

СИНТЕЗ ТЕСТОВЫХ ТРАЕКТОРИЙ ДЛЯ ОЦЕНКИ ТОЧНОСТИ И УСТОЙЧИВОСТИ СЛЕДЯЩИХ СИСТЕМ

С. Н. Данилов, Е. А. Антонов

*Кафедра «Радиоэлектроника», plabz@mail.ru,
ФГБОУ ВО «ТГТУ», Тамбов, Россия*

Ключевые слова: летательный аппарат; маневр; параметры полета; производные; сглаживание; тестовый сигнал; траектория; фильтр.

Аннотация: Рассмотрены проблемы повышения эффективности моделирования автоматических систем сопровождения цели путем разработки методов и алгоритмов создания тестовых сигналов, соответствующих реальному полету на основе записей бортовых самописцев маневрирующих летательных аппаратов. Это позволяет получать близкие к реальным оценки точности и устойчивости сопровождения в условиях высокоманевренного полета наблюдаемого объекта. Поставленные цели достигаются за счет разработки алгоритмов генерирования массивов входных данных каналов слежения.

Постановка задачи

Одним из наиболее распространенных до недавнего времени способов построения локационных следящих систем (ЛСС) различного рода (радар, лидар и т.п.) является синтез на основе алгоритмов теории оптимальной фильтрации (ТОФ). Данный синтез основан на предположении о соответствии моделей поведения системы и наблюдения действительным физическим процессам. Такое соответствие действительно необходимо для создания измерителя с минимальной погрешностью, поскольку и структура фильтра, и его параметры должны быть настроены на ожидаемое поведение сопровождаемого объекта (СО) в среднем [1].

Для оценки характеристик точности и устойчивости синтезированных алгоритмов слежения на первом этапе проектирования необходима проверка данных характеристик на основе тестовых сигналов. При этом для получения достоверных результатов моделирования необходимым является наличие тестовых сигналов, по своим свойствам близких к реальным. Сигналы, являющиеся лишь приближенным описанием поведения реальных СО не позволяют получить достоверных оценок точности моделируемого алгоритма. В частности, наиболее важные источники неопределенности о движении СО – резкие неожиданные маневры.

Рассматривая тестовые траектории и маневры объектов сопровождения, следует правильно понимать одну особенность. В частности, в литературе, посвященной вопросам функционирования следящих систем, часто говорят, что маневр цели, например, крутой вираж, скажется на точности оценки координат и параметров движения СО. Это не всегда так. Например, в одной из работ [2], где речь идет о проблемах сопровождения маневрирующих целей, маневром называют «внезапное изменение характера движения под воздействием случайных (для управляемого объекта) или детерминированных (для управляемого объекта) сил».

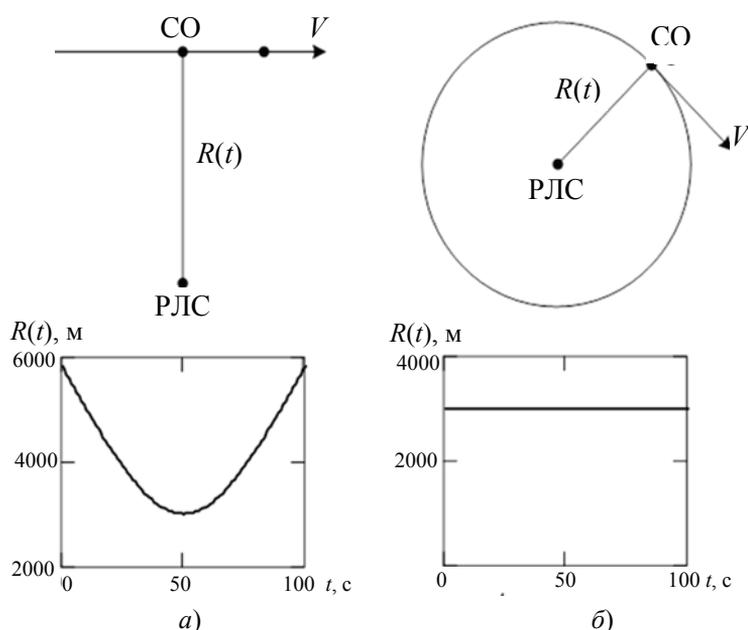


Рис. 1. Маневры СО в районе РЛС:

a – возможное изменение дальности СО в районе траверса;

б – изменение дальности СО при круговом движении

Если речь идет о следящих измерителях, под маневром понимается любое движение, которое приводит к неожиданному и резкому изменению *координат или параметров движения цели относительно точки наблюдения*. При этом СО не обязательно совершать реальный маневр.

