



ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА  
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

## (12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(52) СПК  
F41G 7/00 (2006.01)

(21)(22) Заявка: 2016149939, 20.12.2016

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:  
20.12.2016

Дата регистрации:  
28.02.2018

Приоритет(ы):

(22) Дата подачи заявки: 20.12.2016

(45) Опубликовано: 28.02.2018 Бюл. № 7

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),  
Петрушин Владимир Васильевич (RU),  
Семашкин Валентин Евгеньевич (RU),  
Слугин Валерий Георгиевич (RU)

(73) Патентообладатель(и):

Акционерное общество "Конструкторское  
бюро приборостроения им. академика А.Г.  
Шипунова" (RU)

(56) Список документов, цитированных в отчете  
о поиске: А.М. Батков, И.Б. Тарханов.  
Системы теленавещения. - М.:  
Машиностроение, 1971, стр. 26-28, 32-44,  
прототип. А.А. Лебедев, В.А. Карabanов.  
Динамика систем управления  
беспилотными летательными аппаратами.  
- М.: "Машиностроение", 1965, стр. 29-30,  
325-329, 364. RU 2217771 C2, 27.05.2003. RU  
2284444 C2, 27.09.2006. RU 2220397 C1,  
27.12.2003. SU (см. прод.)

## (54) СПОСОБ НАВЕДЕНИЯ ТЕЛЕУПРАВЛЯЕМОЙ РАКЕТЫ

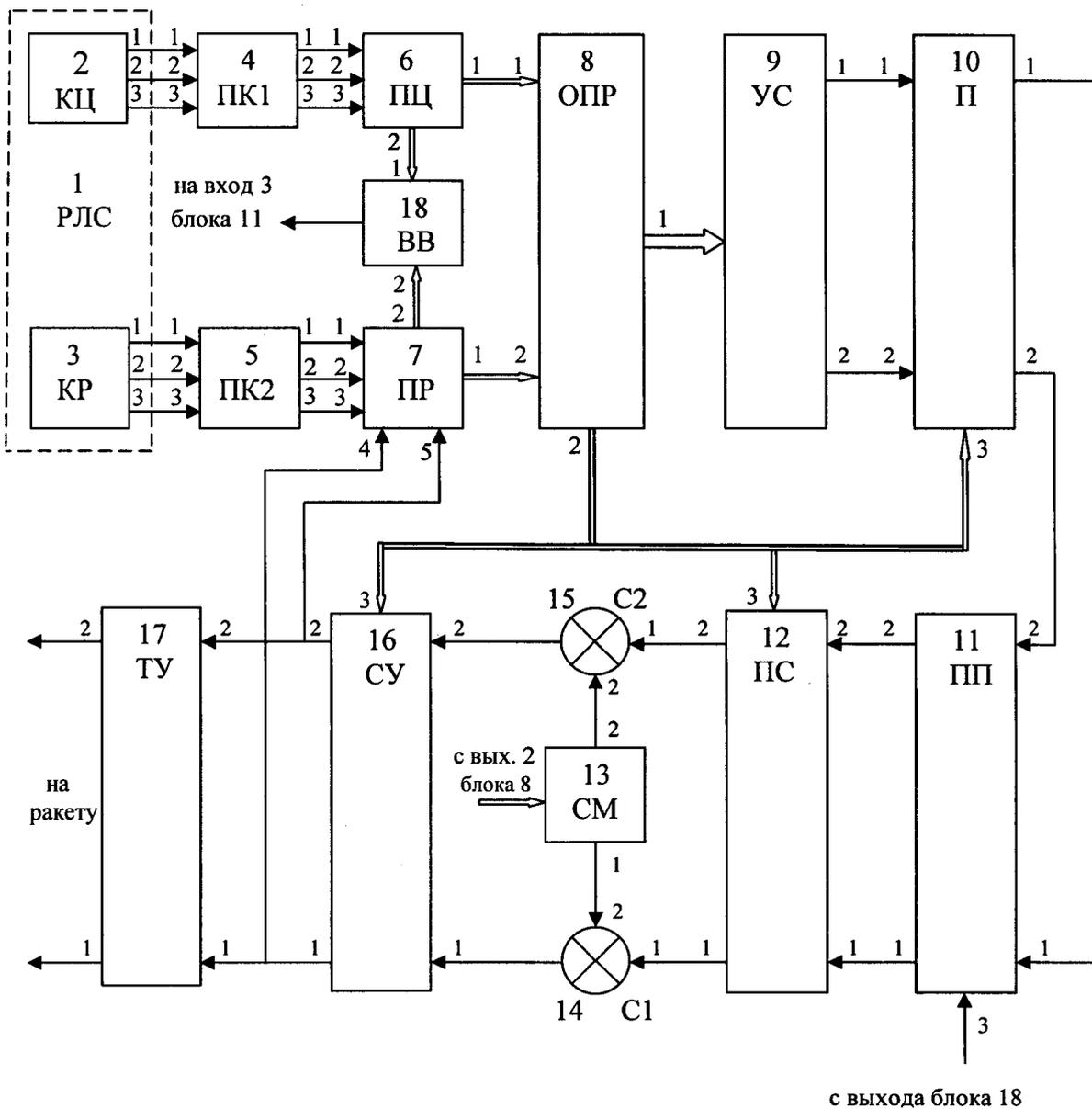
(57) Реферат:

