

УДК 681.5.03.033

В.Ш. Хисматулин, Г.Н. Зубрицкий, О.Н. Ставицкий, А.А. Ковальчук

Харьковский университет Воздушных Сил им. И. Кожедуба, Харьков

ОЦЕНКА УСТОЙЧИВОСТИ СОПРОВОЖДЕНИЯ ПО ДАЛЬНОСТИ И УГЛОВЫМ КООРДИНАТАМ СВЕРХМАНЕВРЕННЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ МНОГОКАНАЛЬНОЙ РЛС

Улучшение маневренных характеристик современных истребителей и других летательных аппаратов, способных выполнять большое количество новых видов маневров, оказывает существенное влияние на работу радиотехнических следящих систем многоканальной радиолокационной станции наведения ракет. Проведена сравнительная оценка устойчивости сопровождения сверхманевренных целей многоканальной РЛС с антенной решеткой для подсистем автосопровождения по дальности и угловой координате. Проанализировано влияние периода измерения координат на устойчивость сопровождения.

Ключевые слова: сопровождение, маневр, дальность, интервал

Введение

Сверхманевренность рассматривается как одна из концепций построения современных истребителей и оказывает существенное влияние на тактику их применения [1]. Сверхманевренными считаются самолеты (передовые из них F-22, Су-37), способные выполнять маневры с существенно более сложными пространственными изменениями. Такие летательные аппараты имеют возможность реализовать большое количество видов маневров с очень сложными пространственными эволюциями, наиболее известные из которых – «кобра Пугачева» или «колокол».

В настоящее время для получения координатной информации, необходимой для наведения зенитных ракет, нашли широкое распространение многоканальные РЛС с фазированной антенной решеткой (МК РЛС с ФАР). Их несомненным преимуществом является многоканальность за счет временного разделения целевых каналов интервалами времени длительностью T_n . Важной характеристикой качества работы следящих измерителей МК РЛС с ФАР, работающих по современным сверхманевренным целям, является вероятность устойчивого (без срыва, т.е. без потери цели) сопровождения.

Управление длительностью T_n интервала времени между радиоконтактами может использоваться для оптимизации пропускной способности МК РЛС с ФАР, однако значительное увеличение может привести к снижению устойчивости и срыву сопровождения, особенно маневрирующих целей.

Целью статьи является оценка зависимости вероятности устойчивого сопровождения сверхманевренных летательных аппаратов МК РЛС с ФАР по дальности и по угловой координате от периода измерения координат целей на основе методики, основанной на применении эквивалентного размера апертуры дискриминаторов [2].

Исходные данные и результаты моделирования

Предложенная в [2] методика, основанная на применении эквивалентного размера апертуры дискриминатора L_x , была использована для оценки вероятности отсутствия срыва слежения в системах сопровождения по дальности и угловым координатам. Структура алгоритмов оценивания и экстраполяции в рассмотренных системах задавалась следующими рекуррентными уравнениями

$$\hat{\bar{x}}(t_n) = \hat{\bar{x}}_e(t_n) + K(t_n) y(t_n); \quad (1)$$

$$\bar{x}_e(t_n + T_n) = \Phi(T_n) \hat{\bar{x}}(t_n), \quad (2)$$

где $\hat{\bar{x}}(t_n)$ – вектор-столбец, состоящий из оценок соответствующей сопровождаемой координаты цели (дальность или угол), ее первой и второй производных, а $\bar{x}_e(t_n)$ – вектор-столбец их экстраполированных значений;

$$\Phi(T_n) = \begin{pmatrix} 1 & T_n & T_n^2/2 \\ 0 & 1 & T_n \\ 0 & 0 & \rho \end{pmatrix} -$$

переходная матрица состояния по дальности или угловым координатам; $\rho = e^{-T_n/T_m}$ – коэффициент корреляции значений второй производной на интервале наблюдений; $K(t_n)$ – матрица коэффициентов усиления, которая рассчитывается по следующим рекуррентным формулам:

$$K(t_n) = V_{\hat{a}}(t_n) H^T \times \left[H V_{\hat{a}}(t_n) H^T + v_f(t_n) \right]^{-1}; \quad (3)$$

$$V(t_n) = V_e(t_n) - V_e(t_n) H^T \times \left[H V_e(t_n) H^T + v_f(t_n) \right]^{-1} H V_e(t_n); \quad (4)$$

$$V_e(t_n + T_n) = \Phi(T_n)V(t_n)\Phi^T(T_n) + B(T_n)v_\eta(T_n)B^T(T_n), \quad (5)$$

в которых V , V_e – матрицы вторых центральных моментов (ковариационные матрицы) ошибок оценивания и экстраполяции состояния соответственно.

