

## **Фазоразностный способ определения ускорения сближения истребителя с воздушной целью**

**Рязанцев Л.Б.\*, Лихачев В.П.\*\*, Шатовкин Р.Р.\*\*\***

*Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е.Жуковского и Ю.А.Гагарина,  
ул. Старых Большевиков, 54а, Воронеж, 394064, Россия*

*\*e-mail: [kernel386@mail.ru](mailto:kernel386@mail.ru)*

*\*\*e-mail: [lyp\\_home@mail.ru](mailto:lyp_home@mail.ru)*

*\*\*\*e-mail: [shatovkin@yandex.ru](mailto:shatovkin@yandex.ru)*

### **Аннотация**

Предложен фазоразностный способ определения ускорения сближения истребителя с воздушной целью. Суть способа заключается в том, что после каждого радиолокационного контакта диаграммы направленности антенны бортовой радиолокационной станции с воздушной целью измеряется крутизна линейно-частотной модуляции принятой пачки эхо-сигналов, которая пропорциональна ускорению сближения. Оценка крутизны линейно-частотной модуляции осуществляется корреляционным способом и заключается в том, что принятый эхо-сигнал разделяется на две равные по времени части, которые комплексно сопряженно перемножаются. При этом положение в частотной области максимума полученной корреляционной функции пропорционально ускорению сближения.

**Ключевые слова:** бортовая радиолокационная станция, линейно-частотная модуляция, фазоразностный способ автофокусировки, эхо-сигнал, ускорение сближения.

## 1. Введение

Поведение воздушной цели (ВЦ) при ведении воздушного боя характеризуется выполнением сложных маневров с большими перегрузками. Маневрирование цели оказывает сильное влияние на качество сопровождения. Несвоевременное обнаружение начала маневра цели достаточно часто приводит к срыву автосопровождения в силу появления больших ошибок следящих измерителей из-за несоответствия моделей, заложенных в них, реальному поведению ВЦ. Повторный захват требует дополнительного времени, а это – причина срыва первой атаки, которая в условиях высокоманевренного боя имеет большое значение.

Для исключения срыва автосопровождения в состав бортовых систем сопровождения включают устройства обнаружения начала маневра цели, обеспечивающие коррекцию параметров или структуры следящих измерителей. Традиционным способом определения начала маневра является вычисление статистических характеристик отклонений реальных и предполагаемых параметров движения цели. Это требует получения измерений в течение нескольких периодов обзора пространства бортовой радиолокационной станцией (БРЛС). Другим способом определения начала маневра цели является использование информации об ускорении сближения ВЦ и истребителя [2], однако известные способы для этого используют дополнительные датчики, например, оптико-локационную систему сопровождения.

Существенно сократить время, затрачиваемое на определение начала маневра до одного контакта диаграммы направленности антенны (ДНА) БРЛС с ВЦ и исключить использование дополнительных датчиков, возможно анализируя изменение характеристик отраженного эхо-сигнала, вызванных ее маневрированием.

**Цель работы** – разработка способа определения ускорения сближения истребителя с ВЦ в течение одного контакта диаграммы направленности БРЛС на основе фазоразностной обработки отраженного эхо-сигнала и определение его точностных характеристик.

## 2. Постановка и решение задачи

На основе известного фазоразностного способа автофокусировки радиолокационного изображения [1] получим выражения для определения ускорения сближения истребителя с ВЦ путем измерения крутизны линейно-частотной модуляции отраженного от цели эхо-сигнала. Для этого рассмотрим структуру зондирующего и отраженного от ВЦ эхо-сигнала.

