

АЛГОРИТМ ПАРАМЕТРИЧЕСКОЙ ИДЕНТИФИКАЦИИ КОНТУРА НАВЕДЕНИЯ УПРАВЛЯЕМОЙ РАКЕТЫ, ОСНОВАННЫЙ НА ИСПОЛЬЗОВАНИИ ФИЛЬТРА КАЛМАНА

С. М. Лазаренков, Е. Д. Шатский

*Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил "Военно-воздушная академия имени
профессора Н. Е. Жуковского и Ю. А. Гагарина"*

Поступила в редакцию 01.03.2022 г.

Аннотация. Разработан алгоритм параметрической идентификации контура наведения управляемой ракеты, основанный на использовании математического аппарата фильтров Калмана. Приведено текстовое описание алгоритма и разработана программа для оценки его эффективности. Показаны результаты моделирования процесса идентификации контура наведения атакующей самолет ракеты в виде зависимостей индекса корреляции истинных координат управляемой ракеты и рассчитанных с использованием идентификационной модели от времени прогнозирования для различных значений параметра маневрирования и времени идентификации.

Ключевые слова: мгновенный промах, идентификация, идентификационная модель, фильтр Калмана, дискретная передаточная функция.

ALGORITHM FOR PARAMETRIC IDENTIFICATION OF THE MISSILE GUIDANCE CONTOUR BASED ON THE USE OF THE KALMAN FILTER

S. M. Lazarenkov, E. D. Shatsky

Abstract. Algorithm for parametric identification of the missile guidance contour based on the use of Kalman filters has been developed. The text description of the algorithm is given. A program for evaluating the effectiveness of the algorithm has been developed. The results of modeling the process of identifying missile parameters are shown in the form of dependencies of the correlation index of true and forecast coordinates on the prediction time for various values of the maneuvering parameter and the identification time.

Keywords: instant miss, identification, identification model, Kalman filters, discrete transfer function.

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время существует множество средств и комплексов радиоэлектронной борьбы (РЭБ), предназначенных для защиты вооружения, военной и специальной техники (ВВСТ) от высокоточного оружия (ВТО). Для повышения эффективности защиты ВВСТ от широкой номенклатуры ВТО разрабатываются адаптивные способы РЭБ. В данном случае под адаптацией понимается процесс управления параметрами помех на основе анализа текущей информации о характеристиках средств поражения и параметрах боевой обстановки, полученной в реальном масштабе времени, с целью обеспечения максимальной эффективности радиоэлектронного подавления.

Одной из задач, решаемых при реализации адаптивных способов подавления систем наведения управляемых ракет (УР), является оптимизация временных параметров функционирования средств РЭБ (время их включения и выключения). Практическая сложность в выборе этих параметров в большей степени обусловлена высоким уровнем априорной неопределенности о параметрах контура наведения (КН) атакующей УР. С целью парирования неопределенности о параметрах КН в качестве составных частей способов РЭБ могут использоваться методы идентификации КН в динамике радиоэлектронного конфликта.

Контур наведения является нестационарной динамической системой. Под его идентификацией, в широком смысле, понимается процесс определения структуры, характеристик и параметров динамических звеньев КН, а в более узком — процесс определения характеристик и параметров динамических звеньев в рамках заданной структуры. Полученная при этом в виде аналитических выражений, дифференциальных, разностных или интегральных уравнений математическая модель КН УР называется идентификационной моделью [1].

Оценка параметров КН может быть получена в результате формирования входного воздействия и последующего анализа эволюций УР, обусловленных этим воздействием. Измерение фазовых координат УР может осуществляться посредством радиолокаторов, лазерных локационных систем, тепlopеленгаторов, дальномеров и других средств.

В работе [2] описан адаптивный способ постановки помех, основанный на использовании метода непараметрической идентификации КН атакующей УР. Сущность метода состоит в описании идентификационной модели апериодическим или колебательным звеном, формировании ступенчатого входного воздействия с известной амплитудой и определении переходной характеристики КН. Достоинством данного метода являются приемлемая точность оценки временных параметров КН, малые вычислительные затраты и простота реализации. Существенным недостатком метода является наличие значительных ошибок при прогнозировании величины конечного промаха УР.

