РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ

(19) **RU** (11) **2 454 677** (13) **C1**

(51) МПК
*G01S 3/14* (2006.01)

ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

# (12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(21)(22) Заявка: **2010142827/07, 19.10.2010**

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
**19.10.2010**

Приоритет(ы):
(22) Дата подачи заявки: **19.10.2010**

(45) Опубликовано: **27.06.2012** Бюл. № **18**

(56) Список документов, цитированных в отчете о поиске: **RU 2406066 C1, 10.12.2010. RU 2315328 C2, 20.01.2008. RU 2316860 C1, 10.02.2008. RU 2165582 C2, 20.04.2001. EP 1818681 A1, 15.08.2007. US 20060328413 A1, 26.10.2006. US 20020071038 A1, 13.06.2002.**

Адрес для переписки:
**300001, г.Тула, Щегловская засека, 59, Открытое акционерное общество "Конструкторское бюро приборостроения"**

(72) Автор(ы):
**Тарасенко Сергей Иванович (RU),**
**Валов Александр Владимирович (RU),**
**Семенов Анатолий Николаевич (RU)**

(73) Патентообладатель(и):
**Открытое акционерное общество "Конструкторское бюро приборостроения" (RU)**

## (54) СПОСОБ ОПРЕДЕЛЕНИЯ СИСТЕМАТИЧЕСКИХ ОШИБОК ПЕЛЕНГОВАНИЯ РАКЕТЫ И ЦЕЛИ МОНОИМПУЛЬСНОЙ СИСТЕМОЙ

(57) Реферат:

Изобретение относится к области пеленгации. Достигаемый технический результат - определение систематических ошибок пеленгования ракеты и цели моноимпульсной системой и устранение их путем ввода соответствующих поправок. Указанный результат достигается тем, что на определенном расстоянии от антенны моноимпульсной системы размещают два оптических прибора, жестко связанных с плоскостью раскрыва антенны, оптические оси которых перпендикулярны плоскости раскрыва, и один из них является оптико-электронным пеленгатором (ОЭП), осуществляют наведение линии визирования оптического прибора и оптической оси ОЭП соответственно на геодезическую марку и источник оптического излучения, расположенные вместе со вспомогательной антенной на щите, установленном на вышке, второй оптический прибор является тепловизионным пеленгатором, а в качестве геодезической марки используют источник оптического излучения, при этом на заданном расстоянии от вспомогательной антенны устанавливают имитатор движущейся цели, с помощью вспомогательной антенны и имитатора движущейся цели получают пеленгационные характеристики угловых дискриминаторов целевого и ракетного каналов, по ним, определяя смещения равносигнальных направлений от нормального, получают величины систематических ошибок пеленгования ракеты и цели с учетом различия угловых координат вспомогательной антенны и имитатора движущейся цели. 2 ил.

RU 2454677 C1

RU 2454677 C1

RUSSIAN FEDERATION

FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(19) **RU** (11) **2 454 677** (13) **C1**

(51) Int. Cl.
*G01S 3/14* (2006.01)

## (12) ABSTRACT OF INVENTION

(21)(22) Application: **2010142827/07, 19.10.2010**

(24) Effective date for property rights:
**19.10.2010**

Priority:
(22) Date of filing: **19.10.2010**

(45) Date of publication: **27.06.2012 Bull. 18**

Mail address:
**300001, g.Tula, Shcheglovskaja zaseka, 59, Otkrytoe aktsionernoe obshchestvo "Konstruktorskoe bjuro priborostroenija"**

(72) Inventor(s):
**Tarasenko Sergej Ivanovich (RU),**
**Valov Aleksandr Vladimirovich (RU),**
**Semenov Anatolij Nikolaevich (RU)**

(73) Proprietor(s):
**Otkrytoe aktsionernoe obshchestvo "Konstruktorskoe bjuro priborostroenija" (RU)**

# (54) METHOD OF DETERMINING SYSTEMATIC ERRORS IN LOCATING MISSILE AND TARGET USING MONOPULSE SYSTEM

(57) Abstract:

FIELD: physics.