Для однозначного измерения дальности в режиме высокой частоты повторения (ВЧП) используется введение дополнительной линейно частотной модуляции (ЛЧМ) в когерентно-импульсный сигнал. Тогда зондирующий сигнал, излучаемый передатчиком БРЛС, описывается выражением:

$$S_3(t) = S_0 \exp\{j2\pi f_0 t\} \exp\left\{j2\pi b \frac{t^2}{2}\right\}, \quad (1)$$

где  $t$  – время;  $S_0$  – амплитуда сигнала;  $j$  – мнимая единица;  $b$  – крутизна (скорость) изменения частоты;  $f_0$  – несущая частота;  $\exp\{j2\pi f_0 t\}$  – описывает высокочастотное за-

полнение сигнала;  $\exp\left\{j2\pi b \frac{t^2}{2}\right\}$  – ЛЧМ зондирующего сигнала.

Сигнал, отраженный от ВЦ, на входе приемника БРЛС определяется как:

$$S_{\text{прм}}(t) = A(t, P_{\text{и}}, G(t), \lambda, \sigma_{\text{ц}}(t)), S_3(t) \exp\{j4\pi f_0 V_c t\} \exp\{j4f_0 a_c t^2\} + \xi(t), \quad (2)$$



При этом также осуществляется разделение на квадратурные составляющие  $S_{\cos}(t)$  и  $S_{\sin}(t)$  для представления действительного входного сигнала в комплексном виде.

Для устранения влияния на определение  $a_c$  дополнительной ЛЧМ, вводимой в режиме ВЧП, ее необходимо скомпенсировать путем умножения сигнала  $S_{\text{прм}}(t)$  на сигнал  $S_{\text{лчм}}(t)$  с генератора линейной частоты, модулирующей зондирующий сигнал передатчика, который имеет вид:

$$S_{\text{лчм}}(t) = \exp\{-j\pi b(t + \Delta t)^2\}, \quad (6)$$

где  $b$  – значение крутизны ЛЧМ зондирующего сигнала в текущем такте зондирования;  $\Delta t$  – задержка радиосигнала, обусловленная расстоянием между истребителем и ВЦ.

Тогда сигнал  $S_{\text{фр}}(t)$ , полученный после сдвига сигнала  $S_{\text{прм}}(t)$  в область видеочастот и компенсации дополнительной ЛЧМ зондирующего сигнала будет определяться выражением

$$\begin{aligned} S_{\text{фр}}(t) &= S_{\text{прм}}(t)S_{\Gamma}(t)S_{\text{лчм}}(t) = \\ &= U(t) \underbrace{\exp\{j\pi b\Delta t^2\}}_{\text{начальная фаза}} \underbrace{\exp\{-j2\pi b t \Delta t\}}_{\text{ВЧ заполнение}} \exp\left\{j4\pi \frac{f_0}{c} V_c t\right\} \exp\left\{j2\pi \frac{f_0}{c} a_c t^2\right\} + \xi(t) \end{aligned} \quad (7)$$

или

$$S_{\text{фр}}(t) = U(t) \exp\{j\varphi_{\text{вч}}\} \exp\{j2\pi f_{\text{вч}} t\} \exp\left\{j2\pi \frac{f_0}{c} a_c t^2\right\} + \xi(t), \quad (8)$$

где  $\varphi_{\text{вч}} = \pi b \Delta t^2$ ;  $f_{\text{вч}} = 2 \frac{f_0}{c} V_c - b \Delta t$ .

Ускорение сближения  $a_c$ , входящее в выражения (7) и (8), можно оценить аналогично тому, как это делается в [4]. Суть способа заключается в следующем. Сигнал  $S_{\text{фр}}(t)$  длительностью  $T_k$ , определяемой временем контакта ДНА БРЛС с ВЦ, разделяется по времени на два сигнала  $S_1(t)$  и  $S_2(t)$  длительностью  $T_k/2$ . Сигнал  $S_2(t)$  комплексно сопрягается, и затем оба сигнала перемножаются друг на друга:

$$S_{\Delta}(t) = S_2(t)S_1^*(t); \quad (9)$$

$$S_1(t) = S_{\text{фр}}(t - T_k/4); \quad (10)$$

$$S_2(t) = S_{\text{фр}}(t + T_k/4); \quad (11)$$

$$-T_k/4 \leq t \leq T_k/4, \quad (12)$$

где знаком  $*$  – обозначена операция комплексного сопряжения.