На рисунке 1 для примера показано возможное движение СО (цели) и изменение дальности радиолокационной станции (РЛС) – цели $R(t)$ во время этого движения для двух случаев: когда маневр как таковой отсутствует (СО движется равномерно прямолинейно (см. рис. 1, *a*), но для дальномера, например, это движение является резким маневром); когда СО совершает крутой вираж (см. рис. 1, *б*) вокруг РЛС, а для дальномера это – отсутствие маневра.

Поэтому для следящих систем под маневром следует понимать такое движение СО, в результате которого происходит резкое изменение отслеживаемой координаты или параметра движения *относительно точки наблюдения* под воздействием той или иной причины.

Как правило, параметры маневра (момент начала маневра, его продолжительность и интенсивность) заранее неизвестны. Поэтому для оценки реальных характеристик точности синтезированного оптимального алгоритма необходимо уметь генерировать тестовые входные данные, по своим характеристикам соответствующие реальному полету отслеживаемого объекта.

Алгоритмы формирования тестового входного сигнала слеящего измерителя

Необходимым этапом оценки характеристик и возможностей ЛСС является проверка их работы в реальных условиях. Такая проверка далеко не всегда возможна, особенно на начальных этапах проектирования, и связана с большими затратами. Поэтому проведение цифрового эксперимента на основе входных сигналов, близких к реальным, является хорошим решением.

Тестовый сигнал, сформированный из белого шума пропусканием его через узкополосный фильтр [3 – 5], по своим свойствам далек от соответствия полету реального СО. Другим распространенным подходом является формирование траектории движения в виде отрезков линий, например, «прямая-окружность-прямая». При этом характеристики измеряемых параметров очень приблизительно имитируют реальное движение и в первую очередь это касается значительных искажений величин высших производных в местах стыка кривых, что особенно важно, так как именно эти производные определяют динамическую составляющую погрешности измерения координат и параметров движения СО. Следовательно, именно точность их воспроизведения в тестовом сигнале и определит качество имитации траектории, а значит и достоверность оценки реальной точности системы слежения.

Наилучшая методика проведения цифровых экспериментальных исследований предполагает регистрацию сигналов реальных воздушных объектов, их последующую обработку и генерацию входных сигналов ЛСС на основе этих данных.

Рассмотрим особенности создания формирования траекторий, имитирующих движение аэродинамических объектов в целях исследования характеристик точности следящих систем, характеристик систем распознавания трасс и исследования сценариев взаимного движения летательных аппаратов.

Как было сказано выше, модели движения СО в виде отрезков линий обладают существенным недостатком: они не отражают важные особенности движения реального объекта. В местах стыковки отдельных отрезков кривых возникают резкие выбросы величин производных, что сильно искажает реальность и, в зависимости от порядка астатизма следящей системы, величину погрешности.

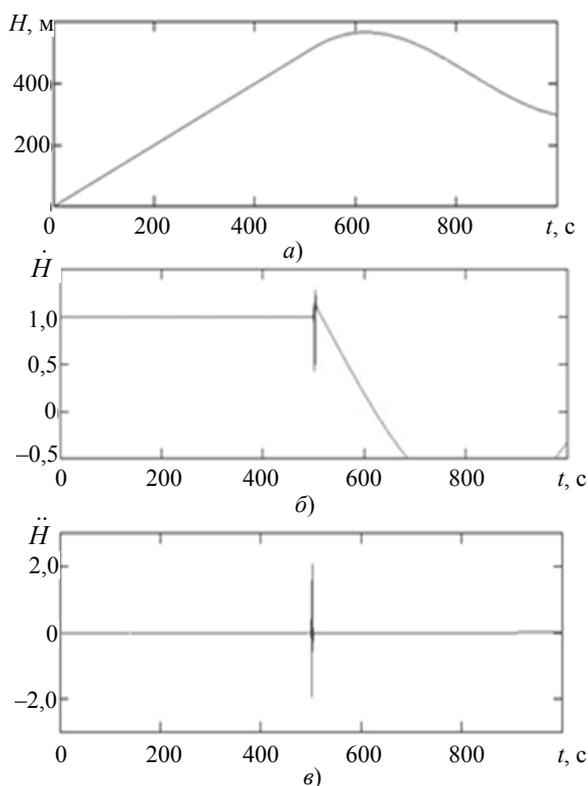


Рис. 2. Изменение высоты полета и ее производные:
 a – изменение высоты цели в полете; $б, в$ – ее первая и вторая производные соответственно

Пример. На рисунке 2, а показано изменение высоты цели в полете H , рис. 2, б, в – ее первая \dot{H} и вторая производные \ddot{H} соответственно при имитации маневра «горка» с помощью стыковки на пятисотом шаге дискретного времени отрезка прямой и фрагмента синусоиды.

