаров С. В.

УДК 623.681.93

ОАО «Концерн ПВО «Алмаз-Антей» ОАО Научно – исследовательский институт приборостроения им. В.В. Тихомирова, г. Жуковский, Московская область E – mail: niip @niip.ru

Введение

В существующих бортовых РЛС с антенными системами на механическом подвесе для точного измерения координат используют режим автоматического сопровождения одиночной цели, который часто называют режимом непрерывной пеленгации [1].

Вместе с тем в современных бортовых РЛС с ФАР используют режим автоматического сопровождения нескольких целей, для которого контур строится по принципу дискретной системы автосопровождения. При многоцелевом сопровождении требуется распределение временного ресурса для получения первичных измерений. В этом случае возникает задача оптимизации периода обращения к каждой цели по критерию количество целей/ точность автосопровождения.

Анализ практического использования α - β фильтра в контуре автосопровождения в режиме непрерывной пеленгации в реальном масштабе времени, особенно при ограниченном ресурсе производительности бортового вычислителя, показал его эффективность с точки зрения качества фильтрации и простоты реализации [2]. Однако вопрос использования α - β фильтра для построения многоцелевого контура углового автосопровождения дискретного типа поставил задачу дополнительного исследования и разработки альтернативных алгоритмов фильтрации.

Цель настоящей работы заключается в исследование точностных характеристик вторичной обработки измерений угловых координат в дискретном контуре автосопровождения маневрирующей цели при использовании α - β фильтра и модификаций фильтра Калмана в зависимости от периода дискретных измерений.

1. Метод решения

При традиционном подходе суммарную ошибку оценивания координат воздушных целей (ВЦ) трактуют как случайную величину, которая содержит две составляющие – динамическую, связанную с ошибками объекта, флюктуационную, прогноза движения И обусловленную ошибками измерения [2,3]. Большинство известных алгоритмов фильтрации ориентированы на определенную модель цели И обеспечивают оптимальные оценки, движения смысле В минимальной суммарной (динамической плюс флюктуационной), ошибки сопровождения [3-5,10-11].



Рисунок 1 - Структурная схема системы измерения угловых координат

Проведенный анализ динамики процессов автосопровождения показал, что при сопровождении современных сверхманевренных целей угловые скорости линии визирования могут достигать до 30 град/с. Для РЛС, работающих в реальном масштабе времени и обеспечивающих дискретное сопровождение нескольких целей, время единичных измерений составляют единицы миллисекунд. Системы автосопровождения строятся, как правило, по принципу дискретных систем автоматического регулирования. Отсюда становится очевидной необходимость оптимального выбора периода дискретного многоцелевого сопровождения. Особое внимание следует уделить построению контура стабилизации луча антенны, в частности частоте обновления значений параметров курса,

крена и тангажа ЛА. В случае данного исследования полагалось, что носитель РЛС не маневрировал и контур стабилизации не оказывал влияния на работу контура автосопровождения.

Для исследования была синтезирована структурная схема контура автосопровождения и стабилизации, которая приведена на рисунке 1.

На рисунке 1 приняты следующие обозначения: $\Delta\Gamma$, ΔB – ошибки пеленгации в азимутальной и угломестной плоскости соответственно, $\phi_{\Gamma_{ИЗМ}}$, $\phi_{B_{ИЗМ}}$ – измеренные углы пеленга в антенной системе координат (ACK), $\epsilon_{\Gamma изм}$, $\epsilon_{Bизм}$ - измеренные углы пеленга в переносной системе координат (ПСК), $\epsilon_{\Gamma Э}$, $\epsilon_{B Э}$ – экстраполированные значения угловых координат цели, ϕ_{Γ_3} , ϕ_{B_3} – углы для управления равносигнальным направлением ФАР, Ψ , υ , γ – пространственные углы положения ЛА относительно опорной системы координат – ПСК, Ψ_{np} , υ_{np} , γ_{np} – прогнозируемые пространственные углы ЛА, ; ПСК - переносная система координат – прямоугольная система координат с началом в центре масс ЛА, ось ОZ – направлена на север, ОХ – на восток, ОҮ – по вертикали вверх; АСК - антенная система координат - прямоугольная система координат с началом в геометрическом центре ФАР, ось ОХ – нормальна к апертуре ФАР, оси ОZ и ОҮ – образуют правую систему координат.

2. Алгоритмы фильтрации

Суть процесса фильтрации состоит в следующем.

