



УДК 623.55.023  
ГРНТИ 47.49.29

## ОЦЕНКА ТОЧНОСТИ АЛГОРИТМОВ СОПРОВОЖДЕНИЯ МАНЕВРИРУЮЩЕЙ ВОЗДУШНОЙ ЦЕЛИ ПО УГЛОВЫМ КООРДИНАТАМ

*А.А. ИСПУЛОВ, кандидат технических наук  
ВУНЦ ВВС «ВВА имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж)  
С.В. МИТРОФАНОВА  
ВУНЦ ВВС «ВВА имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж)*

В статье рассмотрены три модели взаимного перемещения истребителя и воздушной цели. На основе данных полунатурного моделирования и метода спектрального анализа определена эффективная ширина спектра случайных процессов углового ускорения и рывка при выполнении воздушной цели боевого разворота. Методом статистического моделирования для каждого алгоритма оценено среднее квадратическое отклонение ошибок фильтрации и прирост эффективности в точности фильтрации.

*Ключевые слова:* маневрирующая воздушная цель; модель Зингера; модель Сонга; коэффициент маневренности; боевой разворот; среднее квадратичное отклонение; метод Монте-Карло.

### HE MANEUVERING AIR TARGET TRACKING ALGORITHMS ACCURACY EVALUATION BY THE ANGLE COORDINATES

*A.A. ISPULOV, Candidate of technical sciences  
MESC AF "N.E. Zhukovsky and Y.A. Gagarin Air Force Academy" (Voronezh)  
S.V. MITROFANOVA  
MESC AF "N.E. Zhukovsky and Y.A. Gagarin Air Force Academy" (Voronezh)*

In the article, three models of the mutual movement of a fighter and an air target are considered. Based on the data of the semi-natural simulation and the method of spectral analysis, the effective width of the spectrum of random processes of angular acceleration and jerk is determined in the performance of the air target of the combat turn. The statistical modeling method for each algorithm estimates the mean square deviation of filtering errors and the increase in efficiency in the accuracy of the filtering.

*Keywords:* maneuvering air target, Singer model, Song model, maneuverability coefficient, combat turn, standard deviation, Monte Carlo method.

**Введение.** В условиях ведения воздушного боя (ВБ) одним из направлений повышения эффективности истребителей является увеличение количества одновременно поражаемых воздушных целей (ВЦ) [1]. Удовлетворение этого требования возможно за счет получения достаточно полной информации о параметрах движения ВЦ при работе авиационных прицельных систем (АПрС) истребителей в режиме обзора пространства.

**Актуальность.** В настоящее время алгоритмы оценки координат и параметров движения ВЦ на истребителях реализованы на основе упрощенных алгоритмов фильтрации, в частности алгоритмов  $\alpha, \beta$ -фильтрации и  $\alpha, \beta, \gamma$ -фильтрации. К основным недостаткам данных алгоритмов относят: невозможность точно и устойчиво сопровождать ма-



неврирующую ВЦ при низком темпе обновления информации и не способность подстраивать свои параметры к изменению быстро протекающей обстановки ВБ, маневры ВЦ [1]. Применение более сложных моделей взаимного перемещения истребителя и ВЦ с уточненными параметрами приведет к устранению этих недостатков. В работе [2] определено значение коэффициента маневренности для модели четвертого порядка (модель Сонга) при сопровождении по каналу дальности.

Цель работы – сравнительная оценка точности сопровождения маневрирующей ВЦ по угловым координатам с использованием алгоритмов  $\alpha, \beta$ -фильтрации и фильтра Калмана (ФК) для моделей Зингера и Сонга с уточненными параметрами при низком темпе обновления информации о цели.

Для достижения цели работы примем следующие допущения:

- основным пространственным маневром ВЦ в ВБ является маневр типа «Боевой разворот»;

- основной источник информации радиолокационный канал сопровождения ВЦ по угловым координатам, как основной используемый в алгоритмах стрельбы (пуска) средств поражения.