Существующие методы параметрической идентификации КН УР базируются в основном на использовании модификаций метода наименьших квадратов (МНК). При их реализации идентификационная модель КН описывается дискретной передаточной функцией с выходом по мгновенному промаху. После формирования входного воздействия на основе использования результатов измерений фазовых координат УР и МНК (или рекуррентного МНК) определяются коэффициенты дискретной передаточной функции КН, относительно которых применяется принцип квазистационарности. Методы параметрической идентификации КН обеспечивают более высокую точность прогнозирования величины конечного промаха УР при больших вычислительных затратах. Недостатком этих методов является чувствительность к шумам измерений фазовых координат УР [1].

Применение указанных методов для решения задачи своевременного и качественного управления параметрами помех затруднительно в следующих случаях:

- при реализации адаптивных способов применения помех с малым эффективным временем действия (требуется большая точность прогнозирования величины конечного промаха);
- в случаях малого времени радиоэлектронного конфликта (возникает дефицит времени для идентификации и настройки параметров помех);
- при медленно изменяющейся амплитуде входного воздействия;
- при отсутствии высокоточных средств измерения фазовых координат УР.

В связи с этим исследования по совершенствованию методов параметрической идентификации КН УР являются актуальными.

Одним из наиболее эффективных инструментов, применяемых для решения задачи параметрической идентификации систем автоматического управления является математический аппарат фильтров Калмана (ФК) [3, 4]. Фильтр Калмана — рекурсивный байесовский алгоритм фильтрации, который обеспечивает оптимальную по критерию минимума среднеквад-

ратического отклонения оценку вектора состояния нестационарной динамической системы. Использование ФК при решении задачи идентификации КН может позволить нивелировать ошибки оценки его параметров, обусловленные применением принципа квазистационарности, уменьшить время идентификации и влияние шумов измерений фазовых координат УР.

Целью работы является разработка метода параметрической идентификации параметров КН УР на основе использования линейного ФК.

1. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Рассмотрим задачу параметрической идентификации нестационарного КН УР. Дискретная передаточная функция КН, характеризующая связь параметров КН, входного воздействия и величины мгновенного промаха, описывается рекуррентным уравнением [1]:

$$H_M(k) = \sum_{i=0}^n a_i(k) \cdot y_B(k-i) - \sum_{j=1}^m b_j(k) \cdot H_M(k-j), \quad (1)$$

где H_M , y_B – векторы истинных значений мгновенного промаха и входного воздействия; $a_i(k)$, $b_j(k)$ – нестационарные коэффициенты полиномов числителя (порядка n) и знаменателя (порядка m) дискретной передаточной функции КН УР с выходом по мгновенному промаху.

Под мгновенным промахом УР будем понимать величину, равную расстоянию между целью и точкой в картинной плоскости, в которую направлен вектор скорости ракеты в текущий момент времени. В дискретные моменты времени k величина мгновенного промаха рассчитывается с использованием выражения [1]:

$$H_M(k) = \frac{D(k) \cdot D(k-1) \cdot \sin(\xi(k) - \xi(k-1))}{\sqrt{D^2(k) + D^2(k-1) - 2 \cdot D(k) \cdot D(k-1) \cdot \cos(\xi(k) - \xi(k-1))}}, \quad (2)$$

где $D(k)$, $D(k-1)$ – текущая дальность до атакующей ракеты в моменты времени k и $(k-1)$; $\xi(k)$, $\xi(k-1)$ – углы наклона линии визирования “ракета–цель” в моменты времени k и $(k-1)$.

