

## СТРУКТУРА АЛГОРИТМА СОПРОВОЖДЕНИЯ С АДАПТИВНЫМ РЕЦИРКУЛЯТОРОМ СИГНАЛА ОШИБКИ ДЛЯ ПОВЫШЕНИЯ УСТОЙЧИВОСТИ СОПРОВОЖДЕНИЯ МАНЕВРИРУЮЩИХ ЦЕЛЕЙ ПО РАДИАЛЬНОЙ СКОРОСТИ

А.А. Ковальчук  
(представил д.т.н., проф. А.В. Галенко)

*В статье рассмотрена структура алгоритма радиотехнической следящей системы с адаптивной коррекцией на участке маневра цели, позволяющая повысить устойчивость сопровождения путем снижения динамических ошибок.*

Растущие маневренные возможности аэродинамических объектов и снижение их радиолокационной заметности приводят к значительному снижению или потере устойчивости сопровождения в многоканальной РЛС. Из всех радиотехнических следящих систем (по угловым координатам, дальности и радиальной скорости) следует обратить особое внимание на систему сопровождения по радиальной скорости, обеспечивающую сопровождение по остальным координатам.

Основной проблемой этой системы сопровождения является значительная динамическая ошибка на участках интенсивного маневра цели в соотношении с шириной апертуры частотного дискриминатора.

Пусть при резком маневре радиальное ускорение цели нарастает по экспоненциальному закону

$$w_r(\tau) = w_{r \max} \left(1 - e^{-\tau/\tau_m}\right), \quad (1)$$

где  $w_{r \max}$  – максимальное значение радиального ускорения цели;  $\tau_m$  – постоянная времени нарастания ускорения цели;  $\tau$  – интервал времени от момента начала маневра.

Если маневр начался непосредственно после очередного радиоконтакта с целью, то соответствующее приращение скорости цели к следующему радиоконтакту можно определить из выражения

$$\Delta v_r(T_n) \cong \left(T_n^2 / \tau_m\right) w_{r \max}, \quad (2)$$

справедливого при  $T_n < \tau_m$ . Отсюда следует, что для современных высокоманевренных аэродинамических целей, имеющих постоянную времени нарастания ускорения  $\tau_m \cong 0,5$  с и способных маневрировать с перегрузкой до 6 – 9 единиц, приращение радиальной скорости цели в течение одного интервала измерений  $T_n = 0,1$  с может достигать до 1,2...1,8 м/с, а в течение двух интервалов – до 4,8...7,2 м/с. Так как экви-

валентный размер апертуры частотного дискриминатора имеет порядок  $\pm 4..5 \text{ м/с}$ , то вероятность надежного сопровождения к первому радиоконтакту после начала маневра заметно снизится, особенно при небольших отношениях сигнал/шум, а в случае, если система по результатам наблюдений не отреагирует должным образом на факт начала маневра, сигнал от цели ко второму радиоконтакту может выйти за пределы дискриминационной характеристики и произойдет срыв слежения.

Таким образом, структура и параметры системы слежения по радиальной скорости должны выбираться таким образом, чтобы она была способна обеспечить возможно более высокую устойчивость сопровождения, и особенно в моменты начала и конца маневра цели.

Одним из широко известных методов уменьшения величины динамической ошибки, нашедших широкое распространение в системах автоматического управления непрерывного действия, является введение в управляющее воздействие интеграла от сигнала ошибки [1]. Применительно к дискретным САУ соответствующим аналогом является коррекция путем введения конечной суммы от сигнала ошибки, образующейся, например, с помощью рециркулятора.

В настоящее время нашла широкое распространение структура алгоритма сопровождения, синтезированная на основе модели движения цели с экспоненциально коррелированным ускорением цели [2]. Пусть оператор передачи некорректированной разомкнутой дискретной САУ имеет вид

$$\mathbf{R}(S) = \mathbf{B}(S)/\mathbf{A}(S). \quad (3)$$

Введем в состав системы рециркулятор сигнала ошибки и охватим разомкнутую систему прямой параллельной коррекцией по сигналу с его выхода (рис. 1). Тогда результирующей оператор передачи разомкнутой системы

$$\mathbf{R}_k(S) = \frac{\mathbf{R}(S)}{1-S^{-1}} + \frac{S^{-1}}{1-S^{-1}} = \frac{\mathbf{B}(S) + \mathbf{A}(S)S^{-1}}{(1-S^{-1})\mathbf{A}(S)}, \quad (4)$$

и таким образом астатизм системы относительно задающего воздействия повышается на порядок.

