УДК 62-50
doi:10.15217/issn1684-8853.2016.6.10

МЕТОД СТРУКТУРНОЙ АДАПТАЦИИ ДИСКРЕТНЫХ АЛГОРИТМОВ ОБЪЕДИНЕННОГО ПРИНЦИПА МАКСИМУМА В ЗАДАЧАХ ОЦЕНКИ ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ

А. А. Костоглотов[а], *доктор техн. наук, профессор*
А. А. Кузнецов[б], *канд. техн. наук, доцент*
С. В. Лазаренко[в], *канд. техн. наук*
И. В. Дерябкин[а], *канд. техн. наук*
[а]*Ростовский государственный университет путей сообщения, Ростов-на-Дону, РФ*
[б]*Военно-воздушная академия им. профессора Н. Е. Жуковского и Ю. А. Гагарина, Воронеж, РФ*
[в]*Донской государственный технический университет, Ростов-на-Дону, РФ*

Постановка проблемы: *несоответствие модели движения наблюдаемому изменению состояния приводит к расходимости и даже срыву алгоритма оценивания при сопровождении маневрирующей цели, что определяет актуальность разработки адаптивных фильтров. Один из традиционных вариантов адаптации фильтров заключается в использовании совокупности идентичных моделей с различными параметрами. Это позволяет учесть неопределенности статистического или геометрического характера для кинематических моделей при описании маневра. Однако большое разнообразие видов маневра приводит к сложным вариантам реализации фильтров, построенных на базе этого подхода.* ***Цель исследования:*** *решение проблемы адаптации дискретной математической модели к динамике наблюдаемой системы как результата структурного синтеза, который получается из решения обратной задачи динамики на основе объединенного принципа максимума.* ***Результаты:*** *разработана динамическая модель движения системы в форме векторного разностного уравнения, которая отличается от известных структурой и размерностью матриц состояний и возмущений за счет применения модели ускорения, полученной с использованием вариационного принципа Гамильтона — Остроградского. Применение дискретного метода инвариантного погружения позволяет разработать новый алгоритм оценивания параметров движения маневрирующей цели. Математическое моделирование показало, что в сравнении с традиционной моделью ускорения с экспоненциальной автокорреляцией новое решение обеспечивает повышение точности оценивания при меньшем объеме вычислительных затрат.* ***Практическая значимость:*** *разработанный метод адаптации структуры алгоритма оценивания приводит к выигрышу в точности оценивания при снижении объема вычислительных затрат в сравнении с традиционными.*

Ключевые слова *— вектор возмущений, модель движения в дискретном времени, матрица перехода, объединенный принцип максимума, инвариантное погружение, фильтр Калмана.*

Введение

Работа является продолжением исследований, связанных с методологией решения обратных задач динамики управляемых летательных аппаратов под общим названием «объединенный принцип максимума» [1–7], которая приводит к эффективному решению задачи сопровождения маневрирующих летательных аппаратов. Эффективность понимается в смысле снижения объема вычислительных затрат и высокой точности оценок параметров движения целей на этапе маневра в сравнении с традиционными фильтрами сопровождения [1, 5–7]. Такой положительный эффект достигается за счет использования разработанных динамических моделей движения.

Адекватность математической модели динамической системы является одним из главных факторов, который определяет точность оценки параметров движения [8, 9]. Ее несоответствие действительному изменению состояния может приводить не только к увеличению погрешности оценивания, но и срыву сопровождения воздушного объекта [10, 11]. Неточность математических моделей связана с априорной неопределенностью относительно динамики движения и вида маневра цели, следствием чего являются ошибки при выборе рационального варианта уравнения состояния [9, 11–14]. В результате возникает необходимость адаптации математической модели к наблюдаемой динамике. Данная проблема может быть решена уточнением параметров модели из условия минимума невязки наблюдений [9]. В таком случае вектор пространства состояний исходной задачи оценивания расширяется, и вычислительные затраты возрастают. Часто с ростом адекватности моделей увеличивается число параметров, что может делать неприемлемым их использование в задачах сопровождения маневрирующих летательных аппаратов в реальном масштабе времени [11, 15].

