



ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(21)(22) Заявка: 2016102976, 29.01.2016

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
29.01.2016Дата регистрации:
15.11.2017

Приоритет(ы):

(22) Дата подачи заявки: 29.01.2016

(43) Дата публикации заявки: 03.08.2017 Бюл. № 22

(45) Опубликовано: 15.11.2017 Бюл. № 32

Адрес для переписки:

107258, Москва, 1-ая ул. Бухвостова, 12/11, корп.
20, ЗАО "НИЦ "Резонанс"

(72) Автор(ы):

Белоногов Пётр Зотеевич (RU),
Стучилин Александр Иванович (RU),
Шустов Эфир Иванович (RU),
Щербинко Александр Васильевич (RU)

(73) Патентообладатель(и):

Закрытое акционерное общество
"Научно-исследовательский центр "Резонанс"
(ЗАО "НИЦ "Резонанс") (RU)(56) Список документов, цитированных в отчете
о поиске: RU 2524208 C1, 27.07.2014. RU
2510861 C1, 10.04.2014. RU 152617 U1,
10.06.2015. EP 52573 A2, 08.01.1998. 1998US
7411543 B1, 12.08.2008. JP 2001330656 A,
30.11.2001. WO 2008031896 A1, 20.03.2008.(54) ОБНАРУЖИТЕЛЬ МАНЕВРА БАЛЛИСТИЧЕСКОЙ РАКЕТЫ ПО ФИКСИРОВАННОЙ
ВЫБОРКЕ ПРОИЗВЕДЕНИЙ ДАЛЬНОСТИ НА РАДИАЛЬНУЮ СКОРОСТЬ

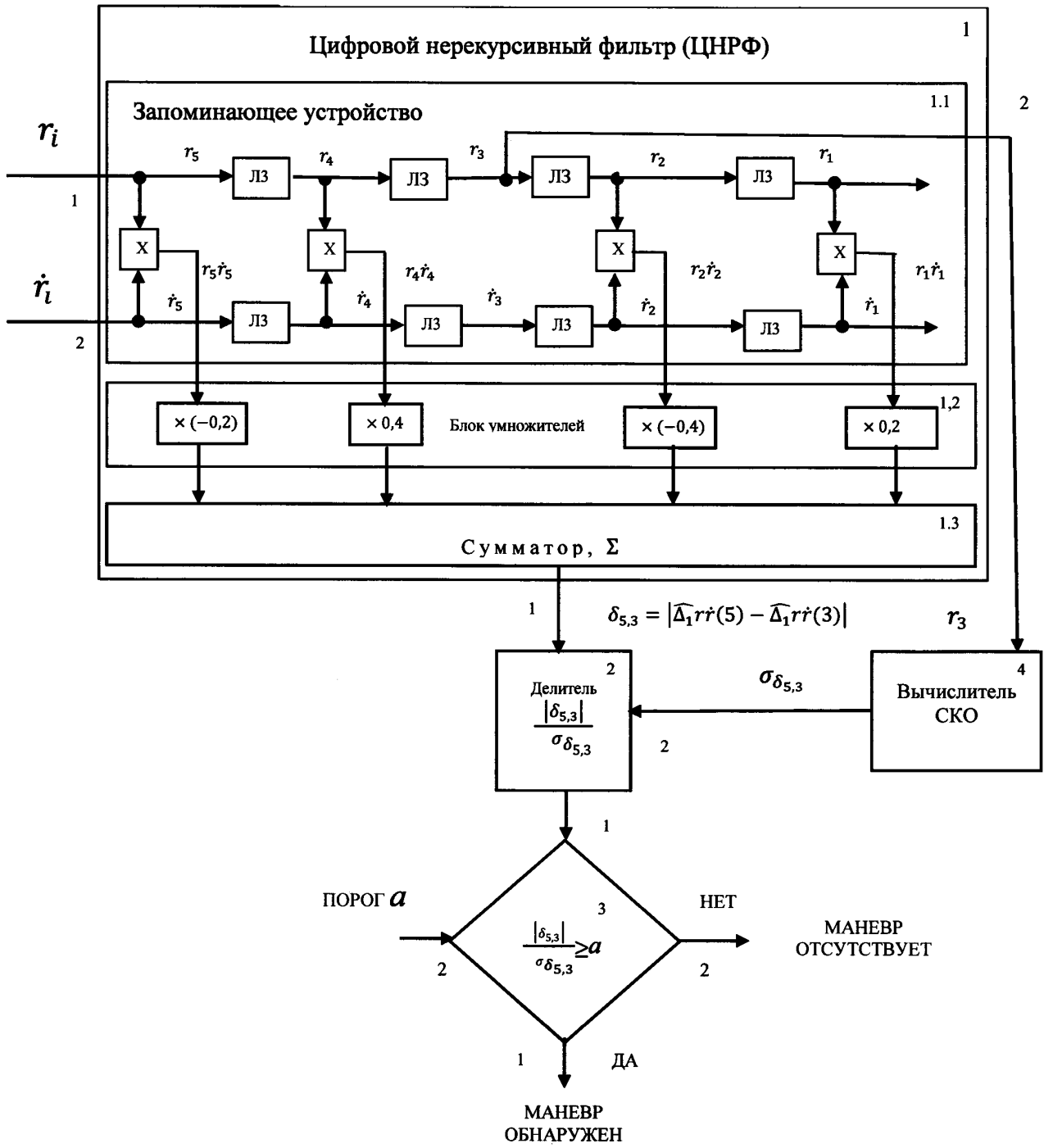
(57) Реферат:

Изобретение относится к области радиолокации. Достижимым техническим результатом изобретения является упрощение схемы обнаружителя маневра (ОМ) баллистической ракеты (БР) при повышении вероятности обнаружения маневра. Указанный результат достигается за счет того, что фиксированную выборку произведений дальности

на радиальную скорости умножают на заранее рассчитанные весовые коэффициенты определения абсолютной разности между оценками, полученными по выборкам большего и меньшего объемов, что обеспечивает примерно в два раза сокращение количества блоков ОМ. 2 ил., 3 табл.