В работе [1] приведены следующие уравнения связи нестационарных коэффициентов уравнения (2) с коэффициентами стационарной части КН α_i , β_j :

$$a_i(k) = \begin{cases} \frac{\alpha_0 \cdot [T_0 - \Delta t \cdot (k-1)]}{T_0 - \Delta t \cdot (k - \alpha_0)}, & \text{при } i = 0; \\ \frac{\alpha_i \cdot [T_0 - \Delta t \cdot (k-1)] - \alpha_{i-1} \cdot (T_0 - \Delta t \cdot k)}{T_0 - \Delta t \cdot (k - \alpha_0)}, & \text{при } 1 < i \leq n-1; \\ -\frac{\alpha_{i-1} \cdot (T_0 - \Delta t \cdot k)}{T_0 - \Delta t \cdot (k - \alpha_0)}, & \text{при } i = n. \end{cases} \quad (3)$$

$$b_j(k) = \begin{cases} \frac{\alpha_1 \cdot \Delta t + (\beta_1 - 1) \cdot (T_0 - \Delta t \cdot k)}{T_0 - \Delta t \cdot (k - \alpha_0)}, & \text{при } j = 1; \\ \frac{\alpha_j \cdot \Delta t + (\beta_j - \beta_{j-1}) \cdot (T_0 - \Delta t \cdot k)}{T_0 - \Delta t \cdot (k - \alpha_0)}, & \text{при } 1 < j \leq n; \\ \frac{(\beta_j - \beta_{j-1}) \cdot (T_0 - \Delta t \cdot k)}{T_0 - \Delta t \cdot (k - \alpha_0)}, & \text{при } j \leq m-1; \\ -\frac{\beta_{j-1} \cdot (T_0 - \Delta t \cdot k)}{T_0 - \Delta t \cdot (k - \alpha_0)}, & \text{при } j = m; \end{cases} \quad (4)$$

где Δt – период измерений, T_0 – время наведения.

Таким образом, задача параметрической идентификации КН сводится к оценке нестационарных коэффициентов $\alpha_i(k)$, $\beta_j(k)$ рекуррентного уравнения (1).

2. АЛГОРИТМ ПАРАМЕТРИЧЕСКОЙ ИДЕНТИФИКАЦИИ КОНТУРА НАВЕДЕНИЯ УПРАВЛЯЕМОЙ РАКЕТЫ

Сущность применения Калманской фильтрации при идентификации заключается в экстраполяции вектора переменных состояния КН $\hat{x}_\Theta(k+1)$ на основе измерений мгновенного

промаха \hat{H}_M и входного воздействия \hat{y}_B , полученных к моменту времени k и последующего его уточнения с учетом новых измерений. Для этого на каждом текущем шаге формируется матрица измерений:

$$\Psi(k) = \begin{pmatrix} \hat{y}_B(k - \mu) & \dots & \hat{y}_B(k - \mu - n - 1) & \hat{H}_M(k - \mu - 1) & \dots & \hat{H}_M(k - \mu - m - 1) \\ \hat{y}_B(k - \mu + 1) & \dots & \hat{y}_B(k - \mu - n) & \hat{H}_M(k - \mu) & \dots & \hat{H}_M(k - \mu - m) \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ \hat{y}_B(k - 1) & \dots & \hat{y}_B(k - n - 2) & \hat{H}_M(k - 2) & \dots & \hat{H}_M(k - m - 2) \\ \hat{y}_B(k) & \dots & \hat{y}_B(k - n - 1) & \hat{H}_M(k - 1) & \dots & \hat{H}_M(k - m - 1) \end{pmatrix}, \quad (5)$$

где $\mu = (n + 1) + m$ — количество переменных состояния КН.

Вектор переменных состояния КН представляет собой совокупность оценок нестационарных коэффициентов уравнения (1):

$$\hat{x}(k) = [\hat{\alpha}_0(k) \dots \hat{\alpha}_n(k), \hat{\beta}_1(k) \dots \hat{\beta}_m(k)]^T. \quad (6)$$

Аналитически сложно описать матрицу перехода, поэтому экстраполированная оценка переменных состояния КН осуществляется в два этапа с использованием выражений (3) и (4). На первом этапе полученные в k -ый момент времени оценочные значения нестационарных коэффициентов КН пересчитываются в стационарные. На втором — происходит обратный пересчет для момента времени $(k + 1)$.

