

УДК.621.396.61

Н.Д. Рысаков, С.А. Макаров, В.В. Куценко, И.В. Титов

*Харьковский университет Воздушных Сил имени Ивана Кожедуба, Харьков*

## АМПЛИТУДНЫЙ МЕТОД УСТРАНЕНИЯ НЕОДНОЗНАЧНОСТИ ИЗМЕРЕНИЯ УГЛОВЫХ КООРДИНАТ В МРЛС АС САМОЛЕТА С РЕАЛИЗАЦИЕЙ АМПЛИТУДНОГО СПОСОБА ПЕЛЕНГАЦИИ, СУММАРНО-РАЗНОСТНОЙ ОБРАБОТКИ И ДОПЛЕРОВСКОЙ ФИЛЬТРАЦИИ ОТРАЖЕНИЙ

В работе предлагается и обосновывается амплитудный метод устранения неоднозначности измерения угловых координат в моноимпульсной РЛС автосопровождения самолета в зоне посадки. В предлагаемой РЛС реализуется амплитудный способ пеленгации, суммарно-разностная обработка и оптимальная доплеровская фильтрация отраженных импульсов. Для реализации амплитудного метода получены расчетные выражения, описывающие зависимость скоростей изменения углов наблюдения от дальности и посадочной скорости и зависимость периодичности измерений этих скоростей для определения стороны отклонения от РСН самолета.

**Ключевые слова:** радиолокационный посадочный комплекс (РЛПК), взлетно-посадочная полоса (ВПП), равносигнальное направление (РСН), диаграмма направленности (ДН), (адаптивный) когерентный накопитель ((А)КН), автосопровождение (АС).

### Введение

**Постановка проблемы.** Реализация в моноимпульсной РЛС (МРЛС) амплитудного способа пеленгации самолета, суммарно-разностной обработки и оптимальной доплеровской фильтрации отраженных импульсов требует обеспечения не только высокой идентичности амплитудных и фазовых характеристик двух приемных каналов координатной плоскости, но и ликвидации неоднозначности измерения угловых координат.

Такая неоднозначность связана с отсутствием информации о стороне отклонения самолета от равносигнального направления (РСН) антенны в соотношении амплитуд накопленных когерентными накопителями (КН) импульсов разностного и суммарного приемных трактов.

**Анализ последних исследований и публикаций.** В статье [1] проанализированы возможность и условия реализации амплитудных способов пеленгации самолета в зоне посадки при помощи моноимпульсных РЛС с амплитудной или суммарно-разностной обработкой и доплеровской фильтрации

ей отраженных импульсов. В статье [2] предложены и охарактеризованы принципы реализации в моноимпульсной РЛС автосопровождения оптимальной доплеровской фильтрации отраженных импульсов самолетом на заключительном этапе посадки. В работах [3] и [4] предложены по два варианта построения таких РЛС с доплеровской фильтрацией отраженных импульсов при их обработке в приемных трактах амплитудным и суммарно-разностным способами. При этом в статье [4] предлагается вариант устранения неоднозначности измерения угловых координат фазовым методом.

**Цель статьи.** Предлагается и обосновывается амплитудный метод устранения неоднозначности измерения угловых координат моноимпульсной РЛС, реализующей суммарно-разностную обработку и доплеровскую фильтрацию отражений при автосопровождении самолета в зоне посадки в сложных погодных условиях.

### Результаты исследований

Как показано в работе [1], для реализации амплитудного способа пеленгации антенна РЛС долж-

на формировать ДН из двух разнесенных по углу лепестков на ширину лепестка  $\theta_d$  в каждой плоскости. При этом алгоритм работы вычислителя углового отклонения  $\theta_c$  самолета от РСН в одной плоскости по соотношению амплитуд накопленных импульсов  $U_{нр} / U_{нс}$  на выходах адаптивных КН (АКН) разностного и суммарного приемных трактов описывается выражением:

$$\frac{U_{нр}(\Delta\theta_c)}{U_{нс}(\Delta\theta_c)} = \frac{2}{\theta_d} |\Delta\theta_c|. \quad (1)$$

