РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ

ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

(19) **RU** (11) **2 436 033** (13) **C1**

(51) МПК
F41G 7/26 (2006.01)

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(21)(22) Заявка: **2010131279/28, 26.07.2010**

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
26.07.2010

Приоритет(ы):
(22) Дата подачи заявки: **26.07.2010**

(45) Опубликовано: **10.12.2011** Бюл. № **34**

(56) Список документов, цитированных в отчете о поиске: **RU 2382315 C1, 20.02.2010. RU 2241951 C1, 10.12.2004. RU 2313055 C1, 20.12.2007. EP 817950 A1, 14.01.1998. US 20030102403 A1, 05.06.2003.**

Адрес для переписки:
300001, г.Тула, Щегловская засека, 59, Государственное унитарное предприятие "Конструкторское бюро приборостроения"

(72) Автор(ы):
Гусев Андрей Викторович (RU),
Морозов Владимир Иванович (RU),
Недосекин Игорь Алексеевич (RU),
Минаков Владимир Михайлович (RU)

(73) Патентообладатель(и):
Государственное унитарное предприятие "Конструкторское бюро приборостроения" (RU)

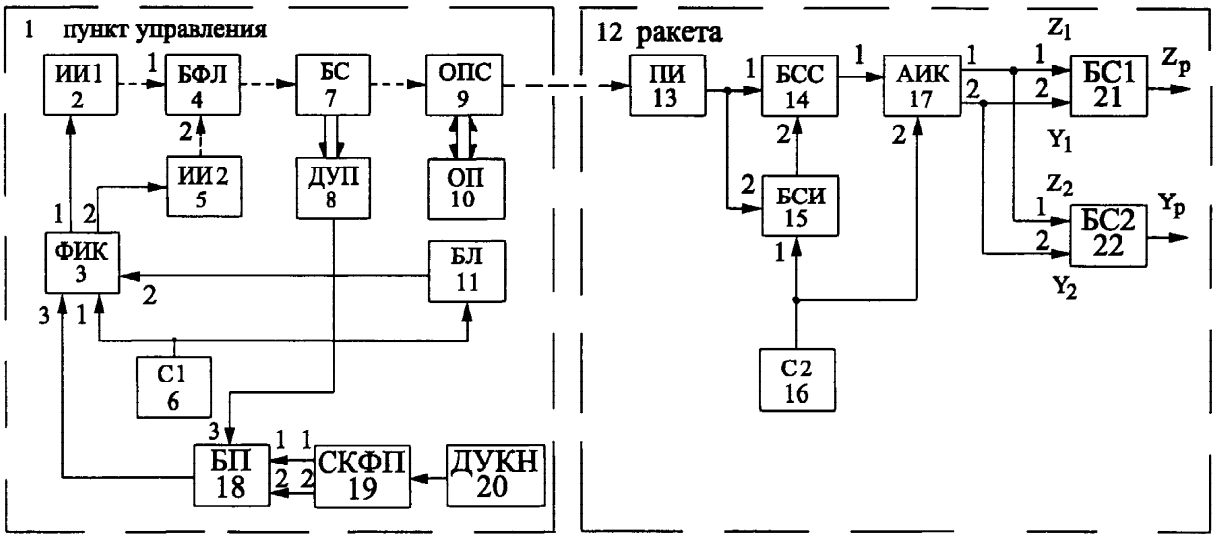
(54) СПОСОБ НАВЕДЕНИЯ ПО ОПТИЧЕСКОМУ ЛУЧУ РАКЕТЫ, СТАРТУЮЩЕЙ С ПОДВИЖНОГО НОСИТЕЛЯ, И СИСТЕМА НАВЕДЕНИЯ ДЛЯ ЕГО ОСУЩЕСТВЛЕНИЯ

(57) Реферат:

Изобретение может быть использовано в противотанковых ракетных комплексах на подвижных носителях. Способ включает формирование двух лучей в виде последовательности коротких световых импульсов, проецируемых в виде перпендикулярных друг другу полос постоянной ширины, последовательное сканирование лучей по курсу и по тангажу ортогонально длине полосы, передачу на ракету информации о положении луча в пространстве и выделение в аппаратуре ракеты команды наведения. Дополнительно измеряют изменение угла крена носителя α после старта ракеты, определяют и передают на ракету в последовательности световых импульсов составляющие координат $Y_л \cdot \cos(\alpha)$ и $Y_л \cdot \sin(\alpha)$ луча, сканируемого по тангажу, и $Z_л \cdot \cos(\alpha)$ и $Z_л \cdot \sin(\alpha)$ луча, сканируемого по курсу, а в аппаратуре ракеты ее координаты определяют по зависимостям: $Z_р = Z_л \cdot \cos(\alpha) + Y_л \cdot \sin(\alpha)$, $Y_р = Y_л \cdot \cos(\alpha) - Z_л \cdot \sin(\alpha)$, где $Z_р$, $Y_р$ - текущие координаты ракеты. В аппаратуру носителя введены последовательно соединенные датчик угла крена носителя и синусно-косинусный функциональный преобразователь, а также блок произведения. В аппаратуру ракеты введены первый и второй блоки суммирования. Технический результат - повышение точности наведения и сохранение устойчивости контура управления ракеты за счет компенсации разворота системы координат подвижного носителя относительно системы координат ракеты после ее пуска. 2 н.п. ф-лы, 5 ил.

RU 2436033 C1

RU 2436033 C1



Фиг.2

RU 2436033 C1

RU 2436033 C1

RUSSIAN FEDERATION

FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(19) **RU** (11) **2 436 033** (13) **C1**

(51) Int. Cl.
F41G 7/26 (2006.01)

(12) ABSTRACT OF INVENTION

(21)(22) Application: **2010131279/28, 26.07.2010**

(24) Effective date for property rights:
26.07.2010

Priority:
(22) Date of filing: **26.07.2010**

(45) Date of publication: **10.12.2011 Bull. 34**

Mail address:
300001, g.Tula, Shcheglovskaja zaseka, 59, Gosudarstvennoe unitarnoe predprijatie "Konstruktorskoe bjuro priborostroenija"

(72) Inventor(s):
Gusev Andrej Viktorovich (RU),
Morozov Vladimir Ivanovich (RU),
Nedosekin Igor' Alekseevich (RU),
Minakov Vladimir Mikhajlovich (RU)

(73) Proprietor(s):
Gosudarstvennoe unitarnoe predprijatie "Konstruktorskoe bjuro priborostroenija" (RU)

(54) GUIDANCE METHOD TO OPTIC BEAM OF MISSILE LAUNCHING FROM MOBILE CARRIER, AND GUIDANCE SYSTEM FOR ITS IMPLEMENTATION

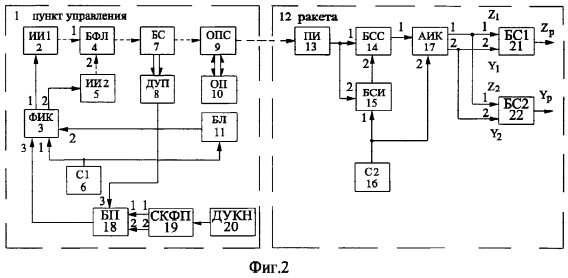
(57) Abstract:

FIELD: weapons and ammunition.