Изобретение относится к ракетной технике и может быть использовано в системах наведения телеуправляемых ракет. Технический результат - снижение потребной перегрузки ракеты, динамической ошибки наведения с обеспечением требуемых углов встречи ракеты с целью и расширение условий применения телеуправляемой ракеты. Для этого осуществляют измерение координат цели и ракеты, формирование текущих параметров движения ракеты относительно цели, формирование сигналов управления ракетой в соответствии с параметрами движения ракеты относительно цели, передачу сигналов управления на ракету и наведение ракеты по сформированным сигналам управления. При этом преобразуют измеренные координаты цели и ракеты в прямоугольные координаты,

определяют оценки текущих параметров движения цели и ракеты, формируют по оценкам параметров движения цели и ракеты текущие параметры относительного движения ракеты, определяют текущее время, оставшееся до встречи ракеты с целью, формируют по параметрам относительного движения ракеты сигналы текущей угловой скорости линии визирования ракета-цель, определяют пропорционально сигналам угловой скорости линии визирования сигналы текущего промаха, определяют оценки текущего промаха, прогнозируют по оценкам текущего промаха с учетом времени, оставшегося до встречи ракеты с целью, сигналы промаха в точке встречи, формируют сигналы текущей угловой скорости линии визирования ракета-цель в точке встречи, формируют сигналы

программного текущего смещения угловой скорости линии визирования и затем формируют сигналы управления ракетой пропорционально сигналам угловой скорости линии визирования в

точке встречи с учетом сигналов программного смещения угловой скорости линии визирования ракета-цель. 2 з.п. ф-лы, 1 ил.



(56) (продолжение):  
1679195 А1, 23.09.1991.

RU 2645850 C1

RU 2645850 C1



FEDERAL SERVICE  
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(12) **ABSTRACT OF INVENTION**

(52) CPC  
*F41G 7/00* (2006.01)

(21)(22) Application: **2016149939, 20.12.2016**

(24) Effective date for property rights:  
**20.12.2016**

Registration date:  
**28.02.2018**

Priority:

(22) Date of filing: **20.12.2016**

(45) Date of publication: **28.02.2018** Bull. № 7

Mail address:

**300001, g. Tula, Shcheglovskaya zaseka, 59,  
Aktionernoe obshchestvo "Konstruktorskoe byuro  
priborostroeniya im. akademika A.G. Shipunova"**

(72) Inventor(s):

**Gusev Andrej Viktorovich (RU),  
Petrushin Vladimir Vasilevich (RU),  
Semashkin Valentin Evgenevich (RU),  
Slugin Valerij Georgievich (RU)**

(73) Proprietor(s):

**Aktionernoe obshchestvo "Konstruktorskoe  
byuro priborostroeniya im. akademika A.G.  
Shipunova" (RU)**

(54) **REMOTELY CONTROLLED MISSILE GUIDANCE METHOD**

(57) Abstract:

FIELD: rocket technology.

SUBSTANCE: invention relates to rocket engineering and can be used in guidance systems of guided missiles. Method comprises measuring the target and missile coordinates, forming the current parameters of the missile's movement relative to the target, forming missile control signals in accordance with the parameters of the missile's movement relative to the target, transmission of control signals to the missile and guidance of the missile on the generated control signals. Method includes converting target and missile coordinates into rectangular coordinates, estimating the current parameters of target and missile movement, forming the current parameters relative to missile movement according to estimated parameters of target and missile movement, determining the current time remaining until the missile meets the target, forming the signals of the current angular velocity of the missile-target sight line according to the parameters relative to missile movement, determining the signals of the

current miss proportionally to the signals of the angular velocity of the sight line, determining the estimates of the current miss, predicting the miss signals at the meeting point, according to the estimates of the current miss, taking into account the time remaining until the missile meets the target, forming signals of the current angular velocity of the missile-target sight line of at the meeting point, generating signals of the program current offset of the angular velocity of the sight line and further generating missile control signals in proportion to the signals of the angular velocity of the sight line at the meeting point, taking into account the signals of the program offset of the angular velocity of the missile-target sight line.