SUBSTANCE: at a defined distance from the antenna of a monopulse system, two optical devices are rigidly connected to the plane of the antenna, their optical axes being perpendicular to the normal plane, and one of said devices is an electro-optical direction finder (EODF); the line of sight of the optical device and the optical axis of the EODF are respectively aimed at a geodetic mark and a optical source, lying together with an auxiliary on a board placed on a tower; the second optical device is an infrared direction finder, and the geodetic mark used is an optical source; wherein a moving target simulator is placed at given distance from the auxiliary antenna; using the auxiliary antenna and the moving target simulator direction-finding characteristics of angular discriminators of the target and missile channels are obtained, based on which, by determining displacement of equisignal directions from the normal, systematic error values for locating the missile and the target are obtained, taking into account the difference in angular coordinates of the auxiliary antenna and the moving target simulator.

EFFECT: determining systematic errors in locating a missile and a target using a monopulse system and elimination of said errors by making suitable adjustments.

2 dwg

RU 2454677 C1

RU 2454677 C1

Настоящее предлагаемое изобретение относится к области пеленгации и может быть использовано при наведении ракеты на цель

При определении угловых координат ракеты и цели с помощью антенны моноимпульсной системы используется излучение приемоответчика, находящегося на ракете, и отраженный от цели сигнал радиолокатора. При этом частоты излучения приемоответчика и радиолокатора одинаковые по величине.

Радиосигналы от ракеты и цели приходят на антенну моноимпульсной системы и далее поступают на угловые дискриминаторы соответственно ракетного и целевого каналов, представляющие собой устройства измерения угловых координат ракеты и цели.

Предположим, что фазовый центр антенны приемоответчика совпадает с эффективным центром отраженного от цели сигнала, а также частоты излучения приемоответчика и отраженного от цели сигнала равны. В этом случае угловые координаты ракеты и цели, определяемые моноимпульсной системой, должны быть одинаковыми по величине. Но из-за систематических и случайных погрешностей пеленгования ракеты и цели [1] они будут иметь несколько отличные значения. Систематические ошибки являются постоянными или изменяются по определенному закону и могут быть выявлены и устранены путем ввода соответствующих поправок [2].

Отличие в угловых координатах ракеты и цели, когда фазовый центр антенны приемоответчика совпадает с эффективным центром отраженного от цели сигнала, обусловлено некоторым уходом равносигнальных направлений целевого и ракетного каналов моноимпульсной системы от нормального направления [1], что приводит к ошибке наведения ракеты на цель. Следовательно, чтобы скомпенсировать систематические ошибки пеленгования ракеты и цели путем ввода соответствующих поправок в угловые координаты ракеты и цели требуется определить углы между равносигнальными и нормальным направлениями. Аналогичная задача решается при определении разъюстировки электрической оси антенны.

Известен способ определения ошибки пеленгования ракеты моноимпульсной системой (патент РФ №2315328, МПК G01R 29/10), суть которого заключается в следующем: рядом с юстируемой антенной 1 на некотором расстоянии от центра раскрыва антенны устанавливают и жестко связывают с плоскостью раскрыва приемник оптического излучения 2 с координатами -А и В по осям Х и У и оптический прибор 3 с координатами А и В (см. фиг.1) Оптические оси их параллельны между собой. Оси Х и У направлены соответственно по горизонтали и вертикали, а начало координат совпадает с центром раскрыва антенны. На вышке 4, расположенной на определенном расстоянии от антенны 1, устанавливают щит 5, на котором размещают источник оптического излучения 6, геодезическую марку 7 и вспомогательную антенну 8 в качестве излучателя. Источник оптического излучения 6 и геодезическая марка 7 удалены от фазового центра вспомогательной антенны 8 соответственно па расстояния -А, В и А, В по осям Х' и У, равные смещениям приемника оптического излучения 2 и оптического прибора 3 от оси антенны 1. Приемником оптического излучения, сигналы с выхода которого пропорциональны угловым координатам источника оптического излучения, может являться оптико-электронный пеленгатор.

