РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ

(19) **RU** (11) **2 406 962** (13) **C2**

(51) МПК
F41G 7/00 (2006.01)
F42B 15/01 (2006.01)

ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ,
ПАТЕНТАМ И ТОВАРНЫМ ЗНАКАМ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(21), (22) Заявка: **2008122084/02, 02.06.2008**

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
02.06.2008

(43) Дата публикации заявки: **10.12.2009**

(45) Опубликовано: **20.12.2010** Бюл. № **35**

(56) Список документов, цитированных в отчете о поиске: **DE 1781098 A1, 11.06.1970. RU 2241950 C1, 10.12.2007. RU 2118784 C1, 10.09.1998. PR 2472167 A1, 26.06.1981. FR 2474682 A, 31.07.1981.**

Адрес для переписки:
300001, г.Тула, ул. Щегловская засека, ГУП "Конструкторское бюро приборостроения"

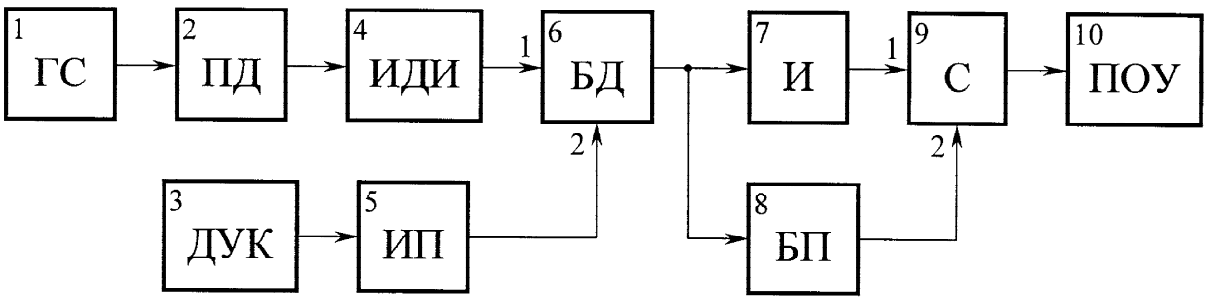
(72) Автор(ы):
Захаров Лев Григорьевич (RU),
Копылов Юрий Дмитриевич (RU),
Кузнецов Юрий Матвеевич (RU),
Чуканов Михаил Николаевич (RU),
Ухабова Ольга Николаевна (RU)

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

(54) СПОСОБ НАВЕДЕНИЯ ВРАЩАЮЩЕЙСЯ ПО УГЛУ КРЕНА РАКЕТЫ, СИСТЕМА НАВЕДЕНИЯ И ПОЗИЦИОННЫЙ ДАТЧИК ДЛЯ ЕГО ОСУЩЕСТВЛЕНИЯ

(57) Реферат:

Изобретение относится к области ракетного вооружения. Технический результат - повышение точности стрельбы вращающихся по углу крена управляемых ракет. Способ наведения включает периодическую выработку электрического сигнала управления, длительность которого соответствует угловому отклонению продольной оси ракеты после старта, и преобразование этого сигнала в отклонение органа управления. Формируют вращающийся вместе с ракетой световой поток, периодически проходящий через отражающие поверхности, жестко связанные с измерительным элементом положения продольной оси ракеты. Причем длительность попадания светового потока на отражающие поверхности соответствует угловому отклонению продольной оси ракеты после старта. Принимают отраженный световой поток, преобразуют его в электрический сигнал, измеряют длительности импульсов отраженного светового потока и в соответствии с этими длительностями вырабатывают электрический сигнал управления. 3 н.п. ф-лы, 3 ил.



Фиг.1

RU 2406962 C2

RU 2406962 C2

RUSSIAN FEDERATION

FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY,
PATENTS AND TRADEMARKS

(19) **RU** (11) **2 406 962** (13) **C2**

(51) Int. Cl.
F41G 7/00 (2006.01)
F42B 15/01 (2006.01)

(12) ABSTRACT OF INVENTION

(21), (22) Application: **2008122084/02, 02.06.2008**

(24) Effective date for property rights:
02.06.2008

(43) Application published: **10.12.2009**

(45) Date of publication: **20.12.2010 Bull. 35**

Mail address:
300001, g.Tula, ul. Shcheglovskaja zaseka, GUP "Konstruktorskoe bjuro priborostroenija"

(72) Inventor(s):
Zakharov Lev Grigor'evich (RU),
Kopylov Jurij Dmitrievich (RU),
Kuznetsov Jurij Matveevich (RU),
Chukanov Mikhail Nikolaevich (RU),
Ukhabova Ol'ga Nikolaevna (RU)

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

(54) GUIDANCE METHOD OF MISSILE ROTATING ALONG CENTRE MARK ANGLE, GUIDANCE SYSTEM AND POSITION SENSOR FOR ITS IMPLEMENTATION

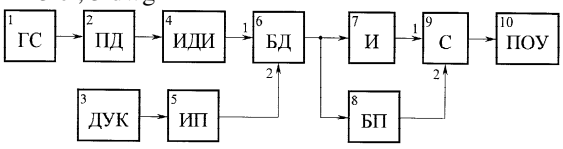
(57) Abstract:

FIELD: weapons and ammunition.

SUBSTANCE: guidance method involves periodic generation of electrical control signal the duration of which corresponds to angular deviation of longitudinal axis of missile after start-up, and conversion of the above signal to deviation of control member. Light flux is formed, which rotates together with the missile and periodically passes through reflecting surfaces rigidly connected to measurement position element of longitudinal missile axis. At that, duration of light flux penetration to reflecting surfaces corresponds to angular deviation of longitudinal missile axis after start-up. Reflected light flux is received and converted to electrical signal, durations of pulses of reflected light flux are measured, and in compliance with those durations the electrical control signal is generated.

EFFECT: improving shooting accuracy of guided missiles rotating along the centre mark angle.

3 cl, 3 dwg



Фиг.1

RU 2406962 C2

RU 2406962 C2

Изобретение относится к области ракетного вооружения, а именно к способам стрельбы управляемыми ракетами, и может быть использовано в комплексах ПТУР и ЗУР.

Одной из задач, решаемых при разработке комплексов вращающихся по углу крена ракет, является повышение точности их наведения на цель, в частности посредством стабилизации ракет по углам тангажа (в вертикальной плоскости) и рыскания (в горизонтальной плоскости).

Известен способ наведения летательного аппарата посредством управления угловым положением его продольной оси (В.А.Бесекерский, Е.П.Попов «Теория систем автоматического регулирования». - М.: Наука, 1972, с.13, 14, рис.1.8), заключающийся в непрерывной выработке электрического сигнала, пропорционального угловому отклонению продольной оси летательного аппарата, и преобразовании этого сигнала в отклонение органа управления (руля).

Система наведения (СН), реализующая этот способ (В.А.Бесекерский, Е.П.Попов «Теория систем автоматического регулирования». - М.: Наука, 1972, с.13, 14, рис.1.8), включает последовательно соединенные гироскоп с потенциометрической схемой, усилитель и рулевую машинку.

СН работает следующим образом. При угловом отклонении летательного аппарата (рассматривается один канал управления, для примера - в горизонтальной плоскости) движок потенциометра, связанный с неподвижным в пространстве гироскопом, смещается с нулевой точки. В результате на усилитель подается напряжение, пропорциональное угловому отклонению продольной оси летательного аппарата. Оно приводит в движение рулевую машинку, а отклонение руля стремится возвратить продольную ось летательного аппарата в требуемое положение. Основным недостатком этого способа и реализующей его СН является недостаточно высокая надежность электромеханического элемента - потенциометра.

Наиболее близким к предлагаемому является способ наведения вращающейся по углу крена ракеты (патент ФРГ №1781098, МПК F41G 7/00, 17.05.1973), заключающийся в периодической выработке электрического сигнала, длительность которого соответствует угловому отклонению продольной оси ракеты после старта, и преобразовании этого сигнала в отклонение органа управления.

СН, реализующая этот способ и выбранная в качестве прототипа (патент ФРГ №1781098, МПК F41G 7/00, 17.05.1973), включает последовательно соединенные гироскоп (ГС), ось ротора которого перед стартом расположена перпендикулярно продольной оси ракеты, и механически связанный с ним позиционный датчик (ПД) положения продольной оси ракеты, а также привод органа управления (ПОУ). ПД жестко связан с корпусом ракеты в плоскости, проходящей через ее продольную ось, и имеет два плоских контактных элемента, выполненных в форме треугольников.

СН работает следующим образом. При вращении ракеты по углу крена контактные элементы ПД периодически соприкасаются с осью ротора ГС, замыкая тем самым электрическую цепь, содержащую ПОУ.

При угловом отклонении продольной оси ракеты изменяется положение контактных элементов ПД относительно неподвижной в пространстве оси ротора ГС, который является измерительным элементом положения продольной оси ракеты. Соответственно изменяется время действия сигнала управления на привод, отклоняющий орган управления ракеты (например, аэродинамический руль или поворотное сопло). Возникающий вследствие воздействия такой команды управляющий момент стремится уменьшить угловое отклонение продольной оси

ракеты до нуля, т.е. осуществляется угловая стабилизация. В такой СН при вертикальном расположении оси ротора ГС происходит стабилизация по углу тангажа, а при горизонтальном - по углу рыскания.

Недостатками этого способа и реализующей его СН являются:

- недостаточно высокая надежность вследствие применения контактных элементов;
- отсутствие учета погрешности возможного ухода ротора ГС непосредственно в момент выстрела ракеты (при ее движении по пусковому контейнеру).

Задачей предлагаемого изобретения является повышение точности наведения управляемых ракет, вращающихся по углу крена, посредством стабилизации углового положения их продольной оси с устранением отмеченных недостатков ближайшего аналога.

Поставленная задача решается за счет того, что по сравнению с известным способом наведения вращающейся по углу крена ракеты, заключающимся в периодической выработке электрического сигнала управления, длительность которого соответствует угловому отклонению продольной оси ракеты после старта и преобразовании этого сигнала в отклонение органа управления, вводятся операции: формируют вращающийся вместе с ракетой световой поток, периодически проходящий через отражающие поверхности, жестко связанные с измерительным элементом положения продольной оси ракеты, причем длительность попадания света на отражающие поверхности соответствует угловому отклонению продольной оси ракеты после старта, принимают отраженный световой поток и преобразуют его в электрический сигнал, измеряют длительности импульсов отраженного света и вырабатывают сигнал управления в соответствии с этими длительностями.

СН вращающейся по углу крена ракеты отличается от известной СН, включающей ГС, ось ротора которого перед стартом расположена перпендикулярно продольной оси ракеты, и механически связанный с ним ПД положения продольной оси ракеты, а также ПОУ, тем, что она снабжена датчиком угла крена (ДУК), измерителем периода (ИП), инвертором (И), блоком деления (БД), блоком памяти (БП), сумматором (С), измерителем длительности импульсов (ИДИ), а ПД выполнен в виде бесконтактного устройства, формирующего световой поток и преобразующего его в электрический сигнал, при этом вход ИДИ соединен с выходом ПД положения продольной оси ракеты, вход ИП соединен с выходом ДУК, вход делимого БД соединен с выходом ИДИ, а вход делителя соединен с выходом ИП, входы И и БП соединены с выходом БД, первый вход С соединен с выходом И, второй вход соединен с выходом БП, а выход соединен с входом ПОУ.

ПД положения продольной оси вращающейся по углу крена ракеты отличается тем, что он выполнен в виде оптронной пары «источник света - приемник света», жестко связанной с корпусом ракеты, и двух отражающих поверхностей, выполненных в форме сферических сегментов, которые при вращении ракеты пересекаются световым потоком оптронной пары, при этом сегменты симметрично закреплены на концах оси ротора гироскопа, а выходом ПД является выход приемника света.

Предлагаемое изобретение поясняется графическим материалом.

Структура предлагаемой СН приведена на фиг.1, где 1 - ГС, 2 - ПД, 3 - ДУК, 4 - ИДИ, 5 - ИП, 6 - БД, 7 - И, 8 - БП, 9 - С, 10 - ПОУ.

На фиг.2 представлен схематический чертеж ПД положения продольной оси ракеты, где 11 - корпус ракеты, 12 - ротор ГС, 13 - источник света, 14 - приемник света, 15 - сферические сегменты.

На фиг.3 представлены типовые сигналы с выходов элементов СН, поясняющие ее работу.

В предлагаемой СН сигнал управления вырабатывается по зависимости

$$U = k\left(\frac{t_0}{T_0} - \frac{t_i}{T_i}\right), \qquad (1)$$

где k - коэффициент передачи, В/единицы;

t_i - значения длительностей импульсов отраженного света, с;

T_i - значения длительностей импульсов, соответствующих периоду вращения ракеты по углу крена, с;

t_0, T_0 - значения длительностей первого после старта ракеты импульса отраженного света и первого импульса, соответствующего периоду вращения ракеты по углу крена, с.

СН работает следующим образом (фиг.1). При угловом отклонении продольной оси ракеты относительно неподвижного в пространстве ГС 1 меняются длительности импульсов отраженного света t_i с выхода ПД 2, измеряемые ИДИ 4. Длительности импульсов T_i с выхода ДУК 3, соответствующих периоду (или части периода) вращения ракеты по углу крена, измеряет ИП 5. Измеренные ИДИ и ИП значения обновляются после измерения очередных импульсов. Эти измеренные значения поступают на БД 6: на его первый вход (вход делимого) - с выхода ИДИ 4, на второй (вход делителя) - с выхода ИП 5. С выхода БД 6 получается сигнал относительной (нормированной) длительности $\frac{t_i}{T_i}$, поступающий в БП 8, где запоминается его первое значение $\frac{t_0}{T_0}$. Во избежание деления на ноль до определения значения T_0 на выходе ИП 5 устанавливается произвольное значение сигнала, не равное нулю.

На С 9 из запомненного в БП 8 сигнала вычитается (с учетом прохождения через И 7) текущее значение относительной длительности $\frac{t_i}{T_i}$, а также осуществляется масштабирование с потребным коэффициентом передачи k.

Полученный согласно зависимости (1) сигнал управления поступает на ПОУ 10. Отклонение органа управления создает момент, который стремится уменьшить угловое отклонение продольной оси ракеты до нуля.

С учетом наличия в конструкции ПД двух отражающих поверхностей обновление информации об угловом отклонении продольной оси ракеты происходит дважды за период вращения по углу крена.

Согласно представленному на фиг.2 схематическому чертежу ПД ось ротора ГС расположена горизонтально; при этом ПД осуществляет измерение угла рыскания ракеты ψ (при вертикальном расположении оси ротора ГС ПД измерял бы угол тангажа ракеты).

Измеренное значение этого угла определяется зависимостью

$$\psi = \arcsin\frac{l_\Phi}{R} - \arcsin\frac{l_{\Phi 0}}{R} \qquad (5)$$

где l_ϕ - расстояние от оси вращения ротора до траектории пересечения световым потоком сферической поверхности сегментов при произвольной величине угла ψ;

$l_{\phi 0}$ - расстояние от оси вращения ротора до траектории пересечения световым потоком сферической поверхности сегментов при нулевом угле ψ;

R - радиус сферической поверхности (центр которой находится в геометрическом

центре ротора ГС).

Учитывая, что для управляемых ракет рассматриваемые углы малы, можно записать

$$\psi \approx \frac{l_{\phi} - l_{\phi 0}}{R}$$

Очевидно, что для предлагаемого способа и ПД диапазон измерения угла рыскания ракеты будет соответствовать величинам l_{ϕ}, изменяющимся от нуля до 0,5 D_o, где D_o - диаметр основания сегмента (фиг.2). При этом максимальные измеренные значения углов рыскания будут

$$\psi_1 \approx \frac{0{,}5D_0 - l_{\phi 0}}{R}; \quad \psi_2 \approx -\frac{l_{\phi 0}}{R}.$$

Для обеспечения симметричного диапазона измерения углов должно выполняться равенство $\psi_1=-\psi_2$, откуда $l_{\phi 0}=0{,}25D_o$ (работоспособность СН сохраняется при любых значениях $l_{\phi 0}$ в диапазоне $(0{,}0\div 0{,}5)D_o$).

Значения измеряемых углов рыскания при $l_{\phi 0}=0{,}25D_o$ и, например, в случае $R=(1{,}0\div 2{,}0)D_o$ будут составлять $\pm(7\div 14)^\circ$. Рабочая зона, где зависимость команды управления от углового отклонения продольной оси ракеты близка к линейной, составляет приблизительно половину от общего диапазона, т.е. в пределах $l_{\phi 0}\pm 0{,}125D_o$.

В предлагаемой СН команда управления формируется в соответствии с длительностью отраженного света относительно первого (калибровочного) импульса, что исключает влияние погрешностей:

- установки оптронной пары «источник света - приемник света», обеспечивающей расстояние $l_{\phi 0}$;

- возможного ухода ротора ГС непосредственно в момент выстрела ракеты (т.е. формируемая команда управления зависит только от истинного углового отклонения продольной оси ракеты).

На фиг.3 представлены виды сигналов для случая отклонения оси ракеты по углу рыскания ψ, например, постоянной величины, которое появляется в течение времени между импульсами t_0 и t_1. Длительность импульсов отраженного света t_1, t_3 с выхода ПД при прохождении первой отражающей поверхности увеличивается относительно длительности t_0 первого импульса, изображенного штриховой линией. Через половину периода вращения ракеты по углу крена при отражении от второй отражающей поверхности длительность импульсов t_2, t_4, наоборот, уменьшается.

В случае, представленном на фиг.3, период обновления информации с выхода ДУК также составляет половину периода вращения ракеты по углу крена, а отношение длительностей $\frac{t_i}{T_i}$ будет соответствовать соотношению $\frac{\alpha}{\pi}$, где α - угол поворота ракеты по крену (в радианах), соответствующий прохождению светового потока по отражающей поверхности и определяемый по зависимости

$$\frac{\alpha}{\pi} = 2\arccos\left[\frac{\sqrt{R^2 - (0{,}5D_o)^2}}{\sqrt{R^2 - l_{\phi}^2}}\right] = \frac{t_i}{T_i} \qquad (3)$$

При угловом отклонении оси ракеты отношение длительностей $\frac{t_i}{T_i}$ изменяется в соответствии с изменением величины l_{ϕ} (уменьшается при увеличении l_{ϕ}, т.е. при удалении от диаметра сегмента).

Коэффициент передачи k (размерность - В/единицы) в зависимости (1), устанавливаемый на сумматоре 9, определяется следующим образом.

Потребный коэффициент передачи всей СН $k_{СН}$ (размерность - градус отклонения руля/градус угла рыскания) определяется при проектировании СН и может быть выражен как

$$k_{СН}=k_{ПОУ}kk_{ПД},$$

откуда

$$k = \frac{k_{сн}}{k_{поу}k_{пд}},$$

где $k_{ПОУ}$ - известный коэффициент передачи ПОУ (размерность - градус отклонения руля/В);

$k_{ПД}$ - коэффициент передачи ПД (размерность - единицы/градус угла рыскания), определяемый по зависимостям (2), (3) в линейной зоне работы ПД (как указано выше, при $1_{ф0}\pm 0{,}125D_o$). Т.е. при известных конструктивных размерах R и D_o из зависимости (2) определяется угол рыскания, а из зависимости (3) значение $\frac{t_i}{T_i}$, соответствующие отклонениям $1_ф$ относительно $1_{ф0}$.

Значение команды управления U, выработанное СН по зависимости (1), получается знакопеременным (изменяется на каждой половине периода) и приблизительно одинаковой величины по модулю при постоянном угловом отклонении (что, как показано выше, обеспечивается линейностью характеристики при выбранном в конструкции ПД соотношении размеров). Знакопеременность команды управления U означает, что этот сигнал фактически промодулирован вращением ракеты по углу крена, вследствие чего он без каких-либо преобразований может быть подан на ПОУ, работающий в связанной с вращающейся ракетой системе координат.

В качестве ГС, ПОУ могут использоваться устройства, представленные в ближайшем аналоге.

В качестве ДУК может быть использован гироскопический ДУК, представленный в патенте RU №2184921, МПК^7 F41G 7/00, F42B 15/01, от 03.04.2000. Он представляет собой тот же самый ГС в карданове подвесе, с наружной рамкой которого жестко соединен ламельный коллектор, а с корпусом ракеты жестко связаны токосъемники (в бесконтактном варианте исполнения с наружной рамкой ГС связана экранирующая маска, а с корпусом ракеты - оптронные пары).

В качестве С (а также И), БД, БП могут быть использованы схемы, представленные в книге Тетельбаум И.М., Шнейдер Ю.Р. «400 схем для АВМ». - М.: Энергия, 1978 соответственно на с.24, 53, 124.

В качестве ИДИ, ИП может быть использован преобразователь КР1108ПП1, представленный в книге «Массовая библиотека инженера «Электроника», В/К 41 на с.90, рис.56.

С, И, БД, БП, ИДИ, ИП могут быть также реализованы на программном уровне с помощью микропроцессорных структур, например на микропроцессоре типа 1830 ВЕ 31.

В качестве источника света в ПД может быть использован светодиод типа 3Л107Б. В качестве приемника света в ПД может быть использован фотодиод типа КФДМ Гр.А.

Преимуществами предлагаемой группы изобретений являются:

- повышение надежности за счет применения бесконтактного ПД;

- повышение точности за счет исключения влияния погрешности возможного ухода ротора ГС непосредственно в момент выстрела ракеты (при ее движении по пусковому контейнеру) и погрешности установки оптронной пары «источник света - приемник света».

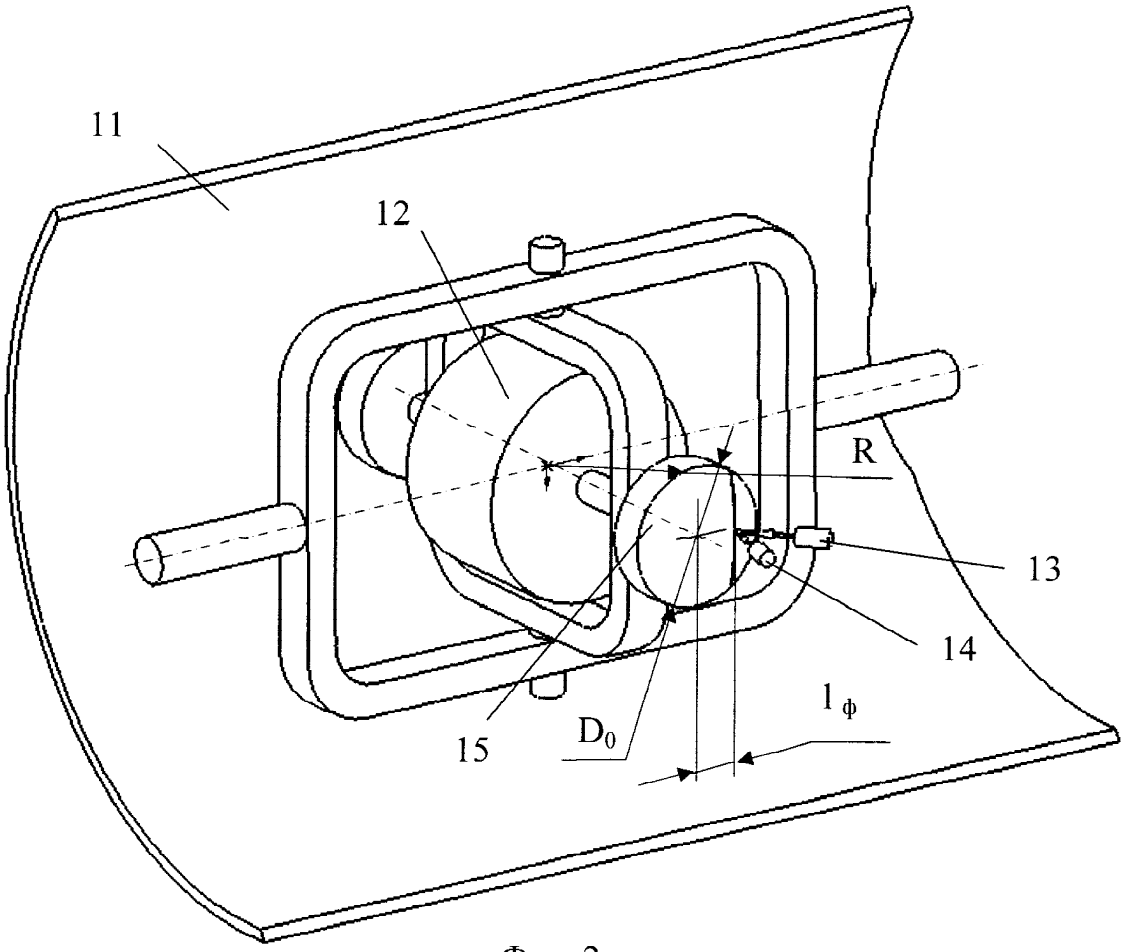
Предлагаемая группа изобретений может применяться как для стабилизации ракет по угловому отклонению в течение всего полета, так и в качестве дополнительной цепи угловой коррекции на начальном участке полета в телеуправляемых ракетах, наводящихся на цель методом совмещения (методом «трех точек»).

Формула изобретения

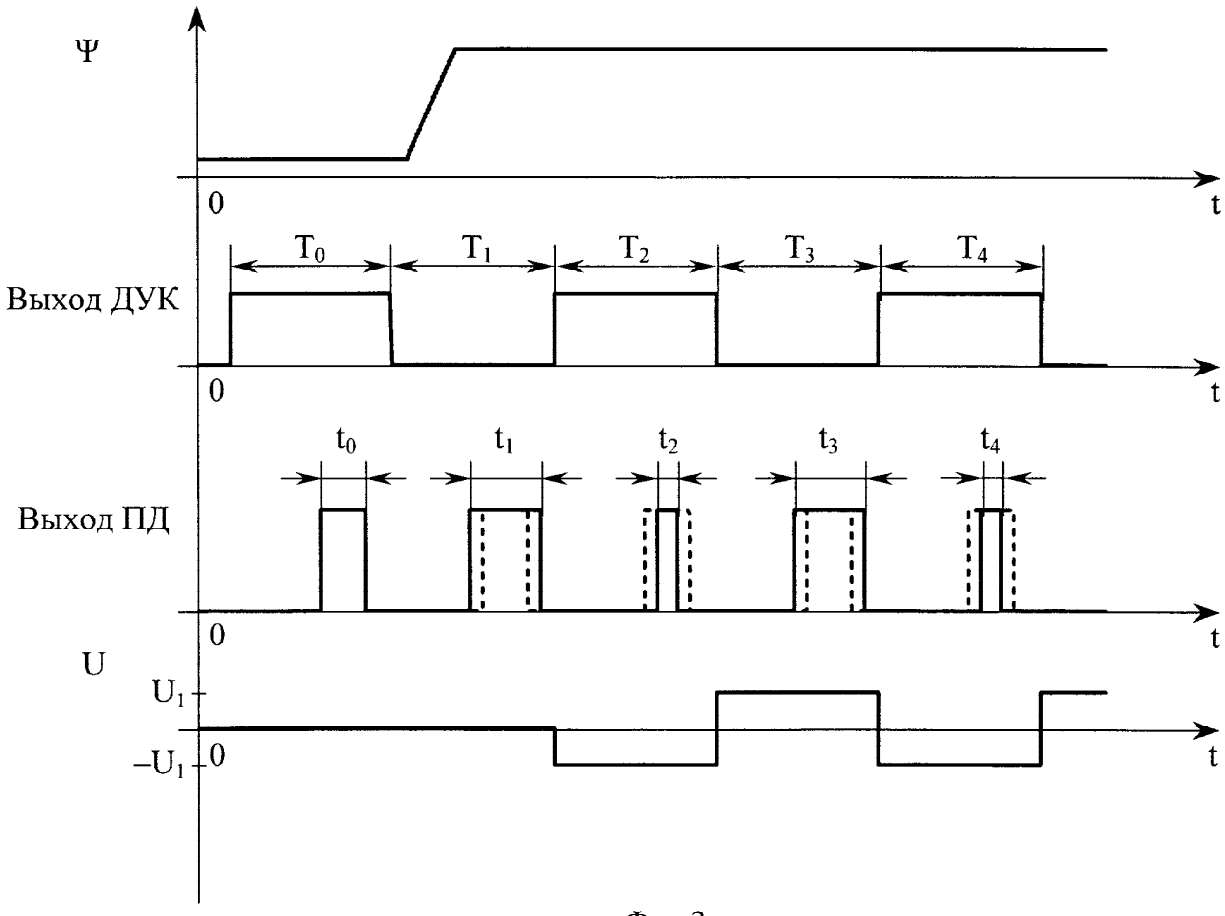
1. Способ наведения вращающейся по углу крена ракеты, включающий периодическую выработку электрического сигнала управления, длительность которого соответствует угловому отклонению продольной оси ракеты после старта, и преобразование этого сигнала в отклонение органа управления, отличающийся тем, что формируют вращающийся вместе с ракетой световой поток, периодически проходящий через отражающие поверхности, жестко связанные с измерительным элементом положения продольной оси ракеты, причем длительность попадания светового потока на отражающие поверхности соответствует угловому отклонению продольной оси ракеты после старта, принимают отраженный световой поток, преобразуют его в электрический сигнал, измеряют длительности импульсов отраженного светового потока и в соответствии с этими длительностями вырабатывают электрический сигнал управления.

2. Система наведения вращающейся по углу крена ракеты, содержащая гироскоп, ось ротора которого перед стартом ракеты расположена перпендикулярно продольной оси ракеты, и механически связанный с ним позиционный датчик положения продольной оси ракеты, а также привод органа управления, отличающаяся тем, что она снабжена датчиком угла крена, измерителем периода, инвертором, блоком деления, блоком памяти, сумматором, измерителем длительности импульсов, а позиционный датчик выполнен в виде бесконтактного устройства, формирующего световой поток и преобразующего его в электрический сигнал, при этом вход измерителя длительности импульсов соединен с выходом позиционного датчика положения продольной оси ракеты, вход измерителя периода соединен с выходом датчика угла крена, вход делимого блока деления соединен с выходом измерителя длительности импульсов, а вход делителя соединен с выходом измерителя периода, входы инвертора и блока памяти соединены с выходом блока деления, первый вход сумматора соединен с выходом инвертора, второй вход соединен с выходом блока памяти, а выход соединен с входом привода органа управления.

3. Позиционный датчик положения продольной оси вращающейся по углу крена ракеты, отличающийся тем, что он выполнен в виде оптронной пары «источник света - приемник света», жестко связанной с корпусом ракеты, и двух отражающих поверхностей, выполненных в форме сферических сегментов, которые при вращении ракеты пересекаются световым потоком оптронной пары, при этом сегменты симметрично закреплены на концах оси ротора гироскопа, а выходом датчика является выход приемника света.


11
12
R
13
14
15
D0
l ф

Фиг. 2


Ψ
0
t
T0
T1
T2
T3
T4
Выход ДУК
0
t
t0
t1
t2
t3
t4
Выход ПД
0
t
U
U1
–U1
0
t

Фиг.3