РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ

(19) **RU** (11) **2 659 622**(13) **C1**

(51) МПК
F41G 7/00 (2006.01)

ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(52) СПК
F41G 7/00 (2006.01)

(21)(22) Заявка: **2017130656, 29.08.2017**

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
29.08.2017

Дата регистрации:
03.07.2018

Приоритет(ы):
(22) Дата подачи заявки: **29.08.2017**

(45) Опубликовано: **03.07.2018** Бюл. № **19**

Адрес для переписки:
300001, г. Тула, Щегловская засека, 59, Акционерное общество "Конструкторское бюро приборостроения им. академика А.Г. Шипунова"

(72) Автор(ы):
Гусев Андрей Викторович (RU),
Морозов Владимир Иванович (RU),
Недосекин Игорь Алексеевич (RU),
Минаков Владимир Михайлович (RU),
Леонова Елена Львовна (RU),
Гранкин Алексей Николаевич (RU)

(73) Патентообладатель(и):
Акционерное общество "Конструкторское бюро приборостроения им. академика А.Г. Шипунова" (RU)

(56) Список документов, цитированных в отчете о поиске: **RU 2210727 C2, 20.08.2003. Высокоточное оружие зарубежных стран, том 4, Зенитные ракетные комплексы наземного базирования малой, средней и большой дальности, обзорно-аналитический справочник. Акционерное общество "Конструкторское бюро приборостроения им. академика А.Г. Шипунова", Тула, 2015 г., с. 49-52. RU 2362108 C2, 20.07.2009. FR 2472167 A,** (см. прод.)

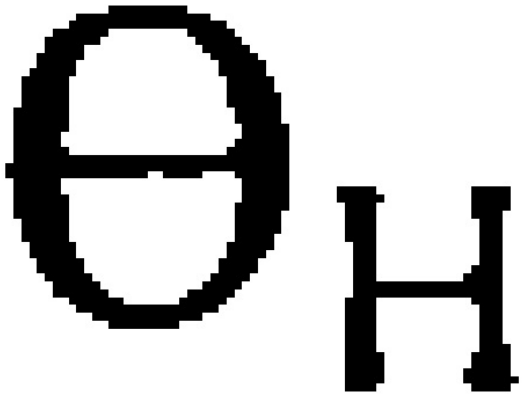
(54) Способ вывода вращающейся по углу крена ракеты с гироскопом направления в зону захвата цели головкой самонаведения и система для его осуществления

(57) Реферат:

Изобретение относится к системам управления, в частности к ракетной технике с головками самонаведения, и может использоваться в комплексах управляемого вооружения, расположенных на воздушных носителях. Технический результат – повышение надежности на основе повышения вероятности поражения целей при обеспечении высокой точности вывода ракет с гироскопом направления в зону захвата головкой самонаведения излучения от целей, расположенных на больших дальностях, за счет вычисления ошибок ориентации транспортно-пускового контейнера относительно линии визирования цели и последующей их компенсации. Для этого в способе вывода вращающейся по углу крена ракеты с гироскопом направления в зону захвата цели головкой самонаведения, включающем ориентирование транспортно-пускового контейнера перед пуском ракеты относительно линии визирования цели