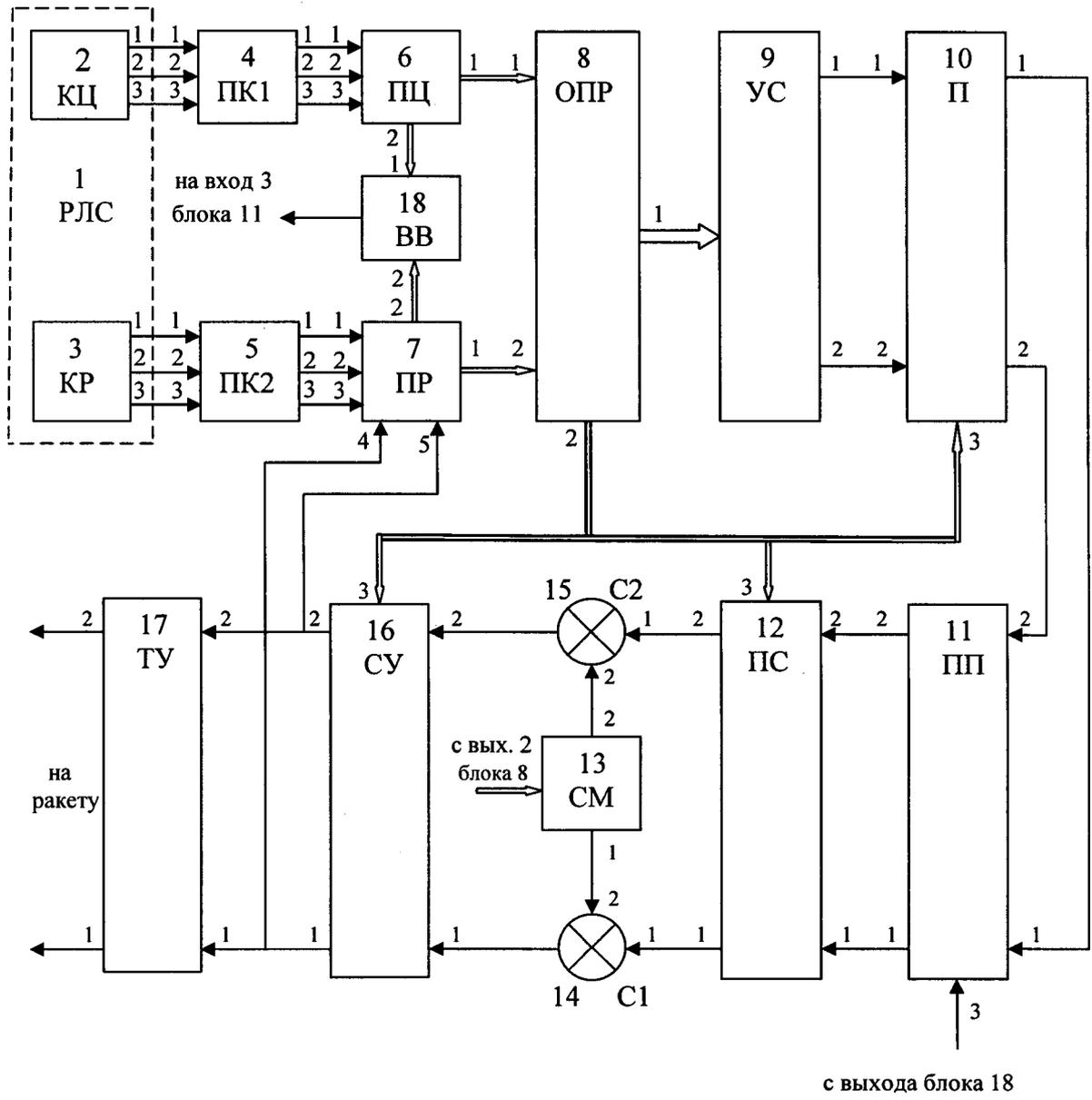
EFFECT: technical result is reduced required overload of the missile, dynamic guidance error ensuring the required angles of the meeting of the missile with the target and expanded conditions for use of the remote control missile.

2 cl, 1 dwg

RU 2 645 850 C1

RU 2 645 850 C1

RU 2645850 C1



RU 2645850 C1

Изобретение относится к ракетной технике и предназначено для использования в системах наведения телеуправляемых ракет.

Задача наведения ракеты на цель, заключающаяся в обеспечении сближении ракеты с целью и в конечном счете в совмещении их координат, решается с помощью различных способов (методов) наведения, определяющих требуемый закон движения ракеты, или, по-другому, кинематическую (опорную) траекторию ракеты. Способ наведения определяет траекторию и потребные перегрузки ракеты, аппаратурный состав системы наведения, а также точность наведения ракеты на цель.

Известен способ наведения телеуправляемой ракеты, при котором измеряют вне ракеты координаты цели и параметры движения ракеты относительно цели в виде координат отклонений ракеты от линии визирования цели (ЛВЦ) в каждой плоскости наведения и формируют сигналы (команды) управления ракетой пропорционально измеренным отклонениям ракеты от ЛВЦ, которые передают по линии телеуправления на ракету ([1] А.А. Лебедев, В.А. Карабанов. Динамика систем управления беспилотными летательными аппаратами. - М.: Машиностроение, 1965, стр. 29-30, 325-329, 364).

Кинематическая траектория ракеты при этом способе задается методом наведения, определяемым в каждой плоскости наведения уравнением связи

$$\varphi_p = \varphi_c, \quad (1)$$

где  $\varphi_c$  - угловая координата цели (угловое положение ЛВЦ);  
 $\varphi_p$  - требуемая (кинематическая) угловая координата ракеты.

Такой способ наведения, называемый "совмещение трех точек", обладает недостатками, ограничивающими его применение при стрельбе ракетой по подвижным целям. Это вызвано тем, что задаваемая уравнением связи (1), опорная траектория наведения имеет большую кривизну и для движения по ней ракета должна иметь относительно большие располагаемые нормальные перегрузки, существенно зависящие от скорости движения цели, ее высоты полета и маневренных свойств, что предопределяет потребность в высокоманевренной ракете и значительные динамические ошибки в контуре управления ракетой.

Известен способ наведения управляемой ракеты, при котором непосредственно на ракете измеряют параметры движения ракеты относительно цели в виде угловой скорости линии визирования ракета-цель в каждой плоскости наведения и формируют сигналы управления ракетой пропорционально измеренной угловой скорости линии визирования ракета-цель ([1], стр. 28, 410-413, 424-426). Кинематическая траектория наведения ракеты при этом способе задается в каждой плоскости уравнением связи

$$\dot{\Theta}_p = K_H \dot{\Phi}_{ЛВРЦ}, \quad (2)$$

где  $\dot{\Theta}_p$  - угловая скорость вращения вектора скорости ракеты;  
 $\dot{\Phi}_{ЛВРЦ}$  - угловая скорость вращения линии визирования ракета-цель;  
 $K_H$  - коэффициент пропорциональности.