В этом случае правило формирования экстраполированной оценки угловой координаты ВЦ имеет вид для:

- модели равномерного прямолинейного движения [1]

$$\tilde{\phi}_{z,\theta}(k) = \hat{\phi}_{z,\theta}(k-1) + \hat{\omega}_{z,\theta}(k-1) \cdot \Delta T; \quad (1)$$

- модели Зингера [3]

$$\tilde{\phi}_{z,\theta}(k) = \hat{\phi}_{z,\theta}(k-1) + \hat{\omega}_{z,\theta}(k-1) \cdot \Delta T + \frac{\hat{j}_{z,\theta}(k-1)}{\delta^2} (e^{-\delta \cdot \Delta T} + \delta \cdot \Delta T - 1); \quad (2)$$

- модели Сонга [4]

$$\tilde{\phi}_{z,\theta}(k) = \hat{\phi}_{z,\theta}(k-1) + \hat{\omega}(k-1) \cdot \Delta T + \frac{\hat{j}_{z,\theta}(k-1) \cdot \Delta T^2}{2} - \frac{\hat{q}_{z,\theta}(k-1)}{\mu^3} \cdot \left( e^{-\mu \cdot \Delta T} - \frac{\mu^2 \cdot \Delta T^2}{2} + \mu \cdot \Delta T - 1 \right), \quad (3)$$

где  $\hat{\phi}_{z,\theta}(k)$ ,  $\hat{\omega}_{z,\theta}(k)$ ,  $\hat{j}_{z,\theta}(k)$ ,  $\hat{q}_{z,\theta}(k)$  - оценки углового положения ВЦ, угловой скорости и ускорения, а также рывка (третьей производной углового положения) в горизонтальной и вертикальной плоскости, полученные в момент времени  $t_k$ ;  $\Delta T = t_k - t_{k-1}$  - темп обновления информации;  $\delta, \mu$  - коэффициент маневренности ВЦ, соответствующий ширине спектральной плотности случайных процессов  $j(t), q(t)$ .

В интересах получения экстраполированной оценки и работы алгоритмов фильтрации требуется определить значения коэффициента маневренности при совершении ВЦ боевого разворота. Данные о пространственном перемещении ВЦ получены путем полунатурного моделирования на пилотажном стенде [2]. На основе данных моделирования определялось угловое положение ВЦ с применением известных тригонометрических соотношений

$$\phi_z = a \cos \left( \frac{X}{\sqrt{(X)^2 + (Z)^2}} \right); \quad \phi_\theta = a \cos \left( \frac{X}{\sqrt{(X)^2 + (Y)^2}} \right), \quad (4)$$

где  $X, Y, Z$  - пространственные координаты ВЦ в земной системе координат при выполнении маневра «Боевой разворот».

Реализации случайных процессов  $\phi_z(t), \phi_\theta(t)$  достаточно длительны по времени, что позволяет принимать эти процессы стационарными и эргодическими [5]. Количество отсчетов для боевого разворота составляет  $N=2879$ , при этом обновление данных проводилось через каждую сотую секунды.



С использованием методики предложенной в работе [2] определялось значение коэффициента маневренности. Для этого вычислялись спектральные плотности случайных процессов  $j_{z,\theta}(t), q_{z,\theta}(t)$  путем прямого преобразованием Фурье нормированных экспериментальных корреляционных функций  $r_z(\tau)$  и  $r_\theta(\tau)$ . Коэффициенты маневренности определялись по выражениям [2]

$$\delta_{z,\theta} = \frac{\int_{-\infty}^{+\infty} S_{z,\theta}^j(f)df}{0,707}, \mu_{z,\theta} = \frac{\int_{-\infty}^{+\infty} S_{z,\theta}^q(f)df}{0,707}, \quad (5)$$

где  $S_{z,\theta}^j(f), S_{z,\theta}^q(f)$  – спектральная плотность случайных процессов  $j_{z,\theta}(t), q_{z,\theta}(t)$ .

Рассчитанные в соответствии с выражениями (5) значения коэффициентов маневренности приведены в таблице.

Таблица – Экспериментальные значения коэффициента маневренности

Маневр	Плоскость наблюдения	Модели	
		Модель Зингера	Модель Сонга
Боевой разворот	Горизонтальная	0,26 с <sup>-1</sup>	0,828 с <sup>-1</sup>
	Вертикальная	0,152 с <sup>-1</sup>	0,637 с <sup>-1</sup>

Полученные результаты показывают не только зависимость значения коэффициента маневренности от типа маневра, но и от выбранной плоскости наблюдения. Кроме того, значения для двух моделей взаимного перемещения истребителя и ВЦ отличаются более чем на 0,5 с<sup>-1</sup>.

