РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ

(19) **RU** (11) **2 294 515** (13) **C1**

(51) МПК
F41G 7/24 (2006.01)

ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ,
ПАТЕНТАМ И ТОВАРНЫМ ЗНАКАМ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(21), (22) Заявка: **2005126582/02, 22.08.2005**

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
22.08.2005

(45) Опубликовано: **27.02.2007 Бюл. № 6**

(56) Список документов, цитированных в отчете о поиске: **КУЗОВКОВ Н.Т. Системы стабилизации летательных аппаратов. - М.: Высшая школа, 1976, с.236-238, рис.7.16. RU 2118784 C1, 10.09.1998. FR 2472167 A1, 26.06.1981. FR 2474682 A1, 31.07.1981.**

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

(72) Автор(ы):
Шипунов Аркадий Георгиевич (RU),
Морозов Владимир Иванович (RU),
Чуканов Михаил Николаевич (RU),
Ухабова Ольга Николаевна (RU)

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

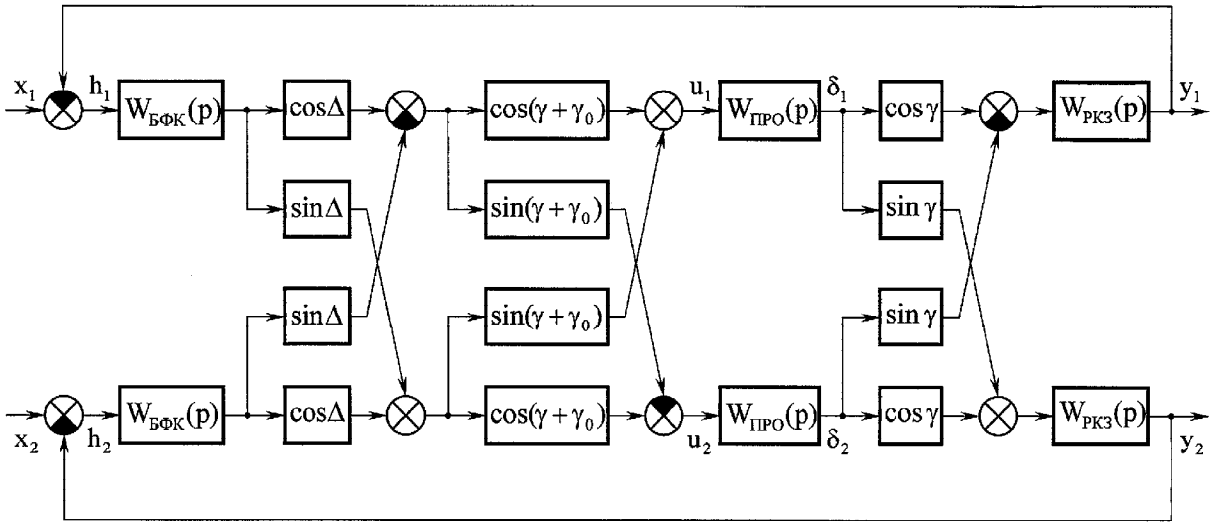
(54) СПОСОБ И СИСТЕМА НАВЕДЕНИЯ ВРАЩАЮЩЕЙСЯ РАКЕТЫ

(57) Реферат:

Изобретение относится к области разработки СН ракет и может быть использовано в комплексах противотанковых и зенитных управляемых ракет. Технический результат - повышение точности стрельбы вращающимися по углу крена ракетами. Сущность изобретения заключается в компенсации знакопеременных расфазировок за счет формирования команд управления в вертикальном канале - пропорционально не только вертикальному, но и горизонтальному отклонениям ракеты, а в горизонтальном канале - пропорционально не только горизонтальному, но и вертикальному отклонениям. Способ заключается в формировании излучения, приеме аппаратурой управления ракеты этого излучения, формировании сигналов, пропорциональных рассогласованию между ракетой и осью луча в вертикальной и горизонтальной плоскостях, модуляции сигналов рассогласования периодическими по углу крена, сдвинутыми друг относительно друга на угол $\pi/2$ опорными сигналами, формировании сигналов управления в связанной с вращающейся ракетой системе координат и преобразовании полученных сигналов управления в отклонения рулевых органов. Перед модуляцией сигнал, пропорциональный рассогласованию между ракетой и осью луча в вертикальной плоскости, усиленный с коэффициентом k_1, суммируют с сигналом, пропорциональным рассогласованию между ракетой и осью луча в горизонтальной плоскости, ослабленным с коэффициентом k_2, а сигнал, пропорциональный рассогласованию между ракетой и осью луча в горизонтальной плоскости, усиленный с коэффициентом k_1, суммируют с сигналом, пропорциональным рассогласованию между ракетой и осью луча в вертикальной плоскости, ослабленным с коэффициентом k_2, причем коэффициенты k_1, k_2 вычисляют по заданным математическим зависимостям. 2 н.п. ф-лы, 3 ил.