RU 2 635 657 C 2

RU 2 635 657 C 2



Фиг. 2



FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(12) **ABSTRACT OF INVENTION**(21)(22) Application: **2016102976, 29.01.2016**(24) Effective date for property rights:
29.01.2016Registration date:
15.11.2017

Priority:

(22) Date of filing: **29.01.2016**(43) Application published: **03.08.2017** Bull. № 22(45) Date of publication: **15.11.2017** Bull. № 32

Mail address:

**107258, Moskva, 1-aya ul. Bukhvostova, 12/11, korp.
20, ZAO "NITS "Rezonans"**

(72) Inventor(s):

**Belonogov Petr Zoteevich (RU),
Stuchilin Aleksandr Ivanovich (RU),
Shustov Efir Ivanovich (RU),
Shcherbinko Aleksandr Vasilevich (RU)**

(73) Proprietor(s):

**Zakrytoe aktsionernoe obshchestvo
"Nauchno-issledovatel'skij tsentr "Rezonans"
(ZAO "NITS "Rezonans") (RU)**(54) **DETECTOR OF BALLISTIC MISSILE MANEUVER BY FIXED SAMPLING OF RANGE-RADIAL SPEED PRODUCT**

(57) Abstract:

FIELD: radio engineering, communication.

SUBSTANCE: fixed sampling of range-radial speed product is multiplied by predetermined weighting coefficients for determining the absolute difference between estimates obtained from samples of larger and smaller volumes, which provides about a twofold

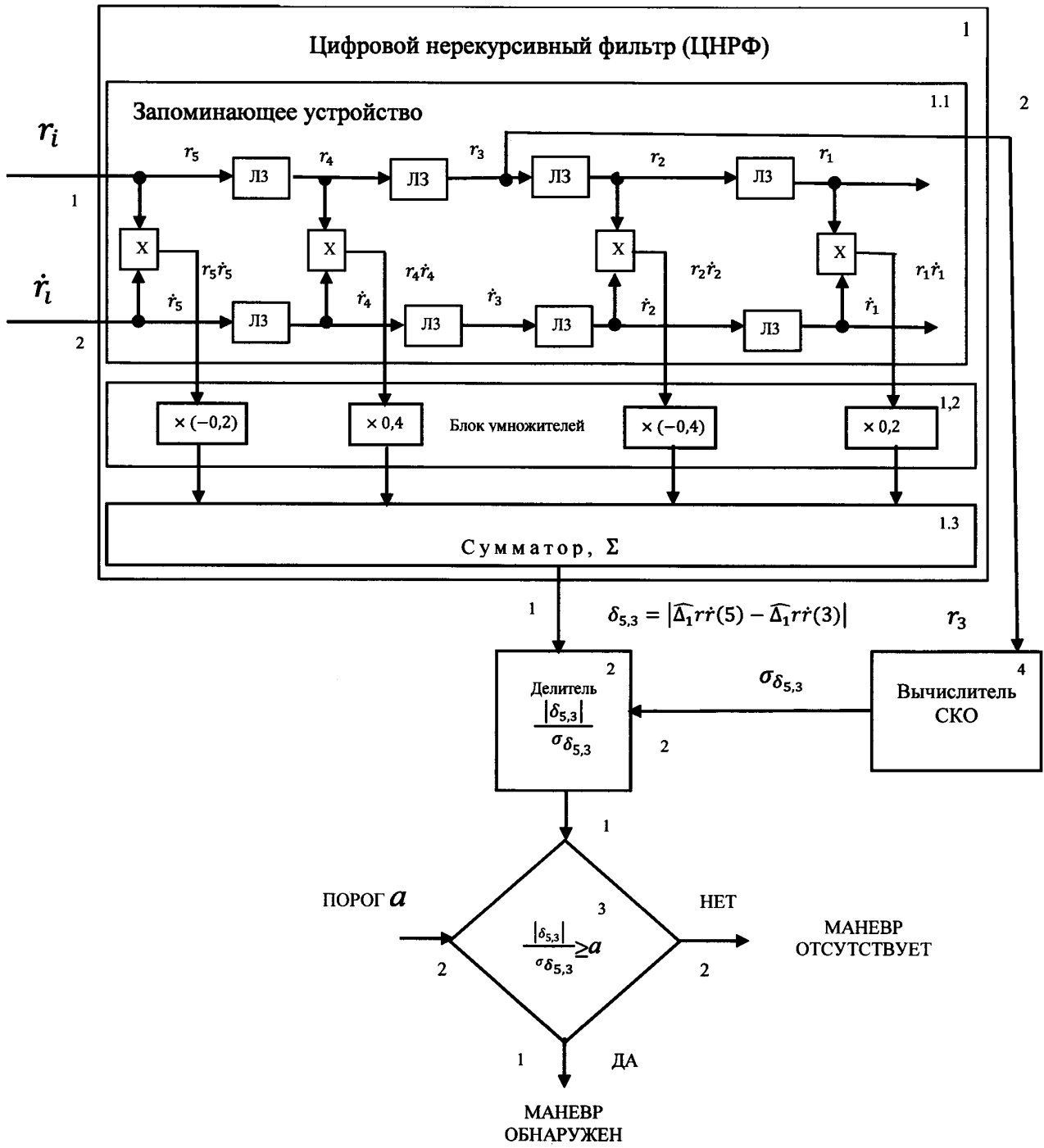
reduction in the number of blocks of the maneuver detector.

EFFECT: simplifying ballistic missile maneuver detection scheme while increasing probability of maneuver detection.