Очевидно, что стык отрезков, совершенно не заметный на графике изменения высоты, дает резкий всплеск первой и еще более резкий всплеск второй производных. Это совершенно не приемлемо для тестового сигнала следящей системы.

Для устранения этого применяют различные способы интерполяции и сглаживания. Основным подходом при сглаживании кривых является применение какого-либо фильтра низких частот (ФНЧ) для подавления высокочастотной составляющей. В основном при реализации ФНЧ проводится сглаживание стыков кривых с помощью «скользящего окна», но в рассматриваемом случае спектральные характеристики полезной части сигнала и высокочастотной помехи неизвестны, а, следовательно, оптимальные параметры такого ФНЧ (весовые коэффициенты «окна») не могут быть рассчитаны [6]. В большинстве случаев эти параметры приходится подбирать эмпирически по результатам сглаживания типовых кривых путем достаточно трудоемкой и ненадежной операции. Кроме того, применение ФНЧ ориентировано на постоянство спектральных характеристик полезной части сигнала и помехи, но они резко изменяются во времени. Поэтому применение линейных ФНЧ с постоянными параметрами не дает требуемых результатов.

Решение задачи

Решить такие проблемы проще, если задавать тестовую траекторию на основе данных о параметрах полета, которые регистрируются на борту самолета [7]. Обычно это некоторый набор параметров, который представляется цифровыми массивами. Пусть необходимо проводить вычисление трех координат положения летательного аппарата относительно горизонтальной географической прямоугольной системы координат. Начало ее совмещено с точкой начала наблюдения или каким-либо ориентиром. Ось OX такой системы направлена на север, ось OY – по местной вертикали вверх и ось OZ – на восток (рис. 3).

В общем случае для расчета траектории необходимо иметь записи данных от датчика истинной воздушной скорости (вектор скорости V относительно связанной с CO системой координат); датчика углов скольжения β и атаки α ; датчика истинного курса ψ ; гировертикали (углы тангажа ϑ и крена γ летательного аппарата) и высотомера.

На рисунке 4 показаны записи параметров полета, которые осуществляются системой «Тестер». В данном случае запись проводилась в течение примерно 35 с. Кроме вышеперечисленных параметров записывались также перегрузки по трем координатам.

Получая на вход данные о скорости V и углах α и β , можно вычислить проекции истинной воздушной скорости V_x, V_y, V_z на оси связанной системы координат (см. рис. 3)

$$\begin{bmatrix} V_x \\ V_y \\ V_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\alpha)\cos(\beta) \\ -\sin(\alpha)\cos(\beta) \\ \sin(\beta) \end{bmatrix} V. \quad (1)$$

На основе полученных проекций и информации об углах ψ, ϑ и γ можно вычислить составляющие истинной воздушной скорости V_ξ, V_η, V_ζ