При этом из-за наличия боковых лепестков ДН расчетное выражение (1) справедливо в допусковом секторе углов  $\pm\Delta\theta_d/2$  отклонения самолета от РСН. Такому сектору углов соответствует допуск  $R_d$  на соотношение  $U_{нр} / U_{нс}$  амплитуд импульсов двух трактов. То есть расчетное выражение (1) справедливо при условии:

$$U_{нр} / U_{нс} \leq R_d. \quad (2)$$

Показано, что для антенны, ДН которой можно описать классическим выражением "sinφ/φ", допуски углового сектора  $\Delta\theta_d$  и соотношения амплитуд  $R_d$  для амплитудного метода устранения неоднозначности измерения углов ( $\Delta\theta_d = \Delta\theta_{да}$  и  $R_d = R_{да}$ ) имеют значения:  $R_{да} = 1,2$  и  $\Delta\theta_{да} = 1,2\theta_d$ . Эти ограничения по сравнению с ограничениями при амплитудном способе обработки отражений [3] ( $\Delta\theta_d = 0,63\theta_d$ ) снижают требования к энергии зондирующего сигнала и к точности системы контроля и управления положением антенны при вводе нужного самолета моноимпульсной РЛС (МРЛС) в автосопровождение (АС).

Реализация амплитудного метода устранения неоднозначности измерения угловых координат (стороны отклонения самолета от РСН) также как и при фазовом методе [4] выдвигает жесткие требования к идентичности фазовых характеристик приемных трактов и к параметрам антенны. Принципы обеспечения идентичности этих характеристик и структурная схема построения приемо-передающих трактов РЛС такие же, что и в МРЛС АС с реализацией фазового метода устранения неоднозначности координат [4]. Поэтому на структурной схеме РЛС (рис. 1) отражаются лишь особенности функциональных связей в аппаратуре последетекторной цифровой обработки сигналов.

Уточним преимущество амплитудного метода по отношению к фазовому методу устранения неоднозначности измерения угловых координат. Наличие шумов и пассивных помех на выходах приемных трактов при недостаточном соотношении сигнал/помеха может привести к ошибке определения знака амплитуды  $U_{нр}(\theta_c)$  фазовым методом. Рас-

сматриваемый метод практически исключает такую ошибку. Поэтому требования к соотношению сигнал/помеха на выходе приемных трактов не предъявляются. В этом случае [1] после настройки фазовых характеристик приемных трактов знак амплитуды  $U_{нр}(\theta_c)$  определяется по знаку отношения  $\Delta U_{нр} / d\theta_c$ : приращенния  $\Delta U_{нр}$  амплитуды накопленных импульсов  $U_{нр}(\theta)$  разностного тракта к изменению  $d\theta_c$  углового положения  $\theta_c$  самолета между двумя измерениями. При условии решения этой задачи расчетное выражение углового отклонения  $\Delta\theta_c$  самолета от РСН можно представить в форме:

$$\Delta\theta_c = 0,5\theta_d \frac{k_{зн} U_{нр}}{U_{нс}}, \quad k_{зн} = \frac{\Delta U_{нр} / d\theta_c}{|\Delta U_{нр} / d\theta_c|}. \quad (3)$$

Уясним особенности построения МРЛС по структурной схеме (рис. 1). Приемо-передающие тракты МРЛС (ПРМ-ПРД) на схеме представлены одним элементом структурной схемы. Видеоимпульсы, снимаемые с выходов синусного и косинусного фазовых детекторов разностных  $U_{сп}$ ,  $U_{ср}$  и суммарных  $U_{sc}$ ,  $U_{сc}$  приемных трактов, обрабатываемых принимаемые радиоимпульсы парой лепестков ДН в плоскостях курса  $\beta$  и угла места  $\varepsilon$ , поступают в адаптивные КН АКН<sub>р</sub> и АКН<sub>с</sub>.

Для обеспечения накопления импульсов нужного самолета накопители АКН<sub>с</sub> суммарного и АКН<sub>р</sub> разностного трактов открываются стробом автосопровождения по дальности  $\tau_{стр}$ .