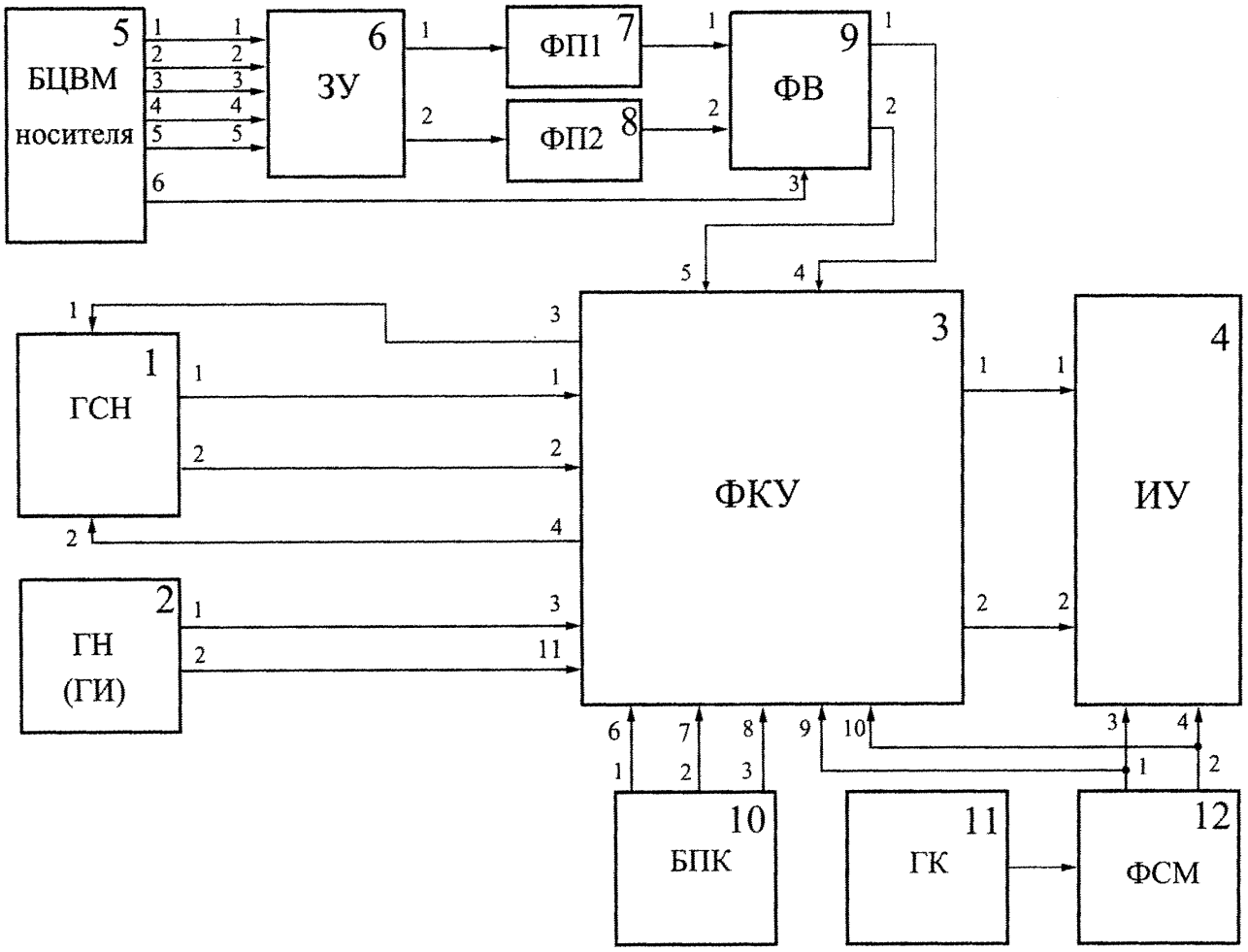
RU 2659622 C1

RU 2659622 C1

под заданными углами ϕ_H, , разарретирование гироскопа направления перед сходом ракеты, измерение в процессе полета ракеты отклонений продольной оси ракеты по углам рыскания и тангажа относительно запомненного в момент разарретирования гироскопа направления ее положения и формирование команд управления на исполнительное устройство пропорционально измеренным угловым отклонениям до захвата цели головкой самонаведения, дополнительно в процессе подготовки к пуску ракеты измеряют угол крена носителя и углы линии визирования цели относительно связанной с носителем системы координат, а в момент разарретирования гироскопа направления запоминают угол крена носителя γ_{H0} и углы линии визирования цели ϕ_{Y0}, ϕ_{Z0}, вычисляют ошибки ориентации транспортно-пускового контейнера относительно заданного направления, формируют сигналы компенсации ошибок ориентации транспортно-пускового контейнера $U_{\Delta\theta}$, $U_{\Delta\phi}$ и команду программного разворота ракеты в вертикальной плоскости и суммируют их с измеренными отклонениями ракеты по углам рыскания и тангажа. Для реализации способа введены запоминающее устройство, подключенное своими пятью входами к соответствующим пяти выходам бортовой цифровой вычислительной машины, первый и второй функциональные преобразователи, входы которых соединены соответственно с первым и вторым выходами запоминающего устройства, фазовращатель, первый и второй входы которого соединены с выходами соответственно первого и второго функциональных преобразователей, третий вход фазовращателя соединен с шестым выходом бортовой цифровой вычислительной машины, а первый и второй выходы фазовращателя соединены соответственно с четвертым и пятым входами формирователя команд, блок программных команд, первый, второй и третий выходы которого соединены соответственно с шестым, седьмым и восьмым входами формирователя команд, последовательно соединенные гирокоординатор с датчиком угла крена и формирователь сигналов модуляции, первый и второй выходы которого соединены соответственно с третьим и четвертым входами исполнительного устройства и соответственно с девятым и десятым входами формирователя команд управления, одиннадцатый вход которого соединен со вторым выходом гироскопа направления, а третий и четвертый выходы формирователя команд управления соединены соответственно с первым и вторым входами головки самонаведения. 2 н. и 1 з.п. ф-лы, 3 ил.

RU 2659622 C1

RU 2659622 C1



Фиг.2

(56) (продолжение):
26.06.1981. RU 5976 U1, 16.02.1998. Исследование бортовой системы программного управления, с. 204-229/ В кн.: Автоматизация исследования, разработки и патентования позиционных систем программного управления/ Ботуз С.П. - М.: Наука. Физматлит, 1999. - 316с.

RU 2659622 C1

RU 2659622 C1

RUSSIAN FEDERATION

FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(19) **RU** (11) **2 659 622**(13) **C1**

(51) Int. Cl.
F41G 7/00 (2006.01)

(12) ABSTRACT OF INVENTION

(52) CPC
F41G 7/00 (2006.01)

(21)(22) Application: **2017130656, 29.08.2017**

(24) Effective date for property rights:
29.08.2017

Registration date:
03.07.2018

Priority:
(22) Date of filing: **29.08.2017**

(45) Date of publication: **03.07.2018** Bull. № **19**

Mail address:
300001, g. Tula, Shcheglovskaya zaseka, 59, Aktsionernoe obshchestvo "Konstruktorskoe byuro priborostroeniya im. akademika A.G. Shipunova"

(72) Inventor(s):
Gusev Andrej Viktorovich (RU),
Morozov Vladimir Ivanovich (RU),
Nedosekin Igor Alekseevich (RU),
Minakov Vladimir Mikhajlovich (RU),
Leonova Elena Lvovna (RU),
Grankin Aleksej Nikolaevich (RU)

(73) Proprietor(s):
Aktsionernoe obshchestvo "Konstruktorskoe byuro priborostroeniya im. akademika A.G. Shipunova" (RU)

RU 2659622 C1

(54) ROTATING ALONG THE ROLL ANGLE WITH DIRECTION GYROSCOPE TO THE TARGET ACQUISITION ZONE BY THE HOMING HEAD ROCKET OUTPUTTING METHOD AND SYSTEM FOR ITS IMPLEMENTATION

(57) Abstract:

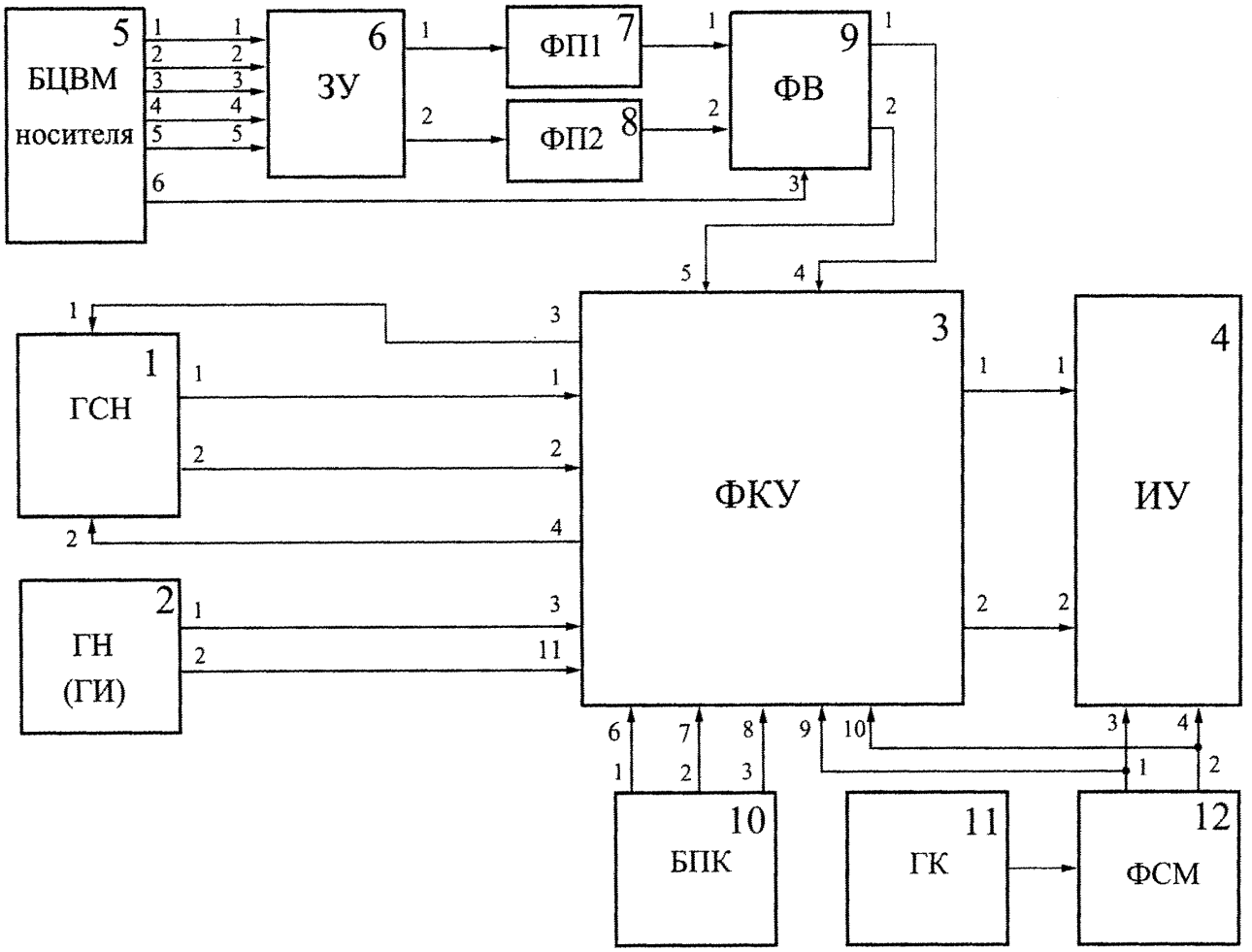
FIELD: rocket equipment.