Пусть состояние цели полностью определяется конечным числом параметров X₁, X₂, ..., X_m, совокупность которых представляется вектором состояния $\overline{X}^T = |x_1, x_2, ..., x_m|$. Состояние цели с течением времени изменяется, поэтому $\overline{X}^T = \overline{X}(t)$. Для отыскания вектора \overline{X} используются измерения некоторого набора величин. Совокупность этих измерений, выполненных в некоторый момент времени t, образуют вектор измерений

$$\overline{Y}^{T}(t) = |y_1, y_2, \dots, y_m|.$$

Для решения задачи оценивания вектора состояния цели необходимо знать связь между вектором измерений и вектором состояния. В общем случае

$$\overline{Y}(t) = H[\overline{X}(t), \overline{V}(t)],$$

где *H*[•] - известная или заданная векторная функция;

 $\overline{V}(t)$ – n - мерная случайная векторная функция, представляющая ошибки измерений.

Если зависимость между векторами измерений и состояния линейна, ошибки аддитивны, а измерения выполняются дискретно, то выражение $\overline{Y}(t)$, называемое уравнением измерения, принимает вид:

$$\overline{Y}(t_k) = \overline{H}(k)^* \overline{X}(t_k) + \overline{V}(t_k), k = 1, 2, ..., n,$$

где $\overline{H}(t_k)$ - известная матрица размерности n×m.

Для решения задачи фильтрации, кроме уравнения измерения, необходимо также знать закон изменения вектора состояния $\overline{X}(t)$, который в линейном случае с дискретным временем обычно задается следующим образом:

$$\overline{X}(t_k) = F(t_k) \cdot \overline{X}(t_{k-1}) + \overline{Z}(t_k),$$

где $F(t_k)$ - известная матрица размерности n×m;

 $\overline{Z}(t_k)$ - m – мерный случайный вектор ошибок (шум модели).

Алгоритм фильтрации предназначен для получения оценки вектора состояния цели $\overline{X}(t)$ по измеренному значению $\overline{Y}(t)$ и в общем случае может быть представлен выражением:

$$\hat{\overline{X}}(t) = W[\overline{Y}(t)],$$

где $\hat{X}(t)$ - оценка вектора состояния цели; *W* -оператор отображения вектора $\overline{Y}(t)$ в вектор $\hat{X}(t)$ [5].

Для исследования были выбраны два варианта фильтра Калмана и α-β фильтр. Формульные зависимости для 1-го варианта фильтра Калмана (ФК 1) приведены в [4]. Описание второго варианта фильтра Калмана приведено ниже [6].

Алгоритм фильтрации измерений координат $\varepsilon_{\Gamma_{H3M}}(i)$, $\varepsilon_{B_{H3M}}(i)$ в скалярной форме представления описывается следующими формульными зависимостями. Определяется невязка вновь полученного измеренного параметра Y_{BX} { } { $\varepsilon_{\Gamma_{H3M}}(i,m)$, $\varepsilon_{B_{H3M}}(i,m)$ } относительно оценки этого параметра $\hat{X}(i-1)$ на предыдущем шаге фильтрации

$$\Delta(\mathbf{i}) = \mathbf{Y}^{\text{\tiny H3M}}(\mathbf{i}) - \hat{\mathbf{X}}(\mathbf{i} - 1).$$

Рассчитывается параметр

$$q(i) = \frac{\Delta T(i)}{\Delta T(i-1)},$$

где ΔT (i) – интервал времени между текущим тактом (i) измерения и предыдущим тактом (i-1) измерения РЛ координат, ΔT (i-1) – интервал времени между тактом (i-1) измерения РЛ координат и тактом (i-2) измерения РЛ координат.

Рассчитываются параметры фильтрации

$$\begin{split} \sigma_{\delta}^{2}(\mathbf{i}) &= \sigma_{X}^{2}(\mathbf{i}-1) + \sigma_{\beta}^{2}(\mathbf{i}-1), \quad \widetilde{\sigma}_{\Delta X(\mathbf{i})}^{2} = \sigma_{\Delta X(\mathbf{i}-1)}^{2} \cdot \mathbf{q}^{2} + \Delta T^{2}(\mathbf{i}) \cdot \sigma_{\Psi}^{2}, \\ \mathbf{K}_{2}(\mathbf{i}) &= \frac{\widetilde{\sigma}_{\Delta X(\mathbf{i})}^{2}}{\widetilde{\sigma}_{\Delta X(\mathbf{i})}^{2} + \sigma_{\delta}^{2}}, \quad \sigma_{\Delta X(\mathbf{i})}^{2} = \left[\mathbf{l} - \mathbf{K}_{2}(\mathbf{i})\right] \cdot \widetilde{\sigma}_{\Delta X(\mathbf{i})}^{2}. \end{split}$$