2 dwg, 3 tbl

RU 2 6 3 5 6 5 7 C 2

RU 2 6 3 5 6 5 7 C 2



Фиг. 2

Изобретение относится к радиолокации и может быть использовано в радиолокационных станциях (РЛС) для обнаружения маневра баллистических ракет (БР). Задачу определения времени начала и окончания маневра необходимо решать для того, чтобы не допустить появления методических ошибок определения параметров баллистической траектории и срыва автосопровождения БР. В частности, координаты точки падения БР малой и средней дальности, вычисленные по радиолокационным измерениям, произведенным на участке маневра, могут определяться с недолетом или перелетом от нескольких десятков до нескольких сотен километров.

Известен способ обнаружения маневра по абсолютной величине приращения скорости [1, С. 346-347)]. Применительно к БР маневр может быть обнаружен по абсолютной величине приращения скорости изменения горизонтальной декартовой координаты, так как ее значение на невозмущенной баллистической траектории, то есть при отсутствии маневра, будет постоянным [2, С. 12-13]. На участке маневра составляющая скорости вдоль горизонтальной оси будет переменной, так как появляются ускорения, вызванные действием сил устройств совершения маневра.

Основным недостатком этих способов является низкая вероятность обнаружения маневра при грубых измерениях азимута и угла места.

Известен способ обнаружения времени окончания активного участка траектории (АУТ) по выборке квадратов дальности [3] и обнаружитель маневра (ОМ), схема которого приведена в патенте №2510861. Решение о маневре БР принимают, если оценка ускорения по квадрату дальности отрицательна, а об окончании маневра (АУТ) - в момент времени, когда знак оценки меняется с отрицательного на положительный.

Известен способ обнаружения времени окончания АУТ по выборке произведений дальности на радиальную скорость [4] и ОМ, описанный в патенте №2509319. Решение о маневре БР принимают, если оценка скорости изменения произведения дальности на радиальную скорость отрицательна, а об окончании маневра (АУТ) - в момент времени, когда знак оценки меняется с отрицательного на положительный.

В этих обнаружителях маневра достигается высокая вероятность обнаружения конца АУТ баллистических объектов, приближающихся к РЛС, из-за устранения влияния ошибок измерения азимута и угла места. Однако эти ОМ нельзя применять для обнаружения маневра на пассивном участке траектории (ПУТ), так как оценки ускорения по квадрату дальности и оценки скорости изменения произведения дальности на радиальную скорость могут быть положительны как на невозмущенном ПУТ, так и на участке маневра на ПУТ. Поэтому в этих случаях выявить маневр либо невозможно, либо вероятность его обнаружения будет низкой.

Наиболее близким аналогом заявленного изобретения, то есть прототипом, в котором устранено влияние ошибок измерения азимута и угла места и достигаются высокие вероятности обнаружения маневра БР на ПУТ, является способ радиолокационного обнаружения маневра БР на ПУТ по выборке произведений дальности на радиальную скорость [5] и ОМ, описанный в патенте №2524208.

Сущность обнаружения маневра БР способом-прототипом заключается в том, что в РЛС измеряют дальность и радиальную скорость БР в цифровом виде, производят перемножение этих сигналов и получают произведения дальности на радиальную скорость, автосопровождение БР осуществляют в «скользящем окне» из N произведений дальности на радиальную скорость. В «скользящем окне» формируют две фиксированные выборки из полученных произведений, при этом выборка меньшего объема входит в состав выборки большего объема. В каждой выборке находят оценку скорости изменения произведения дальности на радиальную скорость путем

оптимального взвешенного суммирования произведений измеренных значений дальности на измеренные значения радиальной скорости. Затем вычисляют абсолютное приращение (абсолютную разность) полученных оценок и среднеквадратическую ошибку (СКО) оценки скорости изменения произведения дальности на радиальную скорость в выборке меньшего объема. Далее вычисляют отношение абсолютного приращения оценок скорости изменения произведения дальности на радиальную скорость к СКО оценки, в каждом новом положении «скользящего окна» сравнивают отношение абсолютного приращения оценок скорости к СКО оценки с порогом, соответствующим заданной вероятности обнаружения маневра. В итоге, решение об обнаружении маневра принимают в момент времени, когда значение полученного отношения абсолютного приращения оценок скорости изменения произведения дальности на радиальную скорость к СКО оценки становится больше порога.

В качестве примера в фиг. 1 приведена структурная схема ОМ-прототипа, в котором реализован этот способ обнаружения маневра по выборкам из 5-ти и 3-х произведений дальности на радиальную скорость.

ОМ-прототип содержит последовательно соединенные умножитель входных сигналов (блок 1) и цифровой нерекурсивный фильтр (ЦНРФ, блок 2), включающий запоминающее устройство (блок 2.1) из 4-х линий задержки (ЛЗ), выходы которого соединены с входами 1-го блока умножителей 2.2 из 4-х умножителей и 2-го блока умножителей 2.4 из 2-х умножителей, выходы которых соединены с входами 1-го сумматора 2.3 и 2-го сумматора 2.5 соответственно. Выход 1-го сумматора соединен с входом делителя на период обзора (блок 6), выход которого соединен с 1-м входом сумматора 7. Выход 2-го сумматора ЦНРФ соединен с входом делителя на период обзора (блок 3), выход которого соединен с последовательно соединенными линией задержки 4 и инвертором 5, выход которого соединен с 2-м входом сумматора 7, выход которого соединен с 1-м входом делителя на СКО оценки (блок 8), 2-й вход которого соединен с выходом вычислителя СКО, вход которого подключен к входным сигналам дальности. Выход делителя на СКО оценки подключен к 1-му входу порогового устройства (блок 10), 2-й вход которого соединен с источником порогового сигнала, а 1-й и 2-й выходы являются выходами прототипа.