SUBSTANCE: invention relates to the control systems, in particular to rocket equipment with homing heads, and can be used in guided weapon systems located on the aerial delivery vehicles. In the rotating along the roll angle with direction gyroscope to the target acquisition zone by the homing head rocket outputting method, including the transport-launch container orientation before the missile launching relative to the target line of sight at given angles ϕ_H, θ_H, uncaging the direction gyroscope before the missile lift-off, missile longitudinal axis deviations on the yaw and pitch angles measurement relative to the memorized in the moment of its position direction gyroscope uncaging during the missile flight and the control commands generation to the actuator in proportion to the measured angular deviations before the target acquisition by the homing head, in addition, during the missile launching preparation process, measuring the carrier roll angle and the target line of sight angles relative to the associated with the carrier coordinates system, and at the time of the direction gyroscope uncaging, memorizing the carrier roll angle γ_{H0} and the target line of sight angles ϕ_{Y0}, ϕ_{Z0}, calculating the transport-launch container orientation errors relative to the predetermined direction, generating the transport-launch container orientation errors correction signals $U_{\Delta\theta}$, $U_{\Delta\phi}$ and command of the missile programmed turn in the vertical plane and summarizing them with the missile measured deviations by the yaw and pitch angles. To implement the method, introduced are memory device, by its five inputs connected to the corresponding on-board digital computer five outputs, the first and second functional converters, which inputs are connected to the memory device first and second outputs, respectively, phase shifter, which first and second inputs are connected to the first and second functional converters outputs, respectively, phase shifter third input is connected to the on-board digital computer sixth output, and the phase shifter first and second

outputs are connected to the commands generation unit fourth and fifth inputs, respectively, which first, second and third outputs are connected to the commands generator sixth, seventh and eighth inputs, respectively, in-series connected gyro-coordinator with the roll angle sensor and the modulation signals generator, which first and second outputs are connected to the actuator third and fourth inputs, respectively, and to the control commands generator ninth and tenth inputs, respectively, which eleventh input is connected to the direction gyroscope second output, and the control commands generator third and fourth outputs are connected to the homing head first and second inputs, respectively.

EFFECT: increase in the reliability based on the targets hitting increased probability with ensuring the missiles with the direction gyroscope output to the located at long ranges targets emission homing head acquisition zone high accuracy, due to the transport-launch container relative to the target line of sight orientation errors calculation and their subsequent compensation.

3 cl, 3 dwg



Фиг.2

RU 2659622 C1

RU 2659622 C1

Предлагаемая группа изобретений относится к военной технике, в частности к системам управляемого оружия и ракетной, артиллерийской технике с головками самонаведения (ГСН) и может использоваться в комплексах управляемого вооружения для поражения одиночных и групповых подвижных и неподвижных наземных, надводных и воздушных целей, пунктов управления, огневых средств и других важных малоразмерных целей.

В настоящее время стоят задачи обеспечения доставки боеприпаса на большую дальность с обеспечением высокой точности попадания в цель. В связи с этим проводятся работы в области создания противотанковых ракетных комплексов (ПТРК) большой дальности третьего поколения. ПТРК этого типа должны иметь: вероятность поражения цели одной ракетой не менее 0.5-0.7 благодаря оснащению их более эффективными головками самонаведения и боевыми частями, автоматизированную систему управления ракетой, позволяющую реализовать концепцию "выстрелил и забыл", высокую степень технической готовности, простоту обслуживания за счет модульности узлов и агрегатов, а также встроенной аппаратуры диагностики.

Известен способ наведения снаряда по радиолучу, при котором радиолокационная станция, создающая радиолуч, направленный на цель, располагается на пункте управления снарядом (Ю.П. Доброленский, В.И. Иванова, Г.С. Поспелов, Автоматика управляемых снарядов, М., Оборонгиз, 1963 г., с. 139-148, [1]).

На снаряде находится радиоприемник, воспринимающий сигналы радиолокационного передатчика пункта управления. Этот приемник является измерительным устройством, определяющим величину и направление отклонения снаряда от оси равносигнальной зоны в системе координат, связанной с этой зоной. С выхода приемника сигнал управления поступает в бортовую систему управления снарядом. При повороте рулей снаряда создается управляющая сила, возвращающая снаряд на ось радиолуча. В результате снаряд будет двигаться по радиолучу. Основными преимуществами систем управления по лучу являются большая дальность действия, сравнительная простота (меньшая сложность бортовой аппаратуры для создания управляющих сигналов). В то же время основными недостатками системы наведения по лучу являются недостаточная точность при больших дальностях между пунктом управления и снарядом, необходимость непрерывного участия пункта управления в процессе наведения снаряда. При увеличении дальности наличие угловой ошибки в направлении оси радиолуча приводит к увеличению линейного отклонения этой оси от центра цели. Второй недостаток становится существенным, например, в случае наведения снарядов воздух-воздух. Необходимость непрерывного сопровождения цели локатором, установленным на самолете, ограничивает его маневр. Поэтому для обеспечения высокой точности попадания при стрельбе на большую дальность целесообразно использовать на конечном участке самонаведение, при этом на начальном и среднем участках наведение ракеты осуществляют по лучу. Тогда при активном самонаведении пункт управления не участвует в наведении, при полуактивном - пункт управления должен лишь облучать цель, что не связывает маневр самолета, на котором установлен передатчик. Таким образом, чтобы использовать положительные свойства обоих методов, применяют комбинированные системы - управление на начальном и среднем участках, например, по лучу радиолокатора с переходом на самонаведение при приближении снаряда к цели.

Известен способ наведения ракеты (патент РФ 2183006, МПК^{7} F41G 7/00, от 27.05.2002 г. - аналог), обеспечивающий достижение максимальной дальности полета самонаводящейся ракеты за счет оптимальной организации ее траектории, в

соответствии с которым осуществляют запуск ракеты на баллистическую траекторию до достижения ракетой максимальной высоты, после чего сообщают ракете максимальную располагаемую перегрузку, направленную вверх, до тех пор, пока ее вектор скорости не станет горизонтальным, и осуществляют горизонтальный полет, переходящий в пологое планирование до вывода ракеты в район цели, после чего переводят ее в режим пикирования на цель и далее в режим самонаведения.

Данный способ позволяет решить задачу обеспечения максимальной дальности полета управляемой ракеты и вывода ее на цель за счет оптимальной организации ее траектории путем рационального использования располагаемой перегрузки ракеты. Под оптимальными траекториями наведения понимаются траектории, обеспечивающие максимально возможную дальность полета ракеты. При формировании оптимальных траекторий решаются задачи вывода и удержания ракеты на необходимой высоте полета, обеспечивающей минимальные потери скорости и максимально возможное увеличение дальности полета, а также обеспечивается вывод ракеты в зону захвата головкой самонаведения излучения от цели.

Недостатком известного способа является невысокая точность вывода ракеты в зону захвата излучения от цели головкой самонаведения.

Известен способ наведения управляемой ракеты IRIS-T (фирма Diehl BGT Defence), взятый в качестве прототипа и заключающийся в том, что после старта на начальном и среднем участках ракета управляется по командам инерциальной системы наведения, а захват цели головкой самонаведения производится на конечном участке траектории (Высокоточное оружие зарубежных стран, том 4, Зенитные ракетные комплексы наземного базирования малой, средней и большой дальности, обзорно-аналитический справочник, акционерное общество, "Конструкторское бюро приборостроения им. академика А.Г. Шипунова", Тула, 2015 г., с. 49-52). Известный способ вывода ракеты в зону захвата цели головкой самонаведения заключается в следующем. Перед пуском ракеты ориентируют продольную ось контейнера относительно линии визирования цели под заданными углами ϕ_H, θ_H в горизонтальной и вертикальной плоскостях, рассчитанными в вычислительной системе носителя в зависимости от условий боевого применения, после чего осуществляют запуск ракеты.