Скорость изменения оценки измеряемой координаты производится по формуле

$$\begin{split} \Delta \hat{\mathbf{X}}\left(i\right) &= q\left(i\right) \cdot \Delta \hat{\mathbf{X}}\left(i-1\right) + \mathbf{K}_{2}(i) \cdot \left[\Delta - \Delta \hat{\mathbf{X}}\left(i-1\right) \cdot q\left(i\right)\right],\\ \widetilde{\sigma}_{X(i)}^{2} &= \sigma_{X(i-1)}^{2} + \sigma_{\Delta X(i)}^{2}, \ \mathbf{K}_{1}\left(i\right) = \frac{\widetilde{\sigma}_{X(i)}^{2}}{\widetilde{\sigma}_{X(i)}^{2} + \sigma_{\beta(i-1)}^{2}}, \ \sigma_{X(i)}^{2} = \left[1 - \mathbf{K}_{1}\left(i\right)\right] \cdot \widetilde{\sigma}_{X(i)}^{2}, \end{split}$$

Оценка измеряемой координаты производится по формуле

$$\hat{\mathbf{X}}(\mathbf{i}) = \hat{\mathbf{X}}(\mathbf{i}-1) + \Delta \hat{\mathbf{X}}(\mathbf{i}) + \mathbf{K}_{1}(\mathbf{i}) \cdot \left[\Delta - \Delta \hat{\mathbf{X}}(\mathbf{i}) \right],$$

Начальные условия для фильтра определяются следующими выражениями

$$\begin{split} \hat{X}(0) &= Y^{_{H3M}}(0), \ \sigma_{X}^{2}(0) = \sigma_{\beta}^{2}, \ \Delta \hat{X}(0) = 0, \\ \Delta \hat{X}(1) &= Y^{_{H3M}}(0) - Y^{_{H3M}}(1), \\ \sigma_{\Delta X}^{2}(1) &= \sigma_{\delta}^{2}(1), \ \sigma_{\Delta X}^{2}(0) = 0, \end{split}$$

где і – индекс текущего такта обзора, σ_{β} – параметр, пропорциональный шумам измерения, σ_{Ψ} – шум-фактор, позволяющий учесть непреднамеренный маневр цели.

Для адаптации к маневру цели вводится дополнительная коррекция коэффициента σ_{Ψ} :

$$\sigma_{\Psi}^{2}(i) = \begin{cases} \mathbf{K} \cdot \left| \mathbf{Y}^{_{H3M}}(i) - \mathbf{Y}^{_{H3M}}(i-1) \right|^{2}, \mathbf{ecnu} \left| \mathbf{Y}^{_{H3M}}(i) - \mathbf{Y}^{_{H3M}}(i-1) \right| > 0, 7\\ \mathbf{K} \cdot \left[\Delta \hat{\mathbf{X}}(i) \right]^{2}, \mathbf{ecnu} \left| \mathbf{Y}^{_{H3M}}(i) - \mathbf{Y}^{_{H3M}}(i-1) \right| \le 0, 7 \end{cases}$$

В случае отсутствия обнаружения очередного отсчета вместо измеренного параметра на вход подаётся экстраполированное значение данного параметра, т. е.

$$Y_{\text{вх}}(i) = X_{3}(i), \quad \Gamma \mathcal{A} \mathbf{e}$$

 $X_{3}(i) = \widehat{X}(i-1) + K_{4} \cdot \Delta \widehat{X}(i-1),$

иначе значение $Y_{_{BX}}(i)$ берётся из входного массива измеренной координаты.

Это позволило сохранить регулярность темпа получения первичных измерений и приравнять параметр q (i) = 1. Коэффициент K₄ =0,9.

Описание α - β фильтра [3].