Этот способ наведения, называемый "пропорциональным сближением" ("пропорциональной навигацией"), реализуется непосредственно на борту самонаводящейся ракеты использованием специального координатора - головки самонаведения. При таком способе наведения потребная перегрузка ракеты в точке встречи стремится к нулю, при этом обеспечиваются близкая к прямолинейной траектория наведения и высокоточное наведение ракеты при малых промахах. Однако при этом аппаратурный состав ракеты за счет головки самонаведения усложняется и делает ракету дорогостоящим изделием, причем помехозащищенность системы

самонаведения остается относительно низкой.

Наиболее близким к предлагаемому является способ наведения телеуправляемой ракеты, включающий измерение координат цели и ракеты, в каждой плоскости наведения формирование текущих параметров движения ракеты относительно цели в виде смещения кинематической траектории наведения ракеты относительно ЛВЦ, изменяемого пропорционально текущей разности дальностей до цели и ракеты, формирование координат отклонения ракеты от кинематической траектории наведения, формирование сигнала (команды) управления ракетой пропорционально отклонениям ракеты от кинематической траектории наведения с учетом ее смещения относительно ЛВЦ, передачу сигналов управления на ракету и наведение по ним ракеты ([2] А.М. Батков, И.Б. Тарханов. Системы теленаведения. - М.: Машиностроение, 1971, стр. 26-28, 32-44). Кинематическая траектория наведения ракеты при этом способе наведения задается в каждой плоскости наведения уравнением связи вида

$$\varphi_p = \varphi_c + \varphi_{упр}, \quad (3)$$

где  $\varphi_{упр}$  - угол упреждения.

Такой способ наведения называется наведением "с упреждением" (или "спрямлением траектории"), при котором смещение кинематической траектории наведения ракеты относительно ЛВЦ формируют в виде текущего значения угла упреждения  $\varphi_{упр}$ , задаваемого соотношением

$$\varphi_{упр} = A\Delta D, \quad (4)$$

где  $A$  - параметр метода наведения, определяющий форму смещения кинематической траектории, значение которого задают исходя из требований, предъявляемых к виду отдельных участков траектории наведения;

$\Delta D = D_{ц} - D_{р}$  - разность дальностей до цели  $D_{ц}$  и ракеты  $D_{р}$ .

Известный способ, при котором сигналы управления ракетой формируют вне ракеты, обеспечивает кинематическую траекторию наведения, близкую к прямолинейной, и, соответственно, потребные перегрузки ракеты и динамическая ошибка наведения на этой траектории будут близки к нулю при выполнении условия, что скорости изменения углового положения цели и относительного сближения ракеты с целью постоянны. Однако в реальности такое предположение о характере движения цели и скорости сближения ракеты с целью не выполняется даже при обстреле прямолинейно летящей цели, не говоря уже о маневрирующей цели, и поэтому здесь также происходит искривление кинематической траектории наведения ракеты, возрастание потребных перегрузок от ракеты и увеличение динамической ошибки наведения. Другим более существенным недостатком известного способа является то, что при таком наведении ракеты имеется существенная зависимость величины конечного промаха от инструментальной ошибки формирования разности измеренных дальностей до цели и ракеты, которая всегда имеется в системе наведения. Также данный способ задает определенную форму траектории наведения ракеты, которая остается неизменной для всех условий стрельбы, что не позволяет при необходимости управлять углом встречи ракеты с целью. Указанные недостатки приводят к увеличению потребных перегрузок ракеты, снижают точность ее наведения, снижают эффективность поражающего воздействия боевой части и уменьшают зону поражения ракеты, что особенно характерно для перехвата скоростных и высоколетящих целей, что и ограничивает применение такого способа наведения телеуправляемой ракеты.

Задачей настоящего изобретения является снижение потребных перегрузок ракеты на траектории наведения, повышение точности ее наведения, создание рациональных

условий встречи ракеты с целью и расширение условий применения телеуправляемой ракеты при перехвате скоростных и высоколетящих целей.

Решение поставленной задачи достигается тем, что в способе наведения телеуправляемой ракеты, включающем измерение координат цели и ракеты, в каждой плоскости наведения формирование текущих параметров движения ракеты относительно цели, формирование сигнала управления ракетой в соответствии с текущими параметрами движения ракеты относительно цели, передачу сигнала управления на ракету и наведение ракеты по сформированным сигналам управления, новым является то, что преобразуют измеренные координаты цели и ракеты в соответствующие прямоугольные координаты, определяют по прямоугольным координатам оценки текущих параметров движения цели и ракеты соответственно, формируют по оценкам параметров движения цели и ракеты текущие параметры относительного движения ракеты, определяют текущее время, оставшееся до встречи ракеты с целью, в каждой плоскости наведения формируют по параметрам относительного движения ракеты сигнал текущей угловой скорости линии визирования ракета-цель, определяют пропорционально сигналу угловой скорости линии визирования ракета-цель сигнал текущего промаха ракеты, определяют оценки текущего промаха и скорости его изменения, прогнозируют по оценкам текущего промаха и скорости его изменения с учетом текущего времени, оставшегося до встречи ракеты с целью, сигнал текущего промаха в точке встречи ракеты с целью, формируют пропорционально сигналу прогнозируемого текущего промаха в точке встречи сигнал текущей угловой скорости линии визирования ракета-цель в точке встречи, формируют сигнал программного текущего смещения угловой скорости линии визирования ракета-цель и затем формируют текущий сигнал управления ракетой пропорционально сигналу текущей угловой скорости линии визирования ракета-цель в точке встречи с учетом сигнала программного текущего смещения угловой скорости линии визирования ракета-цель.