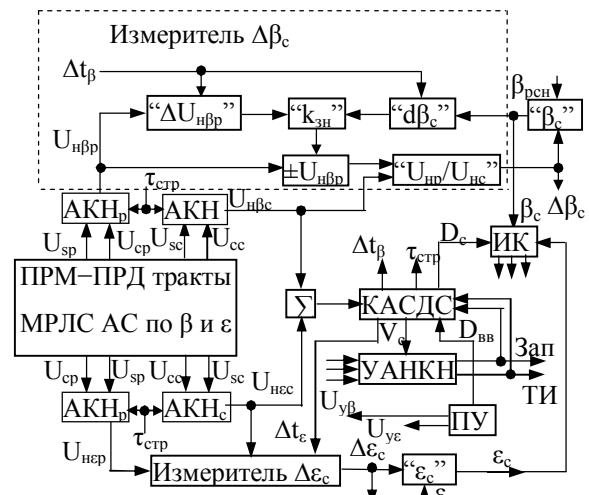


Рис. 1. Структурная схема МРЛС АС

В данном случае знак углового отклонения самолета от РСН, то есть знак амплитуды накопленных импульсов  $U_{нр}(\theta_c)$  разностного сигнала, между двумя измерениями (за время  $\Delta t$ ) можно определять по знаку отношения приращения  $\Delta U_{нр}$  амплитуды этих импульсов (3) к изменению  $d\theta_c$  измерен-

ного угла наблюдения самолета за одно и тоже время  $\Delta t$ . Как показано в работе [3] такая оценка обеспечивает однозначность определения знака углового отклонения в допусковом секторе углов  $\Delta\theta_{\text{да}}$  ( $\Delta\theta_{\text{да}} \leq 1,2\theta_{\text{л}}$ ). Проанализируем особенности и условия реализации данного метода.

Исходя из размещения РЛПК на аэродроме (рис. 2) можно убедиться, что по мере снижения самолета при любых его отклонениях от ЗПП происходит изменение угловых координат в обеих плоскостях, что и вызывает изменение амплитуд накопленных импульсов. При этом изменение угла места имеет отрицательный знак  $-d\varepsilon_c < 0$ . Знак изменения курсового угла зависит от стороны размещения РЛПК относительно оси ВПП для заданного направления посадки  $-d\beta_c < 0$ , если РЛПК размещена справа от оси ВПП, и  $d\beta_c > 0$ , если РЛПК размещена слева от оси (положения 1 и 2 на рис.2).

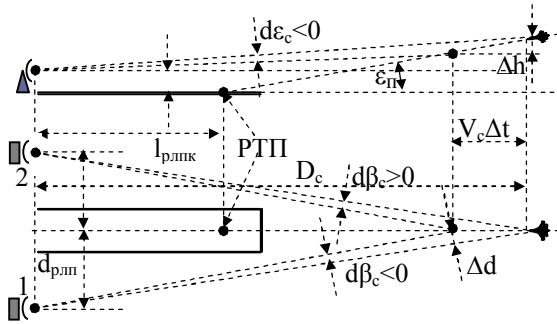


Рис. 2. Иллюстрации зависимости скорости изменения углов сопровождения от дальности и скорости самолета

Однако, в соответствии с предлагаемой схемой построения МРЛС, измеренный угол самолета  $\theta_c$  складывается из показаний датчиков угла ЦДУ  $\theta_{\text{рсн}}$  и расчетов углов отклонения от РСН  $\Delta\theta_c$  по формуле (3):

$$\beta_c = \beta_{\text{рсн}} + \Delta\beta_c, \quad \varepsilon_c = \varepsilon_{\text{рсн}} + \Delta\varepsilon_c, \quad (4)$$

где  $\beta_{\text{рсн}}$ ,  $\varepsilon_{\text{рсн}}$  – угловые положения РСН антенны в соответствующих плоскостях, измеряемые цифровыми датчиками угла. Поэтому изменение измеренной угловой координаты самолета за некоторый интервал времени  $\Delta t$  может быть вызвано изменением соответствующих двух слагаемых. Уточним этот вопрос и предлагаемые схемные решения по определению знаков амплитуд  $U_{\text{нр}}(\theta_c)$  накопленных импульсов разностных трактов.