Алгоритм фильтрации разовых измерений координат $\epsilon_{\Gamma_{H3M}}(i)$, $\epsilon_{B_{H3M}}(i)$, описывается следующими формульными зависимостями.

$$\begin{split} \left\{ \begin{array}{l} \Delta \varepsilon \left(i \right) = \varepsilon_{_{\mathrm{BX}}} \left(i \right) - \varepsilon_{_{9}} \left(i \right), \\ \varepsilon_{_{\mathrm{CTI}}} \left(i \right) = \varepsilon_{_{9}} \left(i \right) + \alpha \cdot \Delta \varepsilon \left(i \right), \\ \dot{\varepsilon} \left(i \right) = \dot{\varepsilon} \left(i - 1 \right) + \beta \cdot \frac{\Delta \varepsilon \left(i \right)}{\mathrm{T}_{_{0}}}, \\ \varepsilon_{_{9}} \left(i + 1 \right) = \varepsilon_{_{\mathrm{CTI}}} \left(i \right) + \dot{\varepsilon} \left(i \right) \cdot \mathrm{T}_{_{0}}, \end{split} \right. \end{split}$$

где

 T_0 – период обращения к цели, α, β – коэффициент α - β фильтра,

 ϵ_{3} – экстраполированное значение параметра, ϵ_{BX} – входное измеренное значение параметра, ϵ_{CTT} – сглаженное значение параметра, $\Delta \epsilon$ – невязка, $\dot{\epsilon}$ – скорость изменения параметра.

Коэффициенты фильтра α и β корректируются в зависимости от расстояния до цели D.

При D>20 км $\alpha = \frac{20}{D}, \beta = \frac{4}{D}, \quad 0,2 \le \alpha \le 0,5; 0,01 \le \beta \le 0,2.$

При D<20 км $\alpha = 0,5; \beta = 0,2.$

3. Описание математической модели

Основной задачей моделирования является получение статистических оценок точности измерений угловых координат при различных периодах обращения к цели для алгоритмов фильтрации.

При этом рассматривались следующие виды маневров цели:

о «Змейка горизонтальная», «Змейка объемная»

о «Отворот горизонтальный», «Отворот объемный»

В качестве шум фактора использовалась типовая процедура генератора случайного числа со среднеквадратическим отклонением (с.к.о.) $\sigma = 0,2^{\circ}$.

По результатам большого количества опытов проводилось сравнение суммарной случайной и динамической ошибок сопровождения при использовании α - β фильтра и модификаций фильтра Калмана при различном периоде получения первичных измерений.

Математическое моделирование проводилось на ПЭВМ в программной среде BORLAND С ++ BUILDER 6 [7]. Структурная схема модели приведена на рисунке 2



Рисунок 2 - Структурная схема модели

На рисунке 2 приведены следующие обозначения:

ГШ – генератор шума, ИДЦ – имитатор движения цели, $\Phi K_{c \hspace{0.1cm} изм \hspace{0.1cm} \kappa}$ – фильтр Калмана с адаптируемым значением дисперсии маневра, $\Phi K1$ – фильтр Калмана 1, $\alpha - \beta$ - фильтр, E_{vvh} , E_{gvh} –угол места и азимут траектории цели, σ_{Bx} –сигнал, имитирующий шумы измерений; E_{vvh} (шум), E_{gvh} (шум) – угол места и азимут траектории цели с шумом, D, X, Y, Z – дальность и текущие координаты цели, \dot{E}_{vvh} , \dot{E}_{gvh} – скорости изменения угла места и азимута, E_{gx} – экстраполированное значение азимута цели, E_{vx} – экстраполированное значение угла места цели.

Расчет траекторных углов цели по пространственной траектории производился в соответствии с уравнениями траектории движения цели [8,9].

4. Результаты исследований

Были получены зависимости среднеквадратических и максимальных динамических ошибок сопровождения маневрирующей цели в зависимости от периода получения первичных измерений – частоты дискретного обращения к цели в процессе сопровождения. Результаты исследований приведены для динамично изменяющегося азимутального угла при типовых маневрах «змейка» и «отворот». Полученные результаты проиллюстрированы на рисунках 3 ... 8.



Рисунок 3 – Изменение азимутального угла цели для траектории полета «змейка» (по оси абсцисс отложено время в с, по оси ординат экстраполированные значения азимутального угла в град.)

Графики зависимости среднеквадратических ошибок от периода дискретного сопровождения для фильтра Калмана и α-β фильтра приведены на рисунке 4.



