

УДК.621.396.61

В.В. Куценко

Харьковский университет Воздушных Сил имени Ивана Кожедуба, Харьков

ОСОБЕННОСТИ РЕАЛИЗАЦИИ ДОПЛЕРОВСКОЙ ФИЛЬТРАЦИИ ОТРАЖЕНИЙ В МОНОИМПУЛЬСНОЙ РЛС АВТОСОПРОВОЖДЕНИЯ САМОЛЕТА НА ЗАКЛЮЧИТЕЛЬНОМ ЭТАПЕ ПОСАДКИ

В работе обоснованы особенности реализации оптимальной доплеровской фильтрации отраженных сигналов в зоне посадки в моноимпульсной РЛС автосопровождения с амплитудно-амплитудным и амплитудным суммарно-разностным способами пеленгации для измерения угловых координат в сложных погодных условиях. Для упрощения решения задачи доплеровской фильтрации в когерентных накопителях и снижения уровня накопленных пассивных помех в соседних с нулевым фильтрах предложено число импульсов накопления увеличить до 16. Предложены значения коэффициентов сглаживания боковых лепестков фильтров.

Ключевые слова: посадочный радиолокатор (ПРЛ), радиолокационный посадочный комплекс (РЛПК), взлетно-посадочная полоса (ВПП), расчетная точка посадки (РТП), равносигнальное направление (РСН), амплитудно-фазовая характеристика (АФХ), когерентный накопитель (КН), канал автосопровождения (КАС), пассивные помехи (ПП).

Вступление

Постановка проблемы. Сложность реализации моноимпульсных способов пеленгации самолета на заключительном этапе посадки при плохой видимости ВПП состоит в сильном влиянии на точность пеленгации не только отражений от земной поверхности, но и от метеооблаков. Компенсация такого влияния в моноимпульсных РЛС является проблемной задачей.

Анализ последних исследований и публикаций. В статье [1] обоснованы требования к точности измерения координат на заключительном этапе посадки самолетов в условиях плохой видимости ВПП. В статье [2] предложен возможный принцип построения канала автосопровождения (КАС) самолета в составе ПРЛ, обеспечивающего требуемую точность измерений. В работе [3] предложены возможные принципы построения такого ПРЛ в составе РЛПК, обеспечивающего гарантированное управление посадкой самолета на ВПП в сложных погодных условиях. Включение КАС на базе КН с адаптивной настройкой периода зондирования в состав ПРЛ существенно усложняет работу не только других каналов обработки отраженных импульсов, но и синхронизатора. Поэтому в работе [4] проанализирована возможность реализации в составе РЛПК моноимпульсного канала пеленгации самолета двумя амплитудными способами в предположении, что проблема компенсации влияния пассивных помех (ПП) решена.

Формулировка целей статьи. Проанализировать и предложить возможные принципы компенсации мешающего влияния ПП на работу моноимпульсной РЛС автосопровождения в составе РЛПК, обеспечивающего гарантированное управление посадкой самолета на аэродром в сложных погодных условиях.

Основная часть

Из литературы по моноимпульсной радиолокации [5] известны девять основных классов РЛС моноимпульсной пеленгации. В работе [4] обоснована возможность реализации двух амплитудных способов пеленгации самолета моноимпульсной РЛС (амплитудно-амплитудного и амплитудного суммарно-разностного) в предположении, что задача компенсации мешающего влияния пассивных помех решена. При этом решения этой задачи для двух способов пеленгации самолета имеют некоторые отличия. Уточним эти отличия и предложим методику решения задачи оптимальной доплеровской фильтрации отраженных импульсов в моноимпульсной РЛС с целью недопущения накоплений в фильтрах ПП.

При амплитудно-амплитудном способе пеленгации самолета для вычисления угла отклонения самолета от РСН в каждой плоскости анализируется значения амплитуд импульсов на выходах двух приемных трактов [5]. Внедрение цифровых принципов последетекторной обработки импульсов позволяет вычисления угловой координаты осуществлять по соотношению амплитуд импульсов [4]. Поскольку доплеровская фильтрация отражений сводится к когерентному накоплению последовательности N_n импульсов, то принцип вычисления угловой координаты сохраняется для амплитуд накопленных импульсов. В этом случае в состав обоих приемных трактов в каждой плоскости включаются одинаковые адаптивные КН, осуществляющие доплеровскую фильтрацию отраженных импульсов с минимальным накоплением пассивных помех. Для оптимизации работы КН во всех приемных трактах при этом можно использовать общее устройство адаптивной настройки КН (УАНКН).