Для уяснения зависимостей угловых скоростей  $V_\varepsilon$ ,  $V_\beta$  самолета, осуществляющего посадку на ВПП, от дальности  $D_c$  и посадочной скорости  $V_c$  воспользуемся иллюстрациями на рис. 2. Здесь иллюстрируется:  $D_c$  – горизонтальное удаление от РЛПК самолета вдоль оси ВПП;  $d\varepsilon_c$ ,  $d\beta_c$  – приращения углов наблюдения за время  $\Delta t$

( $V_\varepsilon = d\varepsilon_c / \Delta t$ ;  $V_\beta = d\beta_c / \Delta t$ );  $\varepsilon_{\text{п}}$  – заданный угол планирования;  $d_{\text{рлпк}}$  – удаление РЛПК от оси ВПП;  $h_a$  – высота антенны МРЛС,  $l_{\text{рлпк}}$  – удаление РЛПК от расчетной точки посадки (РТП) вдоль оси ВПП;  $\Delta h$  – изменение высоты за  $\Delta t$ ;  $\Delta d$  – линейное изменение угла наблюдения по  $\beta$  за  $\Delta t$ .

Из иллюстраций вытекают следующие приближенные расчетные выражения зависимостей скоростей углов наблюдения  $V_\varepsilon$  по углу места и  $V_\beta$  по курсу от дальности  $D_c$  за  $\Delta t$ :

$$V_\varepsilon = \frac{d\varepsilon_c}{\Delta t} \approx \frac{1}{\Delta t} \arctg \left( -\frac{V_c \Delta t}{D_c} \sin \varepsilon_{\text{п}} \right), \quad (5)$$

$$V_\beta = \frac{d\beta_c}{\Delta t} \approx \frac{1}{\Delta t} \arctg \left( \pm \frac{V_c \Delta t d_{\text{рлпк}}}{D_c^2} \right).$$

Для оценки численных значений искомой зависимости можно рассмотреть упрощенный пример. Предположим, что посадочная скорость  $V_c$  самолета на удалениях от РЛПК от  $D_{\text{сн}} = 12$  км до  $D_{\text{ск}} = 1,9$  км ( $l_{\text{рлпк}} = 1100$  м) равномерно уменьшается от  $V_c = 150$  м/с до  $V_c = 50$  м/с:

$$V_c(D_c) \approx 30 + 0,01D_c, \quad (6)$$

где дальность  $D_c$  задана в км, а вычисленная скорость  $V_c$  измеряется в м/с.

Тогда для типовых параметров аэродрома:  $\varepsilon_{\text{п}} = 2^\circ 40'$ ,  $d_{\text{рлпк}} = 180$  м в соответствии с (5) можно рассчитать зависимость скоростей изменения углов наблюдения  $V_\varepsilon$ ,  $V_\beta$  от дальности  $D_c$ . Такая зависимость представлена графиками  $V_\varepsilon(D_c)$  и  $V_\beta(D_c)$  на рис. 3. Расчеты показывают, что для равнозамедленной скорости самолета на предельной дальности взятия самолета на автосопровождение  $D_{\text{сн}} = 12$  км угловая скорость по  $\varepsilon$   $|V_\varepsilon|_{\text{н}} = 0,033$  град/с в 3 раза больше скорости по  $\beta$   $|V_\beta|_{\text{н}} = 0,0107$  град/с. В ходе дальнейшего снижения самолета скорость изменения углов наблюдения по курсу увеличиваются существенно быстрее, чем скорость – по углу места. Это увеличение на дальности  $D_{\text{ск}} = 1,9$  км принятия решения экипажем на самостоятельную посадку (метеоминимум аэродрома I категории) по отношению к  $D_{\text{сн}}$  по углу места достигает 2-х раз ( $|V_\varepsilon|_{\text{к}} = 0,069$  град/с), а по углу – 13-ти раз ( $|V_\beta|_{\text{к}} = 0,14$  град/с).

Существенное отличие зависимостей скоростей углов наблюдения в двух плоскостях от дальности и увеличение этих скоростей по мере снижения самолета свидетельствует о необходимости выбора различного значения периодичности  $\Delta t_\beta \neq \Delta t_\varepsilon$  определения знака амплитуд накопленных импульсов