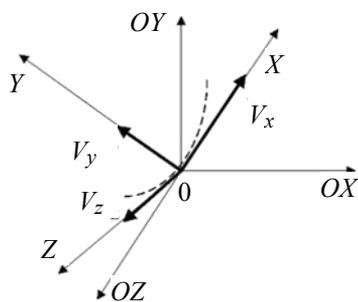


Рис. 3. Системы координат

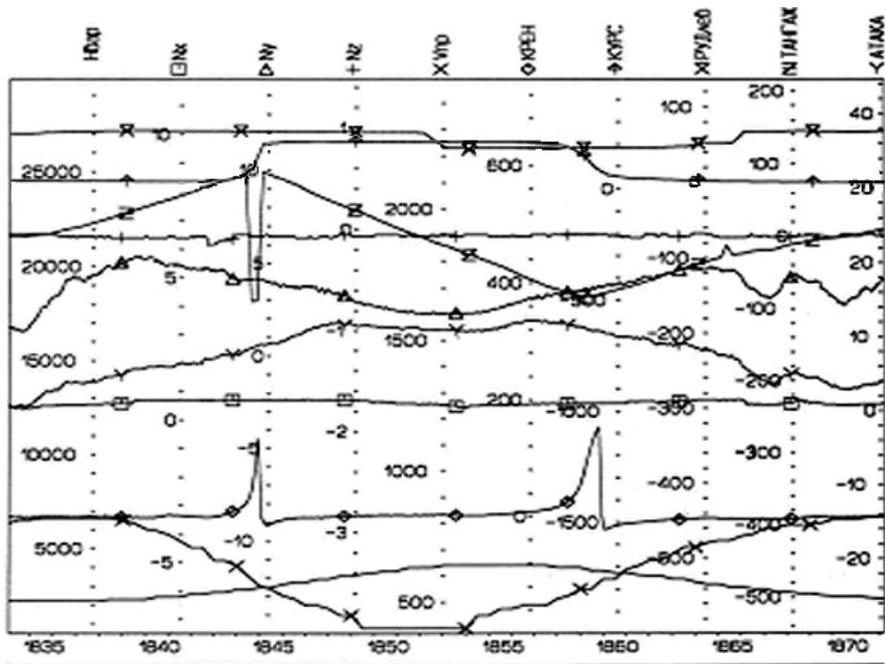


Рис. 4. Реальный фрагмент записи параметров полета

$$\begin{bmatrix} V_{\xi} \\ V_{\eta} \\ V_{\zeta} \end{bmatrix} = [\mathbf{M}_1 \quad \mathbf{M}_2 \quad \mathbf{M}_3] \begin{bmatrix} V_x \\ V_y \\ V_z \end{bmatrix}, \quad (2)$$

где

$$\mathbf{M}_1 = \begin{bmatrix} \cos \psi \cos \vartheta \\ \sin \vartheta \\ -\sin \psi \cos \vartheta \end{bmatrix}; \quad \mathbf{M}_2 = \begin{bmatrix} \sin \psi \sin \gamma - \cos \psi \sin \vartheta \cos \gamma \\ \cos \vartheta \cos \gamma \\ \cos \psi \sin \gamma + \sin \psi \sin \vartheta \cos \gamma \end{bmatrix};$$

$$\mathbf{M}_3 = \begin{bmatrix} \sin \psi \cos \gamma - \cos \psi \sin \vartheta \sin \gamma \\ -\cos \vartheta \sin \gamma \\ \cos \psi \cos \gamma + \sin \psi \sin \vartheta \sin \gamma \end{bmatrix}.$$

Далее путем интегрирования V_{ξ} , V_{η} , V_{ζ} получается массив координат местоположения летательного аппарата в пределах заданного отрезка времени:

$$\begin{bmatrix} S_{\xi} \\ S_{\eta} \\ S_{\zeta} \end{bmatrix} = \mathbf{M} \begin{bmatrix} V_{\xi} \\ V_{\eta} \\ V_{\zeta} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} S_{\xi 0} \\ S_{\eta 0} \\ S_{\zeta 0} \end{bmatrix}, \quad (3)$$

где

$$\mathbf{M} = \begin{bmatrix} 1/s & 0 & 0 \\ 0 & 1/s & 0 \\ 0 & 0 & 1/s \end{bmatrix}; \quad s = d/dt.$$

Учитывая, что измерить вектор воздушной скорости V сложно, можно вычислять только его горизонтальную составляющую V_{Γ}

$$V_{\Gamma} = \frac{V_x \cos(\vartheta + \alpha)}{\cos \alpha \cos \beta}, \quad (4)$$

а вместо величины S_{η} использовать данные от высотомера. Тогда координаты цели в горизонтальной плоскости могут быть определены следующим образом:

$$x = x_0 + \int_0^t \left[\frac{V_x \cos(\vartheta + \alpha)}{\cos \alpha \cos \beta} \right] \cos \psi dt; \quad (5)$$

$$y = y_0 + \int_0^t \left[\frac{V_x \cos(\vartheta + \alpha)}{\cos \alpha \cos \beta} \right] \sin \psi dt, \quad (6)$$

где x_0 и y_0 – координаты начальной точки полета.

Возможно, дополнительно упростить алгоритм не учитывая углы α , β и ψ . В этом случае уравнения (5), (6), будут иметь вид:

$$x = x_0 + \int_0^t V_x \cos \psi dt; \quad (7)$$

$$y = y_0 + \int_0^t V_x \sin \psi dt. \quad (8)$$

Опытным путем установлено, что шаг интегрирования для расчета тестовой траектории достаточно задать 0,1 с.