С помощью поворотного устройства юстируемой антенны 1 оптическую ось оптико-электронного пеленгатора 2 и линию визирования оптического прибора 3 совмещают соответственно с источником оптического излучения 6 и геодезической маркой 7. Затем с помощью антенны 1 определяют угловые координаты

вспомогательной антенны 8. Вычитая из угловых координат вспомогательной антенны соответствующие координаты источника оптического излучения, получают значения разъюстировки электрической оси антенны моноимпульсной системы относительно оптической оси оптико-электронного пеленгатора.

Данный способ юстировки имеет существенный недостаток. Он не позволяет выявить систематические ошибки в определении координат ракеты и цели.

Задачей предлагаемого изобретения является определение систематических ошибок пеленгования ракеты и цели.

Решение поставленной задачи достигается тем, что в способе определения систематических ошибок пеленгования ракеты и цели моноимпульсной системой, включающем размещение на определенном расстоянии от антенны моноимпульсной системы двух оптических приборов, жестко связанных с плоскостью раскрыва антенны, оптические оси которых перпендикулярны плоскости раскрыва, и один из которых является оптико-электронным пеленгатором, наведение линии визирования оптического прибора и оптической оси оптико-электронного пеленгатора соответственно на геодезическую марку и источник оптического излучения, расположенные вместе со вспомогательной антенной на щите, установленном на вышке, новым является то, что второй оптический прибор является тепловизионным пеленгатором, а в качестве геодезической марки используют источник оптического излучения, и оба источника удалены от фазового центра вспомогательной антенны соответственно на расстояния, равные смещениям оптико-электронного и тепловизионного пеленгаторов от центра раскрыва антенны моноимпульсной системы, при этом на заданном расстоянии от вспомогательной антенны устанавливают имитатор движущейся цели, с помощью вспомогательной антенны и имитатора движущейся цели получают пеленгационные характеристики угловых дискриминаторов соответственно ракетного и целевого каналов, по ним, определяя смещения равносигнальных направлений от нормального, получают величины систематических ошибок пеленгования ракеты и цели с учетом различия угловых координат вспомогательной антенны и имитатора движущейся цели.

Предлагаемый способ поясняется чертежами, представленными на фиг.2, где: 1 - антенна моноимпульсной системы, 2, 9 - оптико-электронный и тепловизионный пеленгаторы, 4 - вышка, 5 - щит, 10, 11 - источники оптического излучения, 8 - вспомогательная антенна, 12 - имитатор движущейся цели.

Способ определения систематической ошибки пеленгования ракеты и цели с помощью антенны моноимпульсной системы осуществляется следующим образом: рядом с раскрывом антенны моноимпульсной системы 1 на определенном расстоянии от центра раскрыва устанавливают и жестко связывают с плоскостью раскрыва оптико-электронный и тепловизионный пеленгаторы 2, 9 с координатами соответственно -А и А по оси Х и В по оси У. Ось Х направлена по горизонтали, а ось У по вертикали.

На вышке 4, расположенной на определенном расстоянии L от антенны 1, устанавливают щит 5, на котором размещают вспомогательную антенну 8 в качестве излучателя и источники оптического излучения 10, 11, по которым выставляются оптические оси оптико-электронного и тепловизионного пеленгаторов. Источники оптического излучения 10, 11 удалены от фазового центра вспомогательной антенны 8 соответственно на расстояния -А, и А по оси Х и В по оси У, равные смещениям оптико-электронного и тепловизионного пеленгаторов от центра раскрыва антенны 1.

Рядом со вспомогательной антенной устанавливают имитатор движущейся цели 12

(ИДЦ) с координатами X=O, У=В. ИДЦ представляет собой устройство переизлучения сигналов, имитирующее доплеровский сдвиг частоты принимаемого сигнала от движущейся цели. Доплеровский сдвиг частоты сигнала, приходящего на имитатор цели, осуществляется за счет фазовращателей, управляемых модулятором. Подробное описание работы ИДЦ изложено в патенте РФ на полезную модель №65203/2007.