разностных сигналов  $U_{\text{нр}}(\beta_c)$  и  $U_{\text{нр}}(\varepsilon_c)$ . Очевидно, что минимальные значения периодичностей  $\Delta t$  ( $\Delta t_\beta$  или  $\Delta t_\varepsilon$ ) должны удовлетворять условию  $\Delta U_{\text{нр}}(\Delta t) \neq 0$ , то есть за время  $\Delta t$  приращения амплитуды должно превышать шаг квантования  $\Delta U_{\text{кв}}$  амплитуд напряжения аналого-цифровыми преобразователями в составе КН

$$\Delta U_{\text{нр}}(\Delta t) > \Delta U_{\text{кв}}. \quad (7)$$

С другой стороны в допусковом секторе углов  $\Delta\theta_{\text{да}} \leq 1,2\theta_{\text{л}}$  ( $\theta = \beta$  или  $\varepsilon$ ) изменением  $\Delta U_{\text{нс}}$  амплитуды  $U_{\text{нс}}(\theta_c)$  накопленных импульсов суммарного сигнала при изменении угла на малую величину  $d\theta_c$  можно пренебречь. Тогда зависимость  $\Delta U_{\text{нр}}$  от  $d\theta_c$  с учетом (3) можно представить как

$$\frac{\Delta U_{\text{нр}}(\theta_c)}{U_{\text{нс}}(\theta_c)} \approx \frac{2d\theta_c}{\theta_{\text{л}}}. \quad (8)$$

На основе выражений (5), (6), (8) и с учетом условия (7) можно получить следующие условия для периодичности  $\Delta t_\varepsilon$ ,  $\Delta t_\beta$  определения знака амплитуды  $U_{\text{нр}}(\theta_c)$  накопленных импульсов разностного сигнала в каждой плоскости пеленгации:

$$\Delta t_\varepsilon \geq \frac{D_c}{(30 + 0,01D_c) \sin \varepsilon_{\text{п}}} \operatorname{tg} \left( \frac{\varepsilon_{\text{л}} \Delta U_{\text{кв}}}{2U_{\text{нсе}}} \right), \quad (9)$$

$$\Delta t_\beta \geq \frac{D_c^2}{(30 + 0,01D_c) d_{\text{рлпк}}} \operatorname{tg} \left( \frac{\beta_{\text{л}} \Delta U_{\text{кв}}}{2U_{\text{нс}\beta}} \right).$$

Полученные выражения (9) свидетельствуют, что периодичности  $\Delta t_\varepsilon$ ,  $\Delta t_\beta$  являются функциями удаления самолета  $D_c$  и зависят от  $\Delta U_{\text{кв}}$  и размеров основных лепестков антенны  $\varepsilon_{\text{л}}$ ,  $\beta_{\text{л}}$ . При этом знак равенства соответствует минимально возможным значениям  $\Delta t_\varepsilon = \Delta t_{\varepsilon\text{min}}$ ,  $\Delta t_\beta = \Delta t_{\beta\text{min}}$ .

Зададимся значениями параметров:  $\Delta U_{\text{кв}} / U_{\text{нсе}} = \Delta U_{\text{кв}} / U_{\text{нс}\beta} = 0,003$ ,  $\beta_{\text{л}} = 4^\circ$ ,  $\varepsilon_{\text{л}} = 1,5^\circ$ ,  $\varepsilon_{\text{п}} = 2^\circ 40'$ . Тогда в соответствии с (9) можно получить графики функций  $\Delta t_{\varepsilon\text{min}}(D_c)$ ,  $\Delta t_{\beta\text{min}}(D_c)$ , приведенные на рис. 3.

Из графиков видно, что с уменьшением дальности значения  $\Delta t_{\varepsilon\text{min}}$  и  $\Delta t_{\beta\text{min}}$  практически линейно уменьшаются, но такое уменьшение  $\Delta t_{\beta\text{min}}$  происходит в 7 раз быстрее. Поэтому учитывая условие (8), параметры типового размещения РЛПК на аэродроме и указанный закон изменения посадочной скорости для определения значений  $\Delta t_\varepsilon$  и  $\Delta t_\beta$  можно пользоваться следующими расчетными выражениями:

$$\Delta t_\varepsilon = 3,3 \frac{\Delta U_{\text{кв}}}{U_{\text{нсе}}}, \quad \Delta t_\beta = 2 \frac{\Delta U_{\text{кв}}}{U_{\text{нс}\beta}} D_c, \quad (10)$$

где  $\Delta t_\varepsilon$  и  $\Delta t_\beta$  измеряется в секундах, а  $D_c$  – в км.