В процессе наведения инерциальная система «запоминает» заданное направление траектории полета. Это может быть сделано, например, в момент разарретирования гироскопа направления, входящего в состав инерциальной системы.

С момента схода ракеты сигналы углового отклонения ее продольной оси от «запомненного» направления с датчиков гироскопа направления поступают в формирователь команд управления и далее сигналы управления поступают на исполнительное устройство, например, на аэродинамический рулевой привод.

Управляющее воздействие рулевых органов уменьшает угловое рассогласование ракеты относительно заданного направления и обеспечивает вывод ракеты на программную траекторию в вертикальной плоскости и далее в зону захвата цели.

Известный способ вывода ракеты на цель может быть реализован на основе известной системы наведения, описанной в патенте РФ №2210727, МПК^7 F42B 15/01, G01C 19/02, от 18.07.2001 г. (прототип).

На чертеже фиг. 1 представлена блок-схема системы наведения - прототипа предлагаемого устройства, где 1 - головка самонаведения ГСН, 2 - гироскоп инерциальный ГИ (или, что одно и то же, гироскоп направления ГН), 3 - формирователь команд управления ФКУ, 4 - рулевой привод (исполнительное устройство ИУ). В известной системе наведения реализовано комбинированное управление: инерциальное

на среднем участке траектории полета и самонаведение на участке подлета ракет к целям.

Система инерциального наведения предназначена для вывода ракеты в зону захвата цели лазерной полуактивной головкой самонаведения. Она построена на основе простейшей системы стабилизации ракеты по углам рыскания и тангажа относительно заданного направления, ориентированного относительно линии визирования цели. Для измерения угловых отклонений ракеты от заданного направления используется гироскоп инерциальный, представляющий собой свободный трехстепенной гироскоп, ось вращения ротора которого в заарретированном положении ориентирована по направлению продольной оси ракеты, а оси чувствительности датчиков угловых отклонений расположены по осям подвеса ротора. Схема стабилизации ракеты по курсу и тангажу с использованием гироскопа приведена в книге В.А. Павлова, С.А. Понырко, Ю.М. Хованского "Стабилизация летательных аппаратов и автопилоты", Высшая школа, М., 1964 г. Сигналы отклонений ракеты от заданного режима полета по углу курса и тангажу снимаются с потенциометров и далее формируются команды на усилители рулевых машинок (с. 208-210).

Недостатком известных способа и системы наведения является то, что они не обеспечивают необходимую точность вывода ракеты в зону захвата цели. Причиной этого является наличие ошибок ориентации транспортно-пускового контейнера относительно заданного направления стрельбы в горизонтальной и вертикальной плоскостях, которые напрямую входят в точность вывода ракеты в зону захвата цели и, следовательно, увеличивают вероятность потери ракет из-за больших промахов, что особенно проявляется при наведении на цели, расположенные на больших дальностях.

Задачей предлагаемой группы изобретений является повышение точности вывода ракет в зону захвата головкой самонаведения излучения от целей, расположенных на больших дальностях, за счет вычисления в процессе инерциального наведения погрешностей ориентации транспортно-пускового контейнера относительно линии визирования цели и последующей их компенсации. Это особенно важно для комплексов управляемых ракет, расположенных на воздушных носителях, так как при этом значительно расширяется допуск на ошибки прицеливания летчика в процессе подготовки ракеты к пуску.

Поставленная задача достигается за счет того, что в способе вывода вращающейся по углу крена ракеты с гироскопом направления в зону захвата цели головкой самонаведения, включающем ориентирование транспортно-пускового контейнера перед пуском ракеты относительно линии визирования цели под заданными углами ϕ_H, θ_H, разарретирование гироскопа направления перед сходом ракеты, измерение в процессе полета ракеты отклонений продольной оси ракеты по углам рыскания и тангажа относительно запомненного в момент разарретирования гироскопа направления ее положения и формирование команд управления на исполнительное устройство пропорционально измеренным угловым отклонениям до захвата цели головкой самонаведения, дополнительно в процессе подготовки к пуску ракеты измеряют угол крена носителя и углы линии визирования цели относительно связанной с носителем системы координат, а в момент разарретирования гироскопа направления запоминают угол крена носителя γ_{H0} и углы линии визирования цели ϕ_{Y0}, ϕ_{Z0}, вычисляют ошибки ориентации транспортно-пускового контейнера относительно заданного направления, формируют сигналы компенсации ошибок ориентации транспортно-пускового контейнера $U_{\Delta\theta}$, $U_{\Delta\phi}$ и команду программного разворота ракеты в вертикальной

плоскости и суммируют их с измеренными отклонениями ракеты по углам рыскания и тангажа.

Сигналы компенсации ошибок ориентации транспортно-пускового контейнера $U_{\Delta\theta}$, $U_{\Delta\phi}$ формируют в соответствии с зависимостями:

$U_{\Delta\theta}=K_{ГН}*(\Delta\theta\cos\gamma_{H0}+\Delta\phi\sin\gamma_{H0})$,

$U_{\Delta\phi}=K_{ГН}*(\Delta\phi\cos\gamma_{H0}-\Delta\theta\sin\gamma_{H0})$,

где $\Delta\theta$, $\Delta\phi$, - ошибки ориентации транспортно-пускового контейнера относительно заданного направления, …°;

γ_{H0} - угол крена носителя в момент разарретирования гироскопа направления, …°;

$K_{ГН}$ - коэффициент передачи датчиков угловых отклонений гироскопа направления, в/…°;

$$\Delta\theta = \arcsin(a12);$$

$$\Delta\varphi = -\operatorname{arctg}\left(\frac{a13}{a11}\right);$$

$$a12 = [-(\cos\alpha_{ПУ}\cos\varphi_Y\cos\varphi_Z + \sin\alpha_{ПУ}\sin\varphi_Z)\cos\varphi_H + \cos\alpha_{ПУ}\sin\varphi_Y\sin\varphi_H]\sin\theta_H + (-\cos\alpha_{ПУ}\cos\varphi_Y\sin\varphi_Z + \sin\alpha_{ПУ}\cos\varphi_Z)\cos\theta_H;$$

$$a13 = (\cos\alpha_{ПУ}\cos\varphi_Y\cos\varphi_Z + \sin\alpha_{ПУ}\sin\varphi_Z)\sin\varphi_H + \cos\alpha_{ПУ}\sin\varphi_Y\cos\varphi_H;$$

$$a11 = [(\cos\alpha_{ПУ}\cos\varphi_Y\cos\varphi_Z + \sin\alpha_{ПУ}\sin\varphi_Z)\cos\varphi_H - \cos\alpha_{ПУ}\sin\varphi_Y\sin\varphi_H]\cos\theta_H + (-\cos\alpha_{ПУ}\cos\varphi_Y\sin\varphi_Z + \sin\alpha_{ПУ}\cos\varphi_Z)\sin\theta_H;$$

φ_H, θ_H - потребные углы ориентации транспортно-пускового контейнера относительно линии визирования цели в связанной с носителем системе координат;

φ_Y, φ_Z - углы, определяющие угловое положение линии визирования цели в связанной с носителем системе координат;

$\alpha_{ПУ}$ - угол, определяющий угловое положение транспортно-пускового контейнера в связанной с носителем системе координат.