В предлагаемом способе наведения телеуправляемой ракеты при определении оценок текущих параметров движения цели и ракеты задают соответственно модель их траекторий трехмерным вектором параметров движения, определяемую по каждой прямоугольной координате соответственно соотношениями вида

$$\begin{aligned} x[n] &= x[n-1] + \dot{x}[n-1]T_0 + 0.5\ddot{x}[n-1]T_0^2, \\ \dot{x}[n] &= \dot{x}[n-1] + \ddot{x}[n-1]T_0, \\ \ddot{x}[n] &= \ddot{x}[n-1], \end{aligned} \quad (5)$$

где  $x[n]$ ,  $\dot{x}[n]$ ,  $\ddot{x}[n]$  - текущие параметры траектории, соответственно координата, скорость и ускорение, составляющие трехмерный вектор параметров движения

$$X[n] = \begin{bmatrix} x[n] \\ \dot{x}[n] \\ \ddot{x}[n] \end{bmatrix};$$

$T_0$  - временной шаг измерения и оценки координат;

$n$  - текущий номер дискретного шага,  $n=1, 2, 3, \dots$

В предлагаемом способе наведения телеуправляемой ракеты определяют оценки текущих параметров движения ракеты с учетом сформированного сигнала управления ракетой в соответствующей плоскости наведения.

Введение новых операций и их связей позволило по сравнению с известным способом снизить потребные перегрузки ракеты на траектории наведения, уменьшить динамическую ошибку наведения, создать рациональные углы встречи ракеты с целью

и расширить условия применения телеуправляемой ракеты при перехвате скоростных и высоколетящих целей. Сущность предлагаемого изобретения заключается в том, что при теленаведении ракеты используется рациональный способ пропорционального сближения, реализуемый вне ракеты, т.е. в "наземной" части системы теленаведения, на основе использования измерений координат цели и ракеты и их обработки с соответствующим формированием сигналов управления ракетой.

Способ наведения телеуправляемой ракеты заключается в следующем.

После обнаружения цели в процессе ее сопровождения измеряют текущие координаты цели (например, радиолокатором в сферической системе координат): угол места  $\varphi_{Ц}[n]$ , азимут  $q_{Ц}[n]$  и дальность  $D_{Ц}[n]$ . После запуска ракеты также измеряют ее текущие координаты: угол места  $\varphi_{Р}[n]$ , азимут  $q_{Р}[n]$  и дальность  $D_{Р}[n]$ . Далее измеренные координаты цели и ракеты соответственно преобразуют в прямоугольную систему координат относительно опорного направления, связанного с системой измерений координат, по известным соотношениям ([3] С.З. Кузьмин. Основы проектирования систем цифровой обработки радиолокационной информации. - М.: Радио и связь, 1986, стр. 172):

$$\begin{aligned} x[n] &= D[n] \cos \varphi[n] \cos q[n], \\ y[n] &= D[n] \sin \varphi[n], \\ z[n] &= D[n] \cos \varphi[n] \sin q[n]. \end{aligned} \quad (6)$$

Затем определяют оценки текущих параметров движения цели и ракеты, под которыми понимаются фильтрованные прямоугольные координаты  $\hat{x}[n]$ ,  $\hat{y}[n]$ ,  $\hat{z}[n]$  и их первые  $\dot{\hat{x}}[n]$ ,  $\dot{\hat{y}}[n]$ ,  $\dot{\hat{z}}[n]$  и вторые  $\ddot{\hat{x}}[n]$ ,  $\ddot{\hat{y}}[n]$ ,  $\ddot{\hat{z}}[n]$  производные, получаемые по результатам обработки соответствующих прямоугольных координат  $x[n]$ ,  $y[n]$ ,  $z[n]$ . Для оценки параметров движения цели и ракеты соответственно используют фильтр Калмана, определяемый известными соотношениями ([3], стр. 163-164), который осуществляет оценку параметров движения посредством выполнения совместных и взаимосвязанных операций динамической фильтрации и экстраполяции координат, что обеспечивает оптимальную обработку результатов измерений. Структура такого фильтра содержит в качестве своей составной части математическую модель траектории движения соответственно цели или ракеты (т.е. модель оцениваемого процесса движения). Свойства фильтра определяются используемой моделью траектории и его коэффициентом усиления (фильтрации), значение которого определяют также с учетом принятых ошибок измерения координат.

При задании траектории движения цели и ракеты по каждой прямоугольной координате трехмерным вектором параметров движения в виде (5) (на примере координаты  $x$ ) оцениваемыми параметрами движения будут прямоугольные координата  $x[n]$ , скорость  $\dot{x}[n]$  и ускорение  $\ddot{x}[n]$  соответственно цели или ракеты.

Для такой модели траектории цели соотношения для фильтра Калмана имеют вид (записано для одной координаты, например, для координаты  $y$ )

- уравнения оценивания

$$\begin{aligned} \hat{y}_{Ц}[n] &= y_{ЦЭ}[n-1] + k_{1Ц}[n](y_{Ц}[n] - y_{ЦЭ}[n-1]), \\ \dot{\hat{y}}_{Ц}[n] &= \dot{y}_{ЦЭ}[n-1] + k_{2Ц}[n](y_{Ц}[n] - y_{ЦЭ}[n-1]), \\ \ddot{\hat{y}}_{Ц}[n] &= \ddot{y}_{ЦЭ}[n-1] + k_{3Ц}[n](y_{Ц}[n] - y_{ЦЭ}[n-1]); \end{aligned} \quad (7)$$

