

УДК.621.396.61

Н.Д. Рысаков, В.В. Куценко, И.Л. Костенко, А.П. Кулик, Д.Н. Воронов

Харьковский университет Воздушных Сил имени Ивана Кожедуба, Харьков

## ОСОБЕННОСТИ ПОСТРОЕНИЯ КАНАЛОВ ИЗМЕРЕНИЯ ДАЛЬНОСТИ И СКОРОСТИ САМОЛЕТА В ЗОНЕ ПОСАДКИ В СОСТАВЕ МОНОИМПУЛЬСНОЙ РЛС АВТОСОПРОВОЖДЕНИЯ С АМПЛИТУДНОЙ ОБРАБОТКОЙ И ДОПЛЕРОВСКОЙ ФИЛЬТРАЦИЕЙ ОТРАЖЕНИЙ

В работе обосновывается возможность выполнения условий оптимальной доплеровской фильтрации отражений в моноимпульсной РЛС автосопровождения с амплитудной обработкой отраженных сигналов в зоне посадки при одном значении периода зондирования. Предлагаются схемы построения и принципы работы каналов измерения дальности и скорости, входящие в состав лоатора. Обосновываются перечень и необходимость решаемых задач этими каналами, характеризуются принципы их взаимодействия с когерентными накопителями и другими устройствами лоатора.

**Ключевые слова:** моноимпульсная РЛС, радиолокационный посадочный комплекс, посадочный радиолокатор, взлетно-посадочная полоса, когерентный накопитель, автосопровождение.

### Введение

**Постановка задачи.** При измерении координат самолета на заключительном этапе посадки в сложных погодных условиях с помощью моноимпульсных РЛС (МРЛС) автосопровождения (АС) сильное мешающее влияние оказывают не только отражения от земной поверхности и местных предметов, но и от метеоблаков. Компенсацию такого влияния в МРЛС можно осуществлять путем доплеровской фильтрацией отражений в когерентных накопителях (КН). Для оптимизации доплеровской фильтрации отражений и измерения угловых координат в составе лоатора должны быть каналы АС самолета по дальности и по скорости. Обоснуем перечень решаемых задач и предложим алгоритмы работы этих каналов.

**Анализ последних публикаций.** В статье [1] предложены возможные принципы построения радиолокационного посадочного комплекса (РЛПК) в составе посадочного радиолокатора (ПРЛ) с каналом АС самолета, каналами трансляции координатной информации на КДП и на борт самолета для автоматизированного управления его посадкой. В работе [2] анализируется целесообразность использования в составе РЛПК моноимпульсного канала АС. В статье [3] обосновываются особенности реализации доплеровской фильтрации отраженных импульсов в МРЛС АС самолета на заключительном этапе посадки для обеспечения высокоточного измерения угловых координат. В работе [4] предложен алгоритм оптимальной доплеровской фильтрации отражений в КН с любым числом фильтров для РЛС АС посадки самолета. В работе [5] уточняются алгоритмы работы когерентных накопителей и измерителей угловых координат в составе МРЛС АС

самолета с амплитудной обработкой отражений в зоне посадки. Во всех работах предполагается наличие в составе комплексов посадки каналов АС самолета по дальности и скорости.

### Изложение основного материала

При любом моноимпульсном способе [2] пеленгации самолета и доплеровской фильтрации отражений для вычисления угла отклонения самолета от равносигнального направления (РСН) антенны МРЛС АС в каждой плоскости оцениваются значения отношения амплитуд импульсов, снимаемых с выходов двух приемных трактов. Это отношение сохраняется для накопленных импульсов в двух КН.

Для уменьшения мешающего воздействия спектральных составляющих пассивных помех (ПП) по боковым лепесткам амплитудно-фазовых характеристик (АФХ)  $K_n(j_c)$  доплеровских фильтров осуществляется весовое накопление отраженных импульсов с целью существенного снижения уровня боковых лепестков АФХ [3]. При таком накоплении происходит расширение основных лепестков АФХ каждого фильтра в два раза по сравнению с КН, осуществляющем обычное накопление импульсов. Такое расширение лепестков увеличивает уровень взаимного перекрытия основных лепестков АФХ соседних фильтров, что приводит к накоплению ПП не только в 0-ом фильтре, но и в соседних с ним фильтрах. При этом уровень накоплений ПП  $k_{пп}$  в соседних фильтрах (рис. 1) составляет величину, равную 0,35 от уровня накоплений ПП в 0-м фильтре. Для исключения накоплений отраженных самолетом импульсов в этих трех фильтрах (для подавления "слепой" скорости) можно дискретно подбирать значения периода зондирования  $T_n$  в зависимости от измеренной ради-