Прототип работает следующим образом. В блоке 1 перемножают поступающие на его вход цифровые сигналы дальности на цифровые сигналы радиальной скорости, получают произведения дальности на радиальную скорость и подают их на вход запоминающего устройства блока 2.

Текущее значение произведения дальности на радиальную скорость $r_5 \dot{r}_5$ умножают в блоке 2.2 на весовой коэффициент, равный 0,2, и подают на вход 1-го сумматора 2.3. Одновременно с этим сигналом на вход сумматора 2.3 подают сигналы произведений, задержанные в блоке 2.1 на 1, 2, 3 и 4 обзора РЛС и умноженные в блоке 2.2 на свои весовые коэффициенты (0,2, 0,1, -0,1 и -0,2, соответственно). В итоге на входе сумматора 2.3 получают фиксированную выборку большего объема из 4-х взвешенных произведений дальности на радиальную скорость, а на его выходе - оценку первого приращения произведения дальности на радиальную скорость по выборке большего объема:

$$\widehat{\Delta_1 r \dot{r}}(5) = 0,2r_5 \dot{r}_5 + 0,1r_4 \dot{r}_4 - 0,1r_2 \dot{r}_2 - 0,2r_1 \dot{r}_1. \quad (1)$$

Значение произведения дальности на радиальную скорость в предыдущем обзоре $r_4 \dot{r}_4$ и в предпоследнем обзоре $r_2 \dot{r}_2$ умножают в блоке 2.4 на свои весовые

коэффициенты (0,5 и -0,5) и подают на вход 2-го сумматора 2.5. В итоге на входе сумматора 2.5 получают фиксированную выборку меньшего объема из 2-х взвешенных произведений дальности на радиальную скорость, а на его выходе - оценку первого приращения произведения дальности на радиальную скорость по выборке меньшего объема:

$$\widehat{\Delta}_1 r \dot{r}(3) = 0,5 r_4 \dot{r}_4 - 0,5 r_2 \dot{r}_2. \quad (2)$$

Оценку первого приращения $\widehat{\Delta}_1 r \dot{r}(5)$ делят в блоке 6 на период обзора и получают оценку скорости изменения произведения дальности на радиальную скорость $\widehat{V}_{r\dot{r}}(5)$. Эту оценку подают на 1-й вход сумматора 7. Оценку первого приращения $\widehat{\Delta}_1 r \dot{r}(3)$, полученную по выборке меньшего объема, делят в блоке 3 на период обзора и получают оценку скорости изменения произведения дальности на радиальную скорость $\widehat{V}_{r\dot{r}}(3)$. Чтобы оценка $\widehat{V}_{r\dot{r}}(3)$ поступала на вход сумматора 7 одновременно с оценкой $\widehat{V}_{r\dot{r}}(5)$, ее задерживают на период обзора в блоке 4. Чтобы получить разность оценок, $\widehat{V}_{r\dot{r}}(3)$ умножают на (-1) в инверторе 5.

Полученное на выходе сумматора 7 абсолютное приращение оценок $|\Delta \widehat{V}_{r\dot{r}}| = |\widehat{V}_{r\dot{r}}(5) - \widehat{V}_{r\dot{r}}(3)|$ делят в блоке 8 на СКО оценки $\sigma_{\widehat{V}_{r\dot{r}}(3)}$, которую вычисляют в блоке 9 по формуле: $\sigma_{\widehat{V}_{r\dot{r}}(3)} = \frac{\sigma_{\widehat{\Delta}_1 r \dot{r}(3)}}{T_0} = \frac{0,707 r_{cp} \sigma_{\dot{r}}}{T_0}$, где $\sigma_{\dot{r}}$ - СКО измерения радиальной скорости.

Полученное значение отношения $\frac{|\Delta \widehat{V}_{r\dot{r}}|}{\sigma_{\widehat{V}_{r\dot{r}}(3)}}$ с выхода делителя 8 подают на 1-й вход порогового устройства 10. Решение об обнаружении маневра принимают в момент времени, когда отношение абсолютного приращения оценок к СКО оценки становится больше порога $a \left(\frac{|\Delta \widehat{V}_{r\dot{r}}|}{\sigma_{\widehat{V}_{r\dot{r}}(3)}} > a \right)$, величину которого выбирают в соответствии с заданной вероятностью обнаружения маневра.

Как показано в табл. 3 описания патента №2524208 [5], маневр ракеты «Атакмс» обнаруживается способом-прототипом с вероятностью, близкой единице. В известном способе обнаружения маневра по абсолютному приращению скорости изменения горизонтальной координаты (смотри табл. 2) маневр практически не обнаруживается при грубых измерениях азимута и угла места.

К недостаткам прототипа следует отнести сложность схемы устройства обнаружения маневра.

Техническим результатом изобретения является упрощение схемы ОМ при повышении вероятности обнаружения маневра.

Указанный технический результат достигается тем, что в заявленном ОМ так же, как в прототипе, измеряют дальность и радиальную скорость БР в цифровом виде. Автосопровождение БР осуществляют в «скользящем окне».

В отличие от прототипа, согласно заявленному изобретению, перемножение дальности на радиальную скорость в каждом обзоре производят в ЦНРФ. На выходе ЦНРФ

получают абсолютную разность между оценкой первого приращения произведения дальности на радиальную скорость в середине «скользящего окна», определенной по выборке произведений дальности на радиальную скорость большего объема, и оценкой первого приращения произведения дальности на радиальную скорость, определенной по выборке произведений дальности на радиальную скорость меньшего объема.