Тогда, приняв  $\xi(t) = 0$  и  $U(t) = 1$  в выражении (8), получим:

$$S_{\Delta}(t) = \exp\{-j\pi f_{\text{вч}} T_k\} \exp\left\{-j2\pi a_c \frac{f_0}{c} T_k t\right\}, \quad (13)$$

где первый множитель определяет некоторую начальную фазу, а второй множитель описывает гармоническое колебание с частотой  $\Delta f = a_c \frac{f_0}{c}$ . Таким образом оценить ускорение  $a_c$  можно, оценив положение пика сигнала  $S_{\Delta}(t)$  в частотной области. Для этого необходимо найти преобразование Фурье сигнала  $S_{\Delta}(t)$ :

$$S_{\Delta}(f) = \int_{-T_k/4}^{T_k/4} S_{\Delta}(t) \exp\{-j2\pi ft\} dt. \quad (14)$$

При  $a_c = 0$  (отсутствии ЛЧМ) пик  $S_{\Delta}(f)$  находится на нулевой частоте. При  $a_c \neq 0$  (наличии ЛЧМ) положение пика смещается на величину  $\Delta f$ , пропорциональную ускорению сближения  $a_c$ . Определив величину  $\Delta f$  в соответствии с выражением

$$\Delta f = \arg \max_f S_{\Delta}(f) \quad (15)$$

оценка ускорения сближения  $\hat{a}_c$  может быть вычислена по формуле

$$\hat{a}_c = \frac{c\Delta f}{f_0 T_k}, \quad (16)$$

а ее потенциальная точность при больших отношениях сигнал/шум  $q$  в приемном канале определяется как [5]

$$\sigma_{ac} = \frac{c}{f_0 T_k} \frac{1}{q\tau_3}, \quad (17)$$

где  $\tau_3 = \frac{\pi T_k}{2\sqrt{3}}$  – эффективная длительность сигнала.

При малых значениях  $q$  точность определения  $\hat{a}_c$  обуславливается возникновением аномальных ошибок, вероятности которых исследованы в работе [7].

Время радиолокационного контакта  $T_k = \Theta_A / \omega_A$  [6] определяется шириной диаграммы направленности  $\Theta_A$  и угловой скоростью движения антенны  $\omega_A$ . Скорость движения антенны БРЛС в свою очередь такова, что просмотр любой угловой позиции должен занимать не менее семи тактов обзора (пять тактов на перебор частот и два такта на измерения).

В современных БРЛС обработка сигналов на видеочастоте производится в цифровом виде. При этом, как показано в [8], частота дискретизации выбирается равной частоте зондирования  $F_3$  в соответствии с импульсным режимом работы БРЛС. В этом случае выражение (14) может быть вычислено в дискретном виде с помощью операции быстрого преобразования Фурье (БПФ). Тогда, учитывая ограниченное количество отсчетов сигнала за время контакта ДНА с ВЦ величина  $\hat{a}_c$  сможет принимать значения с дискретностью

$$\delta \hat{a}_c = \frac{2c}{f_0 T_k^2 N}, \quad (18)$$

где  $N$  – коэффициент частотной интерполяции при вычислении БПФ.

Упрощенная структурная схема системы цифровой обработки (СЦО) информации, реализующая фазоразностный способ определения ускорения сближения изображена на рисунке 1.