С помощью поворотного устройства антенны моноимпульсной системы оптические оси оптико-электронного и тепловизионного пеленгаторов 2, 9 совмещают с оптическими излучателями 10, 11. Затем с помощью вспомогательной антенны и ИДЦ получают пеленгационные характеристики угловых дискриминаторов ракетного и целевого каналов. По их пересечению с координатной осью угловых значений определяют смещение равносигнальных направлений от нормального [1] и, вычитая величину arctg B/L из координаты по углу места целевого канала, получают систематические ошибки пеленгования ракеты и цели моноимпульсной системой.

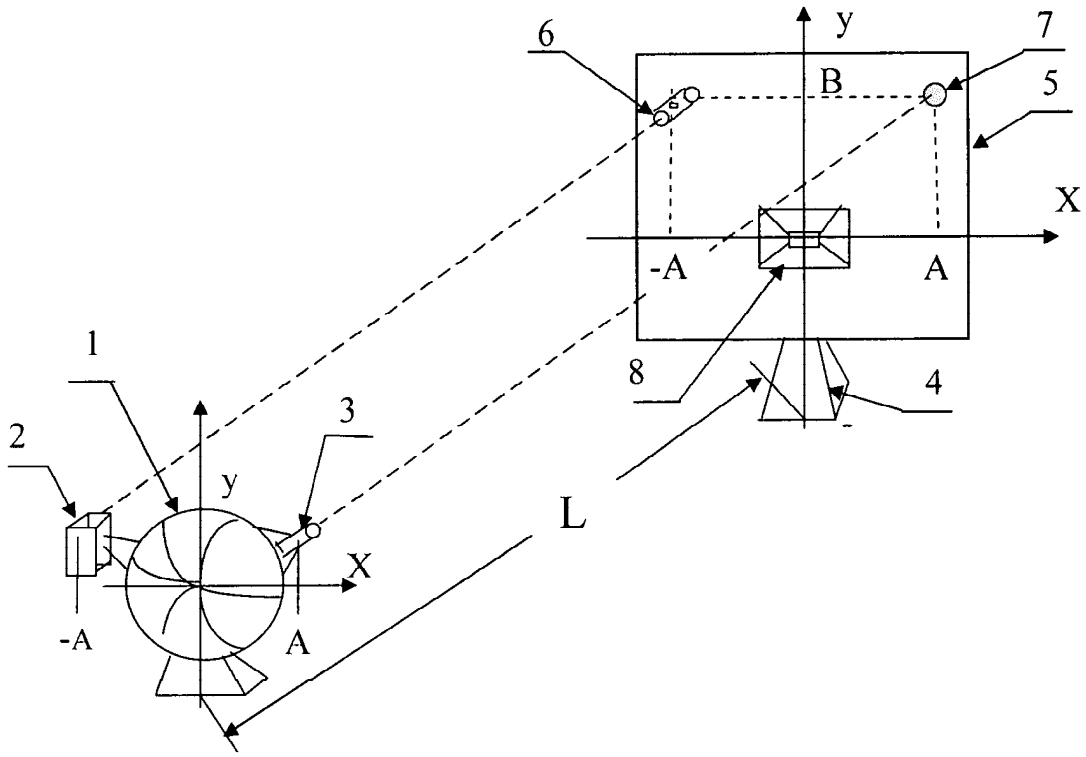
Литература

1. Леонов А.И., Фомичев К.И. Моноимпульсная радиолокация. - М., Радиосвязь, 1984 - с.114-163.