- уравнения экстраполяции

$$\begin{aligned} y_{цэ}[n] &= \hat{y}_ц[n] + \hat{y}'_ц[n]T_0 + 0.5\hat{y}''_ц[n]T_0^2, \\ \dot{y}_{цэ}[n] &= \hat{y}'_ц[n] + \hat{y}''_ц[n]T_0, \\ \ddot{y}_{цэ}[n] &= \hat{y}''_ц[n], \end{aligned} \quad (8)$$

где  $\hat{y}_ц[n]$ ,  $\hat{y}'_ц[n]$ ,  $\hat{y}''_ц[n]$  - оценки координаты, скорости и ускорения цели соответственно;  $y_{цэ}[n]$ ,  $\dot{y}_{цэ}[n]$ ,  $\ddot{y}_{цэ}[n]$  - экстраполированные координата, скорость и ускорение цели соответственно;

$k_{1ц}[n]$ ,  $k_{2ц}[n]$ ,  $k_{3ц}[n]$  - коэффициенты усиления (фильтрации).

Коэффициенты усиления  $k_{1ц}[n]$ ,  $k_{2ц}[n]$ ,  $k_{3ц}[n]$  вычисляются в текущем времени оценки параметров по известным соотношениям с учетом дисперсии ошибки измерения координат цели  $\sigma_{цц}^2$ . Дисперсия ошибки измерения координат  $\sigma_{цц}^2$  является априорной величиной, характеризующей точность системы измерения координат, которую определяют предварительно статистически расчетным или экспериментальным путем.

При заданной соотношениями (5) модели траектории ракеты уравнения оценивания имеют вид, аналогичный виду соотношений (7), а уравнения экстраполяции с учетом текущего сигнала управления ракетой принимают вид

$$\begin{aligned} y_{рэ}[n] &= \hat{y}_р[n] + \hat{y}'_р[n]T_0 + 0.5\hat{y}''_р[n]T_0^2, \\ \dot{y}_{рэ}[n] &= \hat{y}'_р[n] + \hat{y}''_р[n]T_0 - \lambda_\epsilon[n-1], \\ \ddot{y}_{рэ}[n] &= \hat{y}''_р[n], \end{aligned} \quad (9)$$

где  $\hat{y}_р[n]$ ,  $\hat{y}'_р[n]$ ,  $\hat{y}''_р[n]$  - оценки координаты, скорости и ускорения ракеты соответственно;

$y_{рэ}[n]$ ,  $\dot{y}_{рэ}[n]$ ,  $\ddot{y}_{рэ}[n]$  - экстраполированные координата, скорость и ускорение ракеты соответственно;

$\lambda_\epsilon[n-1]$  - сигнал управления ракетой в соответствующей плоскости наведения.

Введение в процесс экстраполяции координат ракеты ее текущих сигналов управления обеспечивает учет нормального ускорения ракеты развиваемого под действием этих команд управления, что повышает точность оценки параметров движения. При оценке параметров движения ракеты для расчета коэффициентов усиления  $k_{1р}[n]$ ,  $k_{2р}[n]$ ,  $k_{3р}[n]$  используется соответственно принятое априорное значение дисперсии ошибки измерения координат ракеты  $\sigma_{рц}^2$ .

В результате проведенных оценок получают параметры движения цели и ракеты в виде текущих оценок координат  $\hat{x}_ц[n]$ ,  $\hat{y}_ц[n]$ ,  $\hat{z}_ц[n]$ ,  $\hat{x}_р[n]$ ,  $\hat{y}_р[n]$ ,  $\hat{z}_р[n]$  и скоростей движения  $\hat{\dot{x}}_ц[n]$ ,  $\hat{\dot{y}}_ц[n]$ ,  $\hat{\dot{z}}_ц[n]$ ,  $\hat{\dot{x}}_р[n]$ ,  $\hat{\dot{y}}_р[n]$ ,  $\hat{\dot{z}}_р[n]$  соответственно.

Далее формируют по полученным оценкам параметров движения цели и ракеты текущие параметры относительного движения ракеты в виде разности соответствующих оценок координат и скоростей цели и ракеты по соотношениям

$$\Delta x_{ЦР}[n] = x_{Ц}[n] - x_{Р}[n],$$

$$\Delta y_{ЦР}[n] = y_{Ц}[n] - y_{Р}[n],$$

$$5 \quad \Delta z_{ЦР}[n] = z_{Ц}[n] - z_{Р}[n],$$

$$\Delta \dot{x}_{ЦР}[n] = -(\dot{x}_{Ц}[n] - \dot{x}_{Р}[n]),$$

$$\Delta \dot{y}_{ЦР}[n] = -(\dot{y}_{Ц}[n] - \dot{y}_{Р}[n]), \quad (10)$$

$$10 \quad \Delta \dot{z}_{ЦР}[n] = -(\dot{z}_{Ц}[n] - \dot{z}_{Р}[n]),$$

$$\Delta D_{ЦР}[n] = \sqrt{\Delta x_{ЦР}^2[n] + \Delta y_{ЦР}^2[n] + \Delta z_{ЦР}^2[n]},$$

$$\Delta V_{ЦР}[n] = \sqrt{\Delta \dot{x}_{ЦР}^2[n] + \Delta \dot{y}_{ЦР}^2[n] + \Delta \dot{z}_{ЦР}^2[n]},$$

$$15 \quad \Delta \dot{D}_{ЦР}[n] = \frac{\Delta x_{ЦР}[n] \cdot \Delta \dot{x}_{ЦР}[n] + \Delta y_{ЦР}[n] \cdot \Delta \dot{y}_{ЦР}[n] + \Delta z_{ЦР}[n] \cdot \Delta \dot{z}_{ЦР}[n]}{\Delta D_{ЦР}[n]},$$