Для получения такой разности произведения дальности на радиальную скорость умножают на заранее рассчитанные специальные весовые коэффициенты. Для получения таких весовых коэффициентов вычисляют разность $\delta_{N,N-2k}$ между оценкой первого приращения по выборке большего объема (из N произведений) и оценкой первого приращения по выборке меньшего объема (из $N-2k$ произведений), где k - число обзоров, на которое начало и конец выборки меньшего объема удалены от начала и конца выборки большего объема:

$$|\delta_{N,N-2k}| = |\hat{\Delta}_1 r \dot{r}_N - \hat{\Delta}_1 r \dot{r}_{N-2k}| = \left| \sum_{i=1}^N \eta_{\hat{\Delta}_1}(i) r_i \dot{r}_i - \sum_{i=k}^{N-k} \eta_{\hat{\Delta}_1}(i) r_i \dot{r}_i \right|,$$

где $\eta_{\hat{\Delta}_1}(i) = \frac{6(2i-N-1)}{N(N^2-1)}$ - весовые коэффициенты вычисления оценки первого приращения [6, С. 151, формула 4.27];

i - порядковый номер измерений дальности и радиальной скорости в выборке.

Затем вычисляют СКО определения этой разности оценок путем суммирования квадратов весовых коэффициентов [1, С. 307]:

$$\sigma_{\delta_{N,N-2k}} = r_{\text{cp}} \sigma_{\dot{r}} \sqrt{\sum_{i=1}^N (\eta_{\delta_{N,N-2k}}(i))^2}$$

В качестве примера вычислим разность между оценками по 5-ти и 3-м произведениям, то есть между выражениями (1) и (2):

$$\begin{aligned} \delta_{5,3} &= 0,2r_5\dot{r}_5 + 0,1r_4\dot{r}_4 - 0,1r_2\dot{r}_2 - 0,2r_1\dot{r}_1 - 0,5r_4\dot{r}_4 + 0,5r_2\dot{r}_2 = \\ &= 0,2r_5\dot{r}_5 - 0,4r_4\dot{r}_4 + 0,4r_2\dot{r}_2 - 0,2r_1\dot{r}_1 \end{aligned} \quad (3)$$

Как видно из (1), (2) и (3), сами оценки и их разность являются взвешенной алгебраической суммой произведений дальности на радиальную скорость. Поэтому СКО определения разности равно:

$$\sigma_{\delta_{N,N-2k}} = r_{\text{cp}} \sigma_{\dot{r}} \sqrt{2(0,2)^2 + 2(0,4)^2} = 0,632 r_{\text{cp}} \sigma_{\dot{r}}$$

В прототипе СКО оценки первого приращения по выборке меньшего объема вычисляют по формуле:

$$\sigma_{\Delta_1 r \dot{r}(N-2k)} = r_{\text{cp}} \sigma_{\dot{r}} \sqrt{\frac{12}{(N-2k)(N-2k-1)^2}}$$

В табл. 1 приведены значения весовых коэффициентов и формулы СКО для заявляемого ОМ и прототипа.

Таблица 1- Весовые коэффициенты и СКО

δ	Весовые к-ты, $\eta_{\delta_{N,N-2k}}(i)$								$\sigma_{\delta_{N,N-2k}}$	$\sigma_{\Delta_1 r \dot{r}(N-2k)}$
	1	2	3	4	5	6	7	8		
$\delta_{5,3}$	-0,2	0,4	0	-0,4	0,2				$0,632r_{\text{cp}}\sigma_{\dot{r}}$	$0,707r_{\text{cp}}\sigma_{\dot{r}}$
$\delta_{6,4}$	$-\frac{2}{14}$	$\frac{3}{14}$	$\frac{1}{14}$	$-\frac{1}{14}$	$-\frac{3}{14}$	$\frac{2}{14}$			$0,378r_{\text{cp}}\sigma_{\dot{r}}$	$0,447r_{\text{cp}}\sigma_{\dot{r}}$
$\delta_{7,5}$	$-\frac{15}{140}$	$\frac{18}{140}$	$\frac{9}{140}$	0	$-\frac{9}{140}$	$-\frac{18}{140}$	$\frac{15}{140}$		$0,253r_{\text{cp}}\sigma_{\dot{r}}$	$0,316r_{\text{cp}}\sigma_{\dot{r}}$
$\delta_{8,6}$	$-\frac{5}{60}$	$\frac{5}{60}$	$-\frac{3}{60}$	$-\frac{1}{60}$	$\frac{1}{60}$	$\frac{3}{60}$	$-\frac{5}{60}$	$\frac{5}{60}$	$0,18r_{\text{cp}}\sigma_{\dot{r}}$	$0,239r_{\text{cp}}\sigma_{\dot{r}}$

Как видно из таблицы 1, СКО определения разности оценок $\sigma_{\delta_{N,N-2k}}$ меньше СКО оценки по выборке меньшего объема на 12...30%. Поэтому вероятность обнаружения маневра в заявляемом ОМ выше, чем в прототипе.

Для доказательства реализуемости заявленного технического результата в таблице 2 приведены вероятности обнаружения времени окончания АУТ (маневра) ракеты «Атакмс», а в таблице 3 - вероятность обнаружения маневра на ПУТ по выборкам из 5-ти и 3-х произведений дальности на радиальную скорость.