В интересах достижения цели работы требуется смоделировать алгоритмы фильтрации при низком темпе обновления информации о цели. В качестве показателя оценки точности будем использовать среднее квадратическое отклонение (СКО) ошибок фильтрации  $\sigma_\phi$ . Алгоритмы фильтрации имеют следующий вид.

**I алгоритм.** Алгоритм  $\alpha, \beta$ -фильтрации для модели равномерного прямолинейного движения (1), который имеет вид

$$\begin{aligned} \tilde{\phi}(k) &= \hat{\phi}(k-1) + \hat{\omega}(k-1) \cdot \Delta T; \\ \tilde{\omega}(k) &= \hat{\omega}(k-1); \\ \hat{\phi}(k) &= \tilde{\phi}(k) + \alpha \cdot [s(k) - \tilde{\phi}(k)]; \\ \hat{\omega}(k) &= \tilde{\omega}(k) + \frac{\beta}{\Delta T} \cdot [s(k) - \tilde{\phi}(k)], \end{aligned}$$

где  $\alpha, \beta$  – коэффициенты усиления фильтра;  $[s(k) - \tilde{\phi}(k)]$  – невязка.

**II алгоритм.** Алгоритм ФК для модели Зингера (2), который имеет вид [6]

$$\begin{aligned} \tilde{x}(k) &= \phi \cdot \hat{x}(k-1); \\ \tilde{R}(k) &= \phi \cdot \tilde{R}(k-1) \cdot \phi^T + G(k-1); \\ D(k) &= \tilde{R}(k) \cdot h^T [h \cdot \tilde{R}(k) \cdot h^T + \sigma_{изм}^2]^{-1}; \\ R(k) &= \tilde{R}(k) - D(k) \cdot h \cdot \tilde{R}(k); \\ \hat{x}(k) &= \tilde{x}(k) + D \cdot [z(k) - h \cdot \tilde{x}(k)], \end{aligned}$$

где  $x(k-1) = [\phi(k-1) \quad \omega(k-1) \quad j(k-1)]^T$  – вектор состояния ВЦ;  $h = [1 \quad 0 \quad 0]$  – матрица наблюдений;  $\sigma_{изм}$  – СКО измерений;  $[z(k) - h \cdot \tilde{x}(k)]$  – невязка;



$$\phi = \begin{bmatrix} 1 & \Delta T & \frac{1}{\delta^2}(e^{-\delta \cdot \Delta T} + \delta \cdot \Delta T - 1) \\ 0 & 1 & -\frac{1}{\delta}(e^{-\delta \cdot \Delta T} - 1) \\ 0 & 0 & e^{-\delta \cdot \Delta T} \end{bmatrix} - \text{фундаментальная матрица переходов состояний ВЦ.}$$

Матрица формирующих шумов  $G(k-1)$  [3]

$$G(k-1) = 2 \cdot \delta \cdot \sigma_j^2 \cdot \begin{bmatrix} q_{11} & q_{21} & q_{31} \\ q_{12} & q_{22} & q_{32} \\ q_{13} & q_{23} & q_{33} \end{bmatrix},$$

где элементы матрицы соответствует работе [3].

Ковариационная матрица ошибок начальных оценок фильтрации принята диагональной

$$R_0 = \begin{bmatrix} \sigma_\phi^2 & 0 & 0 \\ 0 & \sigma_\omega^2 & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_j^2 \end{bmatrix},$$

где  $\sigma_\phi, \sigma_\omega, \sigma_j$  – СКО ошибок углов, угловой скорости, углового ускорения.

**III алгоритм.** Алгоритм ФК для модели Сонга (3), который имеет вид [6]

$$\begin{aligned} \tilde{X}(k) &= \Phi \cdot \hat{X}(k-1); \\ \tilde{P}(k) &= \Phi \cdot \tilde{P}(k-1) \cdot \Phi^T + Q(k-1); \\ K(k) &= \tilde{P}(k) \cdot H^T [H \cdot \tilde{P}(k) \cdot H^T + \sigma_{изм}^2]^{-1}; \\ P(k) &= \tilde{P}(k) - K(k) \cdot H \cdot \tilde{P}(k); \\ \hat{X}(k) &= \tilde{X}(k) + K \cdot [Z(k) - H \cdot \tilde{X}(k)], \end{aligned}$$