здесь  $\Delta x_{ЦР}[n]$ ,  $\Delta y_{ЦР}[n]$ ,  $\Delta z_{ЦР}[n]$  - проекции относительной дальности ракета-цель на оси прямоугольной системы координат;

$\Delta \dot{x}_{ЦР}[n]$ ,  $\Delta \dot{y}_{ЦР}[n]$ ,  $\Delta \dot{z}_{ЦР}[n]$  - скорости изменения проекций относительной дальности;

20  $\Delta D_{ЦР}[n]$ ,  $\Delta \dot{D}_{ЦР}[n]$  - относительная дальность ракета-цель и скорость ее изменения;

$\Delta V_{ЦР}[n]$  - относительная скорость ракета-цель.

Определяют текущее время  $t_{ост}[n]$ , оставшееся до встречи ракеты с целью, используя относительную дальность ракета-цель и скорость ее изменения, например, по

25 соотношению

$$t_{ост}[n] = \frac{\Delta D_{ЦР}[n]}{\Delta \dot{D}_{ЦР}[n]}. \quad (11)$$

Далее соответствующие операции проводят для двух плоскостей наведения ракеты. Формульные зависимости приведены для одной плоскости наведения - вертикальной

30 плоскости.

По относительным параметрам движения ракеты (10) формируют сигналы текущих угловых скоростей вращения линии визирования ракета-цель  $\hat{\omega}_\varepsilon[n]$ ,  $\hat{\omega}_\beta[n]$  и углов линии визирования ракета-цель  $\varphi_{ЛВРЦ}[n]$ ,  $\varphi_{ДВРЦ}[n]$  в соответствующих плоскостях наведения.

35 Соответствующие соотношения для вертикальной плоскости наведения имеют вид

$$\omega_\varepsilon[n] = \frac{(\Delta x_{ЦР}^2[n] + \Delta z_{ЦР}^2[n]) \cdot \Delta \dot{y}_{ЦР}[n] - \Delta y_{ЦР}[n] \cdot (\Delta x_{ЦР}[n] \cdot \Delta \dot{x}_{ЦР}[n] + z_{ЦР}[n] \cdot \Delta \dot{z}_{ЦР}[n])}{\Delta D_{ЦР}^2[n] \cdot \sqrt{\Delta x_{ЦР}^2[n] + \Delta z_{ЦР}^2[n]}}, \quad (12)$$

$$40 \quad \varphi_{ЛВРЦ}[n] = \arcsin(\Delta y_{ЦР}[n] / \Delta D_{ЦР}[n]).$$

По полученным сигналам текущей угловой скорости линии визирования ракета-цель  $\omega_\varepsilon[n]$ ,  $\omega_\beta[n]$  по известной для метода пропорционального сближения зависимости ([1], стр. 479) определяют сигналы текущего промаха ракеты в двух плоскостях наведения  $h_\varepsilon[n]$ ,  $h_\beta[n]$ , например для вертикальной плоскости наведения по соотношению

$$45 \quad h_\varepsilon[n] = \frac{\Delta D_{ЦР}^2[n]}{\Delta V_{ЦР}[n]} \cdot \omega_\varepsilon[n]. \quad (13)$$

Затем с учетом текущего времени  $t_{ост}[n]$ , оставшегося до встречи ракеты с целью, по

сигналам текущего промаха  $h_\epsilon[n]$ ,  $h_\beta[n]$  прогнозируют текущий промах в точке встречи ракеты с целью для каждой плоскости наведения. Прогнозирование проводят, например, по соотношению

$$5 \quad h_{\epsilon\Pi}[n] = \hat{h}_\epsilon[n] + \hat{h}'_\epsilon[n]t_{ocm}[n], \quad (14)$$

где  $\hat{h}_\epsilon[n]$ ,  $\hat{h}'_\epsilon[n]$  - оценки текущего промаха и скорости его изменения в вертикальной плоскости наведения.

Оценки текущего промаха и скорости его изменения в соответствующих плоскостях наведения  $\hat{h}_\epsilon[n]$ ,  $\hat{h}_\beta[n]$ ,  $\hat{h}'_\epsilon[n]$ ,  $\hat{h}'_\beta[n]$  получают, например, использованием фильтра, определяемого соотношениями, аналогичными соотношениям (7) и (8), в котором входными координатами являются соответственно сигналы текущего промаха  $h_\epsilon[n]$ ,  $h_\beta[n]$  (записано, например, для вертикальной плоскости наведения)

$$15 \quad \begin{aligned} & - \text{уравнения оценивания} \\ & \hat{h}_\epsilon[n] = h_{\epsilon\ominus}[n-1] + k_{1\Pi}[n](h_\epsilon[n] - h_{\epsilon\ominus}[n-1]), \\ & \hat{h}'_\epsilon[n] = \dot{h}_{\epsilon\ominus}[n-1] + k_{2\Pi}[n](h_\epsilon[n] - h_{\epsilon\ominus}[n-1]), \\ & \hat{h}''_\epsilon[n] = \ddot{h}_{\epsilon\ominus}[n-1] + k_{3\Pi}[n](h_\epsilon[n] - h_{\epsilon\ominus}[n-1]); \end{aligned} \quad (15)$$

$$20 \quad \begin{aligned} & - \text{уравнения экстраполяции} \\ & h_{\epsilon\ominus}[n] = \hat{h}_\epsilon[n] + \hat{h}'_\epsilon[n]T_0 + 0.5\hat{h}''_\epsilon[n]T_0^2, \\ & \dot{h}_{\epsilon\ominus}[n] = \hat{h}'_\epsilon[n] + \hat{h}''_\epsilon[n]T_0, \end{aligned} \quad (16)$$