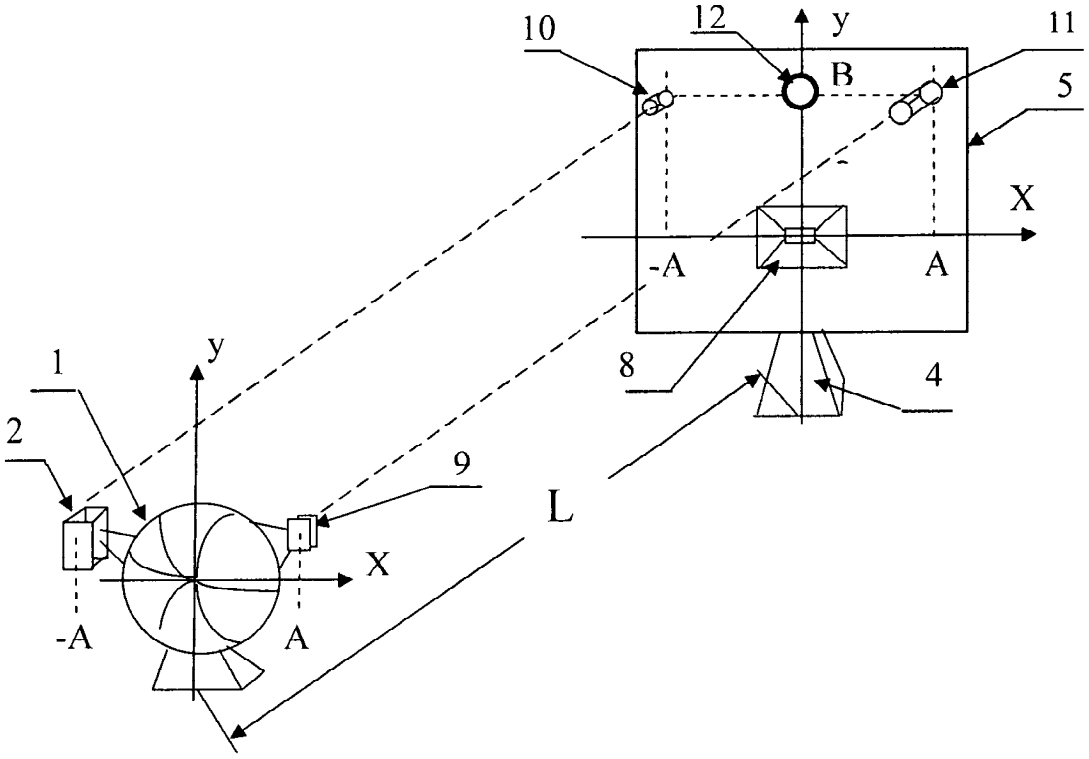
2. Неупокоев Ф.К. Стрельба зенитными ракетами. - М., Военное издательство МО СССР, 1980. - с.124-125.

## Формула изобретения

Способ определения систематических ошибок пеленгования ракеты и цели моноимпульсной системой, включающий размещение на определенном расстоянии от антенны моноимпульсной системы двух оптических приборов, жестко связанных с плоскостью раскрыва антенны, оптические оси которых перпендикулярны плоскости раскрыва, и один из которых является оптико-электронным пеленгатором, наведение линии визирования оптического прибора и оптической оси оптико-электронного пеленгатора соответственно на геодезическую марку и источник оптического излучения, расположенные вместе со вспомогательной антенной на щите, установленном на вышке, отличающийся тем, что второй оптический прибор является тепловизионным пеленгатором, а в качестве геодезической марки используют источник оптического излучения, при этом оба источника удалены от фазового центра вспомогательной антенны на расстояния, соответственно, равные смещениям оптико-электронного и тепловизионного пеленгаторов от центра раскрыва антенны моноимпульсной системы, а на заданном расстоянии от вспомогательной антенны устанавливают имитатор движущейся цели, с помощью вспомогательной антенны и имитатора движущейся цели получают пеленгационные характеристики угловых дискриминаторов целевого и ракетного каналов, по ним, определяя смещения равносигнальных направлений от нормального, получают величины систематических ошибок пеленгования ракеты и цели, с учетом различия угловых координат вспомогательной антенны и имитатора движущейся цели.




Фиг. 1




Фиг. 2