Вероятность обнаружения маневра вычисляется по формуле Лапласа:

$$p_{\text{ом.}} = 2\Phi_0 \left(\frac{|\delta_{7,5}|}{\sigma_{\delta_{7,5}}} \right) = \frac{2}{\sqrt{2\pi}} \int_0^{\frac{|\delta_{7,5}|}{\sigma_{\delta_{7,5}}}} e^{-\frac{t^2}{2}} dt [7].$$

Таблица 2. Вероятности обнаружения конца маневра (АУТ) БР «Атакмс» (РЛС в точке падения)

№	Время, с	20	25	30	35	40	45	50	55	60	65
1	Дальность, км	182,91	179,04	175,2	171,56	168,03	164,59	161,2	157,84	154,5	151,17
2	Высота, км	7,3	11,4	14,4	18,8	22,1	25	27,7	30,2	32,4	34,4
3	$r_1 \dot{r}_1$, км ² /с	-123,8	-141,41	-132,69	-122,61	-116,88	-112,38	-108,7	-105,63	-103,2	-100,78
4	$\delta_{5,3}$, км ² /с				-7,9	-6,12	-2,59	0,71	0,21	0,07	0,05
5	$\sigma_{\delta_{7,5}}$, км ² /с				0,17	0,17	0,16	0,16	0,156	0,15	0,015
6	$\delta_{7,5}/\sigma_{\delta_{7,5}}$				46	36	26	4,4	1,3	0,5	0,3
7	P_{0m1}				1	1	1	1	0,8	0,3	0,23
8	u_i , км	129,27	126,42	123,53	120,73	117,96	115,23	112,5	109,8	107,22	104,34
9	$\Delta \dot{y}^{\sim}(3)$ м/с			241	79	-17	-19	-11	-6,5	6	2,5
10	$\sigma_{\dot{y}}$, м/с, при $\sigma_{\beta} = 1,5^{\circ}$			477	466	455	448	437	425	414	407

Таблица 3. Вероятность обнаружения маневра БР «Атакмс» на ПУТ (РЛС в 200 км от точки падения)

№	Время, с	150	155	160	165	170	175	180	185	190	195
1	Высота, км	30,9	28,5	26	23,1	20,1	17,8	15,4	13,3	11,7	10,7
2	Дальность, км	283,89	279,79	275,68	271,58	267,51	263,84	259,84	252,09	248,48	245,16
3	$r_1 \dot{r}_1$, км ² /с	-232,85	-229,96	-226,39	-221,96	-216,362	-212	-206,6	-199	-172,64	-155,09
4	$\delta_{5,3}$, км ² /с				0,08	0,097	0,42	0,03	0,68	3,54	2,2
5	$\sigma_{\delta_{7,5}}$, км ² /с				0,27	0,26	0,26	0,25	0,25	0,24	0,24
6	$\delta_{7,5}/\sigma_{\delta_{7,5}}$				0,3	0,37	1,6	0,12	2,7	15	9,2
7	P_{0m1}				0,22	0,28	0,89	0,08	0,992	1	1
8	u_i , км	199,95	197,17	194,43	191,61	188,87	186,36	183,59	178,12	175,67	173,2
9	$\Delta \dot{y}^{\sim}(3)$ м/с				-3,1	-4	-31	-28	-299	-263	-345
10	$\sigma_{\dot{y}}$, м/с, при $\sigma_{\beta} = 1,5^{\circ}$				740	722	715	710	700	680	660

Вычисления проводились при следующих исходных данных. СКО измерения координат в РЛС «Резонанс-Н» равны [8, С. 351-361]: по радиальной скорости - $\sigma_{\dot{r}} = 1,5$ м/с, по азимуту - $\sigma_{\beta} = 1,5^{\circ}$. Участки маневра выделены полужирным шрифтом: конец АУТ - на 25-й секунде, начало маневра на ПУТ - на 175-й секунде.

Как видно из таблиц, маневр ракеты на АУТ и на ПУТ выявляется в заявленном обнаружителе с вероятностью, близкой единице (7-я строка). Для выявления маневра БР в известном обнаружителе маневра по абсолютной величине приращения скорости изменения горизонтальной декартовой координаты необходимо измерять азимут и угол места с ошибками не более 15 угловых минут (8...10 строки).

В качестве примера в фиг. 2 приведена структурная схема заявляемого обнаружителя маневра баллистической ракеты, где введены следующие обозначения:

1 - цифровой нерекурсивный фильтр (ЦНРФ);

1.1 - запоминающее устройство;

1.2 - блок умножителей произведений дальности на радиальную скорость на весовые коэффициенты;

1.3 - сумматор;

2 - делитель;

3 - пороговое устройство;

4 - вычислитель СКО;

Обнаружитель маневра баллистической ракеты по фиксированной выборке произведений дальности на радиальную скорость содержит так же, как прототип, цифровой нерекурсивный фильтр (ЦНРФ), состоящий из последовательно соединенных запоминающего устройства, блока умножителей произведений дальности на радиальную скорость на весовые коэффициенты и сумматора, а также делитель. Первый вход делителя соединен с выходом сумматора, второй вход делителя соединен с выходом вычислителя среднеквадратической ошибки (СКО). Выход делителя подключен к первому входу порогового устройства, второй вход которого подключен к источнику порогового сигнала, а выходы порогового устройства - «маневр обнаружен» и «маневр отсутствует» - являются выходами обнаружителя.

В отличие от прототипа, согласно изобретению, запоминающее устройство ЦНРФ содержит устройство запоминания дальности, состоящее из последовательно соединенных четырех линий задержки, и устройство запоминания радиальной скорости, также состоящее из четырех последовательно соединенных линий задержки. Входы и выходы линий задержки устройства запоминания дальности и устройства запоминания радиальной скорости подключены к входам соответствующих умножителей, выходы которых подключены к соответствующим входам блока умножителей произведений дальности на радиальную скорость на соответствующие весовые коэффициенты. Вход вычислителя СКО подключен к выходу второй линии задержки, являющемуся средним выходом устройства запоминания дальности. При этом на выходе сумматора ЦНРФ получают абсолютную разность между оценкой первого приращения произведения дальности на радиальную скорость, определяемую по выборке произведений дальности на радиальную скорость большего объема, и оценкой первого приращения произведения дальности на радиальную скорость, определяемую по выборке произведений дальности на радиальную скорость меньшего объема. На выходе вычислителя СКО получают среднеквадратическую ошибку определения этой абсолютной разности путем суммирования квадратов весовых коэффициентов, вычисления квадратного корня из полученной суммы и умножения полученного результата на дальность ракеты в середине интервала наблюдения и на среднеквадратическую ошибку измерения радиальной скорости.