Возможен расчет тестовой траектории на основе систем дифференциальных уравнений (ДУ), описывающих пространственное движение самолета без учета изменения его массы вида [8 – 10]:

$$\left. \begin{aligned} \frac{dV}{dt} &= g(n_x \cos \beta + n_z \sin \beta - \sin \theta) \\ \frac{d\theta}{dt} &= \frac{g}{V}(n_y \cos \gamma + n_x \sin \beta \sin \gamma - n_z \cos \beta \sin \gamma - \cos \theta) \\ \frac{d\varphi}{dt} &= -\frac{g}{V}(n_y \sin \gamma - n_x \sin \beta \cos \gamma + n_z \cos \beta \cos \gamma) \end{aligned} \right\}; \quad (9)$$

$$\left. \begin{aligned} \frac{dx}{dt} &= V \cos \theta \cos \varphi \\ \frac{dy}{dt} &= V \sin \theta \\ \frac{dz}{dt} &= -V \cos \theta \sin \varphi \end{aligned} \right\}, \quad (10)$$

где $x(t)$, $y(t)$, $z(t)$ – координаты самолета; $\theta(t)$ – угол наклона касательной к траектории в точке положения СО к горизонтальной плоскости; $\varphi(t)$ – азимутальное положение вектора скорости в горизонтальной плоскости; $n_x(t)$, $n_y(t)$, $n_z(t)$ – продольная, вертикальная и горизонтальная перегрузки соответственно; $g = 9,8 \text{ м/с}^2$.

Начальные условия соответствуют исходной точке моделируемого участка траектории. Вид восстановленной траектории может отличаться от реальной из-за большой зависимости решения системы ДУ от точности задания $n_y(t)$. Но, если к точности восстановления не предъявлять жестких требований, этот метод обеспечивает большую свободу управления видом траектории, что наиболее удобно при формировании именно тестовых траекторий.

Первичные погрешности по скорости ΔV , курсу $\Delta \psi$ и другим можно найти из уравнения для математических ожиданий погрешностей счисления пути [7]:

$$m_{\Delta x} = \int_0^t \sum m_{ix} dt ; \quad (11)$$

$$m_{\Delta y} = \int_0^t \sum m_{iy} dt , \quad (12)$$

где $\sum m_{ix} = m_V \cos \psi - m_\psi V \sin \psi + m_{cx}$; $\sum m_{iy} = m_V \sin \psi - m_\psi V \cos \psi + m_{cy}$.

Очевидно, что при $\sum m_{ix} = \text{const}$, $\sum m_{iy} = \text{const}$, $m_{\Delta x} = t \sum m_{ix} dt$, $m_{\Delta y} = t \sum m_{iy} dt$ математическое ожидание случайных погрешностей непрерывно нарастает.

Учитывая, что подобный метод используется в реальных навигационных индикаторах (например, НИ-50Б), величина погрешности метода составит величину порядка 5 – 7 %.

Можно оценить точность восстановления траектории, хотя при использовании этого метода для проверки качества функционирования следящих систем и систем распознавания данная точность не имеет первостепенного значения. Как уже было сказано, наиболее важны здесь величины производных.

Сигналы датчиков, которые имеют вид напряжений переменного тока, преобразуются в 8-разрядный двоичный код. Приведенная погрешность такого преобразования в диапазоне 0...6,3 В равна

$$\delta A = \frac{\Delta U_x}{6,3} 100\% , \quad (13)$$

где ΔU_x – погрешность преобразования.

Погрешность преобразования напряжения постоянного тока не превышает 1 % [7]. Сигналы датчиков, которые выражаются частотой напряжения переменного тока, преобразуются в 14-разрядный двоичный код. Погрешность такого преобразования не более 0,21 %.

Погрешность измерительного тракта определялась следующим образом:

$$\delta = \sqrt{\delta_d^2 + \delta_{c,y}^2 + \delta_n^2} , \quad (14)$$

где δ_d , $\delta_{c,y}$, δ_n – погрешности датчика, согласующего устройства, преобразователя соответственно. При этом все ошибки считались независимыми.

После восстановления траектории можно провести расчет массива координат СО (например, в полярной системе координат). Тогда дальность до цели $R(k)$, скорость сближения $V_{сб}$, угловая скорость линии визирования $\omega(k+1)$ могут быть определены следующим образом:

$$R(k) = \sqrt{x^2(k) + y^2(k) + z^2(k)} ; \quad (16)$$

$$V_{сб}(k+1) = \frac{R(k+1) - R(k)}{\Delta T} ; \quad (17)$$

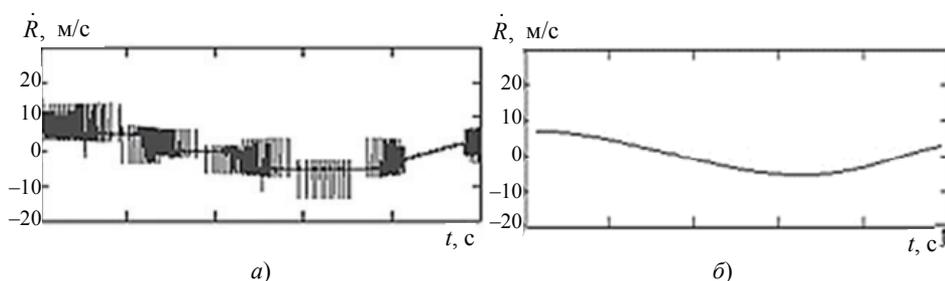


Рис. 5. Производные от изменяющейся дальности РЛС – СО без ФНЧ (а) и с применением ФНЧ (б)