Для уменьшения мешающего воздействия спектральных составляющих ПП по боковым лепесткам АФХ $K_n(\varphi_c)$ доплеровских фильтров (рис.1) осуществляется весовое накопление отраженных импульсов с целью существенного снижения уровня боковых лепестков АФХ [6].

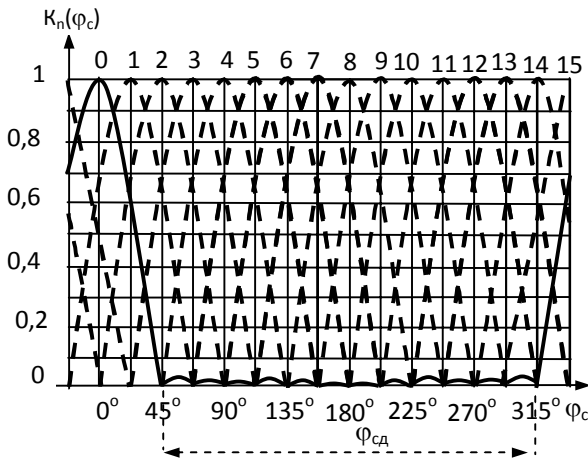


Рис. 1. Иллюстрация допуска доплеровского набега фаз $\varphi_{сд}$ отраженных самолетом импульсов

При таком накоплении происходит расширение основных лепестков АФХ каждого фильтра в два раза по сравнению с обычными фильтрами, что увеличивает уровень взаимного перекрытия АФХ соседних фильтров. Поэтому в этом случае происходит накопление ПП не только в 0-ом фильтре, но и в 1-ом и последнем фильтрах. При этом уровень накоплений ПП в соседних с нулевым фильтрах зависит от количества фильтров в накопителе и от значений весовых коэффициентов. Однако в зоне посадки при известной скорости самолета имеется возможность путем подбора значения периода зондирования исключать накопление отраженных самолетом импульсов в этих фильтрах. Такой подбор в работе [2] назван адаптивной настройкой накопителя, а работа КН в этих условиях – оптимальной доплеровской фильтрацией.

При построении канала оптимальной доплеровской фильтрации в составе ПРЛ возможное число N_n накапливаемых импульсов ($N_n=8$), как и в обзорных РЛС, ограничивается числом импульсов пачки на входе КН. В моноимпульсной РЛС автосопровождения такое ограничение снимается. Поэтому в этих условиях для упрощения задачи адаптивной настройки накопителя и для снижения уровня накоплений ПП в доплеровских фильтрах можно число N_n импульсов накопления увеличить, например до $N_n = 16$.

Действительно, из зависимости доплеровского набега фаз сигнала φ_c за период повторения T_n от длины волны λ и радиальной составляющей скорости самолета V_r

$$\varphi_c = 4\pi \frac{V_r}{\lambda} T_n \tag{1}$$

вытекает возможность регулирования значением набега φ_c . Для исключения накоплений отраженных самолетом импульсов в нулевом и соседних с ним фильтрах доплеровский набег фаз должен удовлетворять условию:

$$\begin{aligned} \left(\frac{4}{N_f} + 2i \right) \pi \leq \varphi_c = \\ = \varphi_{opt} \leq \left(\frac{2N_f - 4}{N_f} + 2i \right) \pi, \dots, i = 0, 1, 2, \dots \end{aligned} \tag{2}$$

Для выполнения условия (2) при известной V_r можно подбирать значение T_n с соблюдением однозначности измерения дальности:

$$T_n \geq \frac{2D_{max}}{C}, \tag{3}$$

где C – скорость света;

D_{max} – максимальная дальность действия РЛС.