Расчет вероятности отсутствия срыва сопровождения выполнялся для случая, когда структура и параметры систем, определяемые уравнениями (1) – (5), полностью адекватны модели движения цели [3], описываемой стохастическим рекуррентным матричным уравнением состояния

$$\bar{x}(t_n + T_n) = \Phi(T_n)\bar{x}(t_n) + B\eta(t_n), \quad (6)$$

где $B = \begin{pmatrix} 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}^T$ – матрица возбуждения; $\eta(t_n)$ – последовательность белых шумов возбуждения с нулевым средним и дисперсией $v_\eta(T_n) = \sigma_M^2(1 - \rho^2)$ – для дальности, $v_\eta(T_n) = \sigma_M^2(1 - \rho^2)/r^2$ – для угловой координаты; T_M – постоянная маневрирования цели; σ_M^2 – дисперсия значений ускорения цели.

Уравнение наблюдений имеет следующий вид

$$y(t_n) = H(\bar{x}(t_n) - \bar{x}_e(t_n)) + f(t_n), \quad (7)$$

где $H = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \end{pmatrix}$ – матрица наблюдений по соответствующей координате; $f(t_n)$ – последовательность некоррелированных шумов наблюдения (ошибок измерения) соответствующей координаты с нулевым средним и дисперсией $v_f(t_n)$.

В случае, если структуры алгоритмов оценивания и экстраполяции соответствуют принятой стохастической модели движения цели, то систематические ошибки сопровождения равны нулю, а дисперсии флюктуационных ошибок σ_e^2 минимальны и равны элементам v_{e11} матрицы V_e [3].

В ходе эксперимента исходные данные модели движения цели выбирались исходя из высокой вероятности совершения целью интенсивного маневра и составили: среднее квадратическое отклонение значений ускорения цели – $\sigma_M = 65 \text{ м/с}^2$, постоянная маневрирования цели – $T_M = 5 \text{ с}$.

Статистические характеристики временного дискриминатора и моноимпульсного пеленгационного устройства получены путем моделирования с использованием параметров сигналов и антенно-фидерных устройств многоканальной станции наведения ракет [4, 5].

При расчетах эквивалентный размер апертуры дискриминатора дальности был принят равным $\pm 50 \text{ м}$, а углового дискриминатора (пеленгационного устройства) – $\pm 0,005 \text{ рад}$.

Для проверки достоверности аналитических результатов в ряде контрольных точек вероятность отсутствия срыва слежения определялась путем проведения статистического эксперимента, в ходе которого движение цели задавалось непосредственно стохастическим уравнением (6), а в составе системы использовались модели реальных дискриминаторов.

На рис. 1, 2 приведены графики зависимостей вероятности P_{1x} отсутствия срыва слежения на одном интервале наблюдений от длительности интервала T_n (рис. 1 – для системы сопровождения по дальности, рис. 2 – для системы сопровождения по угловым координатам (дальность 5 км)). Методика расчета вероятности P_{1x} приведена в [2]. Пунктирной линией представлены зависимости для ОСШ по мощности – 100, штрихпунктирной – 25, и мелкопунктирной – 9.