В соответствии с [5], уточненный вектор переменных состояния КН рассчитывается как сумма экстраполированной оценки, полученной на предыдущем шаге и вектора коррекции, определяемого произведением вектора невязки $\nu(k)$ и коэффициентов усиления фильтра $K(k)$:

$$\hat{x}(k) = \hat{x}_\Delta(k) + \nu(k) \cdot K(k). \quad (7)$$

Невязка имеет смысл разности текущего измерения и его экстраполированной оценки. Вектор невязки и его ковариация $\mathbf{S}(k)$ характеризуют информацию, полученную на текущем шаге алгоритма [5]:

$$\nu(k) = H(k) - H_\Delta(k), \quad (8)$$

$$\mathbf{S}(k) = \Psi(k) \cdot \mathbf{P}(k) \cdot \Psi^T(k) + \mathbf{R}, \quad (9)$$

где $H(k) = [\hat{H}_M(k - \mu) \dots \hat{H}_M(k)]^T$ — усеченный вектор измеренных значений мгновенного промаха; $H_\Delta(k)$ — вектор экстраполированных значений мгновенного промаха; $\mathbf{P}(k)$ — ковариационная матрица вектора переменных состояния КН, рассчитанная на предыдущем шаге; $\mathbf{R} = \text{diag}[\sigma_h^2(k - n - 1) \dots \sigma_h^2(k); \sigma_y^2(k - m) \dots \sigma_y^2(k)]^T$ — ковариация ошибок измерений; $\sigma_h^2(k), \sigma_y^2(k)$ — дисперсии ошибок измерений мгновенного промаха и входного воздействия.

Экстраполированные значения мгновенного промаха рассчитываются по формуле:

$$H_\Delta(k) = \Psi(k) \cdot \hat{x}_\Delta(k). \quad (10)$$

Подставляя выражение (10) в (8), получим:

$$\nu(k) = H(k) - \Psi(k) \cdot \hat{x}_\Delta(k). \quad (11)$$

Вектор коэффициентов усиления фильтра прямо пропорционален ковариации переменных состояния КН и обратно пропорционален ковариации невязки:

$$K(k) = \mathbf{P}(k) \cdot \Psi^T(k) \cdot \mathbf{S}^{-1}(k). \quad (12)$$

Подставив выражения (11) и (12) в формулу (7), запишем:

$$\hat{x}(k) = \hat{x}_\Delta(k) + \mathbf{P}(k) \cdot \Psi^T(k) \cdot \mathbf{S}^{-1}(k) \cdot (H(k) - \Psi(k) \cdot \hat{x}_\Delta(k)). \quad (13)$$

Ковариация вектора переменных состояния [5]:

$$\mathbf{P}(k+1) = \mathbf{P}(k) - K(k) \cdot \Psi^T(k) \cdot \mathbf{P}(k) = (\mathbf{I} - K(k) \cdot \Psi^T(k)) \cdot \mathbf{P}(k), \quad (14)$$

где \mathbf{I} — единичная матрица, размерность которой соответствует количеству переменных состояния.

Таким образом, реализация рекурсивного алгоритма вычисления вектора переменных состояния КН на основе линейного фильтра Калмана сводится к выполнению следующих этапов.

1) Задаются начальные приближения:

а) в качестве исходного вектора переменных состояния $\hat{x}(0)$ и его экстраполированной оценки $\hat{x}_\Delta(1)$ берутся нулевые вектора;

б) априорная матрица ковариаций определяется выражением:

$$P(1) = \delta \cdot I, \quad (15)$$

где $\delta \gg 1$ (при решении задачи идентификации КН $\delta = 10^3$).

2) Производится измерение текущих значений контролируемого параметра и входного воздействия, на основе которых формируется новая матрица измерений $\Psi(k)$.

3) С использованием выражений (11) и (9) определяются вектор невязки $\nu(k)$ и его ковариация $\mathbf{S}(k)$.

4) Вычисляется вектор коэффициентов усиления фильтра Калмана $K(k)$ с учетом вновь поступивших данных по формуле (12).