SUBSTANCE: method involves formation of two beams in the form of sequence of short light pulses projected in the form of strips of constant width, which are perpendicular to each other, subsequent orthogonal scanning of beams as to heading and pitch relative to strip length, transmission to the missile of information on spatial position of beam and generation of guidance command in missile equipment. In addition, variation of carrier roll angle α is measured after missile launching; components of coordinates $Y_b \cdot \cos(\alpha)$ and $Y_b \cdot \sin(\alpha)$ of the beam scanned as to pitch and $Z_b \cdot \cos(\alpha)$ and $Z_b \cdot \sin(\alpha)$ of the beam scanned as to heading are determined and transmitted to missile in sequence of light pulses, and its coordinates are determined in missile equipment as per the following ratios: $Z_m = Z_b \cdot \cos(\alpha) + Y_b \cdot \sin(\alpha)$, $Y_m = Y_b \cdot \cos(\alpha) - Z_b \cdot \sin(\alpha)$, where Z_m, Y_m - current missile coordinates. To the carrier equipment there introduced is in-series connected roll angle sensor of carrier and sine-cosine functional converter, as well as product unit. The first and the second summation units are added to the missile equipment.

EFFECT: improving guidance accuracy and maintaining stability of missile control circuit due to compensation of turn of coordinate system of movable carrier relative to missile coordinate system after its launching.

2 cl, 6 dwg



Фиг.2

RU 2436033 C1

RU 2436033 C1

Предлагаемые способ наведения ракеты по оптическому лучу и устройство для его осуществления относятся к области вооружения и могут использоваться в противотанковых ракетных комплексах ПТРК, размещаемых на подвижных носителях, например, авиационных.

В настоящее время системы наведения ракеты на цель по оптическому лучу находят широкое применение как в отечественных комплексах управляемого вооружения, например "Кастет", "Бастион", "Свирь", "Рефлекс", так и в зарубежных, например "SPEAR" (фирмы Diehl, Германия) (В.И.Бабичев, В.В.Ветров, А.В.Игнатов, А.Р.Орлов. Основы устройства и функционирования артиллерийских управляемых снарядов, Тула: изд. ТулГУ, 2003 г., с.75 [1]).

Известен способ наведения, заключающийся в том, что в месте старта ракеты направляют на цель три лазерных луча (синхронизирующий и сканируемые в вертикальном и горизонтальном направлениях относительно цели), причем оптическую ось синхронизирующего луча совмещают с линией прицеливания (патент США №4111385 от 16.04.1976 г., кл. 244/3.13). Лазерный луч, осуществляющий сканирование в горизонтальной плоскости, имеет вытянутую в вертикальном направлении диаграмму направленности, а диаграмма направленности лазерного луча, сканируемого в вертикальной плоскости, вытянута в горизонтальном направлении. В процессе наведения ракеты осуществляется последовательное сканирование лучей. Положение ракеты в растре сканирования (в поле управления) определяется по временному промежутку между приемом на ракете сигналов при облучении ее сканируемым и синхронизирующим лучами, причем синхронизирующий луч излучает сигнал в момент пересечения сканируемым лучом центра поля управления (линии прицеливания) и имеет размеры, равные полю управления.

В патенте РФ 2382315 от 20.02.2010 г., взятом в качестве ближайшего аналога, представлена реализация способа наведения, использующего два луча, включающего следующие операции. На пункте управления 1 (фиг.1) в направлении цели посылают два плоских сканируемых луча. Световой поток от первого импульсного источника излучения ИИ1 2 блоком формирования плоских ортогональных лучей БФЛ 4 концентрируют в узкий пучок, вытянутый в вертикальном направлении, а световой поток от второго импульсного источника излучения ИИ2 5 блоком формирования концентрируют в узкий пучок, вытянутый в горизонтальном направлении. Суммарный крестообразный пучок с блока 4 направляют на блок сканирования БС 7, выполненный в виде оптического клина, приводимого во вращательное движение электроприводом. Блок сканирования осуществляет последовательное качание лучей. При этом лучом, диаграмма излучения которого вытянута по вертикали, сканируют по курсу, а лучом с диаграммой, вытянутой по горизонтали, сканируют по тангажу. Синхронно с блоком сканирования вращается датчик углового положения лучей ДУП 8, на выходе которого вырабатываются сигналы о пространственном положении лучей относительно среднего значения, совпадающего с линией прицеливания.

Световой сигнал с блока сканирования посылают на оптическую панкратическую систему ОПС 9, которая непрерывно в процессе полета снаряда производит изменение масштаба изображения сканируемых лучей обратно пропорционально дальности до ракеты, обеспечивая тем самым постоянные размеры поля управления на траектории полета.

Электрические сигналы о положении каждого сканируемого луча в поле управления с датчика 8 направляют на вход формирователя импульсного кода ФИК 3.

Формирователь импульсного кода вырабатывает кодовые последовательности, в которых заложена информация о текущем положении сканируемых лучей по курсу и тангажу в поле управления (информация о координатах снаряда при его облучении).

Цифровой сигнал с датчика углового положения о пространственном положении луча в формирователе импульсного кода преобразуют во временной интервал $\tau_К$ в канале курса и $\tau_т$ в канале тангажа между литерными и координатными импульсами.

Импульсный код канала курса с формирователя импульсного кода подают на первый источник излучения, а канала тангажа - на второй источник излучения. Источники излучения под действием управляющих сигналов с формирователя импульсного кода вырабатывают короткие световые импульсы.

Плоские оптические лучи последовательно сканируют один по курсу, второй по тангажу, и последовательно излучают сигналы в направлении цели. Вертикальный луч в момент сканирования по курсу модулируют кодовой последовательностью, в которой заложена информация о его положении относительно линии прицеливания, а луч, сканируемый по тангажу, модулируют кодовой последовательностью, содержащей информацию о его пространственном положении.