где  $X(k-1) = [\phi(k-1) \ \omega(k-1) \ j(k-1) \ q(k-1)]^T$  – вектор состояния ВЦ;

$H = [1 \ 0 \ 0 \ 0]$  – матрица наблюдений;  $[Z(k) - H \cdot \tilde{X}(k)]$  – невязка.

$$\Phi = \begin{bmatrix} 1 & \Delta T & \frac{\Delta T^2}{2} & -\frac{1}{\mu^3} \left( e^{-\mu \cdot \Delta T} - \frac{\mu^2 \cdot \Delta T^2}{2} + \mu \cdot \Delta T - 1 \right) \\ 0 & 1 & \Delta T & \frac{1}{\mu^2} (e^{-\mu \cdot \Delta T} + \mu \cdot \Delta T - 1) \\ 0 & 0 & 1 & -\frac{1}{\mu} (e^{-\mu \cdot \Delta T} - 1) \\ 0 & 0 & 0 & e^{-\mu \cdot \Delta T} \end{bmatrix} - \text{фундаментальная матрица переходов со-}$$

стояний ВЦ.

Матрица формирующих шумов  $Q(k-1)$  выведена в соответствии с работой [3]

$$Q(k-1) = 2 \cdot \mu \cdot \sigma_q^2 \cdot \begin{bmatrix} q_{11} & q_{21} & q_{31} & q_{41} \\ q_{12} & q_{22} & q_{32} & q_{42} \\ q_{13} & q_{23} & q_{33} & q_{43} \\ q_{14} & q_{24} & q_{34} & q_{44} \end{bmatrix},$$

элементы, которой определяются:



$$\begin{aligned}
 q_{11} &= \frac{1}{\mu^7} \left( \mu - \frac{e^{-2\Delta T \cdot \mu}}{2} - \mu \cdot e^{-\Delta T \cdot \mu} - \Delta T^2 \cdot \mu^2 - \frac{\Delta T^2 \cdot \mu^3}{2} + \frac{\Delta T^3 \cdot \mu^3}{3} + \frac{\Delta T^3 \cdot \mu^4}{3} + \frac{\Delta T^3 \cdot \mu^5}{12} + \right. \\
 &\quad \left. + \Delta T \cdot \mu - \Delta T \cdot \mu^2 \cdot e^{-\Delta T \cdot \mu} - 2 \cdot \Delta T \cdot \mu \cdot e^{-\Delta T \cdot \mu} + \frac{1}{2} \right); \\
 q_{12} = q_{21} &= \frac{1}{\mu^6} \left( e^{-T \cdot \mu} + \frac{e^{-2\Delta T \cdot \mu}}{2} + \Delta T^2 \cdot \mu^2 - \frac{\Delta T^3 \cdot \mu^3}{6} - \frac{\Delta T^4 \cdot \mu^4}{8} - \Delta T \cdot \mu + \frac{\Delta T^2 \cdot \mu^2 \cdot e^{-\Delta T \cdot \mu}}{2} + \right. \\
 &\quad \left. + 3 \cdot \Delta T \cdot \mu \cdot e^{-\Delta T \cdot \mu} - \frac{3}{2} \right); \\
 q_{13} = q_{31} &= \frac{1}{6 \cdot \mu^5} \left( 3 \cdot e^{-2\Delta T \cdot \mu} + 3 \cdot \Delta T^2 \cdot \mu^2 + \Delta T^3 \cdot \mu^3 - 6 \cdot \Delta T \cdot \mu + 3 \cdot \Delta T^2 \cdot \mu^2 \cdot e^{-\Delta T \cdot \mu} + \right. \\
 &\quad \left. + 12 \cdot \Delta T \cdot \mu \cdot e^{-\Delta T \cdot \mu} - 3 \right); \\
 q_{14} = q_{41} &= \frac{1}{2 \cdot \mu^5} \left( 2 \cdot e^{-\Delta T \cdot \mu} + e^{-2\Delta T \cdot \mu} + \Delta T^2 \cdot \mu^2 \cdot e^{-\Delta T \cdot \mu} + 4 \cdot \Delta T \cdot \mu \cdot e^{-\Delta T \cdot \mu} - 3 \right); \\
 q_{22} &= \frac{1}{6 \cdot \mu^5} \left( 3 \cdot e^{-2\Delta T \cdot \mu} + 6 \cdot \Delta T^2 \cdot \mu^2 - 2 \cdot \Delta T^3 \cdot \mu^3 - 6 \cdot \Delta T \cdot \mu + 12 \cdot \Delta T \cdot \mu \cdot e^{-\Delta T \cdot \mu} - 3 \right); \\
 q_{23} = q_{32} &= \frac{1}{\mu^4} \left( \frac{e^{-2\Delta T \cdot \mu}}{2} - e^{-\Delta T \cdot \mu} + \frac{\Delta T^2 \cdot \mu^2}{2} - \Delta T \cdot \mu + \Delta T \cdot \mu \cdot e^{-\Delta T \cdot \mu} + \frac{1}{2} \right); \\
 q_{24} = q_{42} &= \frac{1}{2 \cdot \mu^3} \left( e^{-2\Delta T \cdot \mu} + 2 \cdot \Delta T \cdot \mu \cdot e^{-\Delta T \cdot \mu} - 1 \right); \\
 q_{33} &= \frac{1}{\mu^3} \left( 2 \cdot e^{-\Delta T \cdot \mu} - \frac{e^{-2\Delta T \cdot \mu}}{2} + \Delta T \cdot \mu - \frac{3}{2} \right); \\
 q_{34} = q_{43} &= \frac{1}{\mu^2} \left( \frac{e^{-2\Delta T \cdot \mu}}{2} - e^{-\Delta T \cdot \mu} + \frac{1}{2} \right); \\
 q_{44} &= \frac{1}{2 \cdot \mu} \left( e^{-2\Delta T \cdot \mu} - 1 \right).
 \end{aligned}$$