В рамках теории статистического синтеза адаптация алгоритма оценивания к неизвестному маневру цели реализуется на основе представления процесса оценивания как случайного процесса с изменяющимся уровнем шума или несколькими дискретными уровнями. Другой подход к адаптации основывается на оценивании неизвестного входного управления, которое полагается постоянным в течение некоторого времени, требует обнаружения и оценки для коррекции состояния [11]. Несмотря на то, что в ряде случаев эти приемы обеспечивают получение удовлетворительных оценок, причина расходимости и срыва алгоритмов оценивания для многих классов современных маневрирующих объектов остается. Это связано с описанием маневров как случайных процессов, которые позволяют получать оценки для случая движения с «приблизительно постоянным ускорением» [9, 11–14]. Если наблюдаемая динамика не соответствует такому предположению, то необходимо использовать многорежимную модель [9, 11].

Достаточно полное математическое описание движения летательных аппаратов может быть получено с использованием законов механики, которые основаны на вариационных принципах [16]. Однако в общем случае для определения структуры неизвестных сил, которые приводят к наблюдаемому изменению состояния, необходимо решить обратную задачу динамики [1, 2]. В этом контексте решение обозначенной проблемы рассматривается как результат структурного синтеза на основе объединенного принципа максимума [17, 18].

В работе [6] с использованием процедуры расширения пространства состояний из динамической модели движения объединенного принципа максимума получена универсальная модель с адаптацией к маневру цели в форме векторного дифференциального уравнения первого порядка. Это позволяет использовать метод инвариантного погружения [19] для синтеза в непрерывном времени нового фильтра сопровождения калмановской структуры. Он выгодно отличается от традиционных точностью оценивания и небольшим объемом вычислительных затрат.

Практическая реализация полученного результата [6] связана с построением динамической модели движения в дискретном времени и рациональным выбором варианта построения фильтра сопровождения. Адаптация дискретных алгоритмов оценки связана с изменением параметров матриц состояния и формирующего шума, полученных на этапе структурного синтеза динамической модели движения.

Цель работы — разработка метода адаптации структуры дискретных алгоритмов оценки параметров движения в условиях неопределенности маневра на основе объединенного принципа максимума.

Постановка задачи структурного синтеза дискретного фильтра сопровождения

Пусть динамка системы в дискретном времени задана с точностью до структуры в общем случае нелинейной вектор-функции $\mathbf{F}(\mathbf{x}, k) \in R^r$ разностным уравнением [10, 11]

$$\mathbf{x}(k+1) = \mathbf{F}(\mathbf{x}, k) + \mathbf{u}(k), \quad (1)$$

где $\mathbf{x}(k) \in R^r$ — вектор состояния; $k = \overline{0, N}$ — текущий момент времени; $\mathbf{u}(k) \in R^r$ — вектор возмущений.

Уравнение наблюдений имеет вид [10, 11]

$$\mathbf{y}(k) = \mathbf{h}(\mathbf{x}, k) + \xi(k), \quad (2)$$

где $\mathbf{h}(\mathbf{x}, k) \in R^r$ — известная вектор-функция; $\xi(\mathbf{x}, k) \in R^r$ — вектор белого гауссова шума.

В пространстве наблюдений выбран целевой функционал [1, 2]

$$J = \frac{1}{2}\sum_{k=0}^{N}\left[\mathbf{y}(k) - \mathbf{h}(\hat{\mathbf{x}}, k)\right]^{\mathrm{T}} \mathbf{R}_{\xi}^{-1}\left[\mathbf{y}(k) - \mathbf{h}(\hat{\mathbf{x}}, k)\right], \quad (3)$$

где $\mathbf{R}_{\xi}^{-1} \in R^{r \times r}$ — диагональная весовая матрица, характеризующая интенсивность помех в канале наблюдений; знак ^ означает оценку.

Требуется из условия минимума целевого функционала (0) найти оценки вектора состояния $\hat{\mathbf{x}}(k)$ для текущего момента времени k [19].

Синтез дискретного фильтра сопровождения

В работе [6] на основе объединенного принципа максимума получена динамическая модель движения вида

$$\dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{f}(\mathbf{x}) + \mathbf{G}\eta(t),\ \mathbf{x}(t_0) = \mathbf{x}^0, \quad (4)$$

где $\mathbf{x} = \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \end{bmatrix}$, $x_1 = \hat{x}$, $x_2 = \dot{\hat{x}}$;

$$\mathbf{f}(\mathbf{x}) = \begin{bmatrix} x_1 \\ -\dfrac{1}{\lambda R_{\xi}} \dfrac{|x_2| x_2}{|x_1|} \end{bmatrix} \quad (5)$$

— вектор-функция системы; $\mathbf{G} = \begin{bmatrix} 0 \\ \zeta \end{bmatrix}$ — вектор интенсивности возмущений, ζ — параметр интенсивности формирующего шума; $\eta(t)$ — центрированный относительно $\mathbf{h}(\hat{\mathbf{x}}, t)$ случайный процесс.