Существенным достоинством такой коррекции является возможность значительного уменьшения динамической ошибки, возникающей при маневре цели, даже если ширина полосы пропускания некорректированной системы очень узкая. Данный факт иллюстрируется графиком динамической ошибки, возникающей при маневре цели с экспоненциальным законом нарастания ускорения цели до величины  $9g$  в системе сопровождения по радиальной скорости, параметры которой рассчитаны на сопровождение слабоманеврирующих целей (рис. 2, пунктирная линия), и графиком ошибки в той же системе, охваченной коррекцией (рис. 2, сплошная линия). Как видим, без коррекции динамическая ошибка сопровождения к третьему радиоконтакту после начала маневра выходит за пределы апертуры дискриминатора (штрих-пунктирная линия), в то время как в системе с коррекцией

она остается на уровне ошибки, возникающей к первому после начала маневра радиоконтакту, а далее стремится к нулю. Рассмотренный способ коррекции не нашел широкого применения в РТСС ввиду того, что рассогласование  $y(t_n)$ , образующееся на выходе дискриминатора, имеет высокий уровень флюктуаций, и поэтому его введение в выходную величину системы  $x_e(t_n)$  неизбежно приводит к увеличению составляющей ошибки, обусловленной мешающим воздействием. Однако, в системах сопровождения по радиальной скорости динамическая ошибка, возникающая при интенсивном маневре цели, существенно превышает ошибку, обусловленную шумами наблюдений, и, следовательно, является основным фактором, влияющим на устойчивость сопровождения. Поэтому можно ожидать, что применение рассмотренного способа коррекции благоприятно скажется на качестве функционирования систем сопровождения по радиальной скорости.

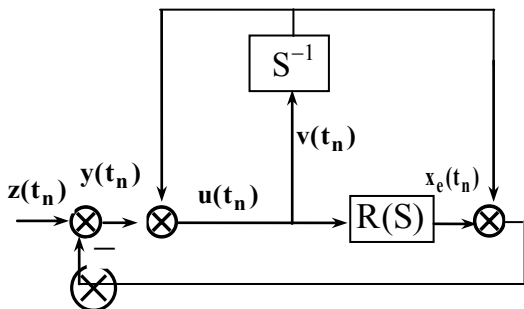


Рис. 1. Корректированный алгоритм сопровождения

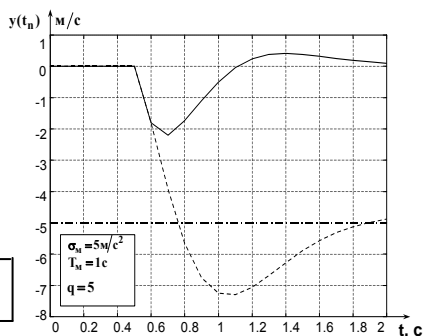


Рис. 2. Анализ  $y(t_n)$

Участки траектории цели с интенсивным маневром по отношению к участкам, на которых цель не маневрирует или совершает маневр с малой интенсивностью, сравнительно невелики. Поэтому для оптимизации показателей качества функционирования системы сопровождения по радиальной скорости как в условиях отсутствия, так и в условиях наличия интенсивного маневра, предлагается применить систему сопровождения с адаптивным рециркулятором сигнала ошибки.

Структура системы сопровождения с адаптивным рециркулятором сигнала ошибки приведена на рис. 3. В состав системы вводится блок принятия решения БПР, в котором по величине сигнала  $u(t_n)$  рассчитывается отношение правдоподобия для гипотез о наличии  $H_1$  и отсутствии  $H_0$  маневра цели в данном радиоконтакте

$$H_1 : \frac{1}{n_{np}} \sum_{l=n-n_{np}+1}^{n_{np}} u(nT)^2 \geq U_1^2 = \frac{2\sigma_{u00}^2 \sigma_{u01}^2}{\sigma_{\Delta v_r}^2} \left( \ln \Gamma_1 - \frac{1}{2} \ln \frac{\sigma_{u00}^2}{\sigma_{u01}^2} \right), \quad (5)$$

где  $\sigma_{\Delta v_r}^2 = (\sigma_m T^2 / \tau_m)^2$ ;  $\sigma_{u01}^2 = \sigma_{u00}^2 + \sigma_{\Delta v_r}^2$ ;  $\sigma_{u00}^2 = \sigma_{e0}^2 + v_f$ ;  $v_f$  – дисперсия ошибки единичных измерений;  $\sigma_{e0}^2$  – дисперсия ошибки экстраполяции координаты,  $\sigma_m$  – среднееквадратическое значение ускорения цели;  $\tau_m$  – постоянная времени нарастания ускорения цели;  $T$  – интервал между измерениями.