В соответствии с выражением (1) условие (2) для $N_n = 16$ преобразуется к виду:

$$(0,0625 + 0,5i)\lambda \leq V_r T_n \leq (0,4375 + 0,5i)\lambda. \tag{4}$$

При построении накопителя из 16 доплеровских фильтров со сглаживанием боковых лепестков необходимо оптимально подобрать весовые коэффициенты k_i . Для этого представим АФХ $K_n(\varphi_c)$ фильтров КН в комплексной форме:

$$\begin{aligned} K_n(\varphi_c) = \frac{1}{k_\Sigma} \sum_{i=1}^{N_n} k_i \exp j((i-1) \times \\ \times (\varphi_c - \varphi_n(n))), \tag{5} \\ k_\Sigma = \sum_{i=1}^N k_i, \quad \varphi_n(n) = n \times 22,5^\circ, \\ n = 0, 1, 2, \dots, 15, \end{aligned}$$

где φ_c – набег фаз (1); $\varphi_n(n)$ – вектор поворота (фаза настройки) n -го фильтра.

При выборе весовых коэффициентов k_i заданым условием, чтобы их значения обеспечивали нулевые значения боковых лепестков любого фильтра на фазах настройки других фильтров. Для такого выбора рассмотрим АФХ нулевого фильтра. При этом для $\varphi_n(0) = 0$ в соответствии с (5) АФХ нулевого фильтра можно представить в форме:

$$\begin{aligned} K_0(\varphi_c) = \frac{1}{k_\Sigma} \sqrt{X_0^2(\varphi_c) + Y_0^2(\varphi_c)}, \\ X_0(\varphi_c) = \sum_{i=1}^{N_n} k_i \cos((i-1)\varphi_c), \tag{6} \\ Y_0(\varphi_c) = \sum_{i=1}^{N_n} k_i \sin((i-1)\varphi_c). \end{aligned}$$

Тогда весовые коэффициенты k_i должны обеспечивать нулевые значения X_0 и Y_0 при $\varphi_c = \pm 45^\circ, \pm 67,5^\circ, \pm 90^\circ, \pm 112,5^\circ, \pm 135^\circ, \pm 157,5^\circ, \pm 180^\circ$.

Анализ расчетов в соответствии с (6) показал, что этим условиям удовлетворяют следующие значения коэффициентов k_i :

$$\begin{aligned} k_1 = k_{16} = 0,075; k_2 = k_{15} = 0,135; \\ k_3 = k_{14} = 0,275; k_4 = k_{13} = 0,45; \\ k_5 = k_{12} = 0,625; k_6 = k_{11} = 0,8; \\ k_7 = k_{10} = 0,94; k_8 = k_9 = 1. \end{aligned} \quad (7)$$

В этом случае происходит накопление ПП не только в 0-ом фильтре, но также в 1-м и 15-м фильтрах со средним уровнем 0,42 максимальной амплитуды накопленных импульсов в 0-м фильтре. Такой уровень для $N_n = 8$ составляет 0,7 [6].

Весовое суммирование отраженных импульсов после фазового детектирования обеспечивает существенное снижение уровня боковых лепестков каждого фильтра, а значит и существенное ослабление накоплений ПП во 2÷14 фильтрах.

Действительно для подобранных коэффициентов (7) каждый фильтр имеет 6 пар (слева и справа) боковых лепестков (рис.1).

Максимальные уровни этих лепестков имеют соответственно значения – минус 44 дБ; 50 дБ; 53 дБ; 45 дБ; 52 дБ и 42 дБ.

При этом средний уровень боковых лепестков таких фильтров существенно меньше уровня боковых лепестков фильтров без их сглаживания – минус 46 дБ против уровня минус 17 дБ.

Поэтому задачу подавления ПП во 2÷14 фильтрах можно решать путем вычитания из амплитуды накопленных импульсов в таких фильтрах значения $1/256$ (–48 дБ) амплитуды накопленных импульсов в 0-ом фильтре. Для исключения накоплений отраженных самолетом импульсов в 0-м, 1-м и 15-м фильтрах можно подбирать значение периода зондирования в соответствии с условием (4).