Необходимо по непрерывной модели (5) построить модель (1) в дискретном времени

$$\mathbf{F}(\mathbf{x}, k) = \mathbf{\Phi x}(k), \quad (6)$$

где $\mathbf{\Phi}$ — матрица перехода для уравнения состояния. Из (6) следует, что для широко распространенного случая, когда выполняется с достаточной степенью точности условие $\beta = -\frac{1}{\lambda R_\xi}\frac{|x_2|}{|x_1|} = \mathrm{const}$:

$$\mathbf{x}(k+\Delta T) = \mathbf{e}^{\mathbf{A}\Delta T} + \int_t^{t+\Delta T} \mathbf{e}^{\mathbf{A}(t+\Delta T-\tau)}\mathbf{G}\eta(\tau)\mathrm{d}\tau, \quad (7)$$

где ΔT — фиксированный интервал дискретизации; $\mathbf{A} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & \beta \end{bmatrix}$. Матрица перехода и вектор возмущений имеют вид

$$\mathbf{\Phi} = \mathbf{e}^{\mathbf{A}\Delta T}, \mathbf{u}(k) = \int_{k\Delta T}^{(k+1)\Delta T} \mathbf{e}^{\mathbf{A}((k+1)\Delta T-\tau)}\mathbf{G}\eta(\tau)\mathrm{d}\tau. \quad (8)$$

Поскольку в соответствии с теоремой Гамильтона — Кэли всякая квадратная матрица удовлетворяет своему характеристическому уравнению, то выражения (8) можно определить с использованием собственных значений матрицы $\mathbf{A}$ и матричных полиномов [20]. Вычисление матричной экспоненты приводит к матрице перехода состояний, которая определяется двумя параметрами

$$\mathbf{\Phi}(\Delta T, \beta) = \begin{bmatrix} 1 & \frac{e^{\beta\Delta T}-1}{\beta} \\ 0 & e^{\beta\Delta T} \end{bmatrix}, \quad (9)$$

а вектор возмущений — сверткой:

$$\mathbf{u}(k) = \int_{k\Delta T}^{(k+1)\Delta T} \begin{bmatrix} 1 & \frac{e^{\beta\Delta T}-1}{\beta} \\ 0 & e^{\beta\Delta T} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ \zeta \end{bmatrix} \eta(\tau)\mathrm{d}\tau =$$

$$= \int_{k\Delta T}^{(k+1)\Delta T} \begin{bmatrix} n_1 \\ n_2 \end{bmatrix} \eta(\tau)\mathrm{d}\tau, \quad (10)$$

где $n_1 = \zeta\frac{e^{\beta}-1}{\beta}$, $n_2 = \zeta e^{\beta}$.

Решение экстремальной задачи (1)–(3) с использованием дискретного варианта метода инвариантного погружения приводит к алгоритму калмановского типа [12]

$$\hat{\mathbf{x}}(k+1|k) = \mathbf{\Phi}(\Delta T, \beta)\ \hat{\mathbf{x}}(k|k);$$

$$\hat{\mathbf{x}}(k|k) = \hat{\mathbf{x}}(k|k-1) + \mathbf{K}(k|k-1)\left[\mathbf{y}(k) - \mathbf{h}(\mathbf{x}|k)\right];$$

$$\mathbf{K}(k|k-1) = \mathbf{P}(k|k-1)\frac{\partial\mathbf{h}^{\mathrm{T}}}{\partial\hat{\mathbf{x}}}\left[\frac{\partial\mathbf{h}}{\partial\hat{\mathbf{x}}}\mathbf{P}(k|k-1)\frac{\partial\mathbf{h}^{\mathrm{T}}}{\partial\hat{\mathbf{x}}} + R_\zeta^2\right]^{-1};$$

$$\mathbf{P}(k|k-1) = \mathbf{\Phi}(\Delta T, \beta)\mathbf{P}(k-1|k-1)\mathbf{\Phi}^{\mathrm{T}}(\Delta T, \beta) + \mathbf{V}(k);$$

$$\mathbf{P}(k|k) = \mathbf{P}(k|k-1) - \mathbf{P}(k|k-1)\frac{\partial\mathbf{h}^{\mathrm{T}}}{\partial\hat{\mathbf{x}}}\times$$

$$\times\left[\frac{\partial\mathbf{h}}{\partial\hat{\mathbf{x}}}\mathbf{P}(k|k-1)\frac{\partial\mathbf{h}^{\mathrm{T}}}{\partial\hat{\mathbf{x}}} + R_\zeta^2\right]^{-1}\frac{\partial\mathbf{h}}{\partial\hat{\mathbf{x}}}\mathbf{P}(k|k-1), \quad (11)$$