Для инициализации фильтра необходима ковариационная матрица ошибок начальных оценок фильтрации, которая принята диагональной

$$P_0 = \begin{bmatrix} \sigma_\phi^2 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \sigma_\omega^2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_j^2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \sigma_q^2 \end{bmatrix},$$

где  $\sigma_q$  – СКО ошибок рывка.

Методом Монте-Карло проведено статистическое моделирование трех представленных алгоритмов фильтрации. Исходные данные моделирования: темп обновления информации –  $\Delta T = 0,5$  с; ошибка измерителя –  $\sigma_{изм} = 1,5^\circ$ ; коэффициенты усиления  $\alpha = 0,5$ ;  $\beta = 0,02$ ; коэффициент маневренности для модели Зингера  $\delta_z = 0,260$ ;  $\delta_g = 0,152$ ; коэффициент маневренности для модели Сонга  $\mu_z = 0,828$ ;  $\mu_g = 0,637$ ; количество реализаций –  $10^4$ .

Для оценки полученных результатов определим прирост эффективности алгоритмов фильтрации по следующему выражению



$$P_{i,l} = \frac{\sigma_{\phi i} - \sigma_{\phi l}}{\sigma_{\phi l}} \cdot 100\% \quad (6)$$

где  $i = \overline{II, III}$  – номер алгоритма для которого оценивалась эффективность;  $l = \overline{I, II}$  – номер алгоритма относительно которого оценивалась эффективность.

Результаты представлены на рисунках 1 и 2 для горизонтальной и вертикальной плоскости соответственно. На рисунках: кривая 1 (красная) соответствует приросту эффективности фильтрации алгоритма II относительно алгоритма I; кривая 2 (синяя) – алгоритма III относительно алгоритма I; кривая 3 (черная) – алгоритма III относительно алгоритма II.

Анализ полученных результатов свидетельствует:

- во-первых, о высокой работоспособности алгоритма II, прирост эффективности в горизонтальной плоскости составляет  $P_{II,I} = 30\%$ , в вертикальной  $P_{II,I} = 25\%$ ;

- во-вторых, о точной работе алгоритма III в вертикальной и горизонтальной плоскостях, эффективность по сравнению с алгоритмом I составляет до  $P_{III,I} = 40\%$ , по сравнению с алгоритмом II составляет до  $P_{III,II} = 10\%$  в течении всего маневра.