Рисунок 4 – Графики с.к.о. сопровождения цели по азимуту для траектории полета с маневром «змейка»

Зависимости динамических ошибок от периода работы дискретного контура сопровождения для фильтра Калмана и α-β фильтра приведены на рисунке 5.



Рисунок 5 – Графики динамических ошибок сопровождения цели по азимуту для траектории полета цели с маневром «змейка»

На рисунке 6 приведена траектория цели, на конечном участке которой выполнялся маневр «Отворот».



Рисунок 6 – Изменение азимутального угла цели для траектории полета цели с маневром «отворот» (по оси абсцисс отложено время в с, по оси ординат экстраполированные значения азимутального угла в град.).

Зависимости погрешностей измерений от периода дискретного сопровождения для фильтра Калмана и α - β фильтра на участке траектории без маневра в виде графиков среднеквадратических ошибок приведены на рисунке 7. Графики зависимостей максимальных динамических ошибок на участке траектории полета цели с маневром «отворот» – на рисунке 8.



Рисунок 7 – Графики с.к.о. сопровождения цели по азимуту для траектории полета с маневром «отворот» на участке без маневра



Рисунок 8 – Графики динамических ошибок сопровождения цели по азимуту для траектории с маневром «отворот» на участке маневра

Заключение

• Результаты моделирования, полученные в данном разделе, могут оказаться полезными при разработке оптимальных алгоритмов фильтрации и распределения временного ресурса при проектировании угломерных систем высокой точности.

• Критичным для устойчивого сопровождения является период дискретного времени работы контура сопровождения, превышающий $T(k) \ge 250$ мс, так как в этом случае динамические ошибки сопровождения и для фильтра Калмана и для α - β фильтра превышают ширину характерной для самолетных РЛС остронаправленной ДН, что может приводить к срыву сопровождения маневрирующей цели по угловым координатам.

• Среднеквадратическая и динамическая ошибки сопровождения (измерения угловых координат) цели увеличиваются при увеличении периода дискретных измерений.

• С.к.о. экстраполированных оценок угловых координат цели для фильтра Калмана при периоде дискретного времени работы контура сопровождения от 50 до 100 мс примерно в 2 раза меньше, чем с.к.о. α-β фильтра на участках траектории цели, где отсутствует маневр.

• Динамическая ошибка сопровождения для фильтра Калмана 2-го порядка при периоде дискретного времени работы контура сопровождения от 1 до 2 с примерно в 2 раза больше, чем для α-β фильтра на участках траектории с интенсивным маневром цели, и становится сравнима с ошибкой α-β фильтра при периоде от 50 до 100 мс.

Список использованных источников

1. Многофункциональные РЛС / Под. Ред. Г.С. Кондратенкова – М.: Воениздат, 1994.

2. Кузьмин С.З. Основы теории цифровой обработки радиолокационной информации – М.: Сов. радио, 1974.

3. Кузьмин С.З. Основы проектирования систем цифровой обработки радиолокационной информации – М.: Радио и связь, 1986.

4. Зингер Р. А. Оценка характеристик оптимального фильтра для слежения за пилотируемой целью / «Зарубежная радиолокация», 1971.

5. Ткачев Г. Н., Назаров И. В. Оценивание вектора состояния маневрирующего объекта с использованием сплайн – модели траектории движения // Известия ВУЗов, «Радиоэлектроника», 2004.

6. Шлома А.М., Волчков В.П., Свиридов В.В., Разин А.А. и др. Синтез адаптивных алгоритмов формирования стробов сопровождения в режиме слежения на проходе // Вопросы специальной электроники. Серия РЛТ. Вып. 16. 1988.

7. Сурков К. А. Программирование в среде C++ Builder – Минск: «Попурри», 1998.

8. Остославский И.В., Стражева И. В. Динамика полета. Траектории летательных аппаратов – М.: «ОБОРОНГИЗ», 1963.

9. Иродов Р. Д. Расчет перегрузок и углов крена самолета при движении по пространственной траектории – М.:«ОБОРОНГИЗ», 1957.

10. Khaloozadeh H., Karsaz A. Modified input estimation technique for

tracking manoeuvring targets // IET Radar Sonar Navig., 2009, Vol. 3, № 3. – P 30-41.

11. Dirk Tenne, Tarunraj Singh. Characterizing Performance of α - β - γ Filters //

IEEE TRANSACTIONS ON AEROSPACE AND ELECTRONIC SISTEMS VOL. 38, NO. 3, 2002. – P 1072-1087.