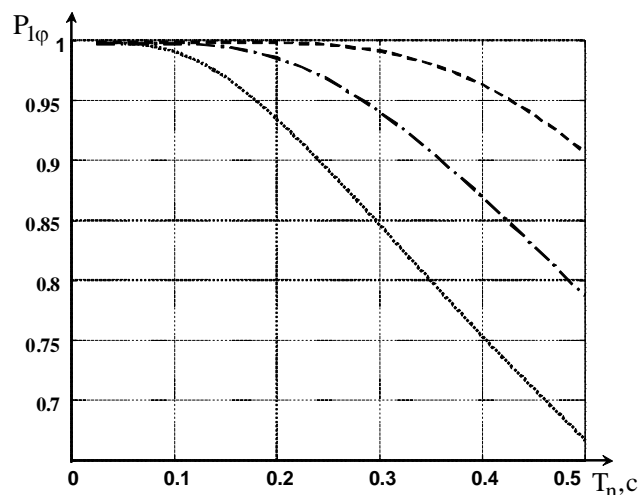


Рис. 1. График зависимости вероятности P_{1r} от периода наблюдений для системы сопровождения по дальности

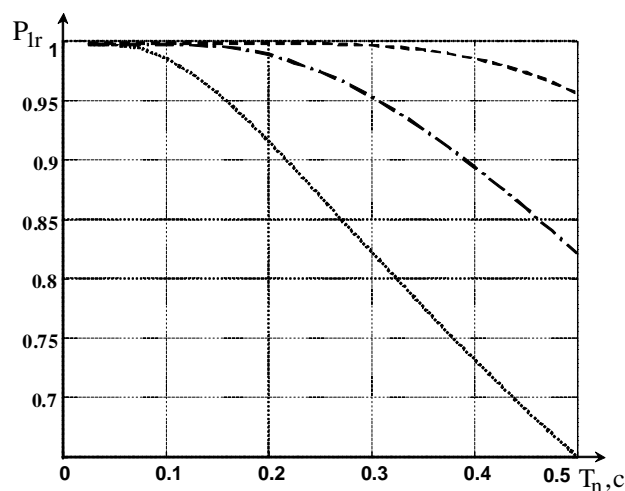


Рис. 2. График зависимости вероятности P_{1r} от периода наблюдений для системы сопровождения по угловой координате (дальность 5 км)

Как видно из приведенных результатов, в подсистемах сопровождения по угловой координате и дальности результаты отличаются незначительно. В случае проведения моделирования на больших дальностях цели, при равном отношении сигнал/шум устойчивость сопровождения по угловым координатам улучшится, а по дальности останется неизменной.

В общем случае вероятность отсутствия срыва слежения за целью в течение интервала времени T_c соответствующей системой сопровождения ($x = r, \phi$) определяется выражением

$$P_x(T_c) = \prod_{n=1}^{n_c} P_{1x}(T_n). \quad (8)$$

В последнем выражении n_c – общее число радиоконтактов с целью в течение заданного интервала времени T_c . В случае, если $T_n = \text{const}$ и вероятность отсутствия срыва слежения на всех интервалах одинакова $P_{1x}(T_n) = P_{1x}$, распределение (8) преобразуется к простейшему виду

$$P_x(T_c) = P_{1x}^{T_c/T_n}. \quad (9)$$

Исходя из (9) и полученных результатов расчета вероятности отсутствия срыва слежения на интервале T_n , проведен расчет вероятности $P_x(100)$ отсутствия срыва за 100 с сопровождения.

На рис. 3 приведены расчетные зависимости вероятности отсутствия срыва за 100 с от периода наблюдений для системы сопровождения по дальности, на рис. 4 – для системы сопровождения по углам для дальности 5000 м.

Пунктирной линией представлены зависимости для ОСШ по мощности 100, штрихпунктирной – 25, и мелко-пунктирной – 9.

Из анализа приведенных графиков можно заключить, что при малых ОСШ интервал измерения координат должен быть не более 0,05...0,08 с, а при высоких ОСШ не должен превышать 0,4...0,5 с.

Другой важной характеристикой устойчивости сопровождения является среднее время до срыва слежения. В случае, когда вероятность отсутствия срыва слежения на интервале $T_c = n_c T_n$ удовлетворяет условию (9), вероятность первого срыва слежения $Q_x(T_c)$ после T_c секунд сопровождения (n_c радиоконтактов) подчиняется геометрическому закону распределения [6]

$$Q_x(T_c) = (1 - P_{1x}) P_x(T_c), \quad (10)$$

для которого среднее время до срыва сопровождения определяется выражением

$$\bar{T}_{cx} = \frac{P_{1x}}{1 - P_{1x}} T_n. \quad (11)$$

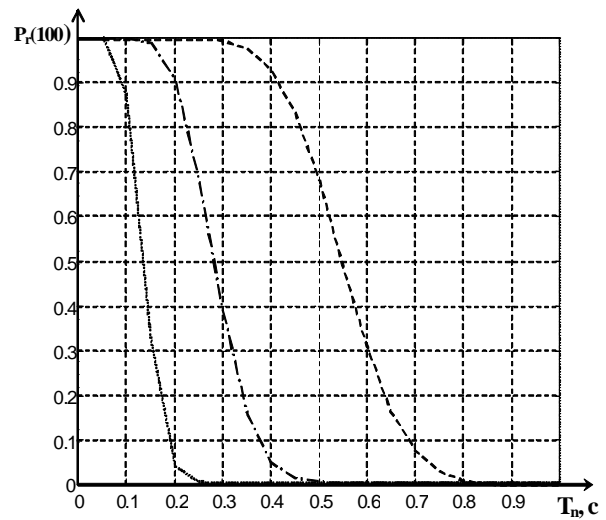


Рис. 3. Зависимость $P_r(100)$ от T_n по дальности

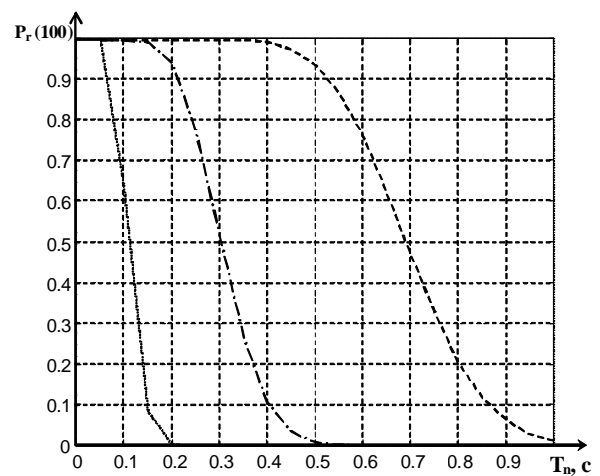


Рис. 4. Зависимость $P_r(100)$ от T_n по угловым координатам (5000 м).

Зависимости среднего времени до срыва слежения от ОСШ ($T_n = 0,1$ с) для системы сопровождения по дальности (штрихпунктирная линия) и угловым координатам (штриховая линия) приведены на рис. 5.

до срыва слежения от отношения сигнал/шум

Из анализа графиков следует, что при малых ОСШ ($q^2 = 9$) среднее время до срыва слежения составляет порядка десяти секунд, что является недостаточным.

Выводы

При высоком отношении сигнал/шум (по мощности 100 и более) для устойчивого сопровождения (с вероятностью отсутствия срыва слежения не ниже 0,97 на достаточно большом интервале наблюдений), при принятых моделях движения цели и дискриминаторов, период измерения координат сверхманевренных летательных аппаратов в подсистемах сопровождения по дальности и угловым координатам не должен превышать 0,5 с.

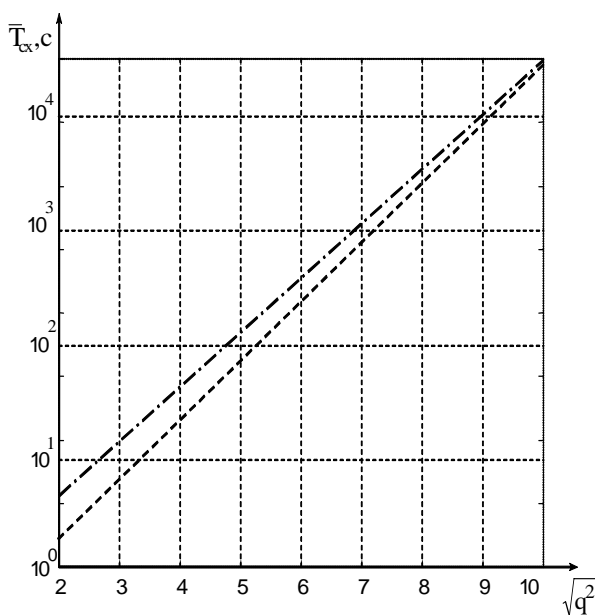


Рис. 5. Графік залежності середнього часу

Сниження отношения сигнал/шум до минимальных значений приводит к уменьшению допустимого периода измерения координат целей до значений порядка 0.05 с.

Таким образом, выбор интервала между измерениями координат многоканальных РЛС с фазированной антенной решеткой существенно влияет на устойчивость сопровождения современных маневрирующих целей.

Список литературы

1. Сверхманевренность и бортовые радиолокационные системы / А. Канащенков, В. Корчагин, В. Меркулов, О. Самарин // Радиотехника. – 2002. – № 5. – С. 43-50.
2. Оценка устойчивости сопровождения целей с помощью эквивалентного размера апертуры характеристики дискриминатора / В.Ш. Хисматулин, А.О. Ковальчук, О.О. Сосунов, И.И. Сачук // Системы обработки информации: сб. науч. пр. – Х.: ХВУ, 2004. – Вып. 2. – С. 125-132.
3. Зингер Р.А. Оценка характеристик оптимального фильтра для слежения за пилотируемой целью / Р.А. Зингер // Зарубежная радиоэлектроника. – 1971. – № 8. – С. 40-57.
4. Мураценко Н.К. Общие сведения о ЗРС 9К81-1 и МСНР 9С32 / Н.К. Мураценко, Г.И. Насонов, С.В. Кривооручко. – К.: КВИРТУ, 1988. – 144 с.
5. Быков В.В. Цифровое моделирование в статистической радиотехнике / В.В. Быков. – М.: Сов. Радио, 1971. – 328 с.
6. Справочник по вероятностным расчетам / Г.Г. Абезгауз, Ю.Н. Тронь, Ю.Н. Копейкин, И.А. Коровина. – М.: Воениздат, 1970. – 536 с.

Поступила в редколлегию 23.06.2009

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Е.Л. Казаков, Харьковский университет Воздушных Сил им. И. Кожедуба, Харьков

ОЦІНКА СТІЙКОСТІ СУПРОВОДЖЕННЯ ЦІЛЕЙ ПО ДАЛЬНОСТІ І КУТОВИМ КООРДИНАТАМ НАД МАНЕВРЕНИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ БАГАТОКАНАЛЬНОЮ РЛС

В.Ш. Хісматулін, Г.Н. Зубрицький, О.Н. Ставицький, А.О. Ковальчук

Покращання маневрених характеристик сучасних винищувачів і інших літальних апаратів, здатних виконувати велику кількість нових видів маневру, суттєво впливає на роботу радіотехнічних слідкуючих систем багатоканальної радіолокаційної станції наведення ракет. Проведена порівняльна оцінка стійкості супроводження надманеврених цілей багатоканальною РЛС з антенною решіткою для підсистем автосупроводження по дальності і кутовим координатам. Проаналізований вплив періоду вимірювання координат на стійкість супроводження.

Ключові слова: супроводження, маневр, дальність, інтервал.

ESTIMATION OF STABILITY OF ACCOMPANIMENT ON DISTANCE AND ANGULAR CO-ORDINATE OF MANEUVERS AIRCRAFTS OF MULTICHANNEL RLS

V.Sh. Khismatulin, G.N. Zubrickiy, O.N. Stavickiy, A.A. Koval'chuk

The improvement of maneuver descriptions of modern fighter and other aircrafts, able to execute plenty of new types of maneuvers, renders substantial influence on work of the radio engineering's tracker systems of the multichannel radio-location station of missile-guidance. The comparative estimation of stability of accompaniment of superman oeuvre aims is conducted multichannel RLS with an array for the subsystems of auto accompaniment on distance and angular co-ordinate. Influence of period of measuring of co-ordinates is analyzed on stability of accompaniment.

Keywords: accompaniment, maneuver, distance, interval.