

## УЧЕТ МАНЕВРА В АЛГОРИТМАХ АВТОМАТИЧЕСКОГО СОПРОВОЖДЕНИЯ

В. И. Меркулов, С. Б. Гусаров

Акционерное общество «Концерн радиостроения «Вега»,  
121170, г. Москва, Кутузовский пр-т, д. 34

Статья поступила в редакцию 30 октября 2018 г.

**Аннотация.** Рассмотрена задача синтеза алгоритма фильтрации для систем автосопровождения при наведении на сверхманевренные цели. Предложен алгоритм изменения структуры фильтра посредством учета признака маневра в алгоритме фильтрации. Проведено исследование алгоритма фильтрации в процессе моделирования законов изменения координат состояния.

**Ключевые слова:** интенсивное маневрирование, следящие измерители, адаптивная фильтрация, изменение структуры фильтра, оптимальная фильтрация.

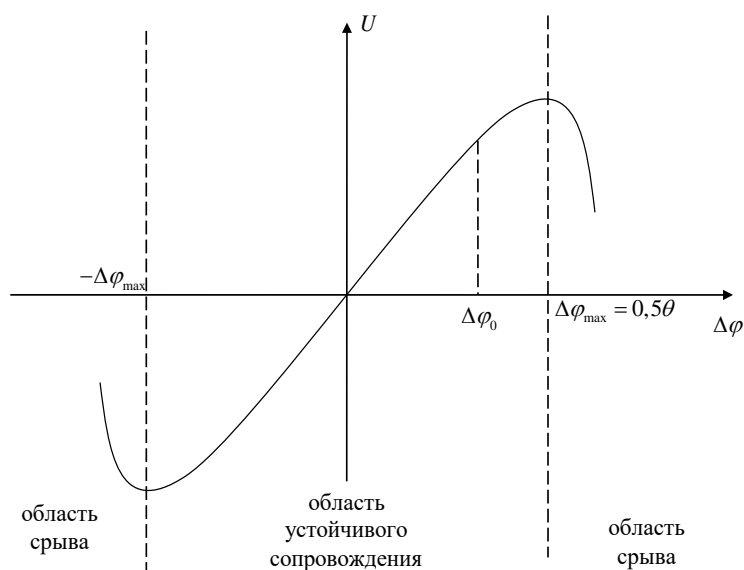
**Abstract.** The article deals with the problem of automatic tracking of super-maneuverable targets with tracking sensors. Conclusions are drawn about the need for the formation of estimates of derivatives of high-order state coordinates for tracking systems. It is dealt with the problem of synthesis of a filtering algorithm for auto-tracking systems for targeting on super-maneuverable targets. It is given algorithm for filter reconfiguration by taking into account the sign of the maneuver in the filtering algorithm. This filter is reconfigured by using a more complex state model. The sign of the maneuver is issued by the maneuver detector, which is triggered with a delay of 3 seconds. The filtering algorithm is investigated in the process of modeling the laws of state coordinate changes. The effectiveness of the filtering algorithm in modeling is determined by the values of the potential variances, the current estimation errors and true accuracy variances. The study concludes with the following conclusions: the accuracy of estimation from the moment of the beginning of the maneuver depends mainly on the latency of detection of the maneuver; when changing the structure of the filter in the time increment  $k$ , it is necessary to correct the values of the potential variances.

**Keywords:** intensive maneuvering, tracking sensors, adaptive filtering, filter reconfiguration, optimum filtering.

## Введение

Появление на вооружении ряда стран сверхманевренных летательных аппаратов (СМЛА) предъявляет существенно более жесткие требования к точности, быстродействию и устойчивости систем автосопровождения. Сложный характер пространственных эволюций СМЛА предопределяет появление в законах изменения пространственных координат высоких производных со сменой знака, что чрезвычайно усложняет процесс сопровождения.

В техническом плане интенсивное маневрирование цели существенно ухудшает точность и устойчивость её автоматического сопровождения следящими измерителями. Так, например, в одноконтурных следящих системах с низким порядком астатизма продолжительный маневр неизбежно приводит к срыву автосопровождения из-за того, что ошибка слежения  $\Delta\varphi$  превышает половину ширины линейного участка дискриминационной характеристики ограниченного диапазоном  $\pm 0,5\Theta$  (рис. 1).



**Рис. 1** Дискриминационная характеристика следящего измерителя

В оптимальных многоконтурных измерителях [1] такой маневр может либо ухудшить точность оценивания в фильтрах отслеживаемого процесса, либо вызвать расходимость процесса оценивания. Оба явления обусловлены несоответствием моделей, используемых при синтезе фильтра, реальному закону изменения отслеживаемых координат состояния [2]. Для возникновения расходимости особенно благоприятно начало маневра в те моменты времени, когда фильтры автосопровождения уже работают в установившемся режиме с наименьшими коэффициентами усиления невязок и наименьшей полосой пропускания.