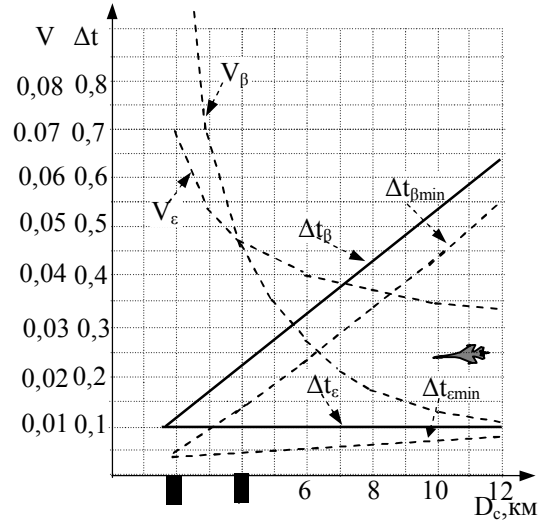


Рис. 3. Графики функций  $V_\beta(D_c)$ ,  $V_\varepsilon(D_c)$  и  $\Delta t_{\varepsilon\text{min}}(D_c)$ ,  $\Delta t_{\beta\text{min}}(D_c)$ .

Зависимости (10) на рис. 3 отражены линейными графиками. Продолжим рассмотрение структурной схемы (рис. 1). Импульсы  $U_{\text{нр}\beta}$ ,  $U_{\text{нр}\varepsilon}$ , накопленные в когерентных накопителях, суммируются в сумматоре  $\Sigma$  и поступают в канала АС по дальности и по скорости (КАСДС) [2]. Данный канал в этом случае кроме измерения дальности  $D_c$  и скорости  $V_c$  дополнительно рассчитывает периодичность  $\Delta t_\varepsilon$  и  $\Delta t_\beta$ . При этом значения амплитуд накопленных импульсов  $U_{\text{нсе}}$  и  $U_{\text{нс}\beta}$  суммарных сигналов берутся для дальностей  $D_{\text{сн}}$  ввода самолета на автосопровождение.

Устройство адаптивной настройки когерентных накопителей (УАНКН) на основе измеренной скорости самолета  $V_c$  задает значения периода и длительности зондирующих импульсов, а также тактовые импульсы (ТИ). Значения периода зондирования выбираются такими, чтобы исключить накопления пассивных помех в нулевом фильтре и соседних с ним фильтрах КН. В работах [2, 4] предложен возможный принцип построения КАСДС, УАНКН и других устройств, обеспечивающих работу МРЛС и ее взаимодействия с посадочным радиолокатором.

В соответствии со схемой в определении знакового коэффициента  $k_{\text{зн}}$  для канала курса участвуют: измеритель “ $\Delta U_{\text{нр}\beta}$ ” приращения амплитуды накопленных импульсов разностного сигнала и измеритель “ $d\beta_c$ ” приращения измеренного угла наблюдения самолета за одно и тоже время  $\Delta t_\beta$ , а так же формирователь “ $k_{\text{зн}}$ ” знакового коэффициента. Измерители “ $\Delta U_{\text{нр}\beta}$ ” и “ $d\beta_c$ ” оценивают значения измеряемого курсового угла за время  $\Delta t_\beta$ . Уточним алгоритм работы формирователя “ $k_{\text{зн}}$ ” знакового коэффициента с учетом предложенной периодичности его оценки.

Очевидно, что приращения амплитуд  $\Delta U_{\text{нбр}}$ ,  $\Delta U_{\text{нер}}$  накопленных импульсов разностных сигналов за интервалы  $\Delta t_{\beta}$ ,  $\Delta t_{\varepsilon}$  могут быть вызваны как изменениями улов наблюдения  $d\beta_c$ ,  $d\varepsilon_c$  за эти же интервалы времени так и напряжением ослабленных в накопителях шумов. Для ослабления влияния шумов на результаты измерений приращений амплитуд  $\Delta U_{\text{нбр}}$ ,  $\Delta U_{\text{нер}}$  необходимо при определении знака приращений находить средние значения амплитуд накопленных импульсов  $U_{\text{нбр}}^{\text{ср}}$ ,  $U_{\text{нер}}^{\text{ср}}$  на каждом  $j$ -м интервале измерений:

$$U_{\text{нбр}}^{\text{ср}}(j) = \frac{1}{\kappa_{\beta}} \sum_{i=1}^{\kappa_{\beta}} U_{\text{нбр}}(i), \kappa_{\beta} = \frac{\Delta t_{\beta}}{T_0}, \quad (11)$$

$$U_{\text{нер}}^{\text{ср}}(j) = \frac{1}{\kappa_{\varepsilon}} \sum_{i=1}^{\kappa_{\varepsilon}} U_{\text{нер}}(i), \kappa_{\varepsilon} = \frac{\Delta t_{\varepsilon}}{T_0}, \quad T_0 = NT_{\text{п}},$$

где  $T_{\text{п}}$  – период зондирования,  $N$  – число накапливаемых импульсов в КН.