Будем исходить из того, что на удалениях самолета D_c от РТП $D_c \leq 12$ км посадочные скорости $V_c \approx V_r$ могут изменяться от 140 м/с до 45 м/с [3]. Принцип подбора значений периода ($T_n = T_{nj}, j = 1, 2, 3, \dots$), предложенный в работе [1], вытекает из выражения (4):

1. В составе моноимпульсной РЛС нужно предусмотреть измеритель скорости самолета V_c с определенной точностью σ_v , то есть измеренную скорость $V_{изм}$ можно представить в виде:

$$V_{изм} = V_c \pm \sigma_v. \quad (8)$$

2. Диапазон ΔV_n возможного изменения посадочной скорости $\Delta V_n = (140 \div 45)$ м/с разбивается на перекрывающиеся участки ΔV_j скоростей (от начальной V_{nj} до конечной V_{kj}):

$$\Delta V_j = V_{nj} - V_{kj} = 0,375 \frac{\lambda}{T_{nj}}. \quad (9)$$

3. При "размещении" участков ΔV_j по диапазону ΔV_n учитывается ошибка σ_v измерения скорости – начальное значение скорости $V_{n(j+1)}$ последующего участка скоростей $\Delta V_{(j+1)}$ связано с конечной скоростью V_{kj} участка ΔV_j условием:

$$V_{n(j+1)} \geq V_{kj} + 2\sigma_v. \quad (10)$$

4. Как следует из условий (3) и (4), первое и последующие значения T_{nj} периода T_n связаны с начальной скоростью V_{nj} соответствующего участка ΔV_j и выбираются по принципу наименьшего числа $i = 0, 1, 2, \dots$, удовлетворяющего условию:

$$\frac{2D_{max}}{C} \leq T_n \leq \frac{(0,375 + 0,5i)\lambda}{V_{nj}}, j = 1, 2, 3, \dots \quad (11)$$

При этом, за первое значение начальной скорости V_{n1} принимается начальная скорость заданного диапазона ΔV_n : $V_{n1} = 140$ м/с, а принцип адаптивного изменения периода повторения T_n импульсов во время управления посадкой самолета состоит в следующем:

– в запоминающее устройство (ЗУ) вычислителя заносятся заданный диапазон ΔV_n скоростей, начальные V_{nj} и конечные V_{kj} значения скоростей участков ΔV_j и соответствующие им значения периодов повторения T_{nj} , а также контрольные скорости V_{dj} дискретного изменения T_n

$$V_{dj} = 0,5(V_{kj} + V_{n(j+1)}); \quad (12)$$

– в результате измерения текущей скорости самолета V_r вычислитель в периоды выполнения условия $V_{изм} \geq V_{dj}$ выдает команду синхронизатору на изменение периода импульсов зондирования в последовательности: $T_{nj} \rightarrow T_{n(j+1)} \rightarrow T_{n(j+2)} \rightarrow \dots$ (j – номер первого из хранящихся в ЗУ периода, выбранного по результатам первого измерения скорости).

В соответствие с последовательностью подбора значений периода ($T_n = T_{nj}, j = 1, 2, 3, \dots$), необходимых для адаптивной дискретной настройки КН для исходных данных $D_{max} = 11,5$ км, $\lambda \approx 8$ мм и $\sigma_v = 3$ м/с можно получить следующие значения периодов T_{nj} и участков скоростей ΔV_j :

$$\begin{aligned} T_{n1} = 82 \cdot \text{мкс}; \Delta V_1 = \cdot 140 \div 104 \cdot \text{м/с}; \\ T_{n2} = 104,5 \cdot \text{мкс}; \Delta V_2 = \cdot 110 \div 77 \cdot \text{м/с}; \\ T_{n3} = 90,3 \cdot \text{мкс}; \Delta V_3 = \cdot 83 \div 50 \cdot \text{м/с}; \\ T_{n4} = 76,1 \cdot \text{мкс}; \Delta V_4 = \cdot 56 \div 33 \cdot \text{м/с}. \end{aligned} \quad (13)$$

Можно убедиться, что при этих данных обеспечивается накопление отраженных самолетом импульсов в соответствующих фильтрах КН (с минимальным уровнем накоплений ПП) при изменении скорости самолета на этапе посадки от 140 до 45 м/с. Для этого достаточно по условию (4) убедиться, что для каждого T_{nj} при $V_c = V_{kj}$ обеспечивается накопление импульсов в "правой половине"

2-го фильтра КН, а при $V_c = V_{nj}$ – в "левой половине" 14-го фильтра (рис. 1).