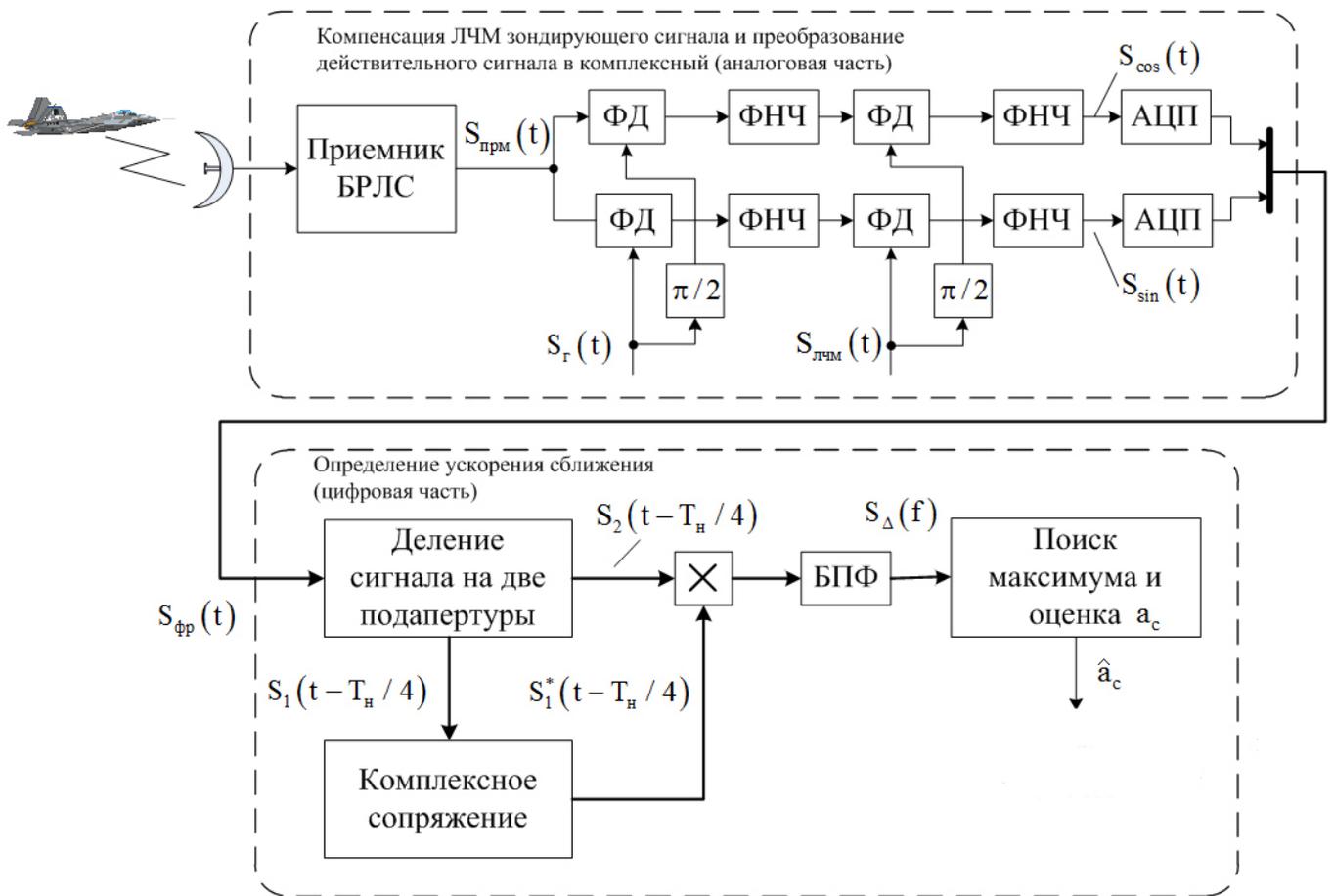


Рисунок 1 – Структурная схема СЦО, реализующая фазоразностный способ определения величины ускорения сближения

По вычисленному значению  $\hat{a}_c$  адаптация системы сопровождения под реальный маневр осуществляется путем изменения параметров модели или структуры следящих измерителей в соответствии со следующим правилом

$$\begin{cases} \text{если } |\hat{a}_c| < a_n - \text{маневр отсутствует;} \\ \text{если } |\hat{a}_c| \geq a_n - \text{цель маневрирует,} \end{cases} \quad (19)$$

где  $a_n$  – заданное пороговое значение ускорения сближения цели с истребителем, которое определяется структурой и моделью следящего измерителя.