Аналогичные усреднения одновременно целесообразно осуществлять для значений измеренных углов  $\beta_c$ ,  $\varepsilon_c$  (4) с целью ослабления ошибки дискретизации цифровых датчиков:

$$\beta_c^{\text{ср}} = \frac{1}{\kappa_{\beta}} \sum_{i=1}^{\kappa_{\beta}} \beta_c(i), \quad \varepsilon_c^{\text{ср}} = \frac{1}{\kappa_{\varepsilon}} \sum_{i=1}^{\kappa_{\varepsilon}} \varepsilon_c(i). \quad (12)$$

Тогда приращения амплитуд импульсов и изменения измеряемых углов за интервалы  $\Delta t_{\beta}$ ,  $\Delta t_{\varepsilon}$  оцениваются по принципу:

$$\begin{aligned} \Delta U_{\text{нбр}}(j) &= U_{\text{нбр}}^{\text{ср}}(j) - U_{\text{нбр}}^{\text{ср}}(j-1), \\ d\beta_c(j) &= \beta_c^{\text{ср}}(j) - \beta_c^{\text{ср}}(j-1), \\ \Delta U_{\text{нер}}(j) &= U_{\text{нер}}^{\text{ср}}(j) - U_{\text{нер}}^{\text{ср}}(j-1), \\ d\varepsilon_c(j) &= \varepsilon_c^{\text{ср}}(j) - \varepsilon_c^{\text{ср}}(j-1). \end{aligned} \quad (13)$$

Выражения (11), (12) и (13) описывают алгоритмы работы соответствующих измерителей. Применительно к плоскости курса такие измерители на рис. 1 обозначены элементами “ $\Delta U_{\text{нбр}}$ ” и “ $d\beta_c$ ”. При этом формирователи “ $k_{\text{зн}}$ ” коэффициентов знака  $k_{\text{зн}} = \pm 1$ , работают по алгоритму, описываемому второй формулой выражений (3). Если на каком-либо интервале измерений значение  $k_{\text{зн}}$  не определяется из-за отсутствия изменений угла наблюдения или  $k_{\text{зн}} = 0$  из-за отсутствия приращения амплитуды, то за значение  $k_{\text{зн}}$  берется значение предыдущего интервала. Продолжим характеристику структурной схемы (рис. 1).

Измерители углового отклонения самолета от РСН “ $U_{\text{нр}} / U_{\text{нс}}$ ” по курсу и по углу места в соответствии с первым выражением (3) вычисляют углы

отклонения  $\Delta\beta_c$  и  $\Delta\varepsilon_c$  самолета от РСН при выполнении условия (2), а измерители угловых координат самолета “ $\beta_c$ ”, “ $\varepsilon_c$ ” работают по алгоритмам (4). Решаемые задачи пультом управления (ПУ) и измерителем координат (ИК) сохраняются такими же, что в МРЛС АС, рассмотренных в работах [3,4]. Для исключения двухканальности приемных трактов в данном случае можно реализовать также частотный способ уплотнения каналов. Схема построения такой МРЛС при этом не существенно отличается от схемы с реализацией фазового метода устранения неоднозначности [4].

## Выводы

Одним из недостатков рассмотренной схемы построения МРЛС автосопровождения с реализацией амплитудного метода устранения неоднозначности измерения угловых координат по сравнению с фазовым методом является относительная сложность алгоритма вычислений знакового коэффициента. В противовес этому недостатку можно поставить меньшую вероятность ошибки в определении названного знака. Поэтому предложенный метод представляет практический интерес для разработок МРЛС автосопровождения самолета на заключительном этапе посадки.