Техническая реализация заявляемого способа вывода ракеты в зону захвата излучения цели осуществляется в предлагаемой системе наведения для вывода вращающейся по углу крена ракеты в зону захвата цели головкой самонаведения, содержащей на ракете головку самонаведения, формирователь команд управления, гироскоп направления и исполнительное устройство, причем первый и второй выходы головки самонаведения

соединены соответственно с первым и вторым входами формирователя команд управления, третий вход которого соединен с выходом гироскопа направления, а первый и второй выходы формирователя команд управления соединены соответственно с первым и вторым входами исполнительного устройства, а так же бортовую цифровую вычислительную машину на носителе, а на ракете введены запоминающее устройство, подключенное своими пятью входами к соответствующим пяти выходам бортовой цифровой вычислительной машины, первый и второй функциональные преобразователи, входы которых соединены соответственно с первым и вторым выходами запоминающего устройства, фазовращатель, первый и второй входы которого соединены с выходами соответственно первого и второго функциональных преобразователей, третий вход фазовращателя соединен с шестым выходом бортовой цифровой вычислительной машины, а первый и второй выходы фазовращателя соединены соответственно с четвертым и пятым входами формирователя команд управления, блок программных команд, первый, второй и третий выходы которого соединены соответственно с шестым, седьмым и восьмым входами формирователя команд управления, последовательно соединенные гирокоординатор с датчиком угла крена и формирователь сигналов модуляции, первый и второй выходы которого соединены соответственно с третьим и четвертым входами исполнительного устройства и соответственно с девятым и десятым входами формирователя команд управления, одиннадцатый вход которого соединен со вторым выходом гироскопа направления, а третий и четвертый выходы формирователя команд управления соединены соответственно с первым и вторым входами головки самонаведения. Предлагаемая группа изобретений поясняется графическими материалами (фиг. 2-3). На фиг. 2 приведена блок-схема системы вывода вращающейся по крену ракеты в зону захвата цели ГСН, реализующей инерциальный метод наведения. Дополнительно к имеющимся известным блокам системы - прототипа введены: запоминающее устройство ЗУ 6, первый и второй функциональные преобразователи ФП1 7 и ФП2 8, фазовращатель ФВ 9, блок программных команд БПК 10, гирокоординатор ГК с датчиком угла крена 11 и формирователь сигналов модуляции ФСМ 12. На входы фазовращателя и запоминающего устройства поступают сигналы с выходов бортовой цифровой вычислительной машины (БЦВМ) 5 носителя. На фиг. 3 приведена подробная блок-схема предлагаемой системы наведения ракеты, раскрывающая выполнение формирователя команд управления ФКУ. На блок-схеме приведены головка самонаведения ГСН 1, гироскоп направления ГН 2, пять сумматоров С1-С5 17, 18, 23, 26, 27, шесть усилителей У1-У6 20, 21, 28, 29, 32, 33, УО1, УО2 - усилители-ограничители 30, 31, К1, К2 - коммутаторы 24, 25, М1, М2 - модуляторы 13, 14, ДМ - демодулятор 22, Э1, Э2 - экстраполяторы нулевого порядка 15, 16, БВ - блок вычитания 19.

Блок ФКУ содержит первый модулятор, первый и второй входы которых подключены соответственно к первому и второму выходам гироскопа направления, второй модулятор, первый и второй входы которого подключены соответственно к первому и второму выходам головки самонаведения, последовательно соединенные блок вычитания и демодулятор, последовательно соединенные первый экстраполятор и пятый усилитель, последовательно соединенные второй экстраполятор и шестой усилитель, последовательно соединенные первый сумматор, первый усилитель, второй сумматор, подключенный вторым входом к первому выходу блока программных команд, первый коммутатор, третий сумматор, ко второму входу которого подключен выход пятого усилителя, первый усилитель-ограничитель и второй усилитель, выход которого подключен к первому входу исполнительного устройства, а так же

последовательно соединенные четвертый сумматор, третий усилитель, второй коммутатор, пятый сумматор, ко второму входу которого подключен выход шестого усилителя, второй усилитель-ограничитель и четвертый усилитель, выход которого подключен ко второму входу исполнительного устройства, причем первые входы первого и четвертого сумматоров подключены соответственно к первому и второму выходам первого модулятора, вторые входы первого и четвертого сумматоров подключены соответственно к первому и второму выходам фазовращателя, а третий вход первого сумматора подключен ко второму выходу блока программных команд, входы первого и второго экстраполяторов соединены соответственно с первым и вторым выходами второго модулятора, выход первого экстраполятора подключен к первому входу блока вычитания, второй вход которого подключен к третьему выходу блока программных команд, второй вход демодулятора подключен к выходу второго экстраполятора, первый и второй выходы демодулятора подключены соответственно к первому и второму входам головки самонаведения, а третьи и четвертые входы демодулятора, первого и второго модуляторов подключены соответственно к первому и второму выходам формирователя сигналов модуляции.

Вывод ракеты в зону захвата излучения цели ГСН в соответствии с предлагаемым способом осуществляют следующим образом.

Перед пуском ракеты летчик маневром носителя (вертолета или самолета) в горизонтальной плоскости и привод вертикального наведения пусковой установки в вертикальной плоскости ориентируют продольную ось транспортно-пускового контейнера относительно линии визирования цели под заданными углами ϕ_H, θ_H в горизонтальной и вертикальной плоскостях, рассчитанными в БЦВМ носителя в зависимости от условий боевого применения, после чего осуществляет пуск ракеты. В процессе пуска ракеты происходит разарретирование гироскопа направления. В момент разарретирования происходит запоминание углового положения продольной оси ракеты, угла крена носителя, погрешностей ориентации транспортно-пускового контейнера. Далее в процессе полета ракеты снимаются сигналы с датчиков угловых отклонений гироскопа направления, несущие информацию о положении продольной оси ракеты, и вырабатываются команды на отклонение рулевых органов. В результате осуществляется стабилизация продольной оси ракеты относительно запомненного при разарретировании положения. Вывод ракеты на необходимую высоту полета осуществляется выбором соответствующего угла пуска в вертикальной плоскости и величиной программной команды. При наличии на борту ракеты гироскопа направления и гирокоординатора стабилизация ракеты по углам рыскания и тангажа относительно заданного углового положения осуществляется по схеме: демодуляция сигналов с датчиков ГН (преобразование их в инерциальную опорную систему координат, связанную с плоскостью наружной рамки гироскопа крена) с выделением сигналов углового отклонения ракеты от «запомненного» направления по углам рыскания и тангажа, суммирование сигналов углового отклонения в канале тангажа с сигналом программного разворота ракеты f (D, t) в вертикальной плоскости и последующее формирование команд управления на исполнительное устройство соответственно углу крена ракеты.

Дополнительно формируют команды компенсации ошибок ориентации транспортно-пускового контейнера при разарретировании гироскопа направления. Выделение в системе угловой стабилизации ракеты каналов курса и тангажа, осуществляемое с помощью гирокоординатора, позволяет обеспечить компенсацию погрешностей ориентации транспортно-пускового контейнера относительно заданного направления

стрельбы в горизонтальной и вертикальной плоскостях.

С этой целью в процессе подготовки ракеты к пуску вычисляются ошибки ориентации транспортно-пускового контейнера. В момент разарретирования ГН они фиксируются и суммируются с соответствующими сигналами отклонения ракеты по углам рыскания и тангажа.

В результате ракета с высокой точностью выводится в зону захвата цели головкой самонаведения.