Проведенные исследования показали, что предложенный фазоразностный способ определения ускорения сближения истребителя с ВЦ может быть реализован

на базе системы обработки информации БРЛС современного истребителя в реальном масштабе времени.

### 3. Численный пример

Исследуем разработанный фазоразностный способ определения ускорения сближения истребителя с ВЦ на примере выполнения ей маневра «боевой разворот», представленного на рисунке 2, при различных значениях времени контакта  $T_k$  луча диаграммы направленности антенны БРЛС с ВЦ.

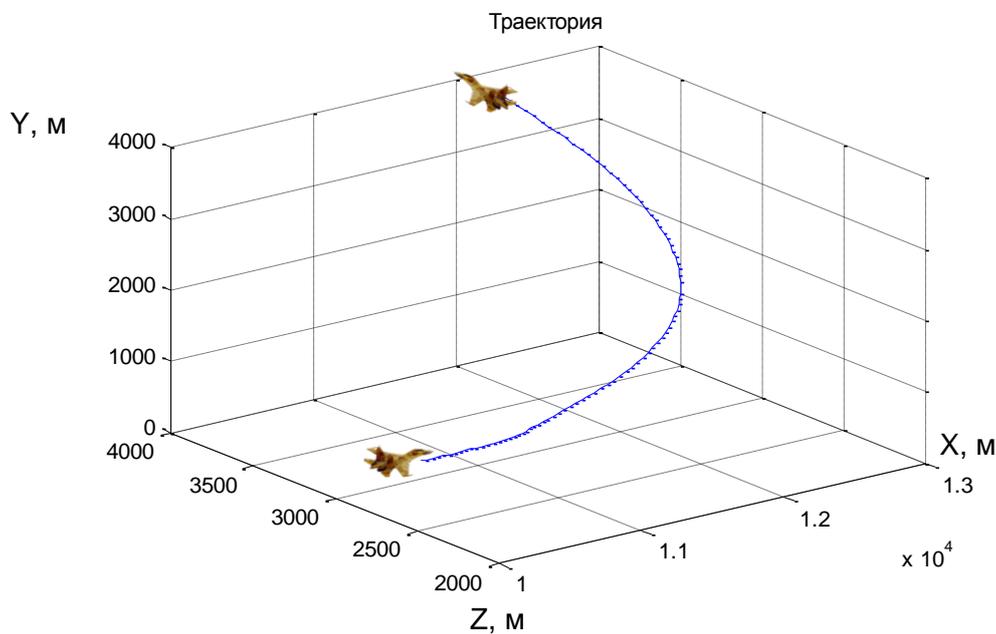
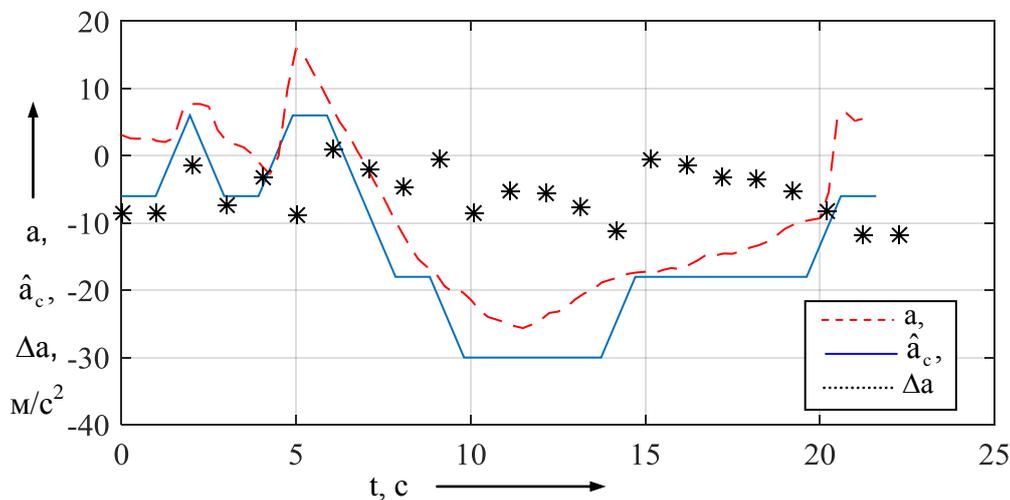


Рисунок 2 – Анализируемая тактическая ситуация



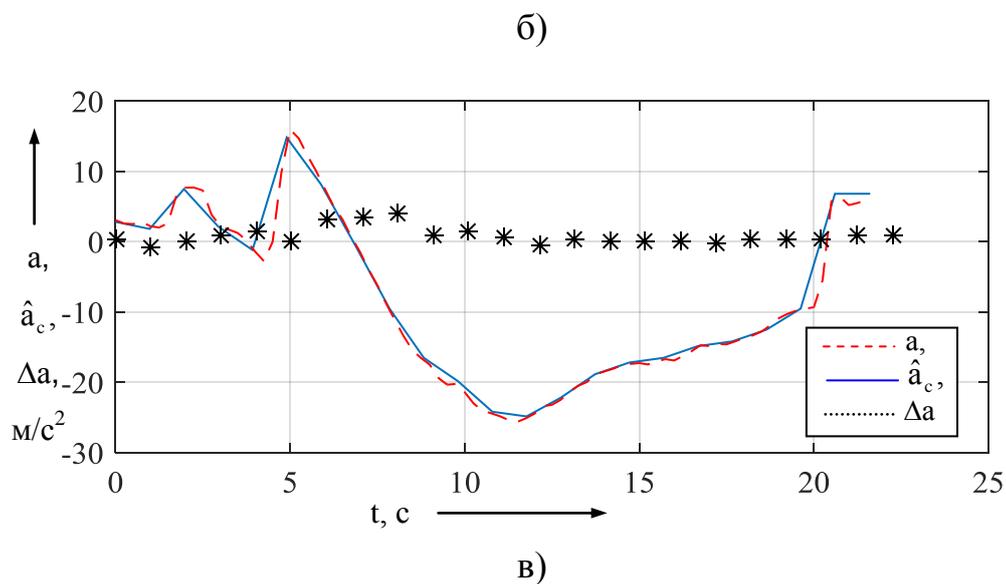
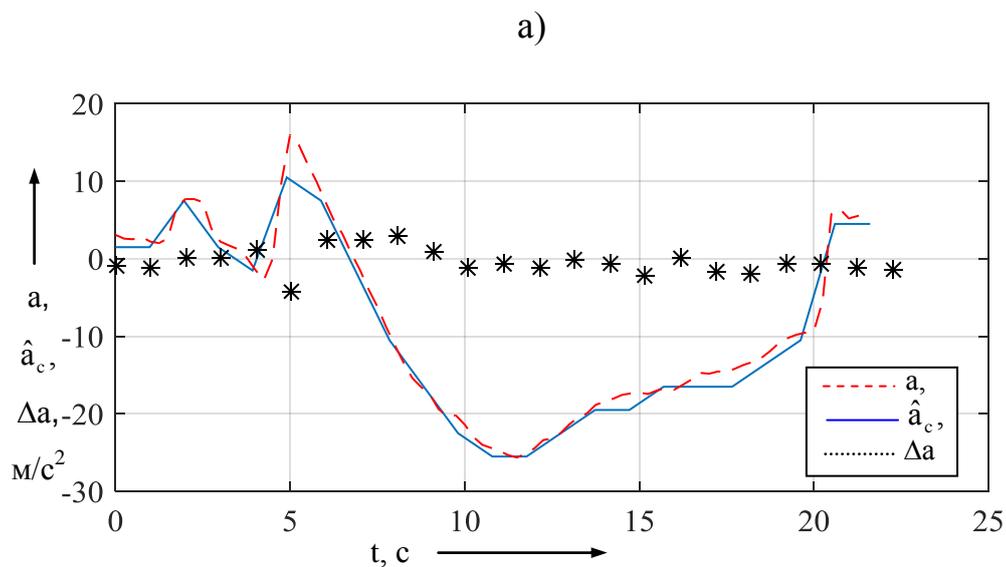


Рисунок 3 – Истинное значение ускорения сближения  $a$ , его оценка  $\hat{a}_c$  и ошибка оценивания  $\Delta a$  при а)  $T_k = 0,05$  с; б)  $T_k = 0,1$  с; в)  $T_k = 0,3$  с

Считается, что на борту современного истребителя установлена типовая БРЛС. Частота повторения зондирующих импульсов  $F_3 = 3$  КГц, отношение сигнал/шум в приемном канале  $q$  больше 5,  $T_{\text{обз}} = 1$  с,  $N=2$ , длина волны зондирующего сигнала  $c/f_0 = 3$  см.

Истинное значение ускорения сближения  $a$ , его оценка  $\hat{a}_c$  и величина ошибки оценивания  $\Delta a$  при различных значениях времени контакта  $T_k$  луча диаграммы на-

правленности антенны БРЛС с ВЦ представлены на рисунке 3. В таблице 1 представлены величины  $\sigma_{ac}$ ,  $\delta\hat{a}_c$ , а также среднеквадратическое отклонение (СКО)  $\Delta a$  для аналогичных значений  $T_k$ .

Таблица 1

$T_k, c$	$\sigma_{ac}, m/c$	$\delta\hat{a}_c$	СКО $\Delta a, m/c$
0,05	2,6	12	3,8
0,1	0,6	3	1,6
0,3	0,07	0,3	1,2

Анализ полученных результатов позволяет утверждать, что предложенный способ позволяет уже на этапе первичной обработки информации определить ускорение сближения истребителя с ВЦ. При этом точность определения ускорения квадратично повышается при увеличении времени контакта  $T_k$  луча диаграммы направленности антенны БРЛС с ВЦ.

### **Заключение**

Итак, разработанный фазоразностный способ определения ускорения сближения истребителя с ВЦ позволяет уже на этапе первичной обработки информации определить значение ускорения с высокой точностью для последующей коррекции параметров или структуры следящих измерителей в целях исключения срыва автосопровождения маневренных ВЦ. Это подтверждается результатами проведенного

имитационного моделирования. Представленные выражения позволяют вычислить точность определения ускорения сближения истребителя с ВЦ при заданных режимах обзора пространства

### **Библиографический список**

1. Кондратенков Г.С. Радиовидение. Радиолокационные системы дистанционного зондирования Земли. - М.: Радиотехника, 2005. - 368 с.
2. Способ адаптации системы сопровождения маневренной воздушной цели по дальности на основе информации от измерителей различной физической природы. Патент РФ № 2303797 / МПК G01S 13/87 / Шатовкин Р.Р. Заявка № 2005119534/09 от 23.06.2005. Бюл.№ 21, 27.07.2007.
3. Антипов В.Н. Радиолокационные станции с цифровым синтезированием апертуры антенны - М.: Радио и связь, 1988. - 304 с.
4. Способ определения количества целей в группе. Патент РФ № 2540951, МПК G01S13/52 / Лихачев Л.Б., Матюшенко А.Н., Рязанцев Л.Б., Филоненко В.В.; заявл. 08.07.2013; опубл. 10.02.2015.
5. Ширман Я.Д. Теоретические основы радиолокации. - М.: Советское радио, 1970. - 560 с.
6. Дудник П.И. Авиационные радиолокационные комплексы и системы. - М.: Изд-во ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2006. -1112 с.
7. Лихачев В.П., Рязанцев Л.Б. Вероятностные характеристики индикатора маневра воздушной цели на основе фазоразностной оценки ускорения сближения // Успехи современной радиоэлектроники. 2010. №11. С. 10-14.
8. Кузьмин С.З. Основы проектирования систем цифровой обработки радио-

локационной информации. - М.: Радио и связь, 1986. - 352 с.