При решении задач наведения на воздушные цели наиболее важную роль играют угловые координаты цели [3]. Использование для перехвата СМЛА более сложных методов наведения требует расширения перечня координат состояния, оцениваемых следящими системами, как правило, за счет более высоких производных. Синтез алгоритмов фильтрации на основе моделей состояния высокой размерности ( $N > 3$ ), позволяет оценивать ускорения и их производные. Достоинство этих алгоритмов заключается в постоянном контроле процесса маневрирования сопровождаемой цели по оценкам продольных и поперечных ускорений и их производных, недостатком является большая сложность и более высокие требования к объему памяти и быстродействию бортовой цифровой вычислительной машине (БЦВМ), что особенно важно при одновременном сопровождении большого числа целей.

В связи с отмеченными обстоятельствами в современных и перспективных следящих системах для выдачи команд целеуказания средствам поражения целесообразно использовать либо алгоритмы адаптации фильтров в соответствии с реальной обстановкой, либо алгоритмы изменения структуры фильтров.

Адаптивная фильтрация реализуется на основе алгоритмов параметрической идентификации используемых моделей состояния по результатам измерений координат состояния [1]. Если цель не маневрирует, то результаты идентификации параметров моделей практически совпадают с их

априорными значениями. Несоответствие идентифицированных и априорных значений параметров моделей свидетельствуют о наличии маневра. В такой ситуации в алгоритмах фильтрации априорные значения параметров моделей заменяются идентифицированными, что позволяет предотвратить расходимость процессов оценивания. Возможны и более простые алгоритмы адаптации, основанные на изменении коэффициентов усиления невязок, либо аддитивной коррекции прогноза [1]. Однако они приводят к ухудшению точности фильтрации.

Использование изменения структуры фильтра, целесообразно для фильтров не выше второго порядка, вполне удовлетворяющих требованиям точности и устойчивости сопровождения неманеврирующих и слабо маневрирующих целей. В режиме сопровождения неманеврирующих целей эти алгоритмы достаточно просты и не требуют больших объемов памяти и высокого быстродействия вычислителей, что особенно важно при многоцелевом сопровождении. После обнаружения начала маневра изменяется структура фильтра за счет использования более сложных моделей состояния, учитывающих маневр, в данном случае требования к БЦВМ повышаются только на время маневрирования цели. Таким образом, синтез алгоритма фильтрации с переменной структурой является весьма актуальной задачей при решении задач сопровождения и наведения.

Необходимо, однако, отметить, что задача структурной адаптации фильтров может быть решена различными способами. Наиболее известным из них является синтез систем с переменной структурой [4] на основе многогипотезного сопровождения с одновременным использованием нескольких гипотез. При этом выбор предпочтительного варианта выполняется по результатам анализа апостериорных вероятностей существования той или иной гипотезы, что является достаточно сложной задачей.

Далее предлагается существенно более простой способ структурной адаптации, основанный на поочередном использовании нескольких гипотез в

рамках единого алгоритма при наличии качественного признака наличия или отсутствия маневра.

### Постановка и решение задачи

В математическом плане постановка задачи может быть сформирована следующим образом. Для системы, аппроксимируемой моделью состояния в дискретном времени

$$\mathbf{x}(k) = \Phi(k, k-1)\mathbf{x}(k-1) + \xi_x(k-1), \quad (1)$$

при наличии наблюдений

$$\mathbf{z}(k) = \mathbf{H}(k)\mathbf{x}(k) + \xi_z(k), \quad (2)$$

необходимо сформировать алгоритм оптимального оценивания в условиях маневра с изменением структуры фильтра за счет изменения размерности модели состояния посредством учета качественного признака наличия маневра, при следующих условиях:

- известна наименьшая размерность модели, определяемая, как правило, гипотезой движения с постоянной скоростью;
- известна наибольшая размерность модели, определяемая необходимостью учета определенного числа производных;
- качественный признак маневра (есть-нет) формируется одним из известных методов с определенным запаздыванием;
- при увеличении размера вектора состояния (1) сохраняется условие наблюдаемости.

Здесь  $\mathbf{x}(k)$  –  $n$ -мерный вектор состояния;  $\mathbf{z}(k)$  –  $m$ -мерный ( $m \leq n$ ) вектор измерений;  $\Phi(k, k-1)$  – переходная (фундаментальная) матрица размером  $n \times n$ ;  $\mathbf{H}(k)$  – матрица измерения (наблюдения)  $m \times n$ ;  $\xi_x(k-1)$ ,  $\xi_z(k)$  – центрированные векторы случайных возмущений и ошибок измерения, представляющие собой дискретные белые гауссовские шумы с известными матрицами дисперсий  $\mathbf{D}_x$  и  $\mathbf{D}_z$ .