25  $\ddot{h}_{\epsilon\ominus}[n] = \hat{h}''_\epsilon[n]$ ,  
где  $\hat{h}_\epsilon[n]$ ,  $\hat{h}'_\epsilon[n]$ ,  $\hat{h}''_\epsilon[n]$  - оценки текущего промаха, скорости и ускорения его изменения соответственно;

30  $h_{\epsilon\ominus}[n]$ ,  $\dot{h}_{\epsilon\ominus}[n]$ ,  $\ddot{h}_{\epsilon\ominus}[n]$  - экстраполированные значения промаха, скорости и ускорения его изменения соответственно;

$k_{1\Pi}[n]$ ,  $k_{2\Pi}[n]$ ,  $k_{3\Pi}[n]$  - коэффициенты усиления (фильтрации).

По сигналам текущего прогнозируемого промаха в точке встречи  $h_{\epsilon\Pi}[n]$ ,  $h_{\beta\Pi}[n]$  определяют, в соответствии с зависимостью (13), сигналы прогнозируемой текущей угловой скорости линии визирования ракета-цель в точке встречи  $\hat{\omega}_{\epsilon TB}[n]$ ,  $\hat{\omega}_{\beta TB}[n]$  для соответствующих плоскостей наведения по соотношению (записано для вертикальной плоскости наведения)

$$35 \quad \hat{\omega}_{\epsilon TB}[n] = \frac{h_{\epsilon\Pi}[n]\Delta V_{цр}[n]}{\Delta T_{цр}^2[n]}. \quad (17)$$

40 Далее формируют также сигналы программного текущего смещения угловой скорости линии визирования ракета-цель в каждой плоскости наведения  $\omega_{\epsilon CM}[n]$ ,  $\omega_{\beta CM}[n]$  в соответствии, например, со следующей зависимостью (записано для вертикальной плоскости наведения)

$$45 \quad \omega_{\epsilon CM}[n] = a_\epsilon \frac{g}{\Delta V_{цр}[n]}, \quad (18)$$

где  $a_\epsilon$  - весовой коэффициент;

$g=9.81 \text{ м/с}^2$  - ускорение силы тяжести.

Значение весового коэффициента  $a_e$  определяет форму (требуемую степень искривления) траектории ракеты в плоскости наведения и, соответственно, угол подхода ракеты к цели. Его величина нормируется по отношению к ускорению силы тяжести и может задаваться в диапазоне значений 0...5 в зависимости от требуемых углов подхода ракеты к цели и ее располагаемой маневренности.

Затем формируют текущие сигналы управления ракетой  $\lambda_e[n]$ ,  $\lambda_\beta[n]$  в каждой плоскости наведения пропорционально соответствующим сигналам прогнозированной текущей угловой скорости линии визирования ракета-цель в точке встречи  $\hat{\omega}_{\text{СТВ}}[n]$ ,  $\hat{\omega}_{\text{ВТВ}}[n]$  с учетом сформированных сигналов программного текущего смещения угловой скорости линии визирования ракета-цель  $\omega_{\text{СМ}}[n]$ ,  $\omega_{\text{ВСМ}}[n]$  в соответствии с соотношением (записано для вертикальной плоскости наведения)

$$\lambda_e[n] = N \cdot \Delta V_{\text{PI}}[n] \cdot (\hat{\omega}_{\text{СТВ}}[n] + \omega_{\text{СМ}}[n] + \omega_g[n]), \quad (19)$$

где:  $N=3-5$  - коэффициент навигации, определяемый требуемой точностью наведения ракеты;

$\omega_g[n]$  - угловая скорость, определяющая компенсационную составляющую действия силы тяжести, например, в виде

$$\omega_g[n] = \frac{g \cos \varphi_{\text{ЛВЦР}}[n]}{2 \Delta V_{\text{ЦР}}[n]}. \quad (20)$$

Далее сформированные текущие сигналы управления ракетой в каждой плоскости наведения  $\lambda_e[n]$ ,  $\lambda_\beta[n]$  по линии телеуправления передают на ракету и осуществляют по ним ее наведение на цель.

Таким образом, предлагаемый способ наведения обеспечивает наведение телеуправляемой ракеты по методу пропорционального сближения, за счет чего снижаются потребные нормальные перегрузки ракеты и динамические ошибки наведения с обеспечением требуемых точностных характеристик наведения и условий встречи ракеты с целью, что расширяет зону поражения телеуправляемой ракеты и условия ее применения без дополнительного усложнения бортовой аппаратуры ракеты.

Функциональная схема, поясняющая предлагаемый способ наведения телеуправляемой ракеты, представлена на чертеже, на котором обозначено:

1 - радиолокатор сопровождения цели и ракеты (РЛС);

2 - координатор цели (КЦ);

3 - координатор ракеты (КР);

4, 5 - преобразователи координат (ПК1, ПК2);

6 - блок оценки параметров движения цели (ПЦ);

7 - блок оценки параметров движения ракеты (ПР);

8 - блок формирования параметров относительного движения ракеты (ОПР);

9 - блок формирования сигналов угловой скорости линии визирования ракета-цель (УС);

10 - блок определения сигналов текущего промаха ракеты (П);

11 - блок прогