

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 публикации. 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 формувати ДН із двох рознесених по куту лепестков на ширину лепестка θ_d в кожній площині. При цьому алгоритм роботи вичислителя кутового відхилення θ_c самолета від РСН в одній площині по співвідношенню амплітуд накопчених імпульсів $U_{нр}/U_{нс}$ на виходах адаптивних КН (АКН) різностного і суммарного приймних трактов описується вираженням:

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

При цьому із-за наявності бокових лепестков ДН розрахункове вираження (1) справедливо в допусковому секторі кутів $\pm\Delta\theta_d/2$ відхилення самолета від РСН. Такому сектору кутів відповідає допуск R_d на співвідношення $U_{нр}/U_{нс}$ амплітуд імпульсів двох трактов. То єсть розрахункове вираження (1) справедливо при умові:

$$U_{нр}/U_{нс} \leq R_d. \quad (2)$$

Показано, що для антени, ДН якої можна описати класическим вираженням "sinφ/φ", допуски кутового сектора $\Delta\theta_d$ і співвідношення амплітуд R_d для амплітудного методу усунення неоднозначності вимірювання кутів ($\Delta\theta_d = \Delta\theta_{да}$ і $R_d = R_{да}$) мають значення: $R_{да} = 1,2$ і $\Delta\theta_{да} = 1,2\theta_d$. Ці обмеження по порівнянню з обмеженнями при амплітудному способі обробки відбиттів [3] ($\Delta\theta_d = 0,63\theta_d$) зменшують вимоги до енергії зондуємого сигналу і до точності системи контролю і управління положенням антени при введенні потрібного самолета моноімпульсною РЛС (МРЛС) в автосопроводження (АС).

Реалізація амплітудного методу усунення неоднозначності вимірювання кутових координат (сторони відхилення самолета від РСН) також як і при фазовому методі [4] висуває жорсткі вимоги до ідентичності фазових характеристик приймних трактов і до параметрам антени. Принципи забезпечення ідентичності цих характеристик і структурна схема побудови приймо-передаючих трактов РЛС такі ж, що і в МРЛС АС з реалізацією фазового методу усунення неоднозначності координат [4]. Тому на структурній схемі РЛС (рис. 1) відображаються лише особливості функціональних зв'язів в апаратурі послідовної цифрової обробки сигналів.

Уточнимо перевагу амплітудного методу по відношенню до фазового методу усунення неоднозначності вимірювання кутових координат. Наявність шумів і пасивних поємок на виходах приймних трактов при недостатньому співвідношенню сигнал/поємка може привести до помилки визначення знака амплітуди $U_{нр}(\theta_c)$ фазовим 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 $\Delta U_{нр}/d\theta_c$: приращення $\Delta U_{нр}$ амплитуды накопленных импульсов $U_{нр}(\theta)$ різностного тракта к изменению $d\theta_c$ кутового положення θ_c самолета между двумя измерениями. При умові рішення цієї задачі розрахункове вираження кутового відхилення $\Delta\theta_c$ самолета від РСН можна представити в формі:

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

Уявимо особливості побудови МРЛС по структурній схемі (рис. 1). Приємо-передаючі тракты МРЛС (ПРМ-ПРД) на схемі представлені одним елементом структурної схеми. Відеоімпульси, знімаємі з виходів синусного і косинусного фазових детекторів різностних $U_{сп}$, $U_{ср}$ і суммарних $U_{сс}$, $U_{сс}$ приймних трактов, оброблюваних приймаємі радіоімпульси парою лепестков ДН в площинях курсу β і кута місця ϵ , поступають в адаптивні КН АКН_р і АКН_с.

Для забезпечення накоплення імпульсів потрібного самолета накопичувачі АКН_с суммарного і АКН_р різностного трактов відкриваються стробом автосопроводження по дальності $\tau_{стр}$.

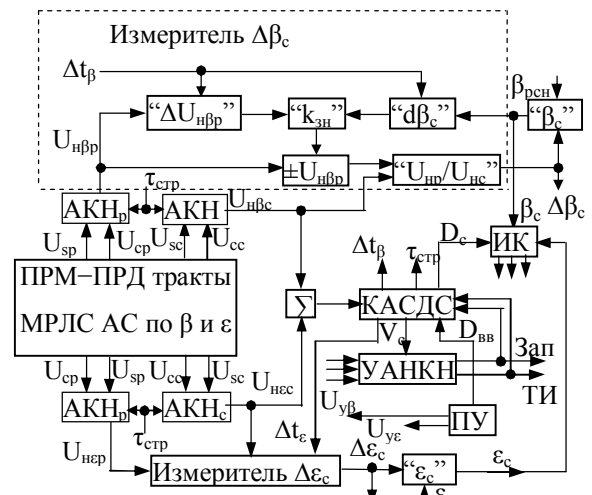


Рис. 1. Структурная схема МРЛС АС

В данном случае знак кутового відхилення самолета від РСН, то єсть знак амплітуди накопчених імпульсів $U_{нр}(\theta_c)$ різностного сигналу, між-ду двома вимірюваннями (за часом Δt) можна визначити по знаку відношення приращення $\Delta U_{нр}$ амплітуду цих імпульсів (3) до зміненню $d\theta_c$ вимірен-

ного угла наблюдения самолета за одно и тоже время Δt . 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).