Бортовая аппаратура снаряда 12 осуществляет прием оптического сигнала и преобразует его приемником излучения в электрический сигнал. Прием сигнала происходит только в моменты пересечения сканируемыми лучами приемника излучения 13. В момент облучения ракеты лучом, сканируемым по курсу (тангажу), в бортовой аппаратуре из последовательности световых импульсов выделяют информацию о положении полосы луча по координате курса (тангажа), совпадающую с координатами ракеты в поле управления. В соответствии с выделенными координатами вырабатывают команды управления ракетой, приводящие ее к линии прицеливания.

Таким образом, сущность известного способа наведения ракеты заключается в следующем:

в формировании двух сканируемых оптических лучей с узкой диаграммой направленности в поперечном сечении и промодулированных последовательностью коротких световых импульсов;

в вычислении на носителе текущих координат полос лучей по курсу и тангажу;

в передаче на ракету в последовательности световых импульсов вычисленных составляющих координат лучей;

в выделении на ракете составляющих координат лучей и формировании команд наведения по известным зависимостям.

При наведении ракеты по оптическому лучу с подвижного носителя происходит взаимный поворот ("скручивание") прямоугольных систем координат носителя (измерительной системы) и ракеты (исполнительной системы), возникающий при крене носителя. Подвижный носитель может быть авиационный (самолет, вертолет), морской (катер), или сухопутный (боевая машина).

В момент старта на ракете с помощью гироскопического раскладчика команд запоминается положение исполнительной системы координат, совпадающей с измерительной системой координат носителя, связанной с полем управления, создаваемым сканируемым лучом. После пуска ракеты авиационный носитель осуществляет, как правило, маневр по выходу из зоны обстрела, при этом возникает крен носителя и, следовательно, поворот измерительной системы координат информационного поля управления относительно исполнительной системы координат ракеты. Скорость углового разворота современного самолета или вертолета по крену

при маневре может достигать 40°/с.

Это приводит к повороту ("скручиванию") систем координат, связанных с носителем и ракетой.

Поворот систем координат приведет в известном способе наведения ракеты к искажению выделения координат луча и, следовательно, к искажению координат ракеты и команд наведения, что вызовет ухудшение устойчивости контура управления и снижение точности наведения на цель. Особенностью наведения ракеты по узкому сканируемому лучу является то обстоятельство, что в каждый момент времени в аппаратуре ракеты принимается информация только одной координаты луча $Y_Л$ или $Z_Л$, а на носителе отсутствует информация о координатах ракеты в поле управления. Эта особенность не позволяет с носителя по лучу передать на ракету команды наведения Z_p и Y_p с учетом изменения угла крена носителя. Если крен носителя после старта ракеты не изменяется (в сухопутных носителях), то в моменты облучения ракеты сканируемым лучом ее координаты в исполнительной системе координат совпадают с координатами полосы луча в поле управления (в измерительной системе координат). Если крен носителя после старта ракеты изменяется (в авиационных носителях), то координаты ракеты в исполнительной системе координат не совпадают в моменты облучения ракеты с координатами сканируемого луча, поэтому в системах наведения ракеты по сканируемому узкому лучу невозможна передача непосредственно команд наведения ракеты Z_p, Y_p, как это производится в командных системах телеуправления.

Известны способы компенсации скручивания систем координат после старта ракеты в системах наведения по оптическому лучу (в лучевых системах телеуправления):

введение компенсирующих призм в оптическую систему, формирующую луч (оптический способ);

- введение поправки на изменение угла крена носителя после старта ракеты (способ передачи по лучу на ракету угла крена носителя).

Оптический способ компенсации поворота осей координата после старта ракеты основан на совмещении измерительной и исполнительной систем координат с помощью оптических пластин и призм (Дове, Пехана) в приборе (аппаратуре) носителя, вращающих изображение поля управления.

Оптический способ компенсации "скручивания" приборной системы координат носителя по отношению к системе координат ракеты имеет ряд недостатков, основными из которых являются:

- технологическая сложность изготовления и юстировки призм, пластин и следящих приводов к ним, а также низкая точность компенсации "скручивания" систем координат,

- сложность оптической схемы прибора носителя, особенно при больших световых апертурах призм.

Погрешности изготовления и юстировки призм и пластин приводят к уводу (биениям) центра информационного поля управления ракетой и в основном обусловлены:

- наклоном отражающей грани призмы к оси ее вращения из-за наличия радиальных биений подшипников, в которых установлена призма,

- наклоном оси вращения пластины или призмы к оси движения панкратического объектива;

- пирамидальностью изготовления призм и клиновидностью изготовления пластин.

Расчеты показывают, что указанные погрешности приводят к суммарному смещению оси оптического луча относительно цели на дальностях 5-7 км на величину 0.6-0.8 м, что снижает точность наведения ракет. Кроме того, введение оптических компенсаторов и их элементов управления значительно увеличивают габариты, массу и трудоемкость изготовления прибора управления носителя.

Задачей предлагаемого изобретения является повышение точности наведения по оптическому лучу ракеты, стартующей с подвижного носителя, при наличии "скручивания" систем координат при одновременном упрощении аппаратуры носителя и ракеты.

Поставленная задача решается следующим образом. В известном способе наведения по оптическому лучу ракеты, стартующей с подвижного носителя, включающем формирование двух лучей в виде последовательности коротких световых импульсов, проецируемых в пространство в виде полос постоянной ширины, причем полосы перпендикулярны друг другу, последовательное сканирование лучей в пространстве одного по курсу, другого по тангажу относительно цели ортогонально длине полосы, передачу на ракету информации о положении луча в пространстве и выделение в аппаратуре ракеты команды наведения, измеряют изменение угла крена носителя α после старта ракеты, определяют и передают на ракету в последовательности световых импульсов составляющие координат $Y_Л \cdot \cos(\alpha)$ и $Y_Л \cdot \sin(\alpha)$ луча, сканируемого по тангажу и $Z_Л \cdot \cos(\alpha)$ и $Z_Л \cdot \sin(\alpha)$ луча, сканируемого по курсу, а в аппаратуре ракеты ее координаты определяют по зависимостям:

$$Z_Р = Z_Л \cdot \cos(\alpha) + Y_Л \cdot \sin(\alpha), \quad (1)$$

$$Y_Р = Y_Л \cdot \cos(\alpha) + Z_Л \cdot \sin(\alpha),$$

где $Z_Р$, $Y_Р$ - текущие координаты луча (ракеты), преобразованные в исполнительную систему координат ракеты;

$Z_Л$, $Y_Р$ - текущие координаты луча в измерительной системе координат носителя.

Вычисление составляющих $Z_Л \cdot \cos(\alpha)$, $Z_Л \cdot \sin(\alpha)$, $Y_Л \cdot \cos(\alpha)$ и $Y_Л \cdot \sin(\alpha)$ в заявляемом способе осуществляют с высокой точностью в аппаратуре носителя с помощью электронно-вычислительных машин. Составляющие координат луча передают на ракету в последовательности импульсов. В бортовом устройстве ракеты в момент облучения лучом, сканирующим по курсу, выделяют из кодовой последовательности световых импульсов составляющие $Z_Л \cdot \cos(\alpha)$ и $Z_Л \cdot \sin(\alpha)$, а при облучении лучом, сканирующим по тангажу, выделяют составляющие $Y_Л \cdot \cos(\alpha)$ и $Y_Л \cdot \sin(\alpha)$, которые суммируются в соответствии с выражением (1) и в соответствии с которыми вырабатываются команды управления.

Следовательно, в предлагаемом способе наведения ракеты по оптическому лучу компенсация "скручивания" систем координат при крене носителя осуществляется без использования сложных оптических устройств в аппаратуре носителя и без сложных операций в аппаратуре ракеты по формированию функций $\sin(\alpha)$ и $\cos(\alpha)$ и умножению их на координаты ракеты в поле управления, которые невозможно осуществить с высокой точностью на ракете.

Предлагаемый способ наведения поясняется на фиг.2…5, где на фиг.2 приведена структурная блок-схема предлагаемой системы наведения, на фиг.3 обозначено: $Z_Л$, $Y_Л$ - оси измерительной системы координат носителя; $Z_Р$, $Y_Р$ - оси исполнительной системы координат ракеты; α - угол "скручивания" систем координат при крене носителя; 23, 24 -сканируемые полосы оптических лучей; 25 - информационное поле управления ракетой; 26 - ракета. На фиг.4 представлена структура построения аппаратуры предлагаемого способа наведения, где 27 -аппаратура носителя, 28 -

оптическая линии связи, 29 - аппаратура ракеты.

На фиг.5 представлен вид кодовой последовательности световых импульсов: О - опорный импульс; $Л_К$, $Л_Т$ - литерные импульсы; $Zn \cdot \cos(\alpha)$, $Z_Л \cdot \sin(\alpha)$, $Y_Л \cdot \cos(\alpha)$ и $Y_Л \cdot \sin(\alpha)$ - импульсы, несущие информацию о координатах лучей (ракеты) с учетом разворота систем координат; $\tau_л^к$, $\tau_л^т$ - литерные интервалы; $\tau_к$, $\tau_т$ - координатные интервалы; $\tau_в$ - временная шкала кодирования координат; $\tau_и$ - длительность одной последовательности импульсов, $\tau_{ОБ}$ - длительность облучения ракеты сканируемым лучом.

Сущность предлагаемого способа наведения по оптическому лучу ракеты, стартующей с подвижного носителя, заключается в следующем. С носителя в направлении цели после старта ракеты посылают два плоских оптических (лазерных) луча, последовательно (поочередно) сканируемых ортогонально длине полосы по курсу и тангажу относительно цели (фиг.3). Лазерный луч, сканирующий по курсу, имеет вытянутую в вертикальном направлении диаграмму направленности 23, а луч, сканирующий по тангажу, имеет диаграмму направленности, вытянутую в горизонтальном направлении 24. Лучи сканируют последовательно в поле управления 25 с постоянной частотой.

Размеры растра сканирования лучей в процессе наведения ракеты программно уменьшают обратно пропорционально дальности до ракеты с помощью панкратической системы, что обеспечивает постоянные размеры полос лучей и поля управления ракетой. Центр поля управления совмещают с линией визирования цели.

Измеряют текущие углы сканирования луча относительно центра поля управления, которые пропорциональны координатам полосы луча. Измеренные координаты луча преобразовывают в кодовую последовательность импульсов, которыми модулируют излучение полупроводниковых лазеров.

При сканировании по курсу луч модулируют импульсной последовательностью, представленной на фиг.5,а, а при сканировании по тангажу - последовательностью, представленной на фиг.5,б. Длительность одной импульсной последовательности равна $\tau_И$.

Литерные интервалы $\tau_л^К$, $\tau_л^Т$ осуществляют кодирование передаваемой информации при сканировании лучей по курсу и тангажу соответственно. Устанавливаются эти интервалы одинаковыми для аппаратур ракеты и носителя, что обеспечивает однозначное разделение координат по соответствующим каналам.

В предлагаемом способе наведения ракеты по оптическому лучу в отличие от известных вводится новая операция для компенсации поворота ("скручивания") систем координат, возникающего при крене носителя после старта ракеты. При сканировании луча по курсу во временном интервале $\tau_{К1}$ передают на ракету координату полосы луча по курсу, умноженную на функцию $\sin(\alpha)$ изменения угла крена носителя после старта ракеты, а во временном интервале $\tau_{К2}$ - координату луча по курсу, умноженную на функцию $\cos(\alpha)$. При сканировании луча по тангажу во временных интервалах $\tau_{Т1}$ и $\tau_{Т2}$ в последовательности импульсов передают на ракету координату луча по тангажу, умноженную на $\sin(\alpha)$ и $\cos(\alpha)$ соответственно.

Таким образом, в кодовой последовательности импульсов излучения передают на ракету составляющие координаты луча $Z_Л \cdot \cos(\alpha)$ и $Z_Л \cdot \sin(\alpha)$ при сканировании его по курсу, и составляющие $Y_Л \cdot \cos(\alpha)$ и $Y_Л \cdot \sin(\alpha)$ при сканировании луча по тангажу в поле управления (см. фиг.5).

В аппаратуре ракеты в моменты облучения сканируемой полосой принимается и

расшифровывается кодовая последовательность импульсов лазерного излучения. При облучении полосой, сканируемой по курсу, выделяются и запоминаются составляющие $Z_Л \cdot \cos(\alpha)$ и $Z_Л \cdot \sin(\alpha)$, а при облучении полосой, сканируемой по тангажу выделяются и запоминаются в аппаратуре ракеты составляющие координаты луча $Y_Л \cdot \cos(\alpha)$, $Y_Л \cdot \sin(\alpha)$.

Для компенсации "скручивания" систем координат в аппаратуре ракеты 29 (фиг.4) выполняется операция суммирования составляющих координат луча и вырабатываются команды наведения в соответствии с зависимостями (1).

В соответствии с вычисленными командами наведения ракета с помощью рулевого привода приводится к линии прицеливания. Следовательно, сущность предлагаемого способа наведения ракеты заключается в следующем:

- в формировании двух сканируемых оптических лучей с узкой диаграммой направленности в поперечном сечении и промодулированных последовательностями коротких световых импульсов;
- в вычислении на носителе текущих координат полос лучей по курсу и тангажу, умноженных на функции $\sin(\alpha)$ и $\cos(\alpha)$ изменения угла крена носителя после старта ракеты;
- в передаче на ракету в последовательности световых импульсов вычисленных составляющих координат лучей;
- в выделении на ракете составляющих координат луча и формировании команд наведения по известным зависимостям (1).

Отличие предлагаемого способа наведения от известных заключается в следующем:

- в разделении между аппаратурами носителя и ракеты последовательности операций по компенсации "скручивания" измерительной системы координат носителя относительно исполнительной системы координат ракеты;
- во введении новых операций передачи на ракету в последовательности световых импульсов текущих составляющих координат луча $Y_Л \cdot \cos(\alpha)$ и $Y_Л \cdot \sin(\alpha)$ при сканировании луча по тангажу и $Z_Л \cdot \cos(\alpha)$ и $Z_Л \cdot \sin(\alpha)$ при сканировании по курсу, а также операции суммирования на ракете выделенных составляющих координат лучей и выработки по ним команд наведения ракеты на цель.

Техническая реализация заявляемого способа наведения приводится в предлагаемом устройстве системы наведения ракеты.

В качестве прототипа заявляемому устройству выбрано устройство системы наведения ракет, заявленное в патенте РФ 2382315, структурная схема которого представлена на фиг.1, где 1 - пункт управления, 2 - первый импульсный источник излучения, 3 - формирователь импульсного кода, 4 - блок формирования лучей, 5 - второй импульсный источник излучения, 6 - первый синхронизатор, 7 - блок сканирования, 8 - датчик углового положения лучей, 9 - оптическая панкратическая система, 10 -оптический визир, 11 - блок литерности, 12 - ракета, 13 - приемник излучения, 14 - блок стробирования сигнала, 15 - блок стробирующих импульсов, 16 - второй синхронизатор, 17 - анализатор импульсного кода. Поставленная задача решается следующим образом. В известную систему наведения ракеты, стартующей с подвижного носителя, содержащую установленные в аппаратуре носителя первый и второй импульсные источники излучения, блок формирования двух плоских ортогональных лучей, установленный между источниками излучения и блоком сканирования, кинематически связанным с датчиком углового положения, и соединенную с выходом блока сканирования оптическую панкратическую систему, съюстированную с оптическим прицелом, последовательно соединенные блок

литерности и формирователь импульсного кода, а также первый синхронизатор, выход которого соединен с синхронизирующими входами блока литерности и формирователя импульсного кода, первый и второй выходы которого соединены со входами соответственно первого и второго источников импульсного излучения, а также расположенные в аппаратуре ракеты последовательно соединенные приемник излучения, оптически связанный с выходом оптической панкратической системы, блок стробирования сигнала и анализатор импульсного кода, последовательно соединенные второй синхронизатор и блок стробирующих импульсов, выход которого соединен со вторым входом блока стробирования сигнала, при этом выход приемника излучения соединен со вторым входом блока стробирующих импульсов, выход второго синхронизатора соединен с синхронизирующим входом анализатора импульсного кода, введены в аппаратуре носителя последовательно соединенные датчик угла крена носителя и синусно-косинусный функциональный преобразователь, а также блок произведения, первый и второй входы которого соединены с первым и вторым выходами синусно-косинусного функционального преобразователя, третий вход соединен с выходом датчика углового положения, а выход соединен с третьим входом формирователя импульсного кода, и в аппаратуре ракеты введены первый и второй блоки суммирования, входы которых попарно соединены с соответствующими выходами анализатора импульсного кода. Такое построение системы наведения ракеты, стартующей с подвижного носителя, позволяет компенсировать поворот ("скручивание") системы координат носителя относительно системы координат ракеты, возникающий после старта ракеты. Причем компенсация производится без применения оптических призм, а также без применения обработки информации на ракете.

На фиг.2 представлена структурная схема предлагаемой системы наведения ракеты, где к имеющимся блокам добавлены: 18 - блок произведения, 19 - синусно-косинусный функциональный преобразователь, 20 - датчик угла крена носителя, 21 и 22 - блоки суммирования.

Предлагаемое устройство работает следующим образом. На носителе 1 в направлении цели посылают плоские последовательно сканируемые по курсу и тангажу лазерные лучи. Световой поток от первого импульсного источника излучения (лазера) канала курса 2 блоком формирования луча 4 концентрируется в узкий пучок, вытянутый в горизонтальном направлении, а световой поток от второго импульсного источника излучения (лазера) канала тангажа 5 блоком 4 концентрируется в узкий пучок, вытянутый в горизонтальном направлении. Блок сканирования 7 осуществляет последовательное сканирование лучей, причем луч, вытянутый по вертикали, сканирует по курсу, а луч, вытянутый по горизонтали, сканирует по тангажу относительно центра растра сканирования (поля управления).

Световой сигнал с блока сканирования поступает на панкратическую оптическую систему 9, которая непрерывно в процессе полета ракеты производит изменение масштаба изображения сканируемого луча обратно пропорционально дальности до ракеты, обеспечивая тем самым постоянные размеры полосы луча и поля управления в плоскости ракеты. Жестко с оптической системой связан оптический визир 10, прицельная марка которого совпадает с центром поля управления ракеты.

Сигнал, пропорциональный углу поворота измерительной системы координат относительно исполнительной системы координат, вырабатывается в датчике угла крена носителя 20 и подается в синусно-косинусный функциональный преобразователь 19, в котором вырабатываются функции $\cos(\alpha)$ и $\sin(\alpha)$ изменения

угла крена носителя после старта ракеты. На синхронизирующий вход формирователя импульсного кода поступают тактовые импульсы с первого синхронизатора 6.

Электрические сигналы с датчика 8, пропорциональные координатам луча $Z_Л$ и $Y_Л$ в поле управления, поступают на третий вход блока произведения 18, на первый и второй входы которого подаются функции sin(a) и cos(a) изменения угла крена носителя.

Формирователь импульсного кода непрерывно вырабатывает кодовые импульсные последовательности длительностью $\tau_и$, в которых заложена информация о литерности и координатах сканируемого луча, умноженных на функции sin(α) и cos(α).

Вид последовательности импульсов, вырабатываемых блоком 7 при сканировании луча по курсу, представлен на фиг.5,а, а при сканировании по тангажу - последовательностью, представленной на фиг.5,δ. Литерные интервалы $\tau_Л{}^К$, $\tau_л{}^Т$, осуществляющие кодирование информации, передаваемые по лучу по каналам курса и тангажа, устанавливаются до пуска ракет одинаковыми для аппаратур ракеты и носителя, что обеспечивает однозначное разделение координат по соответствующим каналам. На выходе блока произведения при сканировании луча по курсу вырабатываются составляющие координаты $Z_Л \cdot \cos(\alpha)$ и $Z_Л \cdot \sin(\alpha)$, а при сканировании луча по тангажу - составляющие координаты Уд $\cdot \cos(\alpha)$ и $Y_Л \cdot \sin(\alpha)$, которые подаются на третий вход формирователя импульсного кода 3.

Сигналы с блока произведения 18, пропорциональные координатам луча, умноженным на функции sin(α) и cos(α), в формирователе 3, преобразуются во временные интервалы $\tau_{К1,}$ $\tau_{К2}$, $\tau_{К1,}$ $\tau_{Т2}$ между литерными и координатными импульсами. Осуществляется время-импульсная модуляция во временных шкалах $\tau_в$ сигналов составляющих координат сканируемого луча. Кодовая последовательность импульсов (фиг.5,а) при сканировании луча по курсу с формирователя 3 подается на лазер 2, а кодовая последовательность импульсов (фиг.5,б) при сканировании луча по тангажу - на лазер 5.

Плоские лазерные лучи последовательно сканируют по курсу и тангажу в поле управления с интервалом времени $\tau_{ОБ.}$ При сканировании по курсу луч модулируется последовательностью импульсов, в которых заложена информация о литерности и составляющих координаты $Z_Л \cdot \cos(\alpha)$ и $- Z_Л \cdot \sin(\alpha)$ (фиг.5,а), а при сканировании по тангажу луч модулируется последовательностью импульсов, в которой заложена информация о литерности и составляющих координаты $Y_Л \cdot \cos(\alpha)$ и $Y_Л \cdot \sin(\alpha)$ (фиг.5,б). Растры сканирования лучей благодаря работе панкратического объектива оптической системы 9 постоянны по траектории полета ракеты и равны полю управления.

Бортовая аппаратура ракеты 12 в моменты облучения сканируемым лучом осуществляет прием лазерных импульсов, преобразует их приемником излучения 13 в электрические сигналы. Сигнал с приемника излучения поступает на второй вход блока стробирования сигнала 14, на первый вход которого поступает сигнал с блока стробирующих импульсов 15.

Блок стробирования сигнала 14 пропускает сигналы с приемника только в моменты стробирующих импульсов. Блок стробирующих импульсов 15 запускается от синхронизатора 16 в момент прихода опорного импульса с приемника. После прихода опорного импульса блок 15 вырабатывает стробирующие импульсы через время равное литерному интервалу $\tau_Л$ а затем стробирующие импульсы длительностью $\tau_в$ через время, равное минимальным интервалам $\tau_К$ и $\tau_Т$. Для обеспечения синхронности выработки временного интервала литерности $\tau_Л$ и положения временных шкал $\tau_в$ на

ракете и носителе синхронизаторы 6 и 16 выполнены идентичными.

Сигнал с блока стробирования 14 поступает на второй вход анализатора импульсного кода 17, где осуществляется выделение и запоминание на время $\tau_{ОБ}$ составляющих координат луча $Z_1=Z_Л\cdot\cos(\alpha)$, $Z_2=Z_Л\cdot\sin(\alpha)$ в период сканирования его по курсу и составляющих $Y_1=Y_Л\cdot\cos(\alpha)$, $Y_2=Y_Л\cdot\sin(\alpha)$ в период сканирования луча по тангажу. Выделенные составляющие $Z_Л\cdot\cos(\alpha)$ и $Y_Л\cdot\sin(\alpha)$ подаются на входы первого блока суммирования 21, а составляющие $Y_Л\cdot\cos(\alpha)$ и $-Z_Л\cdot\sin(\alpha)$ подаются на входы второго блока суммирования 22. На выходах блоков суммирования вырабатываются команды наведения $Y_Р$ и $Z_р$, под действием которых органы рулевого управления приводят ракету к линии визирования цели.

Предлагаемые способ наведения по оптическому лучу ракеты, стартующей с подвижного носителя, и устройство для его осуществления по сравнению с известными обладают высокой точностью наведения ракет при изменении угла крена носителя с одновременным упрощением аппаратур носителя и ракеты благодаря следующим техническим решениям:

- исключению из аппаратуры носителя сложных оптических компенсаторов (призм, пластин, следящих приводов), а из аппаратуры ракеты сложных функциональных преобразователей, которые используются в известных устройствах для компенсации "скручивания" систем координат;

обеспечению высокой точности компенсации "скручивания" систем координат путем формирования составляющих координат сканируемого луча электронным способом на носителе, передачи этих составляющих по лучу на ракету и суммирования их в аппаратуре ракеты, т.е. выполнения на ракете простой операции для выработки команд управления.

Предлагаемая система наведения может быть выполнена следующим образом. Блок произведения 18 может быть выполнен, например, по типу интегральных аналоговых перемножителей (см. "Аналоговые и цифровые интегральные схемы."/ Под ред. СВ.Якубовского, - М.: Сов. Радио, 1979 г., с.231). Функциональный преобразователь 19 может быть выполнен по принципу аналоговой вычислительной электронной машины (см. Э.И.Гитис и Е.А.Пискулов "Аналого-цифровые преобразователи". - М.: Энергоиздат, 1981 г.). Датчик угла крена носителя может быть выполнен на основе астатического гироскопа (Ю.П.Доброленский, В.И.Иванова, Г.С.Поспелов, Автоматика управляемых снарядов. - М.: Оборонгиз, 1963 г., с.170-171).

Импульсные источники излучения, блок формирования лучей, блок сканирования, формирователь импульсного кода, синхронизаторы, блок литерности, блок стробирования сигнала, блок стробирующих импульсов, анализатор импульсного кода выполнены так же, как в прототипе. Предлагаемые способ и устройство наведения ракеты по оптическому лучу, их техническая реализация подтверждены лабораторными и стрельбовыми испытаниями противотанкового управляемого вооружения "Вихрь".

Формула изобретения

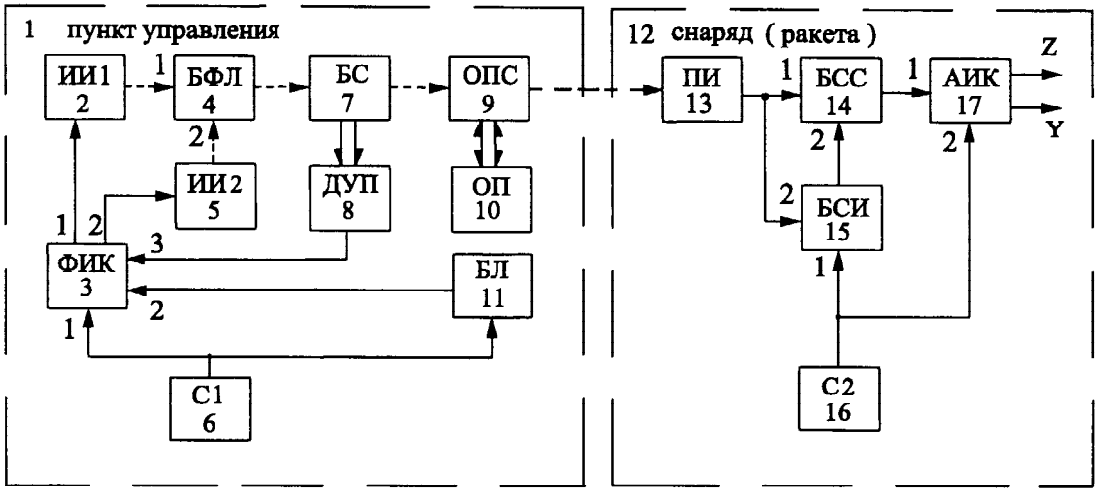
1. Способ наведения по оптическому лучу ракеты, стартующей с подвижного носителя, включающий формирование двух лучей в виде последовательности коротких световых импульсов, проецируемых в пространство в виде полос постоянной ширины, причем полосы перпендикулярны друг другу, последовательное сканирование лучей в пространстве - одного по курсу, другого по тангажу относительно цели ортогонально длине полосы, передачу на ракету информации о

положении лучей в пространстве и выделение в аппаратуре ракеты команд наведения, отличающийся тем, что измеряют изменение угла крена носителя α после старта ракеты, определяют и передают на ракету в последовательности световых импульсов составляющие координат $Y_Л \cdot \cos(\alpha)$ и $Y_Л \cdot \sin(\alpha)$ луча, сканируемого по тангажу, и $Z_Л \cdot \cos(\alpha)$ и $Y_Л \cdot \sin(\alpha)$ луча, сканируемого по курсу, а в аппаратуре ракеты ее координаты $Z_Р$ и $Y_Р$ определяют по зависимостям:

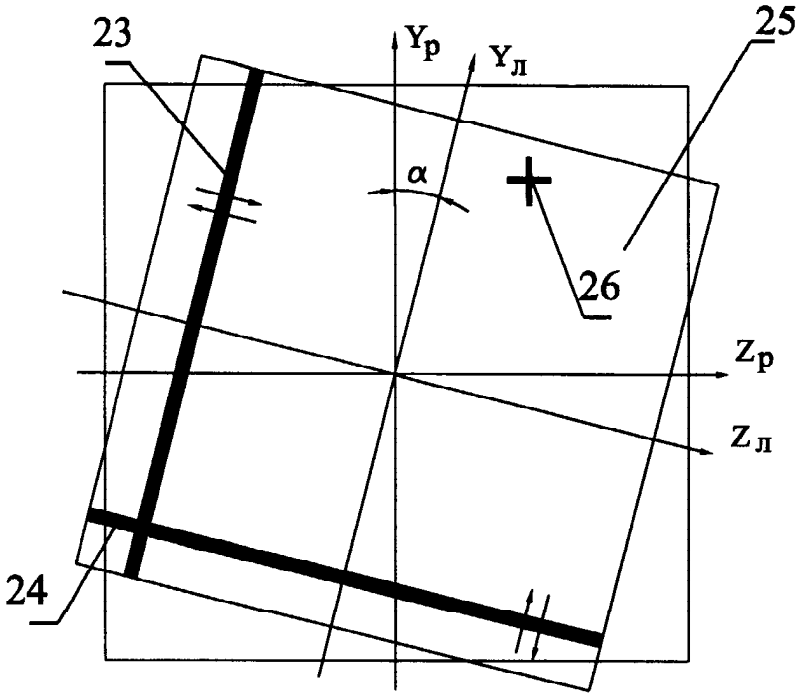
$$Z_Р = Z_Л \cdot \cos(\alpha) + Y_Л \cdot \sin(\alpha),$$

$$Y_Р = Y_Л \cdot \cos(\alpha) - Z_Л \cdot \sin(\alpha).$$

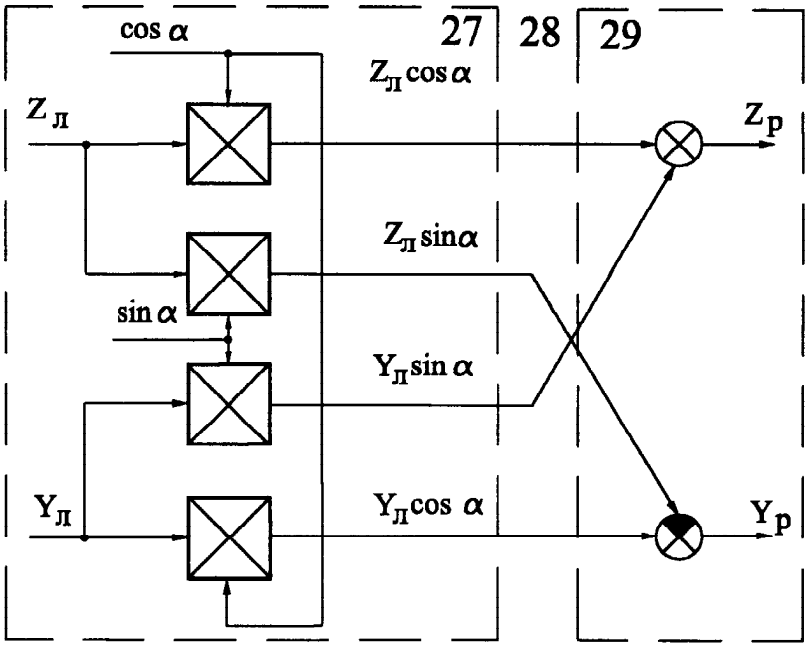
2. Система наведения по оптическому лучу ракеты, стартующей с подвижного носителя, содержащая установленные в аппаратуре носителя первый и второй импульсные источники излучения, блок формирования двух плоских ортогональных лучей, установленный между источниками излучения и блоком сканирования, кинематически связанным с датчиком углового положения, и соединенную с выходом блока сканирования оптическую панкратическую систему, съюстированную с оптическим прицелом, последовательно соединенные блок литерности и формирователь импульсного кода, а также первый синхронизатор, выход которого соединен с синхронизирующими входами блока литерности и формирователя импульсного кода, первый и второй выходы которого соединены со входами соответственно первого и второго источников импульсного излучения, а также расположенные в аппаратуре ракеты последовательно соединенные приемник излучения, оптически связанный с выходом оптической панкратической системы, блок стробирования сигнала и анализатор импульсного кода, последовательно соединенные второй синхронизатор и блок стробирующих импульсов, выход которого соединен со вторым входом блока стробирования сигнала, при этом выход приемника излучения соединен со вторым входом блока стробирующих импульсов, выход второго синхронизатора соединен с синхронизирующим входом анализатора импульсного кода, отличающаяся тем, что введены в аппаратуре носителя последовательно соединенные датчик угла крена носителя и синусно-косинусный функциональный преобразователь, а также блок произведения, первый и второй входы которого соединены с первым и вторым выходами синусно-косинусного функционального преобразователя, третий вход соединен с выходом датчика углового положения, а выход соединен с третьим входом формирователя импульсного кода, и в аппаратуре ракеты введены первый и второй блоки суммирования, входы которых попарно соединены с соответствующими выходами анализатора импульсного кода.


1 пункт управления
ИИ1 2
БФЛ 4
БС 7
ОПС 9
ИИ2 5
ДУП 8
ОП 10
ФИК 3
БЛ 11
С1 6
12 снаряд (ракета)
ПИ 13
БСС 14
АИК 17
БСИ 15
С2 16
Z
Y

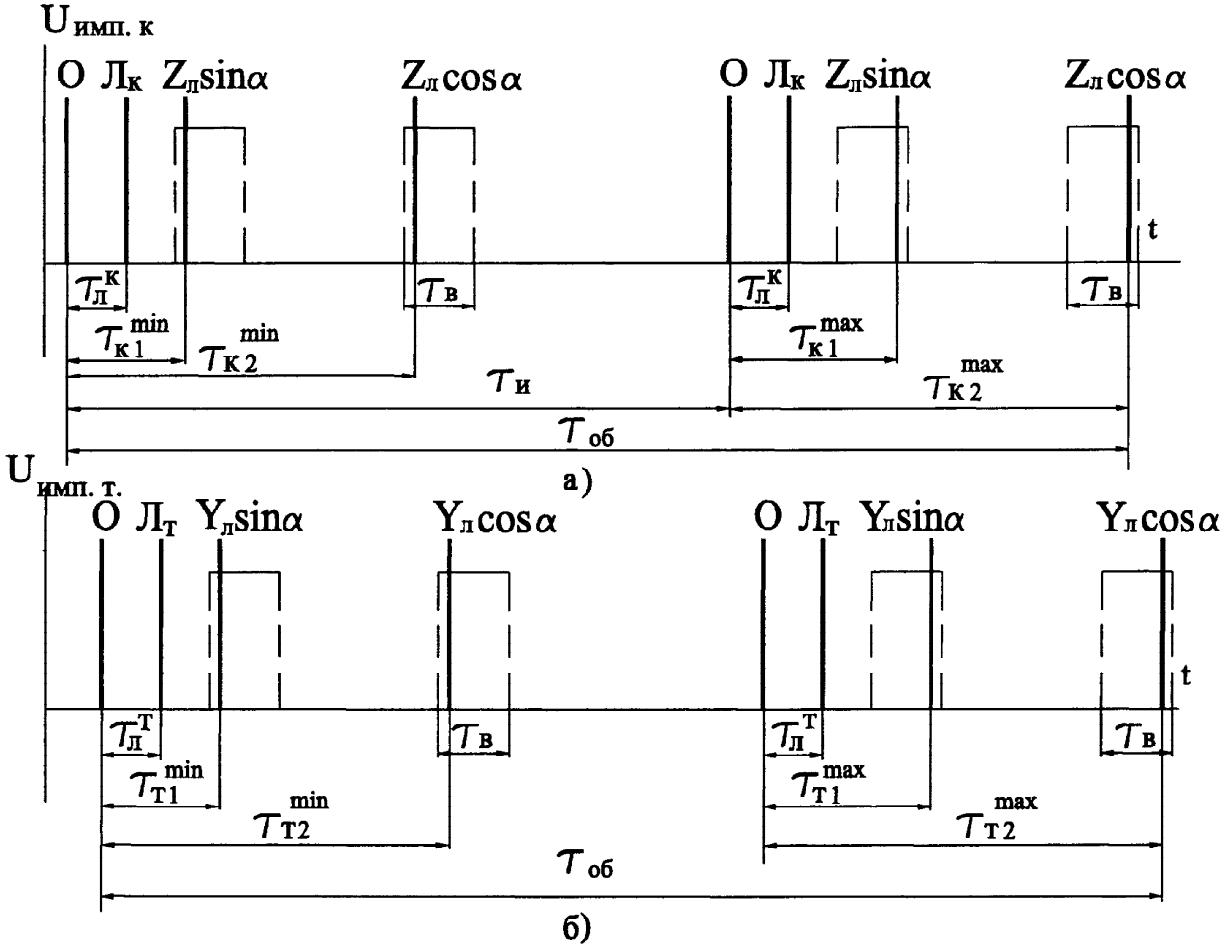
Фиг.1


23
Yр
Yл
25
α
26
Zр
Zл
24

Фиг.3


cos α
27
28
29
Z_Л cos α
Z_Л
Z_р
Z_Л sin α
sin α
Y_Л sin α
Y_Л
Y_Л cos α
Y_р

Фиг.4


U имп. к
О Лк Zлsinα
Zлcosα
О Лк Zлsinα
Zлcosα
t
τ_Л^К
τ_в
τ_Л^К
τ_в
τ_к1^min
τ_к2^min
τ_к1^max
τ_к2^max
τ_и
τ_об
а)
U имп. т.
О Лт Yлsinα
Yлcosα
О Лт Yлsinα
Yлcosα
t
τ_Л^Т
τ_в
τ_Л^Т
τ_в
τ_т1^min
τ_т2^min
τ_т1^max
τ_т2^max
τ_об
б)

Фиг.5