Переменный характер размерности вектора (1) можно учесть за счет его представления в виде

$$\mathbf{x}(k) = \mathbf{Q}(k-1)\Phi(k, k-1)\mathbf{Q}(k-1)\mathbf{x}(k-1) + \xi_x(k-1), \quad (3)$$

где

$$\mathbf{Q}(k-1) = \begin{bmatrix} q_{11}(k-1) & 0 & \dots & 0 \\ 0 & q_{22}(k-1) & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & \dots & q_{nn}(k-1) \end{bmatrix}$$

матрица, в которой элементы

$$q_{ii}(k-1) = \begin{cases} 1, & \text{при наличии признака необходимости изменения размерности} \\ 0, & \text{при его отсутствии} \end{cases}$$

Тогда алгоритм оптимальной фильтрации можно определить рекуррентными уравнениями [1]:

$$\hat{\mathbf{x}}(k) = \mathbf{x}_\varphi + \mathbf{K}_\varphi(k) [\mathbf{z}(k) - \mathbf{H}(k)\mathbf{x}_\varphi]; \quad (4)$$

$$\mathbf{x}_\varphi = \mathbf{Q}(k-1)\Phi(k, k-1)\mathbf{Q}(k-1)\hat{\mathbf{x}}(k-1), \quad \hat{\mathbf{x}}(0) = \mathbf{x}_0 \quad (5)$$

$$\mathbf{K}_\varphi(k) = \mathbf{D}(k, k-1)\mathbf{H}^T(k) [\mathbf{H}(k)\mathbf{D}(k, k-1)\mathbf{H}^T(k) + \mathbf{D}_n(k)]^{-1}, \quad (6)$$

$$\mathbf{D}(k) = [\mathbf{E} - \mathbf{K}_\varphi(k)\mathbf{H}(k)]\mathbf{D}(k, k-1), \quad \mathbf{D}(0) = \mathbf{D}_0; \quad (7)$$

$$\begin{aligned} \mathbf{D}(k, k-1) &= \mathbf{Q}(k-1)\Phi(k, k-1)\mathbf{Q}(k-1)\mathbf{D}(k-1) \times \\ &\times \mathbf{Q}(k-1)\Phi^T(k, k-1)\mathbf{Q}(k-1) + \mathbf{D}_x(k-1), \end{aligned} \quad (8)$$

В этих уравнениях:  $\mathbf{K}_\varphi$  – матричный коэффициент усиления невязки;  $\mathbf{D}(k)$  и  $\mathbf{D}(k, k-1)$  – апостериорная и априорная ковариационные матрицы ошибок фильтрации;  $\mathbf{E}$  – единичная матрица.

### Пример

Рассмотрим этот прием на примере фильтра сопровождения угломера с обнаружителем маневра.

Для модели состояния (3):

$$\begin{aligned} \varphi(k) &= \varphi(k-1) + \omega(k-1)\tau + j(k-1)q_{33}(k-1)\frac{\tau^2}{2}, & \varphi(0) &= \varphi_0; \\ \omega(k) &= \omega(k-1) + j(k-1)q_{33}(k-1)\tau + \xi_\omega(k-1), & \omega(0) &= \omega_0; \\ j(k) &= j(k-1)q_{33}(k-1) + \xi_j(k-1), & j(0) &= j_0, \end{aligned} \quad (9)$$

по измерениям

$$z(k) = \varphi(k) + \xi_\varphi, \quad (10)$$

необходимо сформировать алгоритм обеспечивающий формирование оценок пеленга цели  $\varphi$ , угловой скорости  $\omega$  и ускорения линии визирования (ЛВ)  $j$ . В уравнениях (9), (10)  $\tau$  – интервал дискретизации во времени;  $\xi_\omega$  и  $\xi_j$  – независимые центрированные гауссовские шумы с известными дисперсиями  $D_\omega$   $D_j$ ;  $q_{33}(k-1)$  – признак маневра (здесь и далее опущено возведение в квадрат  $q_{33}(k-1)$ );  $\xi_\varphi$  – центрированный гауссовский шум с известной дисперсией  $D_\varphi$ . Сопоставив (9) с (3) получим

$$\mathbf{x}(k) = \begin{bmatrix} \varphi(k) \\ \omega(k) \\ j(k) \end{bmatrix}, \quad \Phi(k, k-1) = \begin{bmatrix} 1 & \tau & \frac{\tau^2}{2} \\ 0 & 1 & \tau \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{Q}(k-1) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & q_{33}(k-1) \end{bmatrix}, \quad \xi_x(k-1) = \begin{bmatrix} 0 \\ \xi_\omega(k-1) \\ \xi_j(k-1) \end{bmatrix}, \quad (11)$$

$$\mathbf{H}(k) = [1 \ 0 \ 0], \quad \xi_u(k) = \begin{bmatrix} \xi_\varphi \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}, \quad q_{33}(k-1) = \begin{cases} 1, & \text{при } j \neq 0 \\ 0, & \text{при } j = 0 \end{cases}$$

Использование моделей (9), (11) гарантирует выполнение условия наблюдаемости [5], что дает возможность синтезировать алгоритм фильтрации

$$\begin{aligned} \hat{\varphi}(k) &= \varphi_3(k) + K_{\varphi 1} [z(k) - \varphi_3(k)], & \hat{\varphi}(0) &= \hat{\varphi}_0; \\ \hat{\omega}(k) &= \omega_3(k) + K_{\varphi 2} [z(k) - \varphi_3(k)], & \hat{\omega}(0) &= \hat{\omega}_0; \\ \hat{j}(k) &= j_3(k) + K_{\varphi 3} [z(k) - \varphi_3(k)], & \hat{j}(0) &= \hat{j}_0; \end{aligned} \quad (12)$$

$$\begin{aligned} \varphi_3(k) &= \hat{\varphi}(k-1) + \hat{\omega}(k-1)\tau + \hat{j}(k-1)q_{33}(k-1)\frac{\tau^2}{2}; \\ \omega_3(k) &= \hat{\omega}(k-1) + \hat{j}(k-1)q_{33}(k-1)\tau; \\ j_3(k) &= \hat{j}(k-1)q_{33}(k-1), \end{aligned} \quad (13)$$