где $\hat{\mathbf{x}}(k+1|k)$ — оценка $\mathbf{x}(k+1)$ по всем предыдущим измерениям, включая последнее k-е значение (предсказание на шаг); $\hat{\mathbf{x}}(k|k)$ — оценка $\mathbf{x}(k)$ по всем предыдущим измерениям (фильтрация); $\mathbf{K}(k|k-1)$ — коэффициент усиления, $\mathbf{P}(k|k)$; $\mathbf{P}(k|k-1)$ — соответственно матрицы оценки и предсказания на шаг;

$$\mathbf{V} = \left|\begin{matrix} \frac{\zeta^2 R_\eta}{\beta}\left(\frac{e^{2\beta\Delta T}-1}{2\beta^2} + \frac{2-2e^{\beta\Delta T}}{\beta^2} + \frac{\Delta T}{\beta}\right) & \frac{\zeta^2 R_\eta}{\beta}\left(\frac{e^{2\beta\Delta T}-1}{2\beta} + \frac{1-e^{\beta\Delta T}}{\beta}\right) \\ \frac{\zeta^2 R_\eta}{\beta}\left(\frac{e^{2\beta\Delta T}-1}{2\beta} + \frac{1-e^{\beta\Delta T}}{\beta}\right) & \frac{\zeta^2 R_\eta}{\beta}\left(\frac{e^{2\beta\Delta T}-1}{2}\right) \end{matrix}\right| \quad (12)$$

— ковариационная матрица вектора возмущений.

Результаты математического моделирования

В качестве примера рассматривается цель, которая двигается с постоянным направлением и скоростью на плоскости в течение 50 с. Маневр типа «S-разворот» начинается на 51-й с и длится 31 с [11, 14]. Интенсивность маневра 353,5 мс$^{-2}$ [1]. Наблюдается наклонная дальность до летательного аппарата; начальные условия $x_1(0) = \hat{x}_1(0) = 2000$ м, $x_2(0) = \hat{x}_2(0) = 198$ мс$^{-1}$.

Наблюдения зашумлены независимым случайным процессом с нулевым средним и дисперсией $\sigma_\xi^2 = 2500$ м^2. Математическое моделирование проведено для случаев поступления измерительной информации с частотой от 10 до 0,1 с$^{-1}$ [12].

Сравнение производится с фильтром Калмана, для которого

$$\mathbf{x} = \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \end{bmatrix}, \mathbf{H} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}; \quad (13)$$

ускорение описывается моделью формирующего фильтра

$$\dot{x}_3 = -\alpha \dot{x}_3 + w, \tag{14}$$

где α — постоянная времени ускорения; w — возбуждающая функция. Тогда при выборе возбуждающей функции в виде белого гауссова шума уравнения движения записываются в форме векторного дифференциального уравнения первого порядка, откуда [11–13]

$$\mathbf{\Phi} = \begin{vmatrix} 1 & \Delta T & \dfrac{1}{\alpha^2}\left[-1 + \alpha\Delta T + e^{-\alpha\Delta T}\right] \\ 0 & 1 & \dfrac{1}{\alpha}\left[1 - e^{-\alpha\Delta T}\right] \\ 0 & 0 & e^{-\alpha\Delta T} \end{vmatrix}. \tag{15}$$

Вектор возмущений определяется выражением [11–13]

$$\mathbf{u}(k) = \int\limits_{k\Delta T}^{(k+1)\Delta T} \begin{bmatrix} 1 & (k+1)\Delta T - \tau & \dfrac{1}{\alpha^2}\left[-1 + \alpha\left((k+1)\Delta T - \tau\right)\right] + e^{-\alpha\left((k+1)\Delta T - \tau\right)} \\ 0 & 1 & \dfrac{1}{\alpha}\left[1 - e^{-\alpha\left((k+1)\Delta T - \tau\right)}\right] \\ 0 & 0 & e^{-\alpha\left((k+1)\Delta T - \tau\right)} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} w(\tau)\mathrm{d}\tau. \tag{16}$$