альной составляющей скорости самолета  $V_k$  и реализуемой в локаторе длины волны  $\lambda$ . Такая возможность вытекает из выражения доплеровского приращения фазы  $\varphi_d$  за период зондирования:

$$\varphi_d = 4\pi \frac{V_r}{\lambda T_{\Pi}}. \quad (1)$$

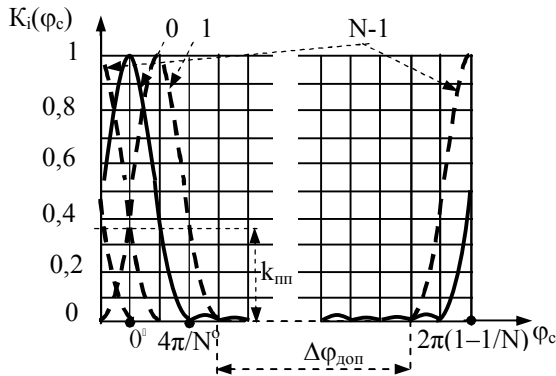


Рис. 1. Иллюстрация допуска доплеровского набег фаз  $\Delta\varphi_{\text{доп}}$  отраженных импульсов

Действительно для исключения накоплений импульсов самолетов в нулевом и соседних с ним фильтрах доплеровский набег фаз (1) должен удовлетворять условию (рис. 1):

$$\left(\frac{6}{N} + 2i\right)\pi \leq \varphi_d = 4\pi \frac{V_r}{\lambda T_{\Pi}} \leq \left(2 - \frac{6}{N} + 2i\right)\pi, \quad (2)$$

$i = 0, 1, 2, \dots$

Из условия (2) видно, что набег фаз  $\varphi_d$  можно изменять путем изменения периода  $T_{\Pi}$ , а допустимые пределы  $\Delta\varphi_{\text{доп}}$  изменения набег с ростом числа фильтров  $N$  увеличиваются

$$\Delta\varphi_{\text{доп}} = (2 - 12 / N)\pi \quad (3)$$

и поэтому облегчается решение задачи подбора значения  $T_{\Pi}$  с целью исключения накоплений отраженных самолетом импульсов в названных фильтрах.

На рис. 1 иллюстрируется зависимость значения допуска (3) от числа фильтров  $N$  на основе представления графиков АФХ  $K_i(\varphi_c)$  нулевого и соседних с ним фильтров ( $i = 0, 1, N - 1$ ), в которых могут накапливаться ПП.

Для выполнения условия (2) по измеренной  $V_r$  можно дискретно по мере изменения (уменьшения) дальности и скорости  $V_r$  дискретно подбирать значение  $T_{\Pi}$  дальности путем подбора в (2) минимально возможного значения  $i$ , удовлетворяющего однозначности измерения дальности:

$$T_{\Pi} \geq 2D_{\text{max}} / C, \quad (4)$$

где  $C$  – скорость света,  $D_{\text{max}}$  – максимальная дальность действия РЛС.

Такой принцип дискретного изменения  $T_{\Pi}$  предложен в форме алгоритмов в работе [3]. Повидимому такой принцип усложняет работу синхронизатора. Поэтому предложим другой принцип решения задачи подавления слепой скорости при селекции движущихся целей с помощью КН при единственном значении периода  $T_{\Pi}$  зондирования.

Возможный принцип решения названной задачи базируется на принципах управления посадкой самолета на ВПП. Руководитель зоны посадки (РЗП) контролирует, а в сложных погодных условиях управляет самолетом путем считывания с индикатора координатной информации относительно заданной линии посадки (ЗЛП) и расчетной точки посадки (РТП) и передачи ее экипажу в форме команд управления. Очевидно, что руководителю известны допустимые пределы изменения скоростей снижения самолета по мере приближения к РТП. Поэтому РЗП при необходимости может предложить экипажу изменить в пределах допуска (а именно уменьшить) скорость полета в интересах оптимизации доплеровской фильтрации – в интересах взятия самолета в АС на установленном удалении. Обоснуем такую возможность. Условие (2) для любого числа  $N$  фильтров можно преобразовать к виду:

$$\left(\frac{6}{4N} + 0,5i\right) \leq V_r \frac{T_{\Pi}}{\lambda} \leq \left(0,5 - \frac{6}{4N} + 0,5i\right). \quad (5)$$

Из последнего выражения следует, что важным условием оптимального выбора единственного значения  $T_{\Pi}$  для исключения накоплений отраженных самолетом импульсов в названных трех фильтрах является число доплеровских фильтров и диапазон изменения скорости в зоне АС.