Предлагаемый способ вывода ракеты в зону захвата цели головкой самонаведения может быть реализован в системе инерциального наведения, которая исходя из требований минимальных габаритов и веса бортовой аппаратуры управления может быть построена на основе простейшей системы стабилизации ракеты по углам рыскания и тангажа относительно заданного направления, ориентированного относительно линии визирования цели под некоторыми углами $\varphi_Н$, $\theta_Н$ в горизонтальной и вертикальной плоскостях, зависящими от условий боевого применения:

$$\varphi_Н = \Delta\varphi\left(D, \dot{\beta}_Л\right);$$

$$\theta_Н = \Delta\theta\left(D, \dot{\varepsilon}_Л\right) + \theta_0 + \theta_{ПР}(t),$$

где $\Delta\varphi\left(D, \dot{\beta}_Л\right)$, $\Delta\theta\left(D, \dot{\varepsilon}_Л\right)$ - потребные углы упреждения (при стрельбе по движущимся целям), вычисляемые в БЦВС носителя перед пуском ракеты по информации о дальности до цели D и угловых скоростях вращения линии визирования цели $\dot{\beta}_Л$, $\dot{\varepsilon}_Л$;

θ_0 и $\theta_{ПР}(t)$ - углы, формирующие траекторию вывода ракеты в зону захвата цели в вертикальной плоскости.

В зависимости от условий боевого применения (высота нижней границы облачности, тип цели, дальность до цели) траектории вывода ракеты в зону захвата цели ГСН могут быть настильными или навесными.

При $\theta_{ПР}(t)=0$ реализуется настильная траектория наведения, при $\theta_{ПР}(t)=f(D, t)$ реализуется навесная траектория.

Функция f(D, t), в соответствии с которой будет осуществляться программный разворот ракеты, формируется в БЦВМ носителя в зависимости от дальности до цели и передается на борт ракеты перед ее запуском.

Для измерения угловых отклонений ракеты от заданного направления используется гироскоп направления, представляющий собой свободный трехстепенной гироскоп, ось вращения ротора которого в заарретированном положении ориентирована по направлению продольной оси ракеты, а оси чувствительности датчиков угловых отклонений расположены по осям подвеса ротора.

Амплитудно-модулированные сигналы на частоте вращения ракеты по крену, снимаемые с датчиков ГН, несут информацию об угловом отклонении продольной оси ракеты от углового положения, «запомненного» ГН в момент его разарретирования. Для решения задачи угловой стабилизации ракеты относительно заданного направления указанные сигналы могут подаваться непосредственно на исполнительное устройство ракеты без каких-либо преобразований, необходимо только, чтобы продольная ось ракеты в момент разарретирования ГН была ориентирована относительно линии визирования цели под заданными углами $\varphi_Н$, $\theta_Н$. Однако, для обеспечения программного

разворота ракеты в вертикальной плоскости на борту ракеты необходимо иметь информацию о вертикальной плоскости. Такую информацию дает гирокоординатор с датчиком угла крена ракеты, являющийся общим элементом системы угловой стабилизации и системы самонаведения ракеты.

Наличие гирокоординатора с датчиком угла крена на борту ракеты для формирования инерциального участка наведения позволило одновременно существенно повысить и динамические свойства системы самонаведения за счет использования схемы промежуточной демодуляции сигналов с ГСН, которое обеспечивает:

- существенное расширение допустимого диапазона частоты вращения ракеты по крену при заданной частоте подсветки цели;
- упрощение системы фазирования сигналов управления в контуре ГСН и самонаведения в целом при одновременном повышении точности фазирования во всем возможном диапазоне изменения частоты вращения ракеты по крену;
- формирование программной команды разворота ротора гироскопа ГСН вниз, увеличивающей углы подхода ракеты к цели.

Динамическая структура системы вывода ракеты в зону захвата цели головкой самонаведения показана на фиг. 3, где приняты следующие обозначения:

$U^{Y}_{ГН}$, $U^{Z}_{ГН}$ - сигналы управления с выхода ГН в связанной с ракетой системе координат;

$U^{Y}_{Г}$, $U^{Z}_{Г}$ - сигналы управления с выхода ГСН;

$U^{Y}_{К}$, $U^{Z}_{К}$ - сигналы управления на двигатели коррекции ГСН;

γ - угол крена ракеты;

$\gamma_{Д}$ - измеренное значение угла крена ракеты;

U_{KY}, U_{KZ} - команды управления в вертикальном и горизонтальном каналах;

δ_{Y}, δ_{Z} - углы отклонения рулевых органов;

$U_{\Delta\theta}$, $U_{\Delta\phi}$ - команды, компенсирующие погрешности ориентации транспортно-пускового контейнера относительно заданного направления стрельбы в вертикальной и горизонтальной плоскостях, зафиксированные в момент разарретирования ГН и запомненные на борту ракеты;

$U_{ПР}(D)$ - команда программного разворота ракеты, формирующая настильную траекторию вывода ракеты в зону захвата цели ГСН;

$U_{ПР}(t)$ - команда программного разворота ракеты, формирующая навесную траекторию вывода ракеты в зону захвата цели ГСН;

t - время, отсчитываемое с момента старта ракеты;

$U^{Г}_{КВ}$ - программная команда разворота оси ротора ГСН вниз.

Аппаратура управления разработанной динамической структуры функционирует следующим образом.

Перед пуском ракеты ориентируют продольную ось транспортно-пускового контейнера относительно линии визирования цели под заданными углами $\phi_{Н}$, $\theta_{Н}$ в горизонтальной и вертикальной плоскостях, рассчитанными в БЦВМ носителя в зависимости от условий боевого применения, после чего осуществляют запуск ракеты.

В момент разарретирования гироскоп направления «запоминает» заданное направление траектории полета, при этом также фиксируются и запоминаются в

формирователе команд управления ракетой ошибки ориентации транспортно-пускового контейнера относительно линии визирования цели при разарретировании ГН.

С момента схода ракеты сигналы углового отклонения ее продольной оси от «запомненного» направления с датчиков ГН и сигналы с датчика угла крена поступают в формирователь команд управления, где сигналы углового отклонения вначале преобразуются в опорную (не вращающуюся по крену) систему координат, суммируются с сигналами, пропорциональными ошибкам прицеливания, а также с сигналом программного разворота ракеты (в канале тангажа) и поступают на исполнительное устройство.

Управляющее воздействие рулевых органов уменьшает угловое рассогласование ракеты относительно заданного направления в горизонтальной плоскости и обеспечивает вывод ракеты на программную траекторию (настильную или навесную) в вертикальной плоскости.

С момента начала приема ГСН излучения подсветки цели сигналы управления рулевыми органами формируются в соответствии с сигналами рассогласования $U^{Y}_{Г}$, $U^{Z}_{Г}$ с ГСН и наведение ракеты на цель осуществляется методом пропорционального сближения по пикирующим траекториям. Для увеличения углов пикирования в вертикальном канале контура управления ГСН подается команда $U^{Г}_{КВ}$ программного разворота ротора гироскопа вниз.

Система для осуществления предлагаемого способа может быть реализована следующим образом.

Система самонаведения может быть выполнена на базе гироскопической лазерной полуактивной головки самонаведения, как это представлено в патенте РФ №2415375 от 27.03.2011 г. Инерциальный блок выполнен на основе гироскопа направления, аналогичного приведенному в прототипе.

Сумматоры С1-С6 и блок вычитания БВ выполнены по схеме рис. 11.1 (У. Титце, К. Шенк, Полупроводниковая схемотехника, М., Мир, 1982 г., с. 137, [1]). Модуляторы Ml, М2 и демодулятор ДМ выполнены по схеме четырехквадратного умножения (рис. 11.41, с. 162, [1]). Усилители У1-У8 и усилители-ограничители УО1 и УО2 выполнены по схеме на рис. 13.11, с. 202, [1]. Запоминающие устройства ЗУ1, ЗУ2 могут быть выполнены на основе программируемых логических матриц (с. 127-129, [1]).