$$\omega(k+1) = \frac{\arctg\left(\frac{x(k+1)}{z(k+1)}\right) - \arctg\left(\frac{x(k)}{z(k)}\right)}{\Delta T}, \quad (18)$$

где ΔT – период дискретизации.

Следует учитывать, что такое преобразование вносит дополнительную погрешность. В общем случае результирующая погрешность определения координат СО на траектории составляет величину порядка 9 %. Учитывая, что погрешность при используемом наборе датчиков представляет собой медленно меняющуюся величину, можно заключить, что производные координат воспроизводятся с малыми ошибками.

Следует также учитывать, что при формировании входных данных для решения систем ДУ (9) – (10) проведен переход от дискретных данных к непрерывным. При этом погрешность квантования дискретного сигнала отразилась в решении ДУ. На рисунке 5, а, представляющем производную от полученной зависимости $R(t)$, явно видно проявление такой погрешности.

Для устранения этого нежелательного явления проводилось сглаживание входных данных до перевода в непрерывный вид. В этом случае возможно применение ФНЧ, ориентированного на постоянство спектральных характеристик полезной части сигнала и помехи. Эффект такого предварительного сглаживания показан на рис. 5, б.

Результаты и выводы

Достоинством метода имитации фазовых координат СО на основе решения систем ДУ является то, что как само изменение координат, так и изменение производных от них сохраняют правдоподобные величины, при том что траектория полета при необходимости легко управляется изменением величины вертикальной перегрузки.

Примеры восстановленных на основе приведенной методики ускорения сближения a с СО и углового ускорения линии визирования СО в горизонтальной плоскости j_r для трех ситуаций (ТС-1, ..., ТС-3) приведены на рис. 6.

Заключение

Таким образом, представленная выше методика генерации траекторных данных вполне обеспечивает соответствие реальному движению объекта, при этом производные отслеживаемых координат по своим относительным величинам соответствуют производным, наблюдаемым в реальном полете СО. Все это вместе определяет качество имитации траектории, а значит и качество оценки реальной точности системы слежения.

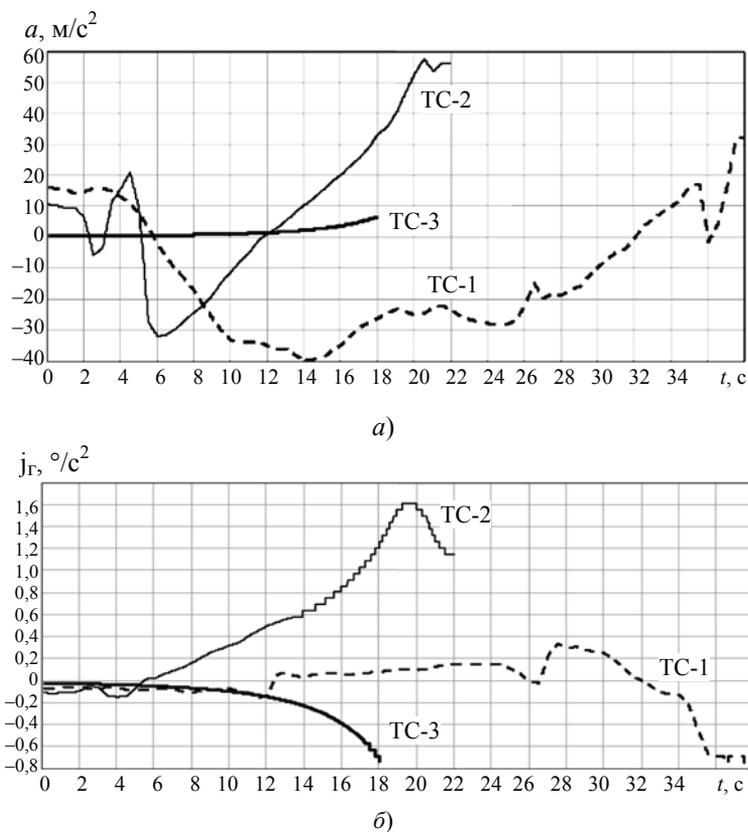


Рис. 6. Графики изменения ускорения сближения (а) и углового ускорения линии визирования (б)