Таким образом, достигнут технический результат заявленного изобретения: упрощена схема ОМ за счет сокращения примерно в два раз количества блоков при повышении на 10-30 процентов вероятности обнаружения маневра баллистической ракеты по сравнению с прототипом.

Список использованных источников

1. Кузьмин С.З. Цифровая обработка радиолокационной информации. - М.: «Радио и связь», 1967, 395 с.
2. Жаков А.М., Пигулевский Ф.А. Управление баллистическими ракетами. - М.: «Воениздат МО СССР», 1965, 278 с.
3. Патент RU №2510861. Способ определения времени окончания активного участка траектории баллистической ракеты.
4. Патент RU №2509319. Способ определения времени окончания активного участка траектории баллистической ракеты.
5. Патент RU №2524208. Способ радиолокационного обнаружения маневра баллистической цели на пассивном участке траектории
6. Кузьмин С.З. Основы проектирования систем цифровой обработки

радиолокационной информации. - М.: «Радио и связь», 1986, 352 с.

7. Бронштейн И.Н., Семендяев К.А. Справочник по математике для инженеров и учащихся втузов. М.: «Наука», 1980.

8. Вооружение ПВО и РЭС России. Альманах. М.: Издательство НО «Лига содействия оборонным предприятиям», 2011, 504 с.