Экстраполяторы нулевого порядка могут быть выполнены на микросхеме К115РУ1. (В.Л. Шило, Популярные цифровые микросхемы, М., Радио и связь, 1987 г.).

Формирователь сигналов модуляции может быть реализован на основе схемы, приведенной в книге И.М. Тетельбаум, Ю.Р. Шнейдер, Практика аналогового моделирования динамических систем, М., Энергоатомиздат, 1987 г., [2] на с. 211.

Функциональные преобразователи осуществляют операции формирования функций синуса и косинуса углов, суммирования, умножения, деления и выполнены на основе сумматоров, вычитающих блоков и схем, реализующих функции арктангенса, арксинуса (на основе схем функционального преобразователя на ПЗУ рис. 19.39, с. 341 [1]. Формирователь функции косинуса или синуса может быть реализован на основе схемы с. 205, рис. 3.2.8, [2]. Коммутаторы К1 и К2 могут быть выполнены на основе схемы мультиплексора, приведенной на рис. 19.14, с. 327 [1]. Блок программных команд может быть выполнен, например, на постоянном запоминающем устройстве (ПЗУ) (микросхема 556РТ7). Фазовращатель выполнен на основе блоков произведений, сумматора, блока

вычитания, формирователей функций синуса и косинуса. Исполнительное устройство выполнено на основе аэродинамического рулевого привода по схеме, приведенной в патенте РФ №2235969.

Проведенное математическое моделирование показало, что предлагаемый способ комбинированного наведения ракеты с гироскопом направления и головкой самонаведения и предлагаемая динамическая структура комбинированной системы наведения обеспечивают вывод ракеты в зону захвата цели ГСН с высокой точностью при стрельбе на большие дальности, а также позволяют расширить допуск на ошибки прицеливания летчика в процессе подготовки ракеты к пуску, что повышает эффективность комплексов малогабаритных ракет с ГСН.

(57) Формула изобретения

1. Способ вывода вращающейся по углу крена ракеты с гироскопом направления в зону захвата цели головкой самонаведения, включающий ориентирование транспортно-пускового контейнера перед пуском ракеты относительно линии визирования цели под заданными углами $\phi_н$, $\theta_н$, разарретирование гироскопа направления перед сходом ракеты, измерение в процессе полета ракеты отклонений продольной оси ракеты по углам рыскания и тангажа относительно запомненного в момент разарретирования гироскопа направления ее положения и формирование команд управления на исполнительное устройство пропорционально измеренным угловым отклонениям до захвата цели головкой самонаведения, отличающийся тем, что в процессе подготовки к пуску ракеты измеряют угол крена носителя и углы линии визирования цели относительно связанной с носителем системы координат, а в момент разарретирования гироскопа направления запоминают угол крена носителя $\gamma_{но}$ и углы линии визирования цели ϕ_{Y0}, ϕ_{Z0}, вычисляют ошибки ориентации транспортно-пускового контейнера относительно заданного направления, формируют сигналы компенсации ошибок ориентации транспортно-пускового контейнера $U_{\Delta\theta}$, $U_{\Delta\phi}$ и команду программного разворота ракеты в вертикальной плоскости и суммируют их с измеренными отклонениями ракеты по углам рыскания и тангажа.

2. Способ по п. 1, отличающийся тем, что сигналы компенсации ошибок ориентации транспортно-пускового контейнера $U_{\Delta\theta}$, $U_{\Delta\phi}$ формируют в соответствии с зависимостями:

$U_{\Delta\theta}=K_{ГН}*(\Delta\theta\cos\gamma_{но}+\Delta\phi\sin\gamma_{но})$,

$U_{\Delta\phi}=K_{ГН}*(\Delta\phi\cos\gamma_{но}-\Delta\theta\sin\gamma_{но})$,

где $\Delta\theta$, $\Delta\phi$ - ошибки ориентации транспортно-пускового контейнера относительно заданного направления, град.;

$\gamma_{Н0}$ - угол крена носителя в момент разарретирования гироскопа направления, град.;

$K_{ГН}$ - коэффициент передачи датчиков угловых отклонений гироскопа направления, В/град.;

$\Delta\theta=\arcsin(a12)$;

$$\Delta\varphi = -\mathrm{arctg}\left(\frac{a13}{a11}\right);$$

$$a12 = [-(\cos\alpha_{ПУ}\cos\varphi_Y\cos\varphi_Z + \sin\alpha_{ПУ}\sin\varphi_Z)\cos\varphi_H +$$

$$+\cos\alpha_{ПУ}\sin\varphi_Y\sin\varphi_H]\sin\theta_H +$$

$$+(-\cos\alpha_{ПУ}\cos\varphi_Y\sin\varphi_Z + \sin\alpha_{ПУ}\cos\varphi_Z)\cos\theta_H;$$

$$a13 = (\cos\alpha_{ПУ}\cos\varphi_Y\cos\varphi_Z + \sin\alpha_{ПУ}\sin\varphi_Z)\sin\varphi_H +$$

$$+\cos\alpha_{ПУ}\sin\varphi_Y\cos\varphi_H;$$

$$a11 = [(\cos\alpha_{ПУ}\cos\varphi_Y\cos\varphi_Z + \sin\alpha_{ПУ}\sin\varphi_Z)\cos\varphi_H -$$

$$-\cos\alpha_{ПУ}\sin\varphi_Y\sin\varphi_H]\cos\theta_H +$$

$$+(-\cos\alpha_{ПУ}\cos\varphi_Y\sin\varphi_Z + \sin\alpha_{ПУ}\cos\varphi_Z)\sin\theta_H;$$

φ_H, θ_H - потребные углы ориентации транспортно-пускового контейнера относительно линии визирования цели в связанной с носителем системе координат;

φ_Y, φ_Z - углы, определяющие угловое положение линии визирования цели в связанной с носителем системе координат;

$\alpha_{ПУ}$ - угол, определяющий угловое положение транспортно-пускового контейнера в связанной с носителем системе координат.

3. Система наведения для вывода вращающейся по углу крена ракеты в зону захвата цели головкой самонаведения, содержащая на ракете головку самонаведения, формирователь команд управления, гироскоп направления и исполнительное устройство, причем первый и второй выходы головки самонаведения соединены соответственно с первым и вторым входами формирователя команд управления, третий вход которого соединен с выходом гироскопа направления, а первый и второй выходы формирователя команд управления соединены соответственно с первым и вторым входами исполнительного устройства, а также бортовую цифровую вычислительную машину на носителе, отличающаяся тем, что ракета снабжена запоминающим устройством, подключенным своими пятью входами к соответствующим пяти выходам бортовой цифровой вычислительной машины, первым и вторым функциональными преобразователями, входы которых соединены соответственно с первым и вторым выходами запоминающего устройства, фазовращателем, первый и второй входы которого соединены с выходами соответственно первого и второго функциональных

преобразователей, третий вход фазовращателя соединен с шестым выходом бортовой цифровой вычислительной машины, а первый и второй выходы фазовращателя соединены соответственно с четвертым и пятым входами формирователя команд управления, блоком программных команд, первый, второй и третий выходы которого соединены соответственно с шестым, седьмым и восьмым входами формирователя команд управления, последовательно соединенными гирокоординатором с датчиком угла крена и формирователем сигналов модуляции, первый и второй выходы которого соединены соответственно с третьим и четвертым входами исполнительного устройства и соответственно с девятым и десятым входами формирователя команд управления, одиннадцатый вход которого соединен со вторым выходом гироскопа направления, а третий и четвертый выходы формирователя команд управления соединены соответственно с первым и вторым входами головки самонаведения.