В заключении следует отметить, что даже при применении сложных моделей для повышения точности оценивания координат и параметров движения маневрирующей ВЦ существует априорная неопределенность типа выполняемого маневра. Это обстоятельство требует использования либо единого усреднённого для всех возможных типов маневров значения коэффициента маневренности, что приведет к некоторому увеличению ошибки оценивания, либо определения коэффициента маневренности для каждого маневра и к реализации процедур уменьшения априорной неопределенности типа маневра.

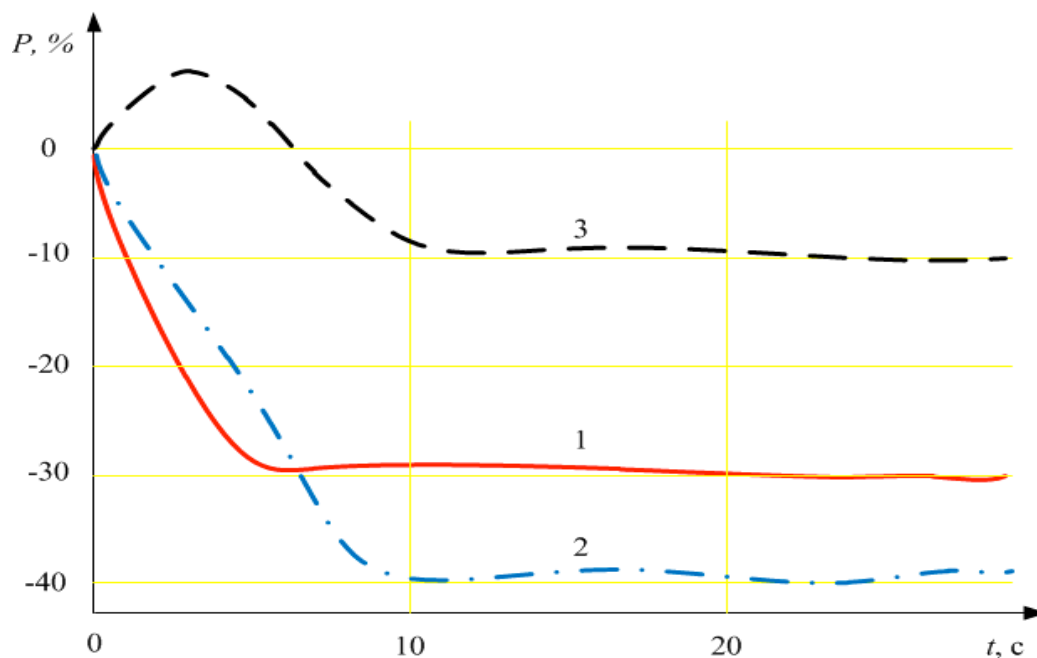


Рисунок 1 – Прирост эффективности оценивания в горизонтальной плоскости

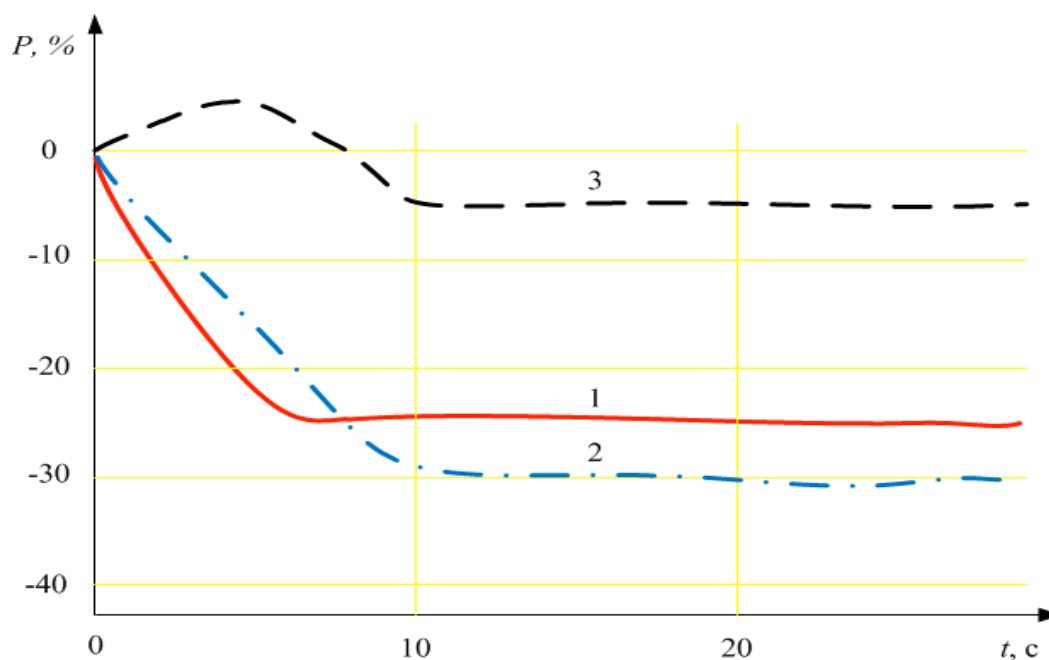


Рисунок 2 – Прирост эффективности оценивания в вертикальной плоскости

**Выводы.** Таким образом, для обеспечения высокой точности и устойчивости сопровождения маневрирующей ВЦ в условиях ВБ при низком темпе обновления информации в современных АПрС целесообразнее применять более сложные модели и алгоритмы фильтрации с уточненными параметрами. Это позволит повысить точность сопровождения на 25 – 30 % с применением модели Зингера и до 40 % в случае применения модели Сонга.

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Шатовкин Р.Р. Моделирование функционирования систем управления вооружением истребителя в режиме радиолокационного молчания: монография. Воронеж: Изд. ВАИУ, 2010. 328 с.
2. Испулов А.А., Иванов С.Л., Зledenный Н.П. Экстраполяция координат и параметров движения маневренной воздушной цели с использованием модели Сонга // Труды МАИ, Вып. № 85. 2016 ([www.mai.ru/science/truy/](http://www.mai.ru/science/truy/) от 18.09.2017 г.).
3. Зингер Р. Оценка характеристик оптимального фильтра для слежения за пилотируемой целью // Зарубежная радиоэлектроника. 1971. № 8. С. 40-57.
4. Song T.L., Song T.L., Ahn J.Y., Park C. Suboptimal filter design with pseudomeasurements for target tracking// IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1988. № 3. P.294-304.