Таким образом, моноимпульсная РЛС пеленгации должна содержать измеритель скорости самолета и по мере изменения скорости за пределы соответствующего участка ΔV_j выдавать синхронизатору команду на изменение периода зондирования $T_{пj}$. Возможный принцип построения такого измерителя предложен в работе [3] для оптимального КН в составе ПРЛ. Уточним особенности построения такого устройства измерения в составе моноимпульсной РЛС. При этом в зависимости от выбранного способа пеленгации принципы его построения имеют некоторые отличия.

На рис. 2, а приведена предлагаемая структурная схема устройств адаптивной настройки когерентных накопителей (УАНКН) моноимпульсной РЛС при амплитудно-амплитудном способе измерения угловой координаты в каждой плоскости. Здесь представлены: адаптивные когерентные накопители (АКН) приемных трактов сигналов в плоскостях курса АКН $_{\beta 1}$, АКН $_{\beta 2}$ и угла места АКН $_{\epsilon 1}$, АКН $_{\epsilon 2}$; амплитудный сумматор Σ накопленных сигналов $U_{н\beta 1}$, $U_{н\beta 2}$, $U_{н\epsilon 1}$, $U_{н\epsilon 2}$; элементы канала автосопровождения самолета по дальности (КАСДС) и УАНКН. Дадим краткую характеристику схемы.

Для обеспечения наличия на выходах приемных трактов отраженных импульсов нужного самолета необходимо предусмотреть в составе моноимпульсной РЛС пульт управления (ПУ) с соответствующими органами управления для совмещения РСН антенны с меткой самолета на мониторе ПРЛ. Для этого в ПУ формируются напряжения $U_{y\beta}$, $U_{y\epsilon}$ управлением перемещением по углу антенны. Контроль совмещения РСН антенны с меткой самолета можно осуществлять путем отображения текущего положения антенны в двух плоскостях на индикаторе ПРЛ. При этом для выделения обработанного приемным трактом импульса нужного самолета необходимо сформировать строб дальности " $\tau_{стр}$ ". Эту задачу решает формирователь сто́ба сопровождения по дальности (ФССД). Для формирования первичного сто́ба дальности на вход ФССД поступает цифровой код дальности (ЦКД), набранный оператором на ПУ.

Строб дальности " $\tau_{стр}$ " подается на входы накопителей и определяет интервалы времени пропуска квадратурных сигналов $U_{s\beta 1}$, $U_{c\beta 1}$, $U_{s\beta 2}$, $U_{c\beta 2}$, $U_{s\epsilon 1}$, $U_{c\epsilon 1}$, $U_{s\epsilon 2}$, $U_{c\epsilon 2}$ фазовых детекторов приемных трактов. Путем суммирования амплитуд накопленных в АКН импульсов $U_{н\beta 1}$, $U_{н\beta 2}$, $U_{н\epsilon 1}$, $U_{н\epsilon 2}$ сумматором Σ формируется результирующий импульс $U_{c\Sigma}$ для измерения дальности самолета в КАСДС.

КАСДС решает две задачи: измерения текущей дальности D_c самолета и периодическое измерение его скорости. Данный канал на схеме представлен уже названным ФССД, счетчиком тактовых импуль-

сов (СчТИ) в каждом периоде повторения импульсов запуска "Зап", преобразователем ЦК счетчика в дальность (ПЦКД), измерителем скорости "V $_c$ " и формирователем периода измерения "T $_{обн}$ " скорости. ПЦКД преобразование кода выполняет в момент прихода импульса $U_{c\Sigma}$.