Список литературы

1. Льюнг, Л. О точности модели в идентификации систем / Л. Льюнг // *Техническая кибернетика*. – 1992. – № 6. – С. 55 – 63.
2. Бочкарев, А. М. Цифровая обработка радиолокационной информации при сопровождении целей / А. М. Бочкарев, А. Н. Юрьев, М. Н. Долгов, А. В. Щербинин // *Зарубежная радиоэлектроника*. – 1991. – № 3. – С. 3 – 22.
3. Pudovkin, A. P. Synthesis of Algorithm for Range Measurement Equipment to Track Maneuvering Aircraft Using Data on Its Dynamic and Kinematic Parameters / A. P. Pudovkin, Yu. N. Panasyuk, S. N. Danilov, S. P. Moskvitin // *Journal of Physics: Conference Series*. – 2018. – Vol. 1015, Is. 3. – Art. ID 032111. doi: 10.1088/1742-6596/1015/3/032111
4. Pudovkin, A. P. Synthesis of Channel Eracking for Random Process Parameters under Discontinuous Variation / A. P. Pudovkin, Yu. N. Panasyuk, S. N. Danilov, S. P. Moskvitin // *Journal of Physics: Conference Series*. – 2018. – Vol. 1015, Is. 3. – Art. ID 032112. – P. 1. doi:10.1088/1742-6596/1015/3/032112
5. Pudovkin, A. P. Synthesis of an Algorithm for Angle Measurement Channel of the Information-Measuring System of a Maneuvering Aircraft Given its Dynamic and Kinematic Characteristics / A. P. Pudovkin, Yu. N. Panasyuk, S. N. Danilov // *1st International Conference on Control Systems, Mathematical Modelling, Automation and Energy Efficiency, SUMMA 2019*. – P. 73 – 76. doi: 10.1109/SUMMA48161.2019.8947479

6. Андерсон, Т. В. Статистический анализ временных рядов / Т. Андерсон ; пер. с англ. И. Г. Журбенко, В. П. Носко ; под ред. Ю. К. Беляева – М. : Мир, 1976. – 756 с.

7. Автоматизированная обработка полетной информации / под ред. В. Н. Букова. – М. : Воениздат, 1995. – 242 с.

8. Тарасенков, А. М. Динамика полета и боевое маневрирование летательного аппарата / А. М. Тарасенков. – М. : ВВИА им. Н. Е. Жуковского, 1984. – 512 с.

9. Иванов, А. В. Адаптивное оценивание и идентификация сигналов спутниковых радионавигационных систем в навигационных системах / А. В. Иванов, С. П. Москвитин, В. О. Сурков // Вестн. Тамб. гос. техн. ун-та. – 2018. – Т. 24, № 1. – С. 44–57. doi: 10.17277/vestnik.2018.01.pp.044-057

10. Рогачев, А. И. Применение калмановской фильтрации для метода динамических весовых коэффициентов в третиной обработке информации / А. И. Рогачев, А. И. Сустин, Ю. Н. Панасюк, А. П. Пудовкин, С. Н. Данилов // Вестн. Тамб. гос. техн. ун-та. – 2019. – Т. 25, № 1. – С. 47–52. doi: 10.17277/vestnik.2019.01.pp.047-052

Synthesis of Test Trajectories for Assessing the Accuracy and Stability of Tracking Systems

S. N. Danilov, E. A. Antonov

*Department of Radioelectronics, plabz@mail.ru,
TSTU, Tambov, Russia*

Keywords: aircraft; maneuver; flight parameters; derivatives; smoothing; test signal; trajectory; filter.

Abstract: The problems of increasing the efficiency of modeling automatic target tracking systems are considered by developing methods and algorithms for creating test signals corresponding to a real flight based on records from the flight recorders of maneuvering aircraft. This makes it possible to obtain close to real estimates of the accuracy and stability of tracking under conditions of highly maneuverable flight of the observed object. The set goals are achieved through the development of algorithms for generating arrays of input data for tracking channels.

References

1. Ljung L. [About model accuracy in system identification], *Tekhnicheskaya kibernetika* [Technical cybernetics], 1992, no. 6, pp. 55-63. (In Russ., abstract in Eng.)