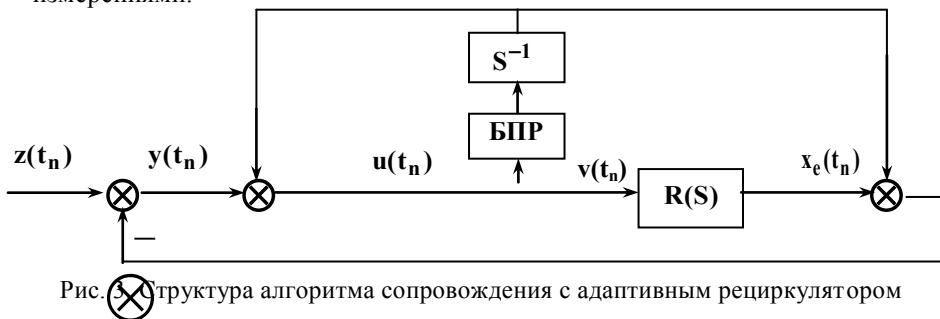


Рис. 3. Структура алгоритма сопровождения с адаптивным рециркулятором

В случае, если принимается решение об отсутствии маневра, цепь коррекции не работает, и система имеет структуру и параметры, определяемые из условия минимума среднееквадратической ошибки для благоприятных условий сопровождения. При принятии решения о наличии маневра вводится сигнал коррекции для устранения динамической ошибки (алгоритм с релейной коммутацией – АРК).

В принципе возможна не только релейная коммутация цепи коррекции, но и введение корректирующего воздействия, величина которого определяется величиной отношения правдоподобия (алгоритм с введением корректирующего воздействия – АВК).

Для снижения уровня флюктуационных ошибок предлагается вводить корректирующий член в соответствии с правилом

$$v(nT) = \sum_{j=0}^{n_{np}-1} \alpha_j K_L(n-j) u(nT-jT), \quad (6)$$

где

$$\alpha_j = (n_{np} - j)^2 / \sum_{j=0}^{n_{np}-1} (n_{np} - j)^2 - \quad (7)$$

весовой коэффициент, величина которого определяется квадратичным законом изменения радиальной скорости цели на начальном участке маневра;  $K_L(nT)$  – весовой коэффициент, значения которого рассчитываются в блоке принятия решения по величине отношения правдоподобия  $L[u(mT)]$  в соответствии с правилом

$$K_L(m) = 1 - \exp[-\lambda L[u(mT)]], \quad (8)$$

где  $\lambda$  – масштабный множитель;  $n_{np}$  – длина скользящего окна.