в котором  $K_{\phi 1}, K_{\phi 2}, K_{\phi 3}$  определяются по формулам (6)-(8), где

$$\mathbf{D}_n(k) = D_\varphi, \mathbf{D}_x(k-1) = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & D_\omega & 0 \\ 0 & 0 & D_j \end{bmatrix}, \mathbf{D}(0) = \begin{bmatrix} D_{11}(0) & 0 & 0 \\ 0 & D_{22}(0) & 0 \\ 0 & 0 & D_{33}(0) \end{bmatrix}.$$

Анализ (10), (12), (13) позволяет прийти к заключению что полученный алгоритм фильтрации отличается от типового лишь независимым учетом возмущений по ускорению и скорости.

При отсутствии маневра  $q_{33}(k-1)=0$ , когда закон изменения углового положения (9) соответствует модели второго порядка

$$\begin{aligned} \varphi(k) &= \varphi(k-1) + \omega(k-1)\tau, & \varphi(0) &= \varphi_0; \\ \omega(k) &= \omega(k-1) + \xi_\omega(k-1), & \omega(0) &= \omega_0 \end{aligned} \quad (14)$$

фильтр Калмана (12) упрощается до системы второго порядка, которая устойчиво формирует оптимальные оценки по правилу

$$\begin{aligned} \hat{\varphi}(k) &= \varphi_3(k) + K_{\phi 1} [z(k) - \varphi_3(k)], & \hat{\varphi}(0) &= \hat{\varphi}_0; \\ \hat{\omega}(k) &= \omega_3(k) + K_{\phi 2} [z(k) - \varphi_3(k)], & \hat{\omega}(0) &= \hat{\omega}_0; \end{aligned} \quad (15)$$

$$\begin{aligned} \varphi_3(k) &= \hat{\varphi}(k-1) + \hat{\omega}(k-1)\tau; \\ \omega_3(k) &= \hat{\omega}(k-1). \end{aligned} \quad (16)$$

в котором  $K_{\phi 1}, K_{\phi 2}, K_{\phi 3}$  определяются по формулам (6) - (8), где

$$\mathbf{D}_n(k) = D_\varphi, \mathbf{D}_x(k-1) = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & D_\omega \end{bmatrix}, \mathbf{D}(0) = \begin{bmatrix} D_{11}(0) & 0 \\ 0 & D_{22}(0) \end{bmatrix}.$$

При начале маневра, когда появляются ускорение и его производные, прогноз (16) перестает соответствовать реальным условиям, в (15) появляются ошибки оценивания, а в последствие может произойти срыв автосопровождения угломером. После срабатывания обнаружителя маневра  $q_{33}(k-1)=1$ , модель состояния (9) будет соответствовать фильтру третьего порядка.

Исследования совместного функционирования алгоритмов фильтрации (12), (13) и (15), (16) проводились в процессе моделирования законов изменения пеленга  $\varphi$ , угловой скорости ЛВ  $\omega$  и углового ускорения  $j$  в соответствии с



моделью (9), измерений (10), при условии, что запаздывание срабатывания обнаружителя маневра - 3 с.

Эффективность алгоритма фильтрации оценивалась по значениям потенциальных дисперсий  $D_{ii}$ ,  $i = \overline{1,3}$ , определяемым решениями уравнений Риккати (7), текущим ошибкам оценивания

$$\Delta\varphi = \varphi - \hat{\varphi}, \quad \Delta\omega = \omega - \hat{\omega}, \quad \Delta j = j - \hat{j}$$

и дисперсиям реальной точности, вычисляемым по соотношению:

$$D_{ii}^*(k) = \frac{1}{N-1} \sum_{j=1}^N [x_i(k) - \hat{x}_i(k)]^2, \quad (17)$$

где  $x_i(k)$  и  $\hat{x}_i(k)$  – соответственно реальное и оцениваемое значения  $i$ -ой координаты состояния – пеленга, угловой скорости и углового ускорения ЛВ;  $N$  – число реализаций моделируемого варианта исследования.