Из (16) получены элементы ковариационной матрицы возбуждающей функции [12]

$$V_{11} = \frac{2\alpha R_\eta}{2\alpha^5}\left[1 - e^{-2\alpha\Delta T} + 2\alpha\Delta T + 2\alpha^2\Delta T^2 - 4\alpha\Delta T e^{-\alpha T}\right];$$

$$V_{12} = \frac{2\alpha R_\eta}{2\alpha^4} \times$$

$$\times\left[e^{-2\alpha\Delta T} + 1 - e^{-\alpha\Delta T} + 2\alpha\Delta T e^{-\alpha T} + 2\alpha\Delta T + \alpha^2\Delta T^2\right];$$

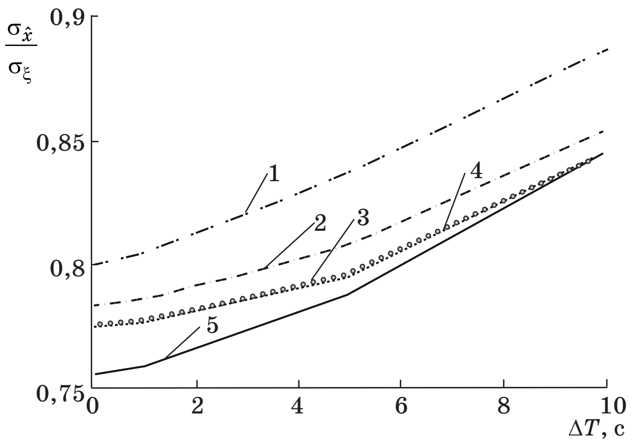
$$V_{13} = \frac{2\alpha R_\eta}{2\alpha^3}\left[1 - e^{-2\alpha\Delta T} + 2\alpha T e^{-\alpha\Delta T}\right];$$

$$V_{22} = \frac{2\alpha R_\eta}{2\alpha^3}\left[4e^{-\alpha\Delta T} - 3 - e^{-2\alpha\Delta T} + 2\alpha\Delta T\right];$$

$$V_{23} = \frac{2\alpha R_\eta}{2\alpha^2}\left[e^{-2\alpha\Delta T} + 1 - e^{-\alpha\Delta T}\right];$$

$$V_{33} = \frac{2\alpha R_\eta}{2\alpha}\left[1 - e^{-2\alpha\Delta T}\right];$$

$$V_{21} = V_{31} = V_{33} = 0. \tag{17}$$



■ Зависимость точности оценивания от интервала дискретизации

Таким образом, разработанный алгоритм отличается от известных новой динамической моделью движения в дискретном времени. В результате размерность нового алгоритма оценивания параметров движения (11) в сравнении с моделью ускорения экспоненциальной автокорреляции (14) [12, 14] снижается, что обеспечивает уменьшение вычислительной сложности. Это актуально при сопровождении групповых целей в бортовых радиолокационных станциях летательных аппаратов.

Результаты математического моделирования усреднены по 100 вычислительным экспериментам и представлены на рисунке, где *1–4* — кривые изменения отношения среднеквадратического отклонения оценки к среднеквадратическому отклонению шума для фильтра Калмана [11] соответственно с постоянной времени ускорения 10; 1; 0,1; 0,01; *5* — кривая изменения отношения среднеквадратического отклонения оценки к среднеквадратическому отклонению шума для нового алгоритма оценивания.

Итоги математического моделирования позволяют утверждать, что новый алгоритм оценивания параметров движения (11) с уменьшением объема вычислительных затрат обеспечивает рост точности сопровождения маневрирующих летательных аппаратов с увеличением частоты поступления измерительной информации в сравнении с традиционным решением.

Заключение

На основе объединенного принципа максимума разработан новый метод адаптации дискретных алгоритмов оценки параметров движения к неопределенности вида маневра летательных аппаратов. Эффект адаптации к наблюдаемому движению получен в результате применения новой динамической модели движения в дискретном времени, которая отличается от известных структурой матриц состояний и возмущений. Границы ее адекватности определяются рамками справедливости вариационного принципа Гамильтона — Остроградского [16]. Конструктивность полученных результатов подтверждается математическим моделированием.