5. Тихонов В.И. Статистическая радиотехника. М.: Радио и связь, 1982. 624 с.
6. Авиационные системы радиопередачи. Под ред. А.И. Канащенкова и В.И. Меркулова. М.: Радиотехника, 2003. 191 с.

#### REFERENCES

1. SHatovkin R.R. Modelirovanie funktsionirovaniya sistem upravleniya vooruzheniem istrebitelya v rezhime radiolokatsionnogo molchaniya: monografiya. Voronezh: Izd. VA-IU, 2010. 328 p.



2. Ispulov A.A., Ivanov S.L., Zledennyj N.P. ENkstrapolyatsiya koordinat i parametrov dvizheniya manevrennoj vozduшной tseli s ispol'zovaniem modeli Songa // TrudyMAI, Вып. № 85. 2016 (www.mai.ru /science/truy/ ot 18.09.2017 g.).

3. Zinger R. Otsenka kharakteristik optimal'nogo fil'tra dlya slezheniya za pilotiruemoj tsel'yu // Zarubezhnaya radioehlektronika. 1971. № 8. P. 40-57.

4. Song T.L., Song T.L., Ahn J.Y., Park C. Suboptimal filter design with pseudomeasurements for target tracking// IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1988. № 3. P.294-304.

5. Tikhonov V.I. Statisticheskaya radiotekhnika. M.: Radio i svyaz', 1982. 624 p.

6. Aviatsionnye sistemy radioupravleniya. Pod red. A.I. Kanashhenkova i V.I. Merkulova. M.: Radiotekhnika, 2003. 191 p.

© Испулов А.А., Митрофанова С.В., 2017

Испулов Аманбай Аватович, кандидат технических наук, старший научный сотрудник научно-исследовательского центра (проблем применения, обеспечения и управления авиацией Военно-воздушных сил), Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж), Россия, 394064, г. Воронеж, ул. Старых Большевиков, 54А, vaiu@mil.ru

Митрофанова Светлана Викторовна, младший научный сотрудник научно-исследовательского центра (проблем применения, обеспечения и управления авиацией Военно-воздушных сил), Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж), Россия, 394064, г. Воронеж, ул. Старых Большевиков, 54А, vaiu@mil.ru