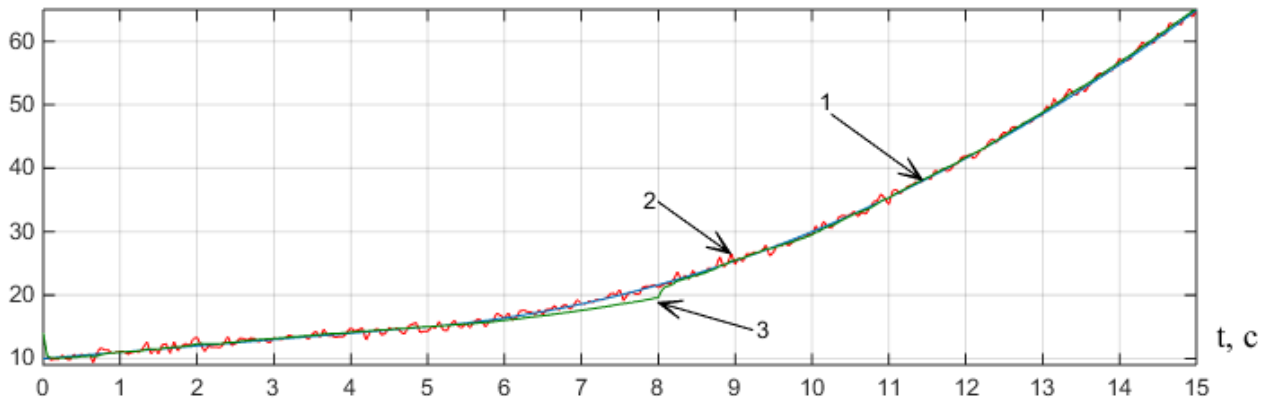
При этом рассматривалась гипотетическая ситуация, для которой  $D_\varphi = 0,25$  град<sup>2</sup>,  $D_j = 0,25 \times 10^{-6}$  град<sup>2</sup>/с<sup>4</sup>. В начальный момент времени  $\varphi(0) = 10$  град,  $\omega(0) = 1$  град/с, а при начале маневра в  $k$ -й момент времени  $j(k) = 0,8$  град/с<sup>2</sup>.

Законы изменения пеленга  $\varphi$  (рис. 2а эпюра 1), угловой скорости ЛВ  $\omega$  (рис. 2б эпюра 1) и углового ускорения  $j$  (рис. 2в эпюра 1), измерения  $z(k)$  (рис. 2а эпюра 2) и оценки этих координат (эпюры 3) показаны на рис. 2.

С момента времени начала моделирования  $t_0 = 0$  с и до начала маневра  $t_{н.м} = 5$  с модель состояния (14) на основе которой формируются оптимальные оценки координат состояния (15) соответствует гипотезе движения с постоянной скоростью (имеют второй порядок). С началом маневра  $t_{н.м} = 5$  с и до обнаружения маневра  $t_{о.м} = 8$  с имеет место расхожимость фильтра в силу несоответствия реальной модели изменения координат состояния модели положенной в основу синтеза фильтра, с обнаружением маневра  $t_{о.м} = 8$  с происходит изменение структуры фильтра за счет учета в нем углового ускорения  $j$ , что позволяет снизить ошибки оценивания по пеленгу (рис. 3а), угловой скорости ЛВ (рис. 3б) и угловому ускорению (рис. 3в) и предотвратить

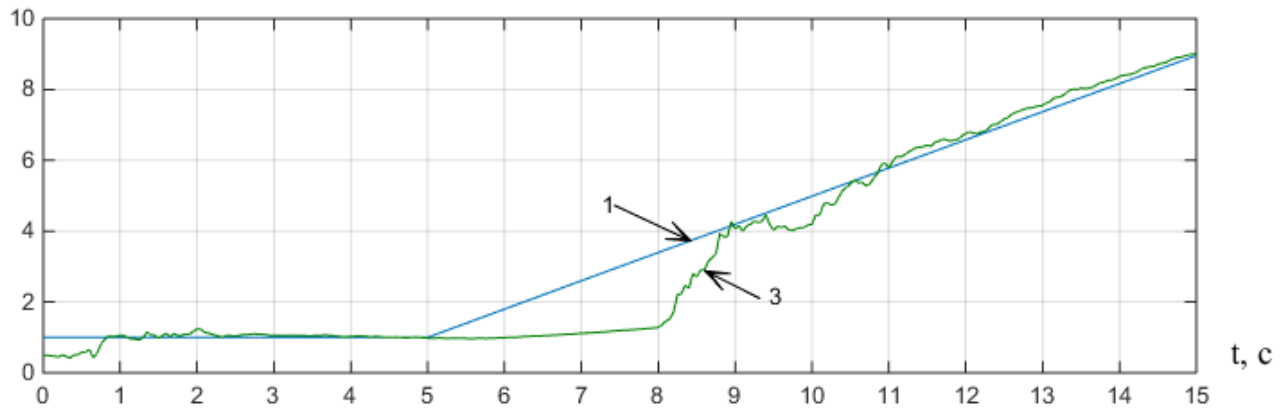
расходимость процедур фильтрации.