Работа выполнена при поддержке грантов РФФИ № 16-37-60034 мол_а_дк, 16-38-00665 мол_а, 15-08-03798 А и 15-38-20835 мол_а_вед.

Литература

1. **Костоглотов А. А., Костоглотов А. И., Лазаренко С. В.** Объединенный принцип максимума в задачах оценки параметров движения маневрирующего летательного аппарата // Радиотехника и электроника. 2009. № 4. С. 450–457.
2. **Костоглотов А. А., Костоглотов А. И., Лазаренко С. В.** Объединенный принцип максимума в информационных технологиях анализа и синтеза. — Ростов н/Д: РТИСТ (фил.) ГОУ ВПО «ЮРГУЭС», 2010. — 164 с.
3. **Костоглотов А. А.** и др. Синтез алгоритма автономного управления математическим маятником на основе объединенного принципа максимума / А. А. Костоглотов, А. А. Кузнецов, С. В. Лазаренко, Д. С. Андрашитов, И. В. Дерябкин// Известия высших учебных заведений. Северо-Кавказский регион. Сер. Технические науки. 2010. № 3. С. 9–14.
4. **Костоглотов А. А.** и др. Синтез оптимального управления на основе объединенного принципа максимума / А. А. Костоглотов, А. И. Костоглотов, С. В. Лазаренко, Л. А. Шевцова // Известия высших учебных заведений. Северо-Кавказский регион. Сер. Технические науки. 2010. № 2. С. 31–37.
5. **Костоглотов А. А.** и др. Метод оценки параметров движения управляемого летательного аппарата на основе объединенного принципа максимума с построением опорной траектории / А. А. Костоглотов, А. И. Костоглотов, С. В. Лазаренко, Б. М. Ценных // Успехи современной радиоэлектроники. 2012. № 6. С. 61–66.
6. **Костоглотов А. А.** и др. Синтез фильтра сопровождения со структурной адаптацией на основе объединенного принципа максимума / А. А. Костоглотов, А. А. Кузнецов, С. В. Лазаренко, В. А. Лосев // Информационно-управляющие системы. 2015. № 4. С. 2–9. doi:10.15217/issn1684-8853.2015.4.2
7. **Костоглотов А. А.** и др. Совмещенный синтез адаптивного к маневру фильтра сопровождения / А. А. Костоглотов, А. А. Кузнецов, С. В. Лазаренко, Б. М. Ценных // Радиотехника. 2015. № 7. С. 95–103.
8. **Толпегин И. А.** Применение метода минимаксной фильтрации для оценки параметров движения беспилотного летательного аппарата с использованием нелинейной модели движения // Изв. Российской академии ракетных и артиллерийских наук. 2014. № 2. С. 51–60.
9. **Васильев К. К., Павлыгин Э. Д., Гуторов А. С.** Построение траекторий маневрирующих целей на основе сплайнов и фильтра Калмана // Автоматизация процессов управления. 2016. № 1. С. 67–75.
10. **Bar-Shalom Y., Rong Li X., Kirubarajan T.** Estimation with Applications to Tracking and Navigation. — N. Y.: John Wiley & Sons, 2001. — 558 p.
11. **Бар-Шалом Я.** Траекторная обработка. Принципы, способы и алгоритмы. Ч. 2. — М.: МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2011. — 239 с.
12. **Singer R. A.** Estimating Optimal Tracking Filter Performance for Manned Maneuvering Targets // IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems. 1970. AES-6. N 4. P. 473–483.
13. **Li X. R., Jilkov V. P.** Survey of Maneuvering Target Tracking. Part I: Dynamic Models // IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems. 2003. Vol. 39. N 4. P. 1333–1364. doi:10.1109/TAES.2003.1261132
14. **Moshiri B., Besharati F.** Maneuvering Target Tracking // WSEAS Transactions on Circuit and Systems. 2004. Vol. 3. P. 176–182.
15. **Jin-Long Y., Hong-Bing J.** A Novel Robust Two-Stage Extended Kalman Filter for Bearings-Only Maneuvering Target Tracking // International Journal of the Physical Sciences. 2011. Vol. 6(5) P. 987–991. doi:10.5897/IJPS11.037
16. **Лурье А. И.** Аналитическая механика. — М.: ГИФМЛ, 1961. — 824 с.
17. **Костоглотов А. А., Лазаренко С. В., Мурашев А. А.** Метод структурно-параметрической идентификации инерциальных навигационных систем с использованием вариационных принципов // Оборонная техника. 2014. № 5–6. С. 43–49.
18. **Костоглотов А. А.** и др. Структурный синтез лагранжевых систем автоматического управления с использованием первых интегралов движения / А. А. Костоглотов, А. А. Кузнецов, С. В. Лазаренко, Д. С. Андрашитов // Информационно-измерительные и управляющие системы. 2015. № 12. С. 12–18.
19. **Седж Э. П., Мелса Д. Л.** Идентификация систем управления. — М.: Гл. ред. физ.-мат. лит., 1974. — 248 с.
20. **Гантмахер Ф. Р.** Теория матриц. — М.: Физматлит, 2010. — 560 с.

UDC 62-50
doi:10.15217/issn1684-8853.2016.6.10

Structural Adaptation of Discrete Algorithms of Combined-Maximum Principle in Assessment of Movement Parameters

Kostoglotov A. A.[a], Dr. Sc., Tech., Professor, kostglotov@me.com
Kuznetsov A. A.[b], PhD, Tech., Associate Professor, smithaa@yandex.ru
Lazarenko S. V.[c], PhD, Tech., rh3311@mail.ru
Derabkin I. V.[a], PhD, Tech., i.deryabkin@jint.biz
[a]Rostov State Transport University, 1, Gagarin Sq., Rostov-on-Don, 344000, Russian Federation
[b]Professor N. E. Zhukovsky and Yu. A. Gagarin Military Air Academy, 54A, Staryh Bolshevikov St., 394064, Voronezh, Russian Federation
[c]Don State Technical University, 1, Gagarin Sq., 344010, Rostov-on-Don, Russian Federation

Introduction: When a movement model disagrees with the observed state changes, the estimation algorithm which follows the moving target can diverge or even fail; this is why developing adaptive filters is so important. One of the conventional ways to adapt filters is using a set of identical models with various parameters. This allows you to take into account the kinematic model uncertainties of statistical or geometrical nature when you describe the movement. However, the vast variety of movement types makes the solutions for filters built using this approach too sophisticated. **Purpose:** We have to solve the problem of adapting a discrete mathematical model to the dynamics of an observed system as a result of structural synthesis obtained from solving the return problem of dynamics on the basis of the combined-maximum principle. **Results:** A dynamic model of the system movement has been developed in the form of a vector differential equation. It differs from the other known models by its structure and the dimension of its matrices of states and excitations due to the use of an acceleration model obtained via Hamilton — Ostrogradsky variation principle. The discrete method of invariant immersion allows you to develop a new algorithm of estimating the parameters of a moving target. Mathematical modeling has shown that compared to the traditional acceleration model with exponential autocorrelation, the new solution provides an increase in the estimation accuracy with less computational expenses. **Practical relevance:** The developed method of estimation algorithm structure adaptation leads to a higher estimation accuracy and lower computational expenses as compared to the conventional methods.

Keywords — Vector of Excitations, Discrete-Time Movement Model, State-Transition Matrix, Integrated Maximum Principle, Invariant Immersion, Kallman's Filter.

References

1. Kostoglotov A. A., Kostoglotov A. I., Lazarenko S. V. The Combined-Maximum Principle in Problems of Estimating the Motion Parameters of a Maneuvering Aircraft. *Radiotekhnika i elektronika*, 2009, no. 4, pp. 450–457 (In Russian).
2. Kostoglotov A. A., Kostoglotov A. I., Lazarenko S. V. *Ob"edinennyi printsip maksimuma v informatsionnykh tekhnologiiakh analiza i sinteza* [The Combined-Maximum Principle of a Maximum in Information Technologies of the Analysis and Synthesis]. Rostov-on-Don, RTIST (fil.) GOU VPO "IuRGUES", 2010. 154 p. (In Russian).
3. Andrashitov D. S., Kostoglotov A. A., Kuznetsov A. A., Deriabkin I. V., Lazarenko S. V. Synthesis Algorithm Autonomous Control Pendulum on the Basis of the Combined-Maximum Principle. *Izvestiia vysshikh uchebnykh zavedenii. Severo-Kavkazskii region*. Ser. *Tekhnicheskie nauki*, 2010, no. 3, pp. 9–14 (In Russian).
4. Kostoglotov A. A., Kostoglotov A. I., Lazarenko S. V., Shevcova L. A. Synthesis of Optimum Control on the Basis of the Combined-Maximum Principle. *Izvestiia vysshikh uchebnykh zavedenii. Severo-Kavkazskii region*. Ser. *Tekhnicheskie nauki*, 2010, no. 2, pp. 31–37 (In Russian).
5. Kostoglotov A. A., Kostoglotov A. I., Lazarenko S. V., Tsennih B. M. Method of an Estimation of Parameters of Movement of the Operated Flying Machine on the Basis of an Combined-Maximum Principle with Construction of a Basic Trajectory. *Uspekhi sovremennoi radioelektroniki*, 2012, no. 6, pp. 61–66 (In Russian).
6. Kostoglotov A. A., Kuznetsov A. A., Lazarenko S. V., Losev V. A. Synthesis of the Filter of Maintenance with Structural Adaptation on the Basis of the Combined-Maximum Principle. *Informacionno-upravlyayushchie sistemy* [Information and Control Systems], 2015, no. 4, pp. 2–9 (In Russian). doi:10.15217/issn1684-8853.2015.4.2
7. Kostoglotov A. A., Kuznetsov A. A., Lazarenko S. V., Tsennih B. M. The Combined Synthesis of the Maintenance Filter, Adaptive to Maneuver. *Radiotekhnika*, 2015, no. 7, pp. 95–103 (In Russian).
8. Tolpegin I. A. Application of a Method of a Minimax Filtration for an Assessment of Parameters of Driving of the Unmanned Aerial Vehicle with use of Non-linear Model of Driving. *Izvestiia Rossiiskoi akademii raketnykh i artilleriiskikh nauk*, 2014, no. 2, pp. 51–60 (In Russian).
9. Vasil'ev K. K., Pavlygin Eh. D., Gutorov A. S. Creation of Trajectories of the Maneuvering Purposes on the Basis of Splines and a Kalman Filter. *Avtomatizatsiia protsessov upravleniia*, 2016, no. 1, pp. 67–75 (In Russian).
10. Bar-Shalom Y., Rong Li X., Kirubarajan T. *Estimation with Applications to Tracking and Navigation*. New York, John Wiley & Sons, 2001. 558 p.
11. Bar-Shalom Y. *Traektornaia obrabotka. Printsipy, sposoby i algoritmy* [Trajectory Processing. Principles, Ways and Algorithms]. Moscow, MGTU im. N. Eh. Baumana Publ., 2011. 239 p. (In Russian).
12. Singer R. A. Estimating Optimal Tracking Filter Performance for Manned Maneuvering Targets. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 1970, AES-6, no. 4, pp. 473–483.
13. Li X. R., Jilkov V. P. Survey of Maneuvering Target Tracking. Part I. Dynamic Models. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2003, vol. 39, no. 4, pp. 1333–1364. doi:10.1109/TAES.2003.1261132
14. Moshiri B., Besharati F. Maneuvering Target Tracking. *WSEAS Transactions on Circuit and Systems*, 2004, vol. 3, pp. 176–182.
15. Jin-Long Y., Hong-Bing J. A Novel Robust Two-Stage Extended Kalman Filter for Bearings-Only Maneuvering Target Tracking. *International Journal of the Physical Sciences*, 2011, vol. 6 (5), pp. 987–991. doi:10.5897/IJPS11.037
16. Lur'e A. I. *Analiticheskaya mekhanika* [Analytical Mechanics]. Moscow, GIFML Publ., 1961. 824 p. (In Russian).
17. Kostoglotov A. A., Lazarenko S. V., Murashev A. A. Method of Structural and Parametrical Identification of Inertial Navigation Systems with use of the Variation Principles. *Oboronnaya tekhnika*, 2014, no. 5–6, pp. 43–49 (In Russian).
18. Andrashitov D. S., Kostoglotov A. A., Kuznetsov A. A., Lazarenko S. V. Structural Synthesis of Lagrangian Systems of Automatic Control with use of the First Integrals of Driving. *Informatsionno-izmeritel'nye i upravliaiushchie sistemy*, 2015, no. 12, pp. 12–18 (In Russian).
19. Sage A. P., Melsa J. L. *System Identification*. New York and London, Academic Press, 1971. 221 p.
20. Gantmaher F. R. *Teoriia matrits* [Theory of Matrixes]. Moscow, Fizmatlit Publ., 2010. 560 p. (In Russian).