RU 2294515 C1

RU 2294515 C1



Фиг.1

RU 2294515 C1

RU 2294515 C1

RUSSIAN FEDERATION

FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY,
PATENTS AND TRADEMARKS

(19) **RU** (11) **2 294 515** (13) **C1**

(51) Int. Cl.
F41G 7/24 (2006.01)

(12) ABSTRACT OF INVENTION

(21), (22) Application: **2005126582/02, 22.08.2005**

(24) Effective date for property rights: **22.08.2005**

(45) Date of publication: **27.02.2007 Bull. 6**

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

(72) Inventor(s):
Shipunov Arkadij Georgievich (RU),
Morozov Vladimir Ivanovich (RU),
Chukanov Mikhail Nikolaevich (RU),
Ukhabova Ol'ga Nikolaevna (RU)

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

(54) METHOD OF GUIDANCE AND GUIDANCE SYSTEM OF SPIN-STABILIZED MISSILE

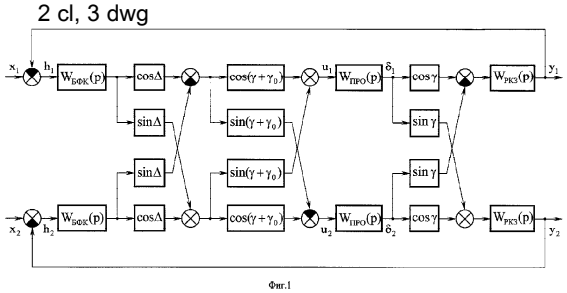
(57) Abstract:

FIELD: development of the missile guidance systems, applicable in complexes of antitank and antiaircraft guided missiles.

SUBSTANCE: the method consists in compensation of variable-sign dephasings due to formation of the control commands in the vertical channel-proportionally not only to the vertical missile deviation, but also to the horizontal deviation, and in the horizontal channel-proportionally not only to the horizontal deviation, but also to the vertical deviation. The method consists in formation of radiation, reception of this radiation by the missile control equipment, formation of signals proportional to the misalignment between the missile and the beam axis in the vertical the missile and the beam axis in the vertical and horizontal planes, modulation of the misalignment signals periodic in the roll angle, shifted relative to each other by angle $\pi/2$ by reference signals, formation of the control signals in the coordinate system coupled to the spin-stabilized missile and transformation of the obtained control signals to the deflections of the controls. Prior to modulation, the signal proportional to the misalignment between the missile and the beam axis in the vertical plane amplified with coefficient k_1 is summed up with the signal proportional to the misalignment between the missile and the beam axis in the horizontal plane attenuated with coefficient k_2, and the signal proportional to the misalignment between the missile and the beam axis in the horizontal plane amplified with coefficient k_1 is summed up with the signal proportional to the misalignment between the missile and the beam axis in the vertical plane attenuated with coefficient k_2, coefficients k_1, k_2 are calculated according to the preset mathematical dependences.

EFFECT: enhanced accuracy of fire by roll-stabilized missiles.

2 cl, 3 dwg



Фиг.1

RU 2294515 C1

RU 2294515 C1

Изобретение относится к области разработки систем наведения (СН) ракет и может быть использовано в комплексах ПТУР и ЗУР.

Одной из задач, решаемых при разработке СН вращающихся по углу крена ракет, является повышение точности наведения за счет компенсации фазовой связи (расфазировки), возникающей при угловом рассогласовании осей измерительной (связанной с определением координат ракеты) и опорной (относительно которой осуществляется измерение угла крена ракеты) систем координат. СН ракеты правильно отрабатывает ошибку в положении ракеты при параллельности осей указанных систем координат. В процессе наведения ракеты на цель может происходить нарушение взаимной ориентации систем координат при наличии расфазировки. Расфазировка ухудшает устойчивость системы, увеличивая колебательность процесса наведения, и приводит к снижению точности наведения и вероятности попадания ракеты в цель.

Известен способ наведения вращающейся ракеты, заключающийся в формировании модулированного лазерного излучения, приеме аппаратурой управления ракеты этого излучения, формировании сигнала, пропорционального координатам ракеты относительно оси луча, формировании сигналов управления посредством преобразования сигналов, пропорциональных координатам ракеты и связанных с лучом лазера, в сигналы в системе координат, связанной с вращающейся ракетой, и преобразовании сигналов управления в отклонения рулей (патент RU №2107879, МПК^6 F 41 G 7/00, 7/24, 07.12.94).

СН, реализующая этот способ, включает источник модулированного излучения на пусковой установке и управляемую ракету. Аппаратура управления ракеты принимает модулированное лазерное излучение, вырабатывает сигналы, пропорциональные ее отклонениям относительно центра излучения (оси луча), и формирует команды управления рулями в связанной с вращающейся ракетой системе координат. Отклонения рулей вызывают соответствующие ускорения ракеты и возвращают ее к оси луча.

Недостатком этого способа является отсутствие каких-либо мер, направленных на уменьшение чувствительности СН к расфазировкам.

Наиболее близким к предлагаемому является способ наведения, заключающийся в формировании излучения, приеме аппаратурой управления ракеты этого излучения, формировании сигналов, пропорциональных рассогласованию между ракетой и осью луча в вертикальной и горизонтальной плоскостях, модуляции сигналов рассогласования периодическими по углу крена, сдвинутыми друг относительно друга на угол $\pi/2$ опорными сигналами, формировании сигналов управления в связанной с вращающейся ракетой системе координат и преобразовании полученных сигналов управления в отклонения рулевых органов (Кузовков Н.Т. Системы стабилизации летательных аппаратов (баллистических и зенитных ракет). М.: Высшая школа, 1976, с.236-238, рис.7.16).

СН, реализующая этот способ, включает источник излучения (ИИ) на пусковой установке, оптически связанный с ним приемник излучения (ПИ) на ракете, блок формирования вертикальной координаты (БФВК) и блок формирования горизонтальной координаты (БФГК), входы которых соединены с выходом ПИ, первый и второй синусно-косинусные преобразователи (СКП), первые входы которых соединены с датчиком угла крена (ДУК) ракеты, а вторые входы с выходами соответственно БФВК и БФГК, первый и второй суммирующие усилители, первые входы которых соединены с первыми - косинусными выходами соответственно первого и второго СКП, а вторые входы соединены со вторыми - синусными выходами соответственно первого и второго СКП, первый привод рулевого органа (ПРО) и второй ПРО, входы которых соединены соответственно с выходами первого и второго суммирующих усилителей. В качестве СКП в ближайшем аналоге используются синусно-косинусные вращающиеся трансформаторы.

СН работает следующим образом. БФВК и БФГК формируют электрические сигналы, пропорциональные линейным рассогласованиям между ракетой и осью луча в вертикальной h_1 (в источнике информации h_2) и горизонтальной h_2 в источнике информации h_1) плоскостях. Модуляция сигналов линейных рассогласований опорными гармоническими сигналами частотой вращения ракеты по крену, сдвинутыми друг относительно друга на

угол $\pi/2$, осуществляется двумя СКП. Сигналы управления в связанной системе координат имеют вид:

$u_1 = kh_1 \cos\gamma + kh_2 \sin\gamma$;

$u_2 = kh_2 \cos\gamma - kh_1 \sin\gamma$,

где k - коэффициент пропорциональности БФВК и БФГК;

γ - угол крена ракеты, измеренный датчиком угла крена.

Полученные сигналы u_1, u_2 поступают на обмотки управления ПРО. Отклонения рулей ПРО возвращают ракету (как объект управления) к оси луча при наличии рассогласований.

Недостатком этого способа также является отсутствие каких-либо мер, направленных на уменьшение чувствительности СП к расфазировкам. Среднее значение априорно известной расфазировки может быть скомпенсировано разворотом на постоянный угол γ_0 опорной системы координат, в ближайшем аналоге - разворотом осей обмоток статора синусно-косинусных вращающихся трансформаторов относительно осей вращения рулей (Кузовков Н.Т. Системы стабилизации летательных аппаратов (баллистических и зенитных ракет). М., Высшая школа, 1976, с.246). При этом компенсируется расфазировка только определенной величины и одного знака.

Причинами возникновения расфазировок между осями измерительной и опорной систем координат в процессе работы СП являются:

- уход наружной рамки гироскопического ДУК в процессе полета ракеты;
- изменение углового положения измерительной системы координат при стрельбе с движущегося носителя.

Фазовая связь в СН также возникает при угловом рассогласовании исполнительной системы координат (связанной с отработкой команд управления ПРО) относительно опорной системы координат вследствие:

- разброса частоты вращения ракеты по крену относительно номинального значения из-за наличия допусков на элементы конструкции ракеты;
- разброса параметров ПРО, вызывающего разброс времени его срабатывания.

Для большинства рассматриваемых СН возможный диапазон изменения расфазировок априорно известен. Так, например, при стрельбе малогабаритными ПТУР с наземного носителя диапазон изменения его угла крена составляет $\pm 15^\circ$, максимальный уход наружной рамки ДУК может достигать $\pm(5\text{-}8)^\circ$, разброс фазового запаздывания ПРО относительно среднего значения составляет $\pm(5\text{-}7)^\circ$, а суммарная расфазировка в наихудшем сочетании при этом составит $\pm(25\text{-}30)^\circ$. Такие расфазировки являются знакопеременными (т.е. возможно наличие углового рассогласования как одного, так и другого знака), что не дает возможности известными способами (компенсация фазовой связи одного знака и определенной величины) снизить чувствительность СН к расфазировкам в процессе полета и улучшить процесс наведения ракет.

Задачей предлагаемого изобретения является повышение точности наведения ракет за счет полной или частичной компенсации возникающих в процессе полета знакопеременных расфазировок, изменяющихся в известных пределах.

Поставленная задача решается за счет того, что по сравнению с известным способом, заключающимся в формировании излучения, приеме аппаратурой управления ракеты этого излучения, формировании сигналов, пропорциональных рассогласованию между ракетой и осью луча в вертикальной и горизонтальной плоскостях, модуляции сигналов рассогласования периодическими по углу крена, сдвинутыми друг относительно друга на угол $\pi/2$ опорными сигналами, формировании сигналов управления в связанной с вращающейся ракетой системе координат и преобразовании полученных сигналов управления в отклонения рулевых органов, в предлагаемом способе перед модуляцией сигнал, пропорциональный рассогласованию между ракетой и осью луча в вертикальной плоскости, усиленный с коэффициентом k_1, суммируют с сигналом, пропорциональным рассогласованию между ракетой и осью луча в горизонтальной плоскости, ослабленным с коэффициентом k_2, а сигнал, пропорциональный рассогласованию между ракетой и осью

луча в горизонтальной плоскости, усиленный с коэффициентом k_1, суммируют с сигналом, пропорциональным рассогласованию между ракетой и осью луча в вертикальной плоскости, ослабленным с коэффициентом k_2, причем коэффициенты k_1, k_2 устанавливают по зависимостям:

$$k_1 = \frac{1}{\cos\Delta};$$

$$k_2 = |\mathrm{tg}\Delta|,$$

где Δ - угловое рассогласование между осями измерительной системы координат, связанной с определением сигналов рассогласования, и опорной системы координат, относительно которой измеряется угол крена, а диапазон изменения величины Δ ограничивают в пределах $\pm 30^\circ$.

В СН вращающейся ракеты, реализующую этот способ, по сравнению с известной СН, включающей ИИ на пусковой установке, оптически связанный с ним ПИ, БФВК и БФГК, входы которых соединены с выходом ПИ, первый и второй СКП, первые входы которых соединены с ДУК ракеты, первый и второй суммирующие усилители, первые входы которых соединены с первыми - косинусными выходами соответственно первого и второго СКП, а вторые входы соединены со вторыми - синусными выходами соответственно второго и первого СКП, первый и второй ПРО, входы которых соединены с выходами соответственно первого и второго суммирующих усилителей, введены третий и четвертый суммирующие усилители, первые входы которых соединены с выходами соответственно БФВК и БФГК, вторые входы соединены с выходами соответственно БФГК и БФВК, а выходы соединены со вторыми входами соответственно первого и второго СКП, причем коэффициенты усиления третьего и четвертого суммирующих усилителей равны между собой по своим первым входам и равны между собой по своим вторым входам.

Отличительной особенностью предлагаемого способа и реализующего его устройства является формирование команды управления в каждом из каналов (вертикальном или горизонтальном) пропорционально рассогласованию не только в "своем" канале, но и в "чужом", причем рассогласование "своего" канала усиливается, а "чужого" - ослабляется.

Дополнительные операции усиления (ослабления) сигналов, пропорциональных рассогласованию между ракетой и осью луча в вертикальной и горизонтальной плоскостях, и их суммирования эквивалентны введению в СН симметричной перекрестной связи (СПС) между каналами с коэффициентами передачи k_1 в прямых цепях и k_2 в перекрестных цепях.

Для определения потребных коэффициентов k_1 и k_2 СПС рассматривается структурная схема СН ракеты с использованием передаточных функций (ПФ) ее элементов. Она представлена на фиг.1, где приняты следующие обозначения:

$W_{Бфк}(p)$, $W_{ПРО}(p)$, $W_{ркз}(p)$ - ПФ блоков формирования координаты (БФВК, БФГК), ПРО, ракеты и кинематического звена соответственно;

$p = \frac{d}{dt}$ - оператор дифференцирования по времени;

x_1, x_2 - входные сигналы СН (координаты положения оси луча) соответственно в вертикальной и горизонтальной плоскостях;

y_1, y_2 - выходные сигналы СН (координаты ракеты) соответственно в вертикальной и горизонтальной плоскостях;

γ_0 - априорно известное значение средней величины расфазировки в СН (например, номинальное значение фазового запаздывания ПРО).

Для разомкнутой СН при наличии расфазировки Δ и компенсации фазового запаздывания ПРО углом упреждения γ_0 ПФ имеет вид:

$$W(p) = W_0(p)e^{j\Delta}, \qquad (1)$$

где $W_0(p)=W_{БФК}(p)W_{ПРО}(P)W_{РКЗ}(p)$; $j = \sqrt{-1}$.

Приведенная структурная схема СН согласно (1) с учетом наличия СПС с

коэффициентами k_1 и k_2 между вертикальным и горизонтальным каналами представлена на фиг.2. Связь между комплексной выходной координатой $\bar{y} = y_1 + jy_2$ и комплексной входной координатой $\bar{x} = x_1 + jx_2$ в соответствии с фиг.2 может быть представлена в виде:

$$\bar{y} = \Phi_1(p)\bar{x} + \Phi_2(p)\bar{x}^*,$$

где $\Phi_1(p) = \dfrac{\left|\bar{\nu} + (\bar{\nu}\bar{\nu}^* - \bar{\mu}\bar{\mu}^*)W_0(p)\right|W_0(p)}{D(p)}$, $\Phi_1(p) = \dfrac{\bar{\mu}W_0(p)}{D(p)}$ - ПФ СН по координате $\bar{x}$ и по комплексно-сопряженной ей координате $\bar{x}^*$ (здесь и далее комплексное сопряжение обозначено верхним индексом "*"), в

которых $D(p) = 1 + (\bar{\nu} + \bar{\nu}^*)W_0(p) + (\bar{\nu}\bar{\nu}^* - \bar{\mu}\bar{\mu}^*)W_0^2(p)$; $\bar{\nu} = k_1 e^{j\Delta}$; $\bar{\mu} = jk_1 e^{j\Delta}$.

Устойчивость такой СН определяется единым характеристическим уравнением (Бесекерский В.А., Попов Е.П. Теория систем автоматического регулирования. М.: Наука, 1972, с.106, 107, 135)

$D(p)=0$,

которое для рассматриваемого случая запишется в виде:

$$D(p) = 1 + 2k_1\cos\Delta\ W_0(p) + (k_1^2 - k_2^2)W_0^2(p) = 0 \qquad (2)$$

При отсутствии расфазировки ($\Delta=0$) и СПС ($k_1=1$, $k_2=0$) характеристическое уравнение (2) принимает вид:

$$(1 + W_0(p))^2 = 0 \qquad (3)$$

Очевидно, что при одновременном выполнении условий

$$k_1\cos\Delta = 1 \qquad (4)$$

$$k_1^2 - k_2^2 = 1 \qquad (5)$$

система с СПС между каналами при наличии расфазировки Δ будет иметь характеристическое уравнение вида (3) и степень устойчивости этой системы останется такой же, как и для системы при отсутствии фазовой связи, т.е. введение в СН СПС исключает влияние расфазировки на устойчивость системы. Совместное решение уравнений (4) и (5) позволяет найти значения коэффициентов k_1 и k_2, обеспечивающих точную компенсацию фазовой связи величиной Δ любого знака:

$$\begin{aligned} k_1 &= \frac{1}{\cos\Delta}; \\ k_2 &= \left|\operatorname{tg}\Delta\right| \end{aligned} \qquad (6)$$

Например, при необходимости компенсации фазовой связи величиной как +15°, так и -15° значения коэффициентов должны устанавливаться равными 1,04 и 0,27.

Структура предлагаемой СН пояснена на фиг.3, где представлены соединенные оптической связью ИИ 1 и ПИ 2 (все остальные связи - электрические), БФВК 3 и БФГК 4, входы которых соединены с выходом ПИ 2, первый СКП (СКП1) 7 и второй СКП (СКП2) 8, первые входы которых соединены с ДУК 9, первый суммирующий усилитель СУ1 10 и второй суммирующий усилитель СУ2 11, первые входы которых соединены с первыми - косинусными выходами соответственно СКП1 7 и СКП2 8, а вторые входы соединены со вторыми - синусными выходами соответственно СКП2 8 и СКП1 7, первый привод рулевого органа ПРО1 12 и второй привод рулевого органа ПРО2 13, входы которых соединены с выходами соответственно СУ1 10 и СУ2 11, а также третий суммирующий усилитель СУ3 5 и четвертый суммирующий усилитель СУ 4 6, первые входы которых соединены с выходами соответственно БФВК 3 и БФГК 4, вторые входы соединены с выходами соответственно БФГК 4 и БФВК 3, а выходы соединены со вторыми входами соответственно СКП1 7 и СКП2 8.

В качестве суммирующего усилителя может быть использована схема, представленная в книге Тетельбаума И.М., Шнейдера Ю.Р. 400 схем для АВМ. - М.: Энергия, 1978, с.24.

В качестве остальных элементов могут быть использованы устройства, представленные в ближайшем аналоге.

Наиболее простым вариантом реализации в СН предлагаемого способа является введение в бортовую аппаратуру ракеты СПС между каналами с постоянными коэффициентами передачи согласно (6) при априорном определении величины компенсируемой расфазировки Δ. Эти коэффициенты передачи устанавливают на третьем суммирующем усилителе СУ3 5 и четвертом суммирующем усилителе СУ4 6 (k_1 - по их первым входам, а k_2 - по их вторым входам).

При наличии на носителе датчика его угла крена и возможности передачи информации об измеряемом угле крена на ракету (или, например, при наличии на борту ракеты устройств измерения времени запаздывания ПРО и частоты вращения по крену) возможны непрерывное определение переменной по полету расфазировки и, соответственно, сигналов k_1, k_2, модуляция ими сигналов рассогласования в вертикальной и горизонтальной плоскостях.

Ограничение величины компенсируемой расфазировки Δ (а соответственно, и величин коэффициентов k_1, k_2) в пределах $\pm 30^\circ$ определяется исходя из максимально возможных ее реальных значений в СН. Как указано выше, в наихудшем случае суммарная расфазировка не превышает $\pm 30^\circ$.

Введение в предлагаемом способе дополнительных операций усиления сигналов в прямых цепях и ослабления сигналов в перекрестных цепях и их суммирования не приводит к ухудшению качества процессов наведения в СН при появлении расфазировок величиной больше или меньше выбранной для компенсации (в том числе, и при отсутствии расфазировок вообще) по сравнению с известным способом.

Применение предлагаемого способа наведения вращающейся по углу крена ракеты позволяет повысить точность наведения в условиях наличия расфазировок в СН любого знака, независимо от причин их возникновения.

Формула изобретения

1. Способ наведения вращающейся ракеты, включающий формирование излучения, прием аппаратурой управления ракеты этого излучения, формирование сигналов, пропорциональных рассогласованию между ракетой и осью луча в вертикальной и горизонтальной плоскостях, модуляцию сигналов рассогласования периодическими по углу крена, сдвинутыми относительно друг друга на угол $\pi/2$ опорными сигналами, формирование сигналов управления в связанной с вращающейся ракетой системе координат и преобразование полученных сигналов управления в отклонения рулевых органов, отличающийся тем, что перед модуляцией сигнал, пропорциональный рассогласованию между ракетой и осью луча в вертикальной плоскости, усиленный с коэффициентом k_1, суммируют с сигналом, пропорциональным рассогласованию между ракетой и осью луча в горизонтальной плоскости, ослабленным с коэффициентом k_2, а сигнал, пропорциональный рассогласованию между ракетой и осью луча в горизонтальной плоскости, усиленный с коэффициентом k_1, суммируют с сигналом, пропорциональным рассогласованию между ракетой и осью луча в вертикальной плоскости, ослабленным с коэффициентом k_2, причем коэффициенты k_1, k_2 устанавливают по зависимостям:

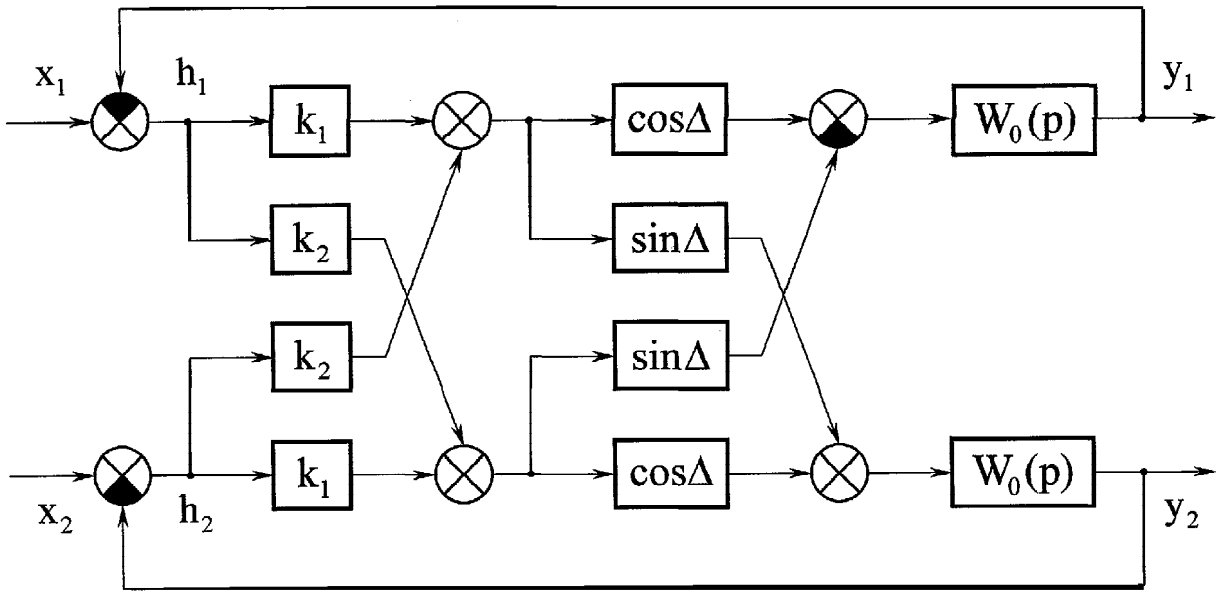
$$k_1 = \frac{1}{\cos\Delta};$$

$$k_2 = |\mathrm{tg}\Delta|,$$

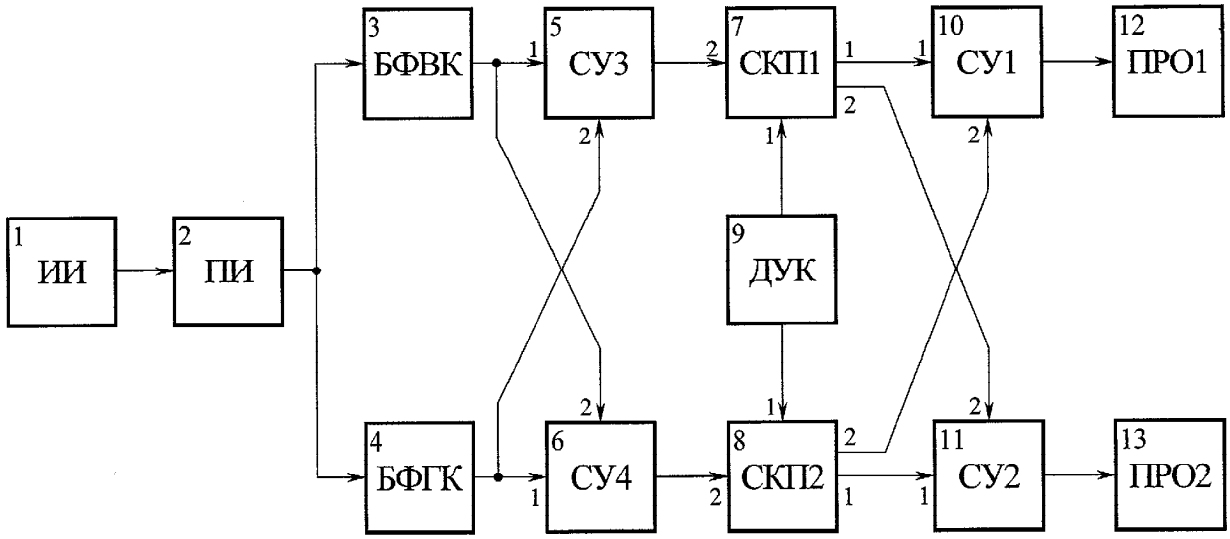
где Δ - угловое рассогласование между осями измерительной системы координат, связанной с определением сигналов рассогласования, и опорной системы координат, относительно которой измеряется угол крена, а диапазон изменения величины Δ ограничивают в пределах $\pm 30^\circ$.

2. Система наведения вращающейся ракеты, включающая источник излучения на пусковой установке, оптически связанный с ним приемник излучения, блок формирования вертикальной координаты и блок формирования горизонтальной координаты, входы которых соединены с выходом приемника излучения, первый и второй синусно-косинусные

преобразователи, первые входы которых соединены с датчиком угла крена ракеты, первый и второй суммирующие усилители, первые входы которых соединены с первыми - косинусными - выходами соответственно первого и второго синусно-косинусных преобразователей, а вторые входы соединены со вторыми - синусными - выходами соответственно второго и первого синусно-косинусных преобразователей, первый и второй приводы рулевого органа, входы которых соединены с выходами соответственно первого и второго суммирующих усилителей, отличающаяся тем, что в нее введены третий и четвертый суммирующие усилители, первые входы которых соединены с выходами соответственно блока формирования вертикальной координаты и блока формирования горизонтальной координаты, вторые входы соединены с выходами соответственно блока формирования горизонтальной координаты и блока формирования вертикальной координаты, а выходы соединены со вторыми входами соответственно первого и второго синусо-косинусных преобразователей, причем коэффициенты усиления третьего и четвертого суммирующих усилителей равны между собой по своим первым входам и равны между собой по своим вторым входам.


x1
h1
k1
k2
k2
k1
cosΔ
sinΔ
sinΔ
cosΔ
W0(p)
W0(p)
y1
y2
x2
h2

Фиг.2


1 ИИ
2 ПИ
3 БФВК
4 БФГК
5 СУ3
6 СУ4
7 СКП1
8 СКП2
9 ДУК
10 СУ1
11 СУ2
12 ПРО1
13 ПРО2

Фиг.3