5) По формуле (7) определяется вектор уточненных оценок переменных состояния КН атакующей УР $\hat{x}(k)$.

6) Применяя выражения (3) и (4) экстраполируются переменные состояния КН $\hat{x}_\Delta(k+1)$.

7) Вычисляется матрица ковариации $\mathbf{P}(k+1)$ с использованием выражения (14).

Этапы 2–7 повторяются на каждом цикле процедуры параметрической идентификации.

3. РЕЗУЛЬТАТЫ ОЦЕНКИ ЭФФЕКТИВНОСТИ АЛГОРИТМА

Описанный алгоритм реализован в виде программы для электронных вычислительных машин, разработанной среде программирования Matlab [6]. С ее использованием проведена идентификация КН УР атакующей самолет, который выполняет маневр со снижением высоты на 100 м по следующей траектории:

$$\Delta H(t) = H_A \cdot \left(1 - e^{-k_c t^2}\right), \quad (16)$$

где H_A — амплитуда маневра, k_c — параметр маневрирования самолета.

На рисунке 1 приведены зависимости высоты полета самолета относительно исходной величины для значений k_c соответствующих 0,1, 0,2 и 0,3, а на рисунке 2 показана динамика изменения величины мгновенного промаха УР по самолету в ходе маневрирования.

В качестве показателя сходства исходной и расчетной траектории УР, полученной с использованием идентификационной модели, наиболее удобно использовать индекс корреляции, который рассчитывается по формуле [7]:

$$\Psi(k) = \sqrt{1 - \frac{\sum_{i=1}^k \left(H_M(i) - \hat{H}_M(i)\right)^2}{\sum_{i=1}^k \left(H_M(i) - \frac{1}{k} \sum_{i=1}^k H_M(i)\right)^2}}. \quad (17)$$

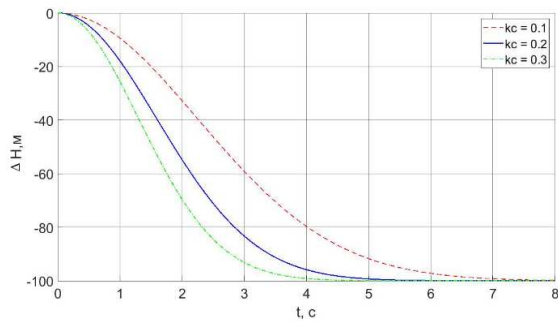


Рис. 1. Зависимости высоты полета самолета от времени

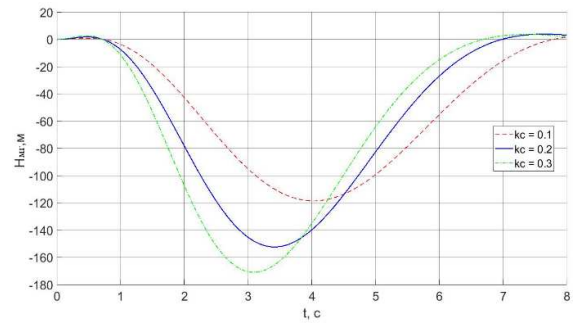


Рис. 2. Динамика изменения мгновенного промаха УР по самолету

На рисунках 3–5 показаны зависимости индекса корреляции истинных координат УР и рассчитанных с использованием идентификационной модели от времени прогнозирования при маневрах цели с параметром маневрирования 0,1, 0,2 и 0,3 соответственно при заданных значениях времени идентификации 3, 4 и 5 секунд и среднеквадратическом отклонении ошибок измерения координат УР в прямоугольной системе координат 5 м.

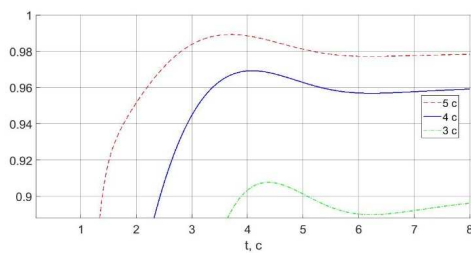


Рис. 3. Зависимости индекса корреляции от времени прогнозирования при $k_c = 0,1$

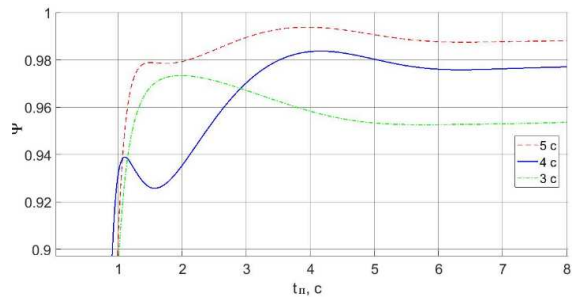


Рис. 4. Зависимости индекса корреляции от времени прогнозирования при $k_c = 0,2$.

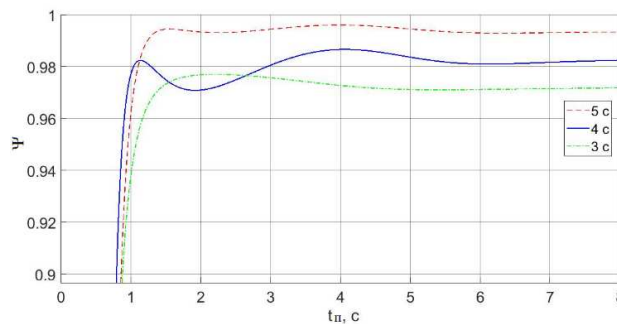


Рис. 5. Зависимости индекса корреляции от времени прогнозирования при $k_c = 0,3$.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В ходе анализа полученных результатов сделаны следующие выводы.

- 1) Максимальное значение мгновенного промаха УР, наблюдаемого при маневре цели, пропорционально параметру маневрирования ЛА.
- 2) Точность идентификации увеличивается с повышением времени идентификации (времени наблюдения).

3) Время идентификации, необходимое для достижения заданной точности, уменьшается с увеличением параметра маневрирования ЛА.

Таким образом, в ходе выполнения работы разработан алгоритм параметрической идентификации КН, основанный на использовании фильтра Калмана, который обеспечивает высокую точность оценки характеристик атакующей УР при параметре маневрирования ЛА 0,2 и времени идентификации не более 3 с. Полученный алгоритм может быть использован при оптимизации временных параметров функционирования средств РЭБ.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Козлов, С. В. Модели конфликта авиационных систем радиоэлектронной борьбы и противовоздушной обороны / С. В. Козлов, В. И. Карпучин, С. М. Лазаренков. — Воронеж : ВУНЦ ВВС "ВВА", 2013. — 468 с.
2. Борисенко А. Б. и др. Способ и устройство создания адаптивных радиопомех. RU 2707200 C2, заяв. 27.03.2018, опубл. 25.11.2019.
3. Методы классической и современной теории автоматического управления: Учебник в 5-и тт.; 2-е изд., перераб. и доп. Т. 2: Статистическая динамика и идентификация систем автоматического управления / Под ред. К. А. Пупкова, Н. Д. Егунова. — М. : Издательство МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2004. — 640 с.
4. Делегенская, А. Н. Идентификация объектов управления / А. Н. Делегенская. — Самара : Самарский государственный технический университет, 2009. — 136 с.
5. Коновалов, А. А. Основы траекторной обработки радиолокационной информации. Ч. 2 / А. А. Коновалов. — Санкт-Петербург : СПбГЭТУ "ЛЭТИ", 2014. — 180 с.
6. Свидетельство о регистрации программы для ЭВМ "Имитационная модель для сравнительной оценки эффективности методов параметрической идентификации контуров наведения управляемых ракет" № 2022613316 от 9 марта 2022 г. Автор и правообладатель: Шатский Е. Д.
7. Айвазян, С. А. Прикладная статистика: Исследование зависимостей / С. А. Айвазян, И. С. Енюков, Л. Д. Мешалкин. — М. : Финансы и статистика, 1985. — 487 с.

REFERENCES

1. Kozlov S.V., Karpukhin V.I., Lazarenkov S.M. Models of conflict of aviation systems of electronic warfare and air defense. [Kozlov S.V., Karpukhin V.I., Lazarenkov S.M. Modeli konflikta aviacionnyh sistem radioelektronnoj bor'by i protivovozdushnoj oborony]. Voronezh: Air force Academy, 2013, 468 p.
2. Borisenko A.B. and others. Method and device for creating adaptive radio interference. RU 2707200 C2, application. 27.03.2018. [Borisenko A.B. i dr. Sposob i ustrojstvo sozdaniya adaptivnyh radiopomekh. RU 2707200 C2, zayav. 27.03.2018]. published on 25.11.2019.
3. Methods of classical and modern theory of automatic control: Textbook in 5 volumes.; 2nd edition., volume 2: Statistical dynamics and identification of automatic control systems. Edited by K.A. Pupkov, N.D. Egupov. [Metody klassicheskoy i sovremennoj teorii avtomaticheskogo upravleniya: Uchebnik v 5-i tt.; 2-e izd., pererab. i dop. T. 2: Statisticheskaya dinamika i identifikaciya sistem avtomaticheskogo upravleniya. Pod red. K.A. Pupkova, N.D. Egupova]. Moscow: Publishing House of Bauman Moscow State Technical University, 2004, 640 p.
4. Delegenskaya A.N. Identification of management objects. [Delegenskaya A.N. Identifikaciya ob"ektov upravleniya]. Samara: Samara State Technical University, 2009, 136 p.
5. Kononov A.A. Fundamentals of trajectory processing of radar information. Part 2. [Kononov A.A. Osnovy traektornoj obrabotki radiolokacionnoj informacii. CH. 2]. St. Petersburg: SPbGETU "LETI", 2014, 180 p.
6. Certificate of registration of the computer program "Simulation model for comparative

evaluation of the effectiveness of methods of parametric identification of guided missile guidance contours". [Svidetel'stvo o registracii programmy dlya EVM "Imitacionnaya model' dlya sravnitel'noj ocenki effektivnosti metodov parametriceskoj identifikacii konturov navedeniya upravlyaemyh raket"]. No. 2022613316 dated March 9, 2022. Author and copyright holder: Shatsky E.D.

7. Ayvazyan S.A., Enyukov I.S., Meshalkin L.D. Applied statistics: The study of dependencies. [Ajvazyan S.A., Enyukov I.S., Meshalkin L.D. Prikladnaya statistika: Issledovanie zavisimostej]. Moscow: Finance and Statistics, 1985, 487 p.

Лазаренков Сергей Михайлович, канд. техн. наук, с. н. с., вед. научн. сотр. федерального государственного казенного военного образовательного учреждения высшего профессионального образования "Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил "Военно-воздушная академия имени профессора Н. Е. Жуковского и Ю. А. Гагарина", Воронеж, Россия
E-mail: semila55@yandex.ru
Тел.: +7(473)234-49-99

Lazarenkov Sergey Mikhailovich, kand. tech. Sciences, S. N. S., ved. scientific. of the Federal state military educational institution of higher professional education "Military educational scientific center air force "air force Academy named after Professor N. E. Zhukovsky and Y. A. Gagarin", Voronezh, Russia
E-mail: semila55@yandex.ru
Tel.: +7(473)234-49-99

Шатский Егор Дмитриевич, адъюнкт федерального государственного казенного военного образовательного учреждения высшего профессионального образования "Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил "Военно-воздушная академия имени профессора Н. Е. Жуковского и Ю. А. Гагарина", Воронеж, Россия
E-mail: ega.shar@yandex.ru
Тел.: +7(473)234-49-99

Shatsky Egor Dmitrievich, adjunct of the Federal state military educational institution of higher professional education "Military educational scientific center air force "air force Academy named after Professor N. E. Zhukovsky and Y. A. Gagarin", Voronezh, Russia
E-mail: ega.shar@yandex.ru
Tel.: +7(473)234-49-99