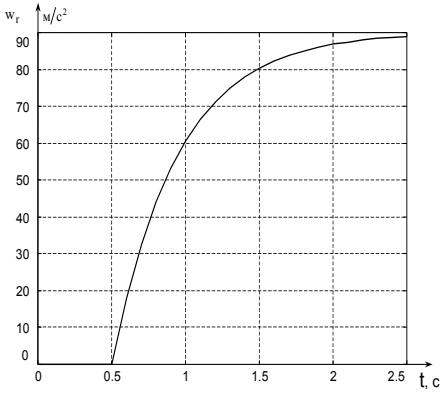


Рис. 4. Зависимость  $w_r(t)$

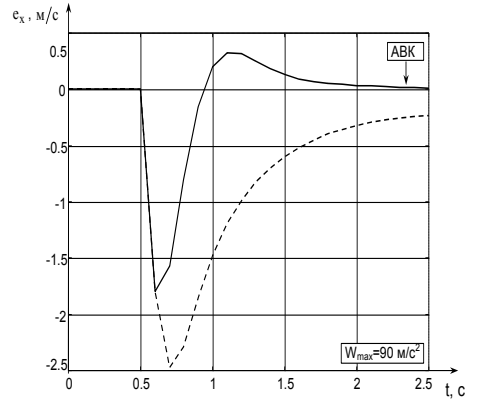


Рис. 5. Анализ  $e_x(t)$

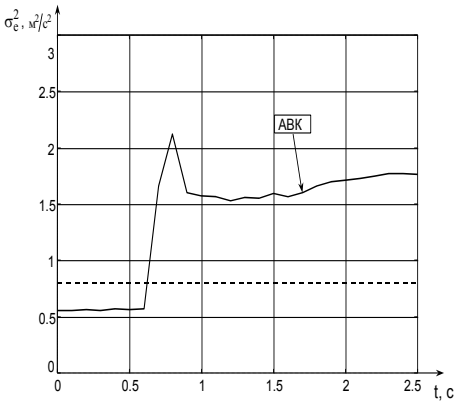


Рис. 6. Анализ  $\sigma_c^2(t)$

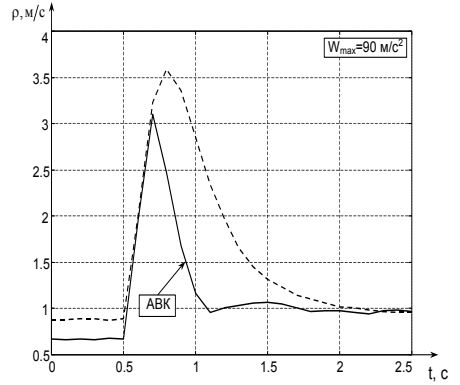


Рис. 7. Анализ  $\rho(t)$

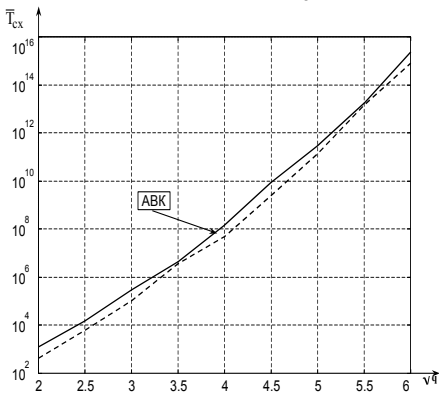


Рис. 8. Анализ  $\bar{T}_{cx}(q)$

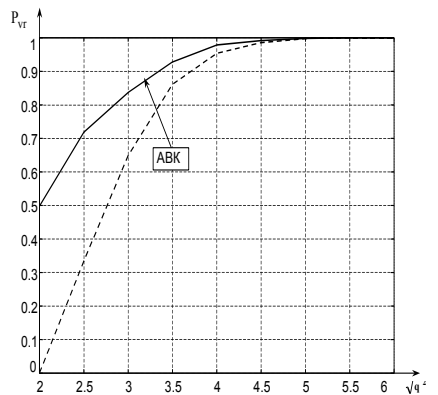


Рис. 9 Анализ  $P_{vr}(q)$

Так как величина весового коэффициента  $K_L(m)$  определяется вероятностью наличия маневра в соответствующий момент времени и лежит в пределах от нуля до единицы, то и величина корректирующего воздействия, вводимого в выходную величину, будет также зависеть от вероятности наличия маневра цели. Дополнительное сглаживание величины корректирующего воздействия достигается в результате взвешенного суммирования ошибок на интервале  $n_{пр}$  последних наблюдений.

Вводимое таким образом корректирующее воздействие позволяет подбором величины параметра  $\lambda$  и длины скользящего окна обеспечить наилучшее качество функционирования системы сопровождения как при слабом маневрировании, так и в условиях интенсивного маневра цели.

Для анализа показателей качества функционирования и выбора параметров систем использовался типовой закон интенсивного нарастания ускорения аэродинамической цели (1).

Типовой закон интенсивного нарастания ускорения приведен на рис. 4. Предполагалось, что на начальном участке протяженностью 0,5 с цель не маневрирует, а затем радиальное ускорение нарастает по экспоненциальному закону с постоянной времени 0,5 с.

На рис. 5 – 7 приведены зависимости динамической ошибки, флюктуационной ошибки и среднеквадратической ошибки сопровождения при типовом законе интенсивного нарастания ускорения цели в РТСС введением корректирующего воздействия (сплошная линия). Там же для сравнения приведены соответствующие ошибки в РТСС, без адаптации к маневру [2].

Зависимость вероятности надежного сопровождения от ОСШ при интенсивном маневре цели приведена на рис. 8, а зависимость среднего времени до срыва сопровождения при его отсутствии – на рис. 9.

Результаты исследований показали:

- предложенная система эффективно уменьшает динамическую ошибку;
- флюктуационная ошибка возрастает после начала маневра цели;
- предлагаемая система на участке маневрирования имеет существенно более высокую надежность сопровождения по сравнению со стандартной системой.

## ЛИТЕРАТУРА

Кузьмин С.З. *Основы теории цифровой обработки радиолокационной информации*. – М.: Сов. радио, 1974. – 432 с.

Зингер Р.А. *Оценка характеристик оптимального фильтра для слежения за пилотируемой целью // Зарубежная радиоэлектроника*. – 1971. – №8. – С. 40 – 57.

Поступила 6.08.2002

**КОВАЛЬЧУК Андрей Алексеевич** – ассистент кафедры ХВУ. В 1997 году окончил ХВУ. Область научных интересов – радиотехнические следящие измерители.