2. Bochkarev A.M., Yuriev A.N., Dolgov M.N., Shcherbinin A.V. [Digital processing of radar information when tracking targets], *Zarubezhnaya radioelektronika* [Foreign radio electronics], Moscow: Radio and communication, 1991, no. 3, pp. 3-22. (In Russ., abstract in Eng.)

3. Pudovkin A.P., Panasyuk Yu.N., Danilov S.N., Moskvitin S.P. Synthesis of algorithm for range measurement equipment to track maneuvering aircraft using data on its dynamic and kinematic parameters, *Journal of Physics: Conference Series*, 2018, vol. 1015, Is. 3, article id. 032111. doi: 10.1088/1742-6596/1015/3/032111

4. Pudovkin A.P., Panasyuk Yu.N., Danilov S.N., Moskvitin S.P. Synthesis of channel tracking for random process parameters under discontinuous variation, *Journal of Physics: Conference Series*, 2018, vol. 1015, Is. 3, article id. 032112, pp. 1. doi: 10.1088/1742-6596/1015/3/032112

5. Pudovkin A.P., Panasyuk Yu.N., Danilov S.N. Synthesis of an Algorithm for Angle Measurement Channel of the Information-Measuring System of a Maneuvering Aircraft Given its Dynamic and Kinematic Characteristics, *1st International Conference on Control Systems, Mathematical Modeling, Automation and Energy Efficiency*, SUMMA 2019, pp. 73-76. doi: 10.1109/SUMMA48161.2019.8947479

6. Anderson T. W. The statistical analysis of time series. New York : Wiley, 1971, 704 p.

7. Bukov V.N. (Ed.). *Avtomatizirovannaya obrabotka poletnoy informatsii* [Automated processing of flight information], Moscow: Military Publishing House, 1995, 242 p. (In Russ.)

8. Tarasenkov A.M. *Dinamika poleta i boyevoye manevrirovaniye letatel'nogo apparata* [Flight dynamics and combat maneuvering of an aircraft], Moscow: VVIA im. N. E. Zhukovsky, 1984, 512 p. (In Russ.)

9. Ivanov A.V., Moskvitin S.P., Surkov V.O. [Adaptive estimation and identification of signals of satellite radio navigation systems in navigation systems], *Transactions of the Tambov State Technical University*, 2018, vol. 24, no. 1, pp. 44-57. doi: 10.17277/vestnik.2018.01.pp.044-057 (In Russ., abstract in Eng.)

10. Rogachev A.I., Sustin A.I., Panasyuk Yu.N., Pudovkin A.P., Danilov S.N. [Application of Kalman filtering for the method of dynamic weight coefficients in tertiary information processing], *Transactions of the Tambov State Technical University*, 2019, vol. 25, no. 1, pp. 44-57. doi: 10.17277/vestnik.2019.01.pp.047-052 (In Russ., abstract in Eng.)

Synthese von Testtrajektorien zur Bewertung von Genauigkeit und Stabilität der Tracking-Systeme

Zusammenfassung: Die Probleme der Effizienzsteigerung bei der Modellierung automatischer Zielverfolgungssysteme sind durch die Entwicklung von Methoden und Algorithmen zur Erstellung von Testsignalen untersucht, die einem realen Flug entsprechen, basierend auf Aufzeichnungen der Flugschreiber manövrierender Flugzeuge. Dadurch ist es möglich, nahezu reale Schätzungen der Genauigkeit und Stabilität der Verfolgung unter Bedingungen eines äußerst manövrierfähigen Fluges des beobachteten Objekts zu erhalten. Die gesetzten Ziele werden durch die Entwicklung von Algorithmen zur Generierung von Arrays der Eingabedaten zur Verfolgung von Tracking-Kanälen erreicht.

Synthèse des trajectoires d'essai pour évaluer la précision et la stabilité des systèmes de suivi

Résumé: Sont examinés les problèmes liés à l'élévation de l'efficacité de la modélisation des systèmes automatiques de suivi de la cible grâce à l'élaboration des méthodes et des algorithmes permettant de créer des signaux de test correspondant au vol réel à partir des enregistrements des enregistreurs de vol des aéronefs de manœuvre. Cela permet d'obtenir des estimations de la précision et de la stabilité de l'escorte proches de la réalité dans des conditions de vol à haute altitude de l'objet observé. Les objectifs sont atteints compte tenu de l'élaboration des algorithmes pour générer des ensembles de données d'entrée des canaux de suivi.

Авторы: *Данилов Станислав Николаевич* – доктор технических наук, профессор кафедры «Радиотехника»; *Антонов Евгений Андреевич* – аспирант кафедры «Радиотехника», ФГБОУ ВО «ТГТУ», Тамбов, Россия.