1

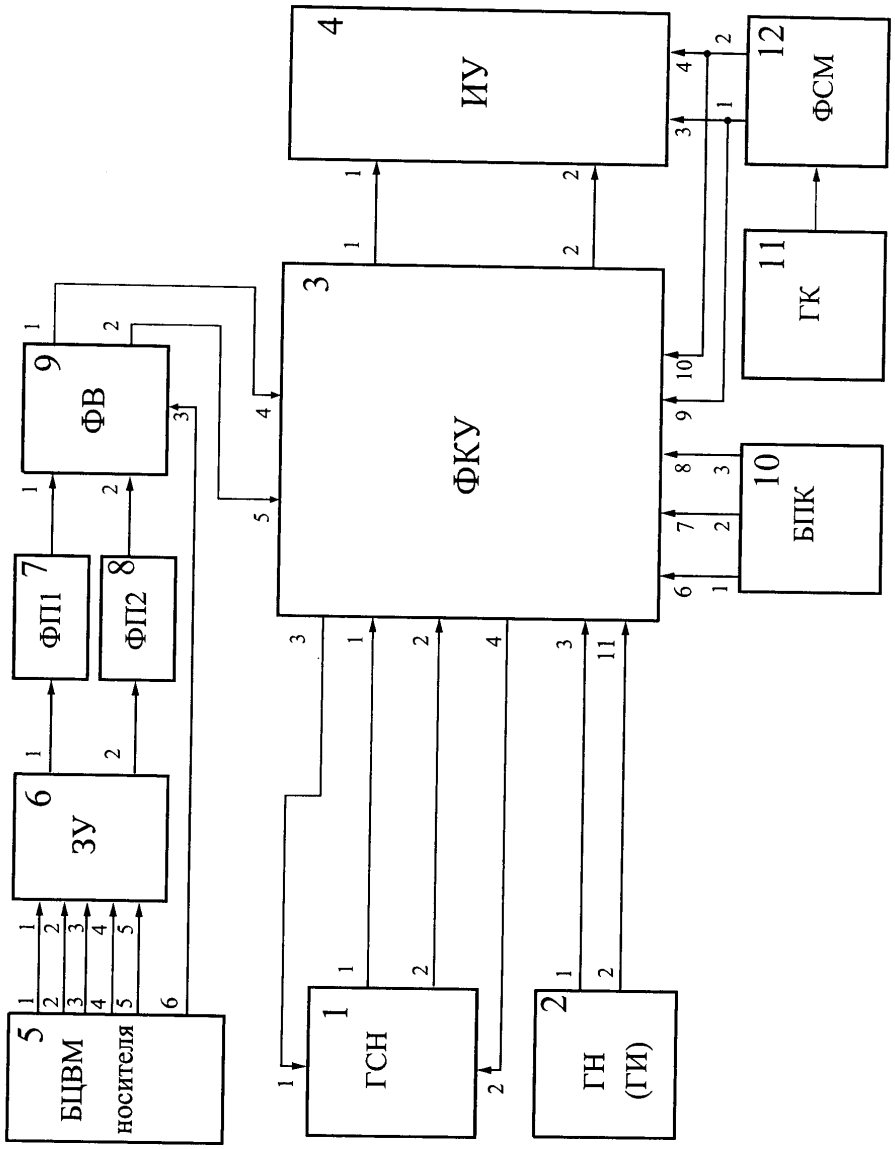
Способ вывода вращающейся по углу крена ракеты с гироскопом направления в зону захвата цели головкой самонаведения и система для его осуществления

Фиг.1

1

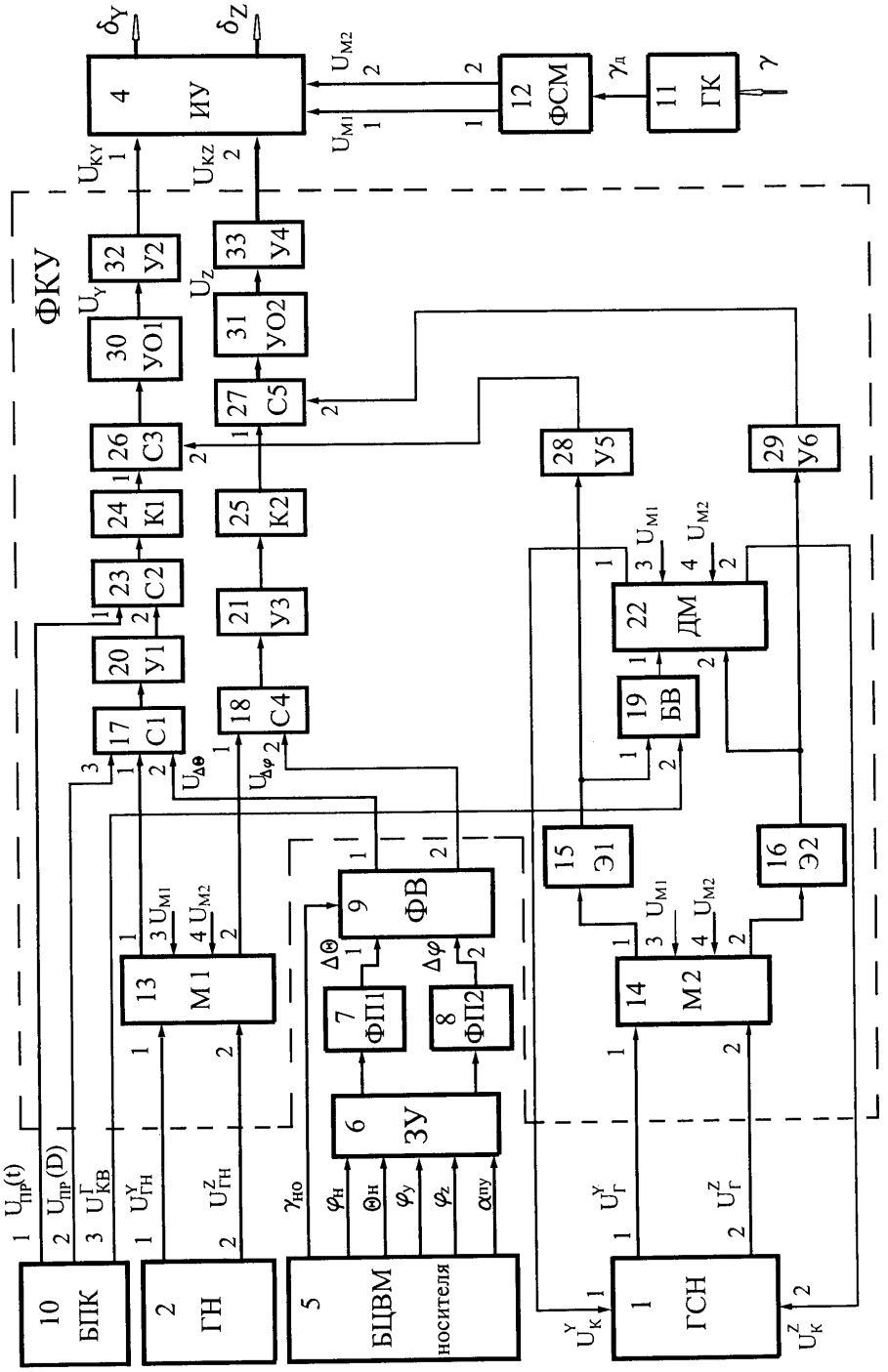
2

Способ вывода вращающейся по углу крена ракеты с гироскопом направления в зону захвата цели головкой самонаведения и система для его осуществления



Фиг.2

Способ вывода вращающейся по углу крена ракеты с гироскопом направления в зону захвата цели головкой самонаведения и система для его осуществления



Фиг.3