$\varphi$ , град



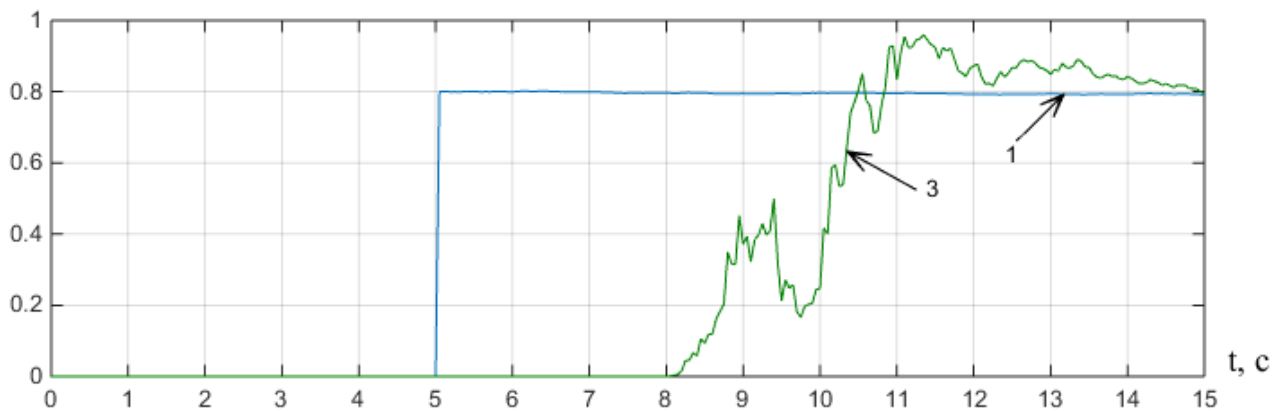
а)

$\omega$ , град/с



б)

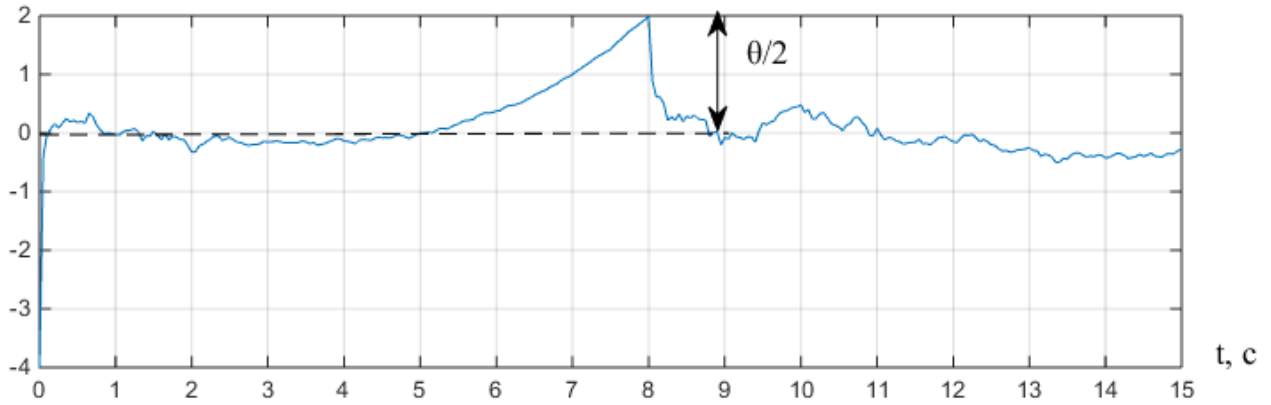
$j$ , град/с<sup>2</sup>



в)

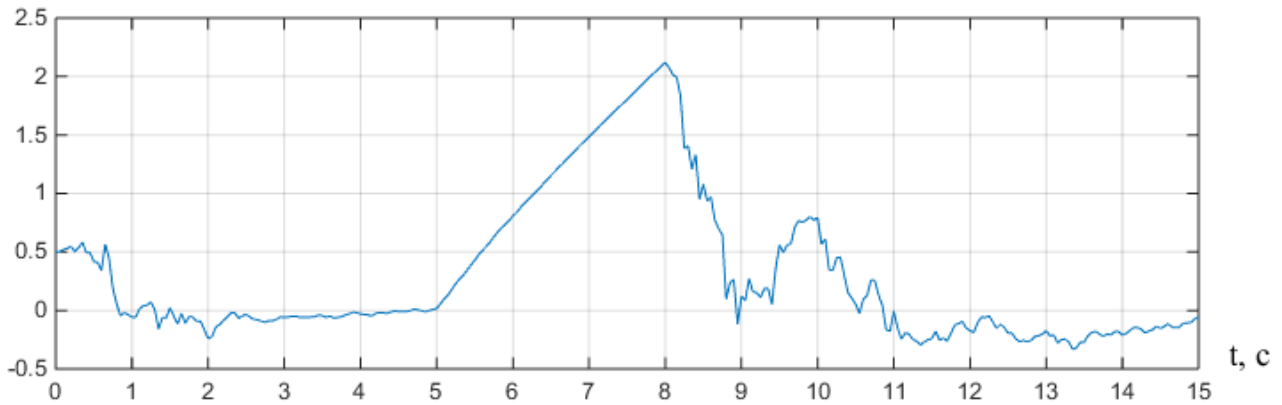
**Рис. 2** Графики изменения пеленга, угловой скорости ЛВ, углового ускорения, измерения и их оценки.

$\Delta\varphi$ , град



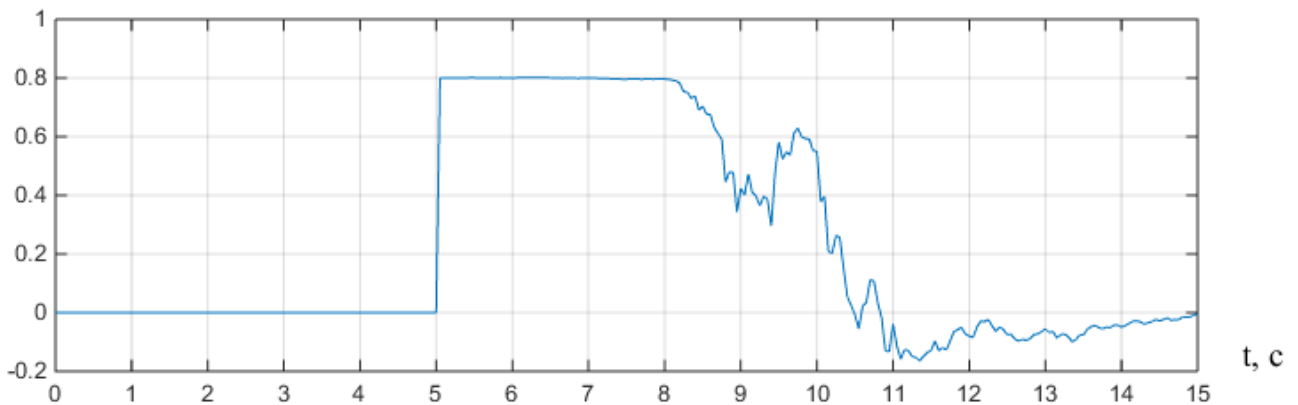
а)

$\Delta\omega$ , град/с



б)

$\Delta j$ , град/с<sup>2</sup>

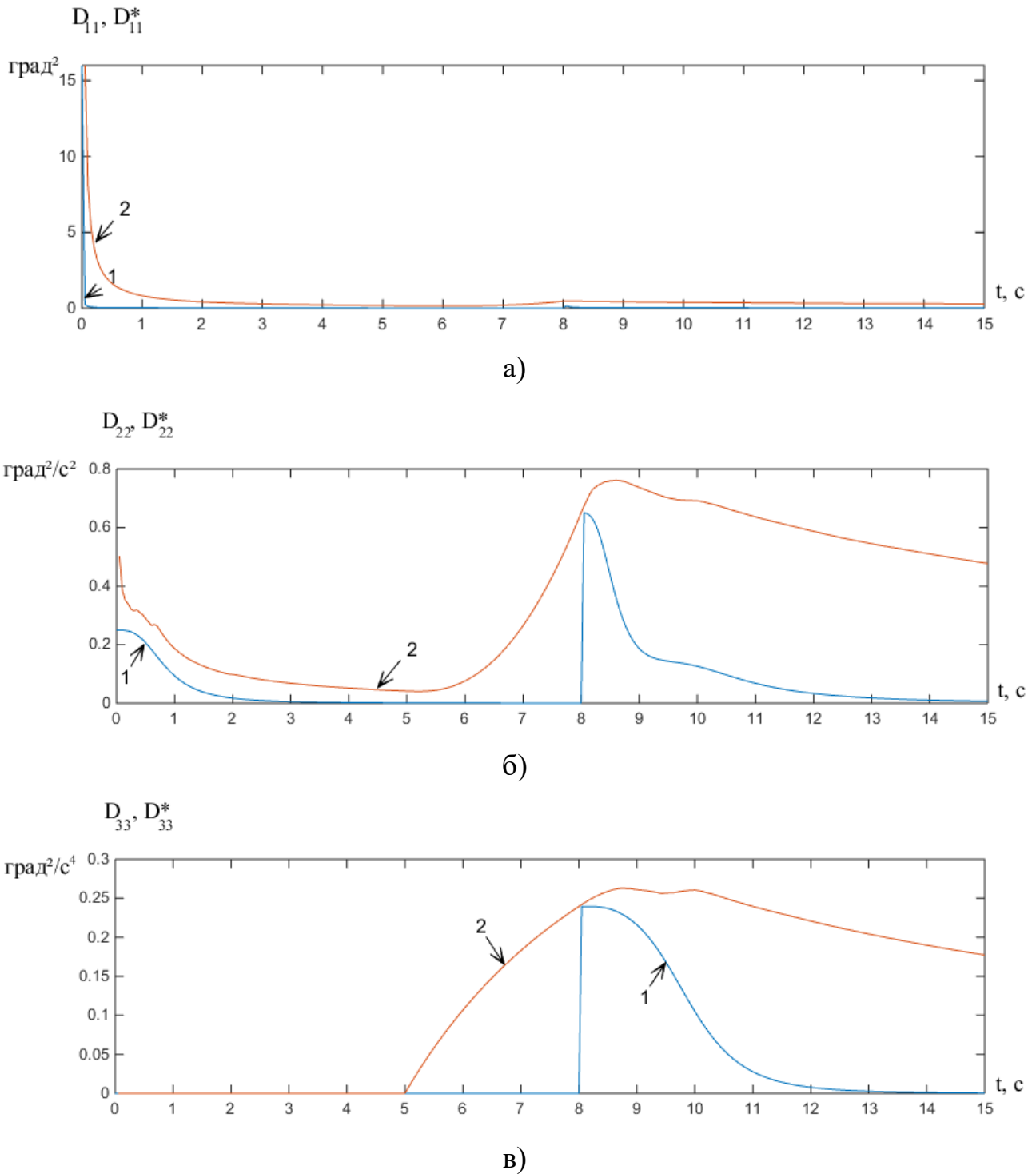


в)

**Рис. 3** Графики текущих ошибок оценивания

На рис. 3 показаны графики зависимости текущих ошибок оценивания от времени, из которых видно, что с момента  $t_{н.м}=5$  с начала маневра цели

начинает нарастать ошибка слежения, при превышении ошибки  $\Delta\varphi$  половины ширины линейного участка дискриминационной характеристики (см. рис. 1) произойдет срыв автосопровождения. После обнаружения маневра  $t_{o.m}=8$  с и изменении структуры происходит снижение ошибок оценивания.



**Рис. 4** Графики зависимости потенциальных и реальных дисперсий от времени

На рис. 4 показаны изменения потенциальных дисперсий ошибок

фильтрации пеленга  $D_{11}$  (рис. 4а эпюра 1), угловой скорости ЛВ  $D_{22}$  (рис. 4б эпюра 1) и углового ускорения  $D_{33}$  (рис. 4в эпюра 1) и реальных дисперсий (17)  $D_{11}^*$  (рис. 4а эпюра 2),  $D_{22}^*$  (рис. 4б эпюра 2),  $D_{33}^*$  (рис. 4в эпюра 2). Из графиков видно, что по мере увеличения времени фильтрации до момента начала маневра  $t_{н.м}=5$  с дисперсии  $D_{11}, D_{22}, D_{11}^*, D_{22}^*$  уменьшаются от своих первоначальных больших значений до существенно меньших значений в установившемся режиме, дисперсии  $D_{33}, D_{33}^*$  равны 0 т.к. модель состояния (14) и фильтр (15) имеют второй порядок. После начала маневра в момент  $t_{н.м}=5$  с и до его обнаружения ( $t_{о.м}=8$  с) характер изменения потенциальных дисперсий сохраняется, в то время как реальные дисперсии  $D_{11}^*, D_{22}^*, D_{33}^*$  начинают возрастать. После обнаружения маневра и перехода к фильтрации по правилу (12), (13) ошибки сопровождения по всем координатам интенсивно устраняются.

Спецификой этого этапа фильтрации является использование матрицы в которой в качестве начальных условий целесообразно использовать значения реальных дисперсий на момент обнаружения маневра ( $t_{о.м}$ )

$$\mathbf{D}(k-1) = \begin{bmatrix} D_{11}^*(k-1) & 0 & 0 \\ 0 & D_{22}^*(k-1) & 0 \\ 0 & 0 & D_{33}^*(k-1) \end{bmatrix}.$$

После окончания маневра ( $q_{33}(k-1)=0$ ) сопровождение переходит на алгоритм (15), (16) до появления следующего маневра.

По результатам исследования можно сделать следующие выводы.

Точность оценивания с момента начала маневра зависит в основном от времени запаздывания обнаружения маневра.

При изменении структуры фильтра в  $k$ -ый дискрет времени необходимо корректировать значения потенциальных дисперсий.

Рассмотренный вариант изменения структуры фильтра дает возможность обеспечить бесрывное сопровождение маневрирующей цели при незначительных вычислительных затратах.

## Литература

1. Меркулов В. И., Верба В.С., Ильчук А.Р., Колтышев Е.Е. Автоматическое сопровождение целей в РЛС интегрированных авиационных комплексов. Т. 2. Сопровождение одиночных целей. / Под ред. В. С. Вербы. — М.: Радиотехника, 2018. — 486 с.
2. Фарина А., Студер Ф. Цифровая обработка радиолокационной информации. Сопровождение целей. / Пер. с англ. — М.: Радио и связь, 1993.— 320 с.
3. Меркулов В. И., Дрогалин В. В., Канащенков А. И., Богачев А. С. и др. Авиационные системы радиуправления. Т. 2. Радиоэлектронные системы самонаведения. / Под ред. А. И. Канащенкова и В. И. Меркулова. — М.: Радиотехника, 2003. — 392с.
4. Бухалев В.А. Распознавание, оценивание и управление в системах со случайной скачкообразной структурой — М.:Наука, Физматлит, 1996. — 288 с.
5. Меркулов В. И., Верба В.С., Ильчук А.Р. Автоматическое сопровождение целей в РЛС интегрированных авиационных комплексов. Т. 1. Теоретические основы. РЛС в составе интегрированного авиационного комплекса. / Под ред. В. С. Вербы. — М.: Радиотехника, 2018. — 360 с.

### Для цитирования:

В. И. Меркулов, С. Б. Гусаров. Учет маневра в алгоритмах автоматического сопровождения. Журнал радиоэлектроники [электронный журнал]. 2018. № 11. Режим доступа: <http://jre.cplire.ru/jre/nov18/7/text.pdf>  
DOI 10.30898/1684-1719.2018.11.7