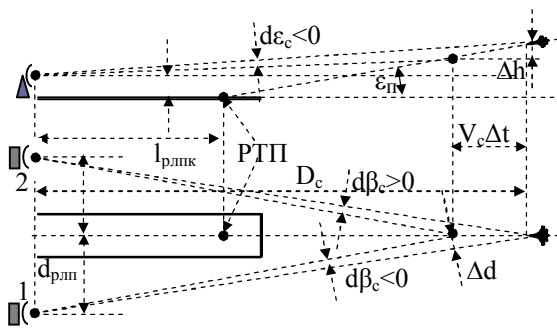


Рис. 2. Иллюстрации зависимости скорости изменения углов сопровождения от дальности и скорости самолета

Однако, в соответствии с предлагаемой схемой построения МРЛС, измеренный угол самолета θ_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 Δt 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_ε , V_β 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 Δt

($V_\varepsilon = d\varepsilon_c / \Delta t$; $V_\beta = d\beta_c / \Delta t$); $\varepsilon_{\text{п}}$ – 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; Δh – изменение высоты за Δt ; Δd – линейное изменение угла наблюдения по β за Δt .

Из иллюстраций вытекают следующие приближенные расчетные выражения зависимостей скоростей углов наблюдения V_ε по углу места и V_β по курсу от дальности D_c за Δt :

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

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

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_ε , V_β 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 ε $|V_\varepsilon|_{\text{н}} = 0,033$ град/с в 3 раза больше скорости по β $|V_\beta|_{\text{н}} = 0,0107$ 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 Δt (Δt_β или Δt_ε) должны удовлетворять условию $\Delta U_{\text{нр}}(\Delta t) \neq 0$, то есть за время Δt 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 ε) 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 Δt_ε , Δt_β 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 Δt_ε , Δt_β 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 Δt_ε и Δt_β 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 Δt_ε и Δt_β измеряется в секундах, а D_c – в км.

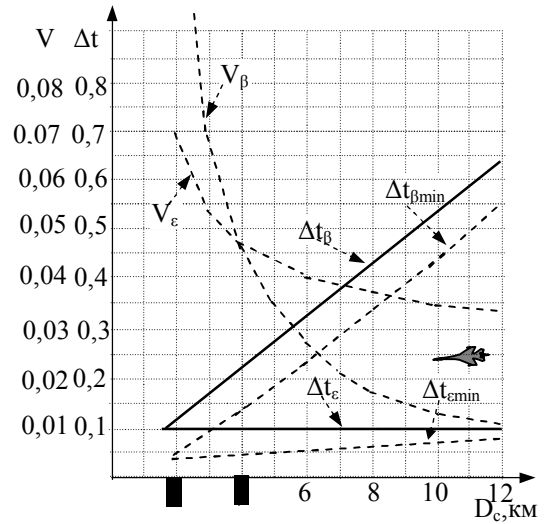


Рис. 3. Графики функций $V_\beta(D_c)$, $V_\varepsilon(D_c)$ и $\Delta t_{\varepsilon \text{min}}(D_c)$, $\Delta t_{\beta \text{min}}(D_c)$.

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 Σ 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 Δt_ε и Δt_β . 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 Δt_β , 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 Δt_β . 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 Δt_{β} , Δt_{ε} 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:

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

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

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

Аналогичные усреднения одновременно целесообразно осуществлять для значений измеренных углов β_c , ε_c (4) с целью ослабления ошибки дискретизации цифровых датчиков:

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

Тогда приращения амплитуд импульсов и изменения измеряемых углов за интервалы Δt_{β} , Δt_{ε} оцениваются по принципу:

$$\Delta U_{\text{нбр}}(j) = U_{\text{нбр}}^{\text{ср}}(j) - U_{\text{нбр}}^{\text{ср}}(j-1),$$

$$d\beta_c(j) = \beta_c^{\text{ср}}(j) - \beta_c^{\text{ср}}(j-1),$$

$$\Delta U_{\text{нер}}(j) = U_{\text{нер}}^{\text{ср}}(j) - U_{\text{нер}}^{\text{ср}}(j-1),$$

$$d\varepsilon_c(j) = \varepsilon_c^{\text{ср}}(j) - \varepsilon_c^{\text{ср}}(j-1).$$

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 “ β_c ”, “ ε_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.