## Список литературы

1. Рысаков Н.Д. Анализ возможности реализации в составе радиолокационного посадочного комплекса моноимпульсного канала автосопровождения самолета на заключительном этапе посадки / Н.Д. Рысаков, В.В. Куценко, И.В. Титов, С.А. Макаров // Системы управления, навигации та зв'язку. – К.: ЦНДІ НіУ, 2011. – Вип. 4 (20). – С. 57 – 61.
2. Куценко В.В. Особенности реализации доплеровской фильтрации отраженных импульсов в моноимпульсной РЛС автосопровождения самолета на заключительном этапе посадки / В.В. Куценко. – Наука и техника Повітряних Сил Збройних Сил України. Науково-технічний журнал. – Х.: ХУПС, 2012. – № 1 (7). – С. 85 – 89.
3. Рысаков Н.Д. Принципы построения моноимпульсной РЛС автосопровождения самолета на этапе посадки с реализацией амплитудно-амплитудного способа пеленгации и доплеровской фильтрации отражений / Н.Д. Рысаков, В.В. Куценко, И.В. Титов, С.А. Макаров // Наука и техника Повітряних Сил Збройних Сил України. Науково-технічний журнал. – Х.: ХУПС; 2012/ – № 2 (8). – С. 87 – 91.
4. Рысаков Н.Д. Фазовый метод устранения неоднозначности измерения угловых координат в МРЛС АС самолета на этапе посадки с реализацией амплитудного способа пеленгации, суммарно-разностной обработки и доплеровской фильтрации отражений / Н.Д. Рысаков, В.В. Куценко, С.А. Макаров, А.П. Кулик // Системы управління, навігації та зв'язку. – К.: ЦНДІ НіУ, 2012, – Вип. 2 (22). – С. 30 – 35.

Поступила в редколлегию 23.12.2012

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

**АМПЛІТУДНИЙ МЕТОД УСУНЕННЯ НЕОДНОЗНАЧНОСТІ ВИМІРУ КУТОВИХ КООРДИНАТ  
В МРЛС АС ЛІТАКА З РЕАЛІЗАЦІЄЮ АМПЛІТУДНОГО СПОСОБУ ПЕЛЕНГАЦІЇ,  
СУМАРНО-РІЗНИЦЕВОЇ ОБРОБКИ І ДОПЛЕРІВСЬКОЇ ФІЛЬТРАЦІЇ ВІДДЗЕРКАЛЕНЬ**

Н.Д. Рисаков, С. А. Макаров, В. В. Куценко, И.В. Тітов

*У роботі пропонується і обґрунтовується амплітудний метод усунення неоднозначності виміру куткових координат в моноімпульсній РЛС автосупроводи літака в зоні посадки. У пропонованій РЛС реалізується амплітудний спосіб пеленгації, сумарно-різницева обробка і оптимальна доплерівська фільтрація відбитих імпульсів. Для реалізації амплітудного методу отримані розрахункові вирази, що описують залежність швидкостей зміни кутів спостереження від дальності і посадочної швидкості і залежність періодичності вимірів цих швидкостей для визначення сторони відхилення від РСН літака.*

**Ключові слова:** посадочний комплекс радіолокації, злітно-посадочна смуга, рівносигнальний напрям, діаграма спрямованості, (адаптивний) когерентний накопичувач, автосупровід.

**PEAK METHOD OF ELIMINATION OF AMBIGUITY OF MEASUREMENT OF ANGULAR COORDINATES  
IN MRPS THE EXPERT OF THE AIRPLANE WITH IMPLEMENTATION OF THE PEAK WAY OF DIRECTION  
FINDING, TOTALLY-DIFFERENCE MACHINING AND THE DOPLEROVSKY FILTERING OF REFLECTIONS**

N.D. Risakov, S.A. Makarov, V.V. Kucenko, I.V. Titov

*In-process it is offered and the peak method of elimination of ambiguity of measurement of angular co-ordinates in monopulsing radar airplane autosupports in a landing zone is proved. In offered radar the peak way of direction finding, totally-difference machining and optimum доплеровская a filtering of echo pulses is realised. For implementation of a peak method the settlement expressions presenting dependence of speeds of change of angles of observation from range and a touch-down speed and dependence of periodicity of measurements of these speeds for definition of the party of a deviation from PCH of the airplane are gained.*

**Keywords:** a radar-tracking landing complex, a flight strip, is signal a direction, the directivity diagramme, (adaptive) coherent store, autosupport.