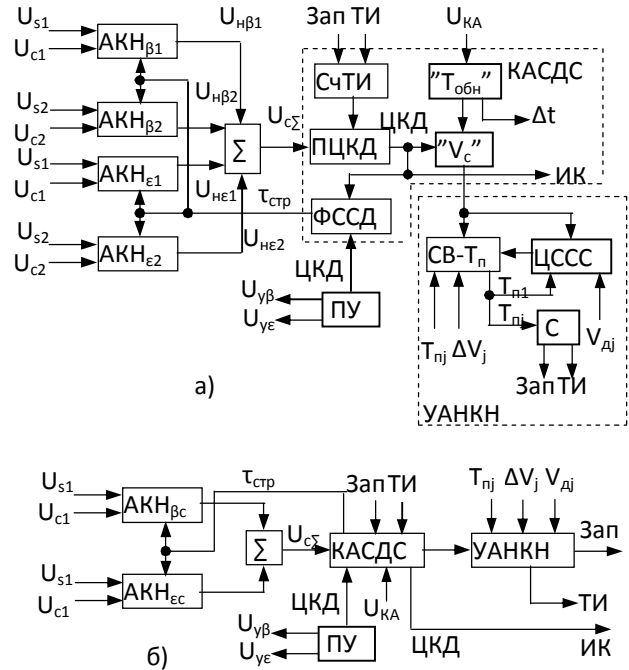


Рис. 2. Структурная схема устройств адаптивной настройки КН моноимпульсных РЛС автосопровождения самолета

Выходной ЦК дальности поступает на измеритель "V $_c$ ", а также на ФССД для последующего формирования сто́ба сопровождения " $\tau_{стр}$ " и на измеритель координат ПРЛ-ИК. Измеритель "V $_c$ " измеряет скорость по разности дальностей за период измерений, задаваемый формирователем "T $_{обн}$ ". Периодичность измерений можно согласовать с периодичностью обновления информации в ПРЛ. В этом случае на формирователь "T $_{обн}$ " необходимо подавать напряжение управления коммутатором антенн U $_КА$ – меандровое напряжение с периодом 1 с (для ПРЛ-6М2): $T_{обн} = 1$ с. Кроме этого формирователь "T $_{обн}$ " при необходимости задает интервалы времени Δt других измерений при решении измерительных задач. УАНКН на схеме представлено синхронизатором (С), цифровой схемой сравнения скорости (ЦССС) и схемой выбора периода повторения "СВ-Т $_п$ ". В ЗУ в составе "СВ-Т $_п$ " заранее заносятся и хранятся рассчитанные (7) интервалы скоростей ΔV_j и соответствующие им периоды $T_{пj}$, а в ЗУ в составе ЦССС – контрольные скорости V_{dj} дискретного изменения периода зондирования. Принцип работы УАНКН сводится к следующему.

Измеренная скорость измерителем "V $_c$ " подается на "СВ-Т $_п$ " и ЦССС. По результатам первичного

измерения скорости $V_{изм}$ путем сравнения ее с интервалами ΔV_j осуществляется первичный выбор из $T_{пj}$ нужного периода $T_{п1}$, который служит синхронизатору командой на установление соответствующего значения периода зондирования. Одновременно с выхода "СВ- $T_{п1}$ " снимается разрешающий потенциал " $T_{п1}$ " для работы ЦССС. Последующие команды синхронизатору на изменение $T_{п}$ выдает "СВ- $T_{п}$ " в случае совпадения ЦК скорости $V_{изм}$ с какой-либо из скоростей V_{dj} по правилу $V_{изм} \geq V_{dj}$.

Таким образом, дискретное изменение заранее рассчитанного периода зондирования по результатам измерения скорости самолета составляет сущность адаптивной настройки накопителей, осуществляющих оптимальную доплеровскую фильтрацию отраженных импульсов на выходах приемных трактов моноимпульсной РЛС в составе РЛПК.

Уточним, что принципы адаптивной настройки КН в приемных трактах моноимпульсной РЛС с реализацией амплитудного суммарно-разностного способа пеленгации (рис. 2, б) абсолютно одинаковы с рассмотренными. Отличие состоит в принципах получения результирующего импульса U_{Σ} измерения дальности. В этом случае импульс U_{Σ} формируется путем суммирования двух импульсов накопления $U_{исв}$, $U_{исс}$ трактов обработки суммарных сигналов антенны по курсу и по углу места.

Выводы

В работе для ослабления мешающего влияния отражений от пассивных помех на точность пеленгации в моноимпульсной РЛС предложено осуществлять в каждом приемном канале доплеровскую фильтрацию отражений в когерентных накопителях, состоящих из 16 доплеровских фильтров и получены значения коэффициентов весового накопления, при

которых удается сохранить существенное снижение уровня боковых лепестков (минус 46 дБ) фильтров. Предложены принципы решения задачи адаптивной настройки когерентных накопителей в приемных трактах моноимпульсной РЛС, осуществляющей пеленгацию самолета амплитудно-амплитудным и амплитудным суммарно-разностным способами.

Список литературы

1. Рысаков Н.Д. Требования к точности измерения координат посадочным радиолокатором для обеспечения посадки самолетов в условиях плохой видимости ВПП / Н.Д. Рысаков, И.В. Титов, А.П. Кулик // Системы обработки информации. – Х.: ХУПС; 2011. – № 2 (92). – С. 133 – 136.
2. Титов И.В. Принципы адаптивного настраивания параметров зондирующего сигнала посадочного радиолокатора для когерентного накопчивача / И.В. Титов // Системы озброєння і військова техніка. – 2011. – № 1 (25). – С. 156 - 159.
3. Рысаков Н.Д., Особенности построения радиолокационного посадочного комплекса для автоматизированного управления посадкой самолета / Н.Д. Рысаков, И.В. Титов, В.В. Куценко, А.П. Кулик // Наука і техніка Повітряних Сил. – 2011. – №2 (6). – С. 115 – 120.
4. Рысаков Н.Д. Анализ возможности реализации в составе радиолокационного посадочного комплекса моноимпульсного канала автосопровождения самолета на заключительном этапе посадки / Н.Д. Рысаков, И.В. Титов, С.А. Макаров // Системы озброєння і військова техніка. – 2011. – № 2 (22). – С. 143 – 148.
5. Леонов А.И. Моноимпульсная радиолокация / А.И. Леонов, К.И. Фомичев. – М: Радио и связь, 1984. – 312 с.
6. Гриб Д.А. Озброєння та військова техніка РТВ. Побудова РЛС 19Жб. Навчальний посібник. Частина 2 / Д.А. Гриб, В.П. Голованов, В.Й. Климченко та інші. – Х.: ХУПС, 2008. – 300 с.

Поступила в редколлегию 1.02.2012

Рецензент: д-р техн. наук проф. Г.В. Ермаков, Академия внутренних войск МВД Украины, Харьков.

ОСОБЛИВОСТІ РЕАЛІЗАЦІЇ ДОПЛЕРІВСЬКОЇ ФІЛЬТРАЦІЇ ВІДБИТТІВ У МОНОІМПУЛЬСНІЙ РЛС АВТОСУПРОВОДЖЕННЯ ЛІТАКА НА ЗАКЛЮЧНОМУ ЕТАПІ ПОСАДКИ

В.В. Куценко

У роботі обґрунтовані особливості реалізації оптимальної доплерівської фільтрації відбитих сигналів у зоні посадки в моноімпульсній РЛС автосупроводження з амплітудно-амплітудними й амплітудним сумарно-різницевим способами пеленгації для виміру куткових координат у складних погодних умовах. Для спрощення рішення завдання доплерівської фільтрації в когерентних накопичувачах і зниження рівня нагромаджень пасивних перешкод у сусідні з нульовим фільтрах запропоноване число імпульсів нагромадження збільшити до 16. Запропоновано значення коефіцієнтів згладжування бічних пелюстків фільтрів.

Ключові слова: посадковий радіолокатор, радіолокаційний посадковий комплекс, злітно-посадочна смуга, розрахункова точка посадки, рівносигнальний напрямок, амплітудно-фазова характеристика, когерентний накопичувач, канал автосупроводження, пасивні перешкод.

THE PARTICULARITIES TO REALIZATION DOPPLERS FILTRATIONS THE REFLECTIONS IN MONOPULSE RADAR AUTOSUPPORT OF THE PLANE ON FINAL STAGE OF THE BOARDING

V.V. Kucenko

In work are motivated particularities to realization optimum dopplers filtrations of the reflected signal in landing zone in monopulse radar autosupport of the plane with peak-peak and peak totally-scathing way for measurement of the angular coordinates in complex weather condition. For simplification of the decision of the problem dopplers filtrations in coherent drive and accumulation level reductions of the passive hindrances in nearby with zero filter is offered number pulse accumulations to enlarge before 16. Offered importance's factor smoothing lateral petal filter.

Keywords: landing radar, radar landing complex, a runway, accounting point of the boarding, the peak-phase characteristic, the coherent store, the autosupport channel, passive hindrances.