Будем исходить из того, что самолет в сложных погодных условиях берется на сопровождение МРЛС на удалениях от точки посадки  $D_c \leq 10$  км а посадочные скорости  $V_c \gg V_r$  самолета на этом отрезке траектории могут изменяться в диапазоне  $\Delta V_{\text{зад}}$  от  $V_{\text{нд}} = 500$  км/час до  $V_{\text{кд}} = 180$  км/час ( $V_{\text{нд}} \approx 140$  м/с и  $V_{\text{кд}} = 50$  м/с). То есть, имеем  $V_{\text{нд}} = 140$  м/с,  $D_{\text{max}} = 10$ км и примем, что  $\lambda = 3,5$  мм. Тогда из выражений (4) и (5) можно получить условие для расчета периода  $T_{\Pi}$ :

$$2D_{\text{max}} / C \leq T_{\Pi} \leq (\lambda / V_{\text{нд}}) \cdot (0,5 - 6 / (4N) + 0,5i). \quad (6)$$

В соответствии с (6) для  $N = 8, 12, 16, 24, 36$  получим набор возможных, максимальных значений периода:

$$T_{\Pi N} = 78, 93, 100, 109, 114 \text{ мкс}. \quad (7)$$

Как следует из (5), интервалы скоростей  $\Delta V_{cN}$  самолета, которые при фиксированном  $T_{\Pi N}$  удовлетворяет условию (5) связан с числом  $N$  фильтров и длиной волны  $\lambda$  выражением:

$$\Delta V_{cN} = (0,5 - 3 / N) \frac{\lambda}{T_{пN}}. \quad (8)$$

Тогда по формуле (8) для рассчитанных значений периодов (7) для разного числа фильтров в КН ( $N = 8, 12, 16, 24, 36$ ) можно найти допустимые пределы изменения скоростей, удовлетворяющие условию (5) оптимальной доплеровской фильтрации. В соответствии с (8) имеем:

$$\Delta V_{cN} = 56, 94, 109, 120, 127 \text{ М/с}. \quad (9)$$

Тогда конечные скорости  $V_{кN}$  снижения удовлетворяющие условию (5), находим по формуле:

$$V_{кN} = V_{н} - \Delta V_{cN}. \quad (10)$$

Подставляя в (10) значение  $V_{н} = 140 \text{ м/с}$  и набор значений  $\Delta V_{cN}$  (9) получим:

$$V_{кN} = 84, 46, 31, 20, 13 \text{ М/с}. \quad (11)$$

Из полученных значений скоростей (11) следует, что при  $N = 8$  нельзя обеспечить условия (5) оптимальной фильтрации отраженных самолетом импульсов для заданного диапазона  $\Delta V_{зад}$  изменения скорости самолета при одном значении периода  $T_{п} = 78 \text{ мкс}$  (7). В этом случае нужно реализовать в синхронизаторе дискретную смену значения периода по определенному алгоритму [4]. При  $N = 12$  практически идеально решается такая задача при одном значении периода  $T_{п} = 93 \text{ мкс}$ .

При использовании в составе локатора КН с большим числом фильтров  $N = 16, 24, 36$  также решается такая задача при значениях одного периода соответственно  $T_{п} = 100, 109, 114 \text{ мкс}$ . Однако в этих случаях значения конечных скоростей  $V_{кN}$  (10) меньше минимальной скорости  $V_{кд} = 50 \text{ м/с}$  допуска. Это свидетельствуют о возможности увеличения значения начальной скорости  $V_{нN}$ , начиная с которой будут выполняться условия (5) оптимальной доплеровской фильтрации отражений самолета. Для этого нужно уменьшить значение  $T_{пN}$  настолько, чтобы выполнялись оба условия выражения (6). Для расчета такого значения периода зададимся увеличенными значениями начальных скоростей:

$$V_{н16} = 160 \text{ М/с}; V_{н24} = 180 \text{ М/с}; V_{н36} = 200 \text{ М/с}. \quad (12)$$

Тогда подставляя значения (12) в условия (6) получим соответствующий набор значений периодов:

$$T_{п16;24;36} = 88; 84; 80 \text{ мкс}. \quad (13)$$

Подставляя значения (13) в (8) и учитывая выражение (10) получим соответствующий набор конечных скоростей:

$$V_{к16;24;36} = 36; 24; 12 \text{ М/с}. \quad (14)$$

Как следует из значений (14) для увеличенных (12) начальных скоростей периоды зондирования принимают другие (13) оптимальные значения. При этом значения конечных скоростей (14) остаются меньше допускового значения:  $V_{кд} = 50 \text{ м/с}$ . Однако, дальнейшее увеличение начальных значений скоростей (12), соответствующих условию (6) оптимальной доплеровской фильтрации, и соответствующее уменьшение периодов повторения  $T_{пN}$  ограничивается условием (4) однозначного измерения дальности.

Таким образом, для выполнения условий оптимальной фильтрации (5) отражений путем подбора единственного значения периода зондирования в составе МРЛС АС нужно иметь измеритель (канал измерения) скорости самолета, который по мере уменьшения скорости самолета до верхнего предела заданного интервала скоростей  $\Delta V_{зад}$  будет сигнализировать оператору про готовность локатора к взятию самолета на АС.

Уточним особенности построения такого устройства измерения в составе МРЛС АС с амплитудной обработкой и доплеровской фильтрацией отражений [3]. На рис. 2 приведена структурная схема предлагаемых каналов измерения удаления (КИД) и скорости (КИС) самолета, обеспечивающих условия оптимальной доплеровской фильтрации отражений сопровождаемого самолета. Кроме этого на схеме приведены устройства локатора, с которыми взаимодействуют эти каналы.

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  $\Sigma$  накопленных сигналов  $U_{н\beta 1}, U_{н\beta 2}, U_{н\epsilon 1}, U_{н\epsilon 2}$ ; элементы каналов измерения дальности (КИД) и скорости (КИС). Первоначально дадим краткую характеристику устройствам взаимодействия.

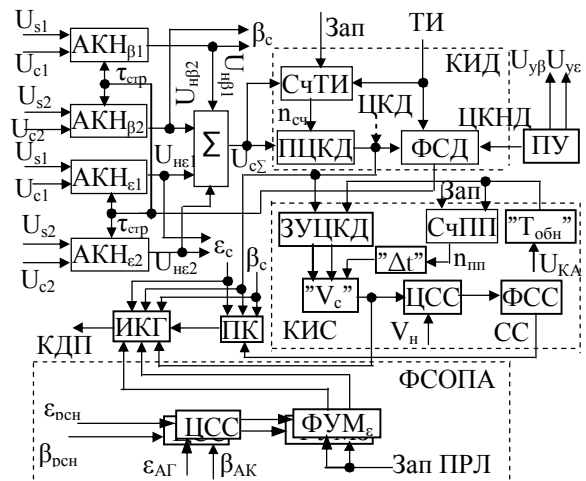


Рис. 2. Структурная схема каналов измерения дальности и скорости в составе МРЛС АС

Для обеспечения появления на выходах приемных трактов МРЛС отраженных импульсов нужного самолета оператор совмещает РСН антенны МРЛС с меткой ПРЛ нужного самолета, отображаемой на индикаторе курса и глиссады (ИКГ). Для этого в состав МРЛС входит пульт управления (ПУ) с соответствующими органами управления.

Для совмещения РСН с меткой самолета в составе ПУ используются управляемые оператором датчики напряжения управления поворотом антенны МРЛС по курсу  $U_{y\beta}$  и по углу места  $U_{y\epsilon}$ , которые подаются на двигатели антенны. При этом с цифровых датчиков углов (двигатели и датчики на схеме не показаны) на ЦСС в составе ФСОПА подаются коды углов  $\beta_{рсн}$ ,  $\epsilon_{рсн}$ . При этом с выходов формирователей ФУМ $_{\epsilon}$  и ФУМ $_{\beta}$  снимаются коды  $\beta_{рсн}$ ,  $\epsilon_{рсн}$  углового положения РСН.

Для контроля оператором за положением РСН используется формирователь сигналов отображения на мониторе ИКГ углового положения антенны МРЛС (ФСОПА) в двух плоскостях. Такой формирователь может состоять из цифровых схем сравнения (ЦСС) цифровых кодов угловых положений РСН антенны  $\beta_{рсн}$ ,  $\epsilon_{рсн}$  и текущих положений сканирующих антенн курса  $\beta_{AK}$  и глиссады  $\epsilon_{AG}$  ПРЛ и формирователей угловых меток ФУМ $_{\epsilon}$  и ФУМ $_{\beta}$  для ИКГ в очередной период повторения импульсов запуска ПРЛ после срабатывания ЦСС. Эти метки на ИКГ информируют оператора об угловом положении РСН и позволяют совместить РСН с меткой самолета на ИКГ.

Для первичного и последующих выделений обработанного импульса приемными трактами МРЛС нужного самолета необходимо сформировать строб дальности "τ<sub>стр</sub>". Эту задачу решает формирователь строга дальности (ФСД). Такое стробирование накопителей в сотни раз уменьшает необходимое число каналов дальности в составе запоминающих устройств (ЗУ) накопителей при высокой точности измерений удаления и скорости самолета за счет малого периода следования тактовых импульсов и существенно сократить требуемую емкость ЗУ измерителей дальности и скорости. Уточним состав и назначение структурных элементов этих измерителей. Для формирования первичного строга дальности на вход ФСД поступает цифровой код начальной дальности (ЦКНД), набранный оператором на ПУ.

Строб дальности "τ<sub>стр</sub>" подается на входы накопителей и определяет интервалы времени пропуска на соответствующие АКН квадратурных сигналов  $U_{\beta 1}$ ,  $U_{\epsilon 1}$ ,  $U_{\beta 2}$ ,  $U_{\epsilon 2}$ ,  $U_{se1}$ ,  $U_{ce1}$ ,  $U_{se2}$ ,  $U_{ce2}$  фазовых детекторов приемных трактов. В АКН происходит накопление этих сигналов в течение цикла из N периодов, а в следующем цикле – считывание и выбор накопленных в фильтрах им-

пульсов с наибольшей амплитудой  $U_{\beta 1}$ ,  $U_{\beta 2}$ ,  $U_{\epsilon 1}$ ,  $U_{\epsilon 2}$ . Измерители угловых координат (на схеме не показаны) измеряют отношения амплитуд  $U_{\beta 1}$  и  $U_{\beta 2}$  импульсов плоскости курса и отношения амплитуд  $U_{\epsilon 1}$  и  $U_{\epsilon 2}$  импульсов плоскости глиссады. По значениям этих отношений измерители определяют по соответствующему алгоритму координаты самолета  $\beta_c$ ,  $\epsilon_c$  [5]. Для измерения дальности самолета в КИД импульсы  $U_{\beta 1}$ ,  $U_{\beta 2}$ ,  $U_{\epsilon 1}$ ,  $U_{\epsilon 2}$  суммируются в сумматоре  $\Sigma$  – формируется результирующий импульс  $U_{c\Sigma}$ .

КИД решает две задачи: измерения текущей дальности  $D_c$  самолета и формирования строга дальности "τ<sub>стр</sub>" в режиме АС. КИД на схеме представлен уже названным ФСД, счетчиком тактовых импульсов (СчТИ) в каждом периоде повторения импульсов запуска "зап" и преобразователем ЦК счетчика в дальность (ПЦКД). Счетчик СчТИ работает по следующему принципу: обнуляется импульсом "зап" и подсчитывает ТИ. В период прихода суммарного импульса  $U_{c\Sigma}$  этим импульсом останавливается подсчет ТИ. Это число  $n_{сч}$  в ПЦКД преобразовывается в ЦКД и запоминается. Выходной ЦК дальности поступает на ФСД для формирования строга "τ<sub>стр</sub>" в последующие периоды. Принцип измерения дальности  $D_c$  можно описать очевидным выражением:

$$D_c = 0,5 C n_{сч} \tau_d, \quad (15)$$

где  $\tau_d$  – период следования тактовых импульсов (ТИ);  $n_{сч}$  – число импульсов, подсчитанных счетчиком СчТИ на интервале соответствующего периода между импульсом "зап" и импульсом  $U_{c\Sigma}$ , снимаемого с сумматора  $\Sigma$ .

ФСД предназначен для формирования строга дальности приемлемой для взятия самолета на АС (после поступления с ПУ ЦКНД) и для АС (с приходом ЦКД с ПЦКД) длительности  $\tau_{стр}$ . Очевидно, что длительность  $\tau_{стр}$  строга должна перекрывать длительность накопленного импульса  $\tau_{ин}$  и дискрет  $\tau_{см}$  перемещения суммарного импульса  $U_{c\Sigma}$  за цикл накопления из N периодов зондирования, т.е.

$$\tau_{стр} \geq \tau_{ин} + \tau_{см}. \quad (16)$$

Можно принять, что максимальная длительность накопленного в АКН импульса может превышать длительность импульса  $\tau_n$  зондирования на величину периода  $\tau_d$  следования ТИ. Дискрет  $\tau_{см}$  перемещения суммарного импульса связан со скоростью самолета  $V_c$ , числом N импульсов накопления и периодом  $T_n$  выражением:

$$\tau_{см} = 2V_c N T_{п} / C. \quad (17)$$

Для вычислений смещения (17) с достаточной точностью необходимо обеспечить соответствующую точность измерения скорости  $V_c$  каналом КИС. Уточним, что величина (17) определяет значение необходимого смещения по оси времени строба (16) в следующем цикле  $N$  периодов зондирования, т.е. временное положение  $t_{стр}$  начала строба в каждом цикле периодов зондирования относительно положения отраженного импульса в предыдущем цикле периодов (15) можно рассчитывать по формуле:

$$t_{стр} = n_{сч} \tau_d - \tau_{см}. \quad (18)$$

Очевидно, вычисления (16), (17), (18) длительности  $\tau_{стр}$  и временного положения  $t_{стр}$  строба в каждом цикле периодов существенно усложнят алгоритм работы КИД. Убедимся в том, что длительность строба и его временное положение можно выбирать фиксированными величинами.

Предположим, что в МРЛС используется КН из 12 фильтров ( $N = 12$ ), а синхронизатор формирует импульса запуска с периодом (7)  $T_{п} = 93$  мкс. При этом для начальной скорости  $V_n = 140$  м/с в соответствии с (17) получим  $\tau_{см} = 0,00026$  мкс. Если принять, что длительности импульса зондирования  $\tau_n = 0,4$  мкс и дискрета  $\tau_d = 0,04$  мкс [5], то величина необходимо начального смещения существенно меньше дискрета. Очевидно, что для скоростей  $V_c < V_n$  величина  $\tau_{см}$  будет еще меньше. Из рассмотренного примера следует, что значения длительности  $\tau_{стр}$  и временного положения  $t_{стр}$  строба применительно к рассматриваемым исходным данным можно выбирать по правилам:

$$\tau_{стр} = \tau_n + \tau_d = 0,44 \text{ мкс}; \quad t_{стр} = (n_{сч} - 1) \tau_d. \quad (19)$$

Поскольку для выбора параметров (19) в КИД не требуется измерять скорость самолета  $V_c$  уточним роль и принцип работы КИС (рис. 2).

Одним из условий безопасности посадки самолета является выдерживание экипажем оптимальных значений скоростей посадки. Для этого на мониторах ИКГ в аппаратной машине и на КДП отображается измеренная скорость самолета, что позволяет оператору контролировать выдерживанием экипажем такой скорости самолета. Уточним принцип работы КИС.

Канал измерения скорости на схеме представлен запоминающим устройством ЦКД (ЗУЦКД), счетчиком периодов повторения (СчПП), формирователем периодичности измерения скорости "Т<sub>обн</sub>", измерителем периодичности "Δt", измерителем скорости "V<sub>c</sub>", цифровой схемой сравнения скоростей (ЦСС) и формирователем сигнала считывания

(ФСС) преобразованных координат и скорости для отображения на ИКГ.

Поскольку координатная информация МРЛС отображается на мониторе ПРЛ – ИКГ и на КДП, то периодичность измерений целесообразно согласовать с периодичностью обновления информации в ПРЛ. Для этого на формирователь "Т<sub>обн</sub>" подается напряжение управления коммутатором антенн  $U_{КА}$  – меандровое напряжение с периодом  $\approx 0,6$  с (ПРЛ-10МН).

Формирователь "Т<sub>обн</sub>" задает интервал ( $T_{обн} \approx 0,6$ с) подсчета в СчПП периодов повторения МРЛС, определяющий периодичность отображения на ИКГ координат самолета АС.

ЗУЦКД решает задачу запоминания двух ЦКД в текущем и предшествующем периодах прихода импульсов  $T_{обн}$ . Алгоритм работы вычислителя "Δt" описывается выражением:

$$\Delta t = n_{пп} T_{п}, \quad (20)$$

где  $n_{пп}$  – число периодов, подсчитанное счетчиком СчПП. Измеритель "V<sub>c</sub>" измеряет скорость по разности двух дальностей  $D_i$  и  $D_{i-1}$ , хранящихся в ЗУЦКД, и по вычисленному периоду  $\Delta t$ :

$$V_c = \frac{D_i - D_{i-1}}{\Delta t}. \quad (21)$$

ЦСС в составе КИС осуществляет проверку соответствия измеренной скорости условиям оптимальной фильтрации. Для этого на ее один вход подается значение начальной скорости  $V_n$ , а на другой – измеренной скорости  $V_c$ . В случае выполнения условий

$$V_c \leq V_n, \quad (22)$$

ЦСС выдает импульс сравнения, который формирователем ФСС преобразуется в команду для преобразователя координат (ПК) на отображение на мониторе формуляров АС. Если же условие (22) не выполняется, то ФСС выдает команду для ПК для дополнительной окраски отображаемой скорости.

Преобразователь ПК измеренные МРЛС координаты  $\beta_c, \epsilon_c, D_c$  преобразовывает в координатные метки на мониторе ПРЛ ИКГ и пересчитывает угловые координаты  $\beta_c, \epsilon_c$  в линейные отклонения самолета от заданной линии посадки по курсу  $d_0$  и углу места  $h_0$ , а также дальность  $D_c$  пересчитывает в удаление  $D_0$  самолета от РТП. На рис. 3 представлены иллюстрации такого пересчета. Эти координаты  $d_0, h_0$  и  $D_0$  отображаются в форме формуляра возле координатной метки. Измеренную скорость на мониторе предлагается отображать на мониторе по дополнительной команде оператора.

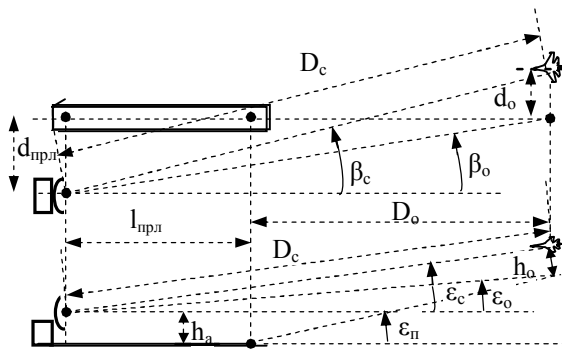


Рис. 3. К расчету линейных отклонений от ЗЛП

Для такого пересчета можно пользоваться приближенными выражениями:

$$d_o \approx \pm (D_c \sin |\beta_c| - d_{\text{прл}}),$$

$$h_o \approx D_c \cos \beta_c (\sin \varepsilon_c - \cos \varepsilon_c \operatorname{tg} \varepsilon_{\pi}) + l_{\text{прл}} \operatorname{tg} \varepsilon_{\pi} + h_a, \quad (23)$$

$$D_o \approx (D_c \cos \beta_c \cos \varepsilon_c - l_{\text{прл}}) / \cos \varepsilon_{\pi},$$

где  $\varepsilon_{\pi}$  – значения заданного угла планирования;  $d_{\text{рлс}}$ ,  $l_{\text{рлс}}$  – удаления МРЛС от оси ВПП и от РТП.

Первое выражение (23) для расчета  $d_o$  берется со знаком “+” для размещения МРЛС справа от ВПП относительно направления посадки и со знаком “-” – при размещении слева.

## Выводы

В работе обоснована возможность выполнения условий оптимальной доплеровской фильтрации отражений при одном значении периода зондирования путем увеличения числа фильтров в когерентных накопителях.

Предложены схемы построения и обоснованы принципы работы каналов измерения дальности и скорости сопровождаемого самолета в зоне посадки.

## ОСОБЛИВОСТІ ПОБУДОВИ КАНАЛІВ ВИМІРУ ДАЛЬНОСТІ І ШВИДКОСТІ ЛІТАКА В ЗОНІ ПОСАДКИ У СКЛАДІ МОНОІМПУЛЬСНОГО РЛС АВТОСПРОВОДЖЕННЯ З АМПЛІТУДНОЮ ОБРОБКОЮ І ДОПЛЕРІВСЬКОЮ ФІЛЬТРАЦІЄЮ ВІДОБРАЖЕНЬ

М.Д. Рысаков, В.В. Куценко, І.І. Костенко, О.П. Кулик, Д.М. Воронов

У роботі обґрунтовується можливість виконання умов оптимальної доплерівської фільтрації відображень у моноімпульсній РЛС автосупроводження з амплітудною обробкою відбитих сигналів в зоні посадки при одному значенні періоду зондування. Пропонуються схеми побудови та принципи роботи каналів вимірювання дальності і швидкості, що входять до складу локатора. Обґрунтовуються перелік і необхідність вирішуваних завдань цими каналами, характеризуються принципи їх взаємодії з когерентним накопичувачами та іншими пристроями локатора.

**Ключові слова:** моноімпульсна РЛС, радіолокаційний посадковий комплекс, посадковий радіолокатор, злітно-посадкова смуга, когерентний накопичувач, автосупроводження.

## FEATURES CONSTRUCTION OF CHANNELS MEASUREMENT OF DISTANCE AND SPEED OF THE AIRCRAFT IN THE LANDING ZONE AS PART MONOPULSE RADAR AUTO TRACK WITH AMPLITUDE PROCESSING AND DOPPLER FILTRATION REFLECTIONS

N.D. Rysakov, V.V. Kucenko, I.L. Kostenko, O.P. Kulik, D.N. Voronov

The paper substantiates the opportunity to meet the conditions of optimal filtering Doppler radar reflections in monopulse processing automatic tracking amplitude of the reflected signals in the landing zone at the same value sensing period. Proposed scheme of constructing and operating principles of measurement channels range and speed that make up the locator. And the need to settle a list of tasks these channels are characterized by the principles of their interaction with coherent drives and other devices locator.

**Keywords:** monopulse radar, radar complex planting, planting radar, runway, coherent drive, auto tracking.

## Список литературы

1. 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 Збройних Сил України. – 2011. – № 2 (6). – С. 115-120.
2. Анализ возможности реализации в составе радиолокационного посадочного комплекса моноимпульсного канала автоспро-вождения самолета на заключительном этапе посадки / Н.Д. Рысаков, В.В. Куценко, И.В. Титов, С.А. Макаров // Системи управління, навігації та зв'язку. – К.: ЦНДІ НіУ, 2011. – Вип. 4 (20). – С. 57-61
3. Куценко В.В. Особенности реализации доплеровской фильтрации отраженных импульсов в моноимпульсной РЛС автосупроводжения самолета на заключительном этапе посадки / В.В. Куценко // Наука і техніка Повітряних Сил Збройних Сил України. – 2012. – № 1 (7). – С. 85-89.
4. Алгоритм и условия оптимальной доплеровской фильтрации отражений в когерентном накопителе с любым числом фильтров для РЛС автосупроводжения посадки самолета / Н.Д. Рысаков, В.В. Куценко, И.І. Костенко, И.В. Титов, А.П. Кулик // Системи озброєння і військова техніка. – 2014. – № 1 (37). – С. 211-216,
5. Алгоритмы работы когерентных накопителей и измерителей координат в составе МРЛС автосупроводжения самолета с амплитудной обработкой отражений в зоне посадки / Н.Д. Рысаков, В.В. Куценко, И.В. Титов, С.М. Рот, Ю.Н. Добрышкин, С.Ю. Гозоняц // Збірник наукових праць Харківського університету Повітряних Сил, – Х.: ХУПС, 2014. – Вип. 3(40). – С. 76-84.
6. Принципы построения моноимпульсной РЛС автосупроводжения самолета на этапе посадки с реализацией амплитудного способа пеленгации, амплитудной обработки и доплеровской фильтрации отражений / Н.Д. Рысаков, В.В. Куценко, И.В. Титов, С.А. Макаров // Повітряних Сил Збройних Сил України. – 2012. – № 2 (8). – С. 87-91.

Поступила в редколлегию 19.03.2015

**Рецензент:** д-р техн. наук проф. П.Ю. Костенко, Харьковский университет Воздушных Сил им. И. Кожедуба, Харьков.