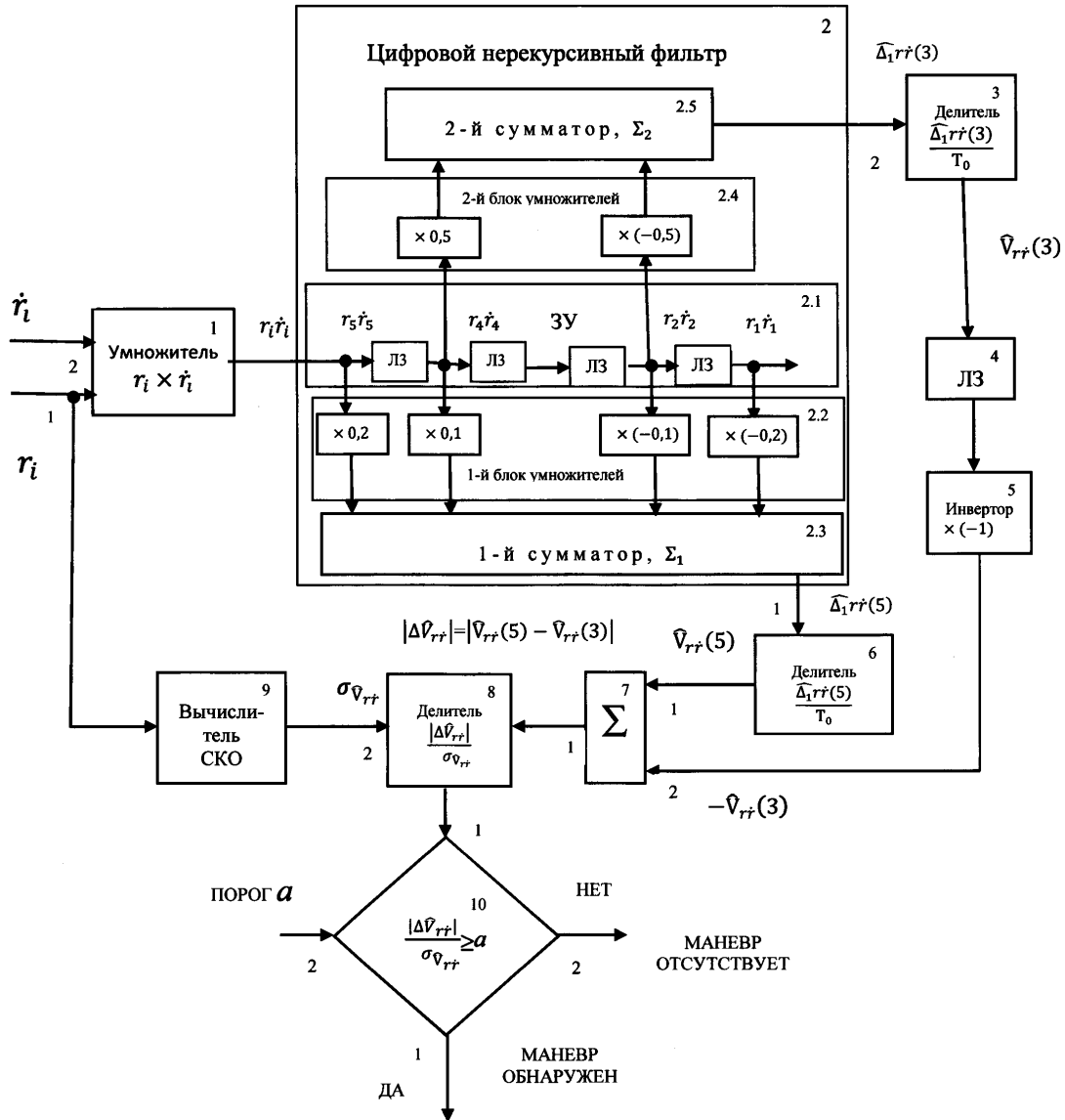
(57) Формула изобретения

Обнаружитель маневра баллистической ракеты по фиксированной выборке произведений дальности на радиальную скорость, содержащий цифровой нерекурсивный фильтр (ЦНРФ), состоящий из последовательно соединенных запоминающего устройства, блока умножителей произведений дальности на радиальную скорость на весовые коэффициенты и сумматора, а также делитель, первый вход которого соединен с выходом сумматора, второй вход делителя соединен с выходом вычислителя среднеквадратической ошибки (СКО), выход делителя подключен к первому входу порогового устройства, второй вход которого подключен к источнику порогового сигнала, а выходы порогового устройства - «маневр обнаружен» и «маневр отсутствует» - являются выходами обнаружителя, отличающийся тем, что запоминающее устройство ЦНРФ содержит устройство запоминания дальности, состоящее из последовательно соединенных четырех линий задержки, и устройство запоминания радиальной скорости, также состоящее из четырех последовательно соединенных линий задержки, при этом входы и выходы линий задержки устройства запоминания дальности и устройства запоминания радиальной скорости подключены к входам соответствующих умножителей, выходы которых подключены к соответствующим входам блока умножителей произведений дальности на радиальную скорость на соответствующие весовые коэффициенты, вход вычислителя СКО подключен к выходу второй линии задержки, являющемуся средним выходом устройства запоминания дальности, при этом на выходе сумматора ЦНРФ получают абсолютную разность между оценкой первого приращения произведения дальности на радиальную скорость, определяемую по выборке произведений дальности на радиальную скорость большего объема, и оценкой первого приращения произведения дальности на радиальную скорость, определяемую по выборке произведений дальности на радиальную скорость меньшего объема, а на выходе вычислителя СКО получают среднеквадратическую ошибку определения абсолютной разности путем суммирования квадратов весовых коэффициентов, вычисления квадратного корня из полученной суммы и умножения полученного результата на дальность ракеты в середине интервала наблюдения и на среднеквадратическую ошибку измерения радиальной скорости.

40

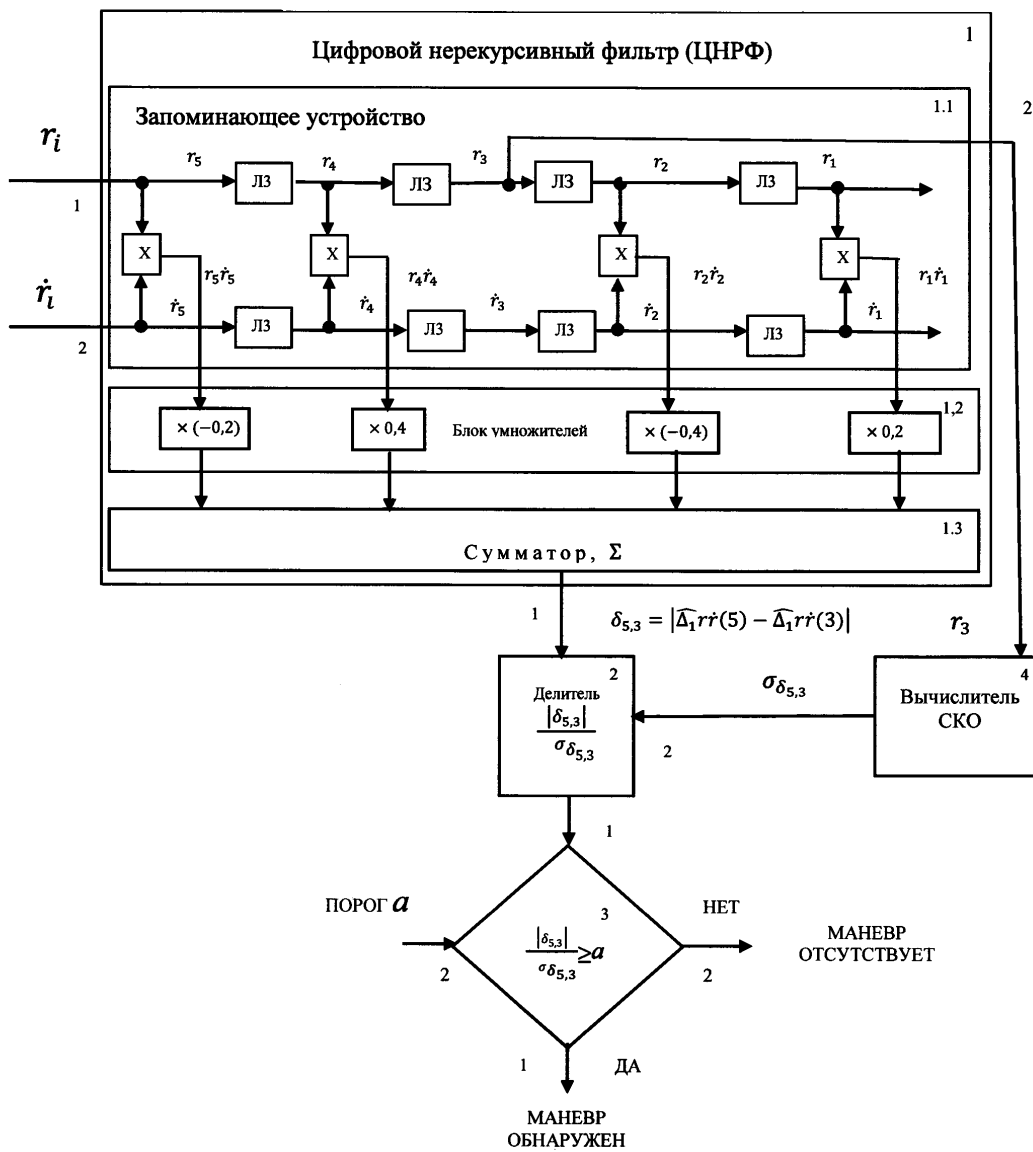
45

Обнаружитель маневра баллистической ракеты по фиксированной выборке произведений дальности на радиальную скорость



Фиг. 1

Обнаружитель маневра баллистической ракеты по фиксированной выборке произведений дальности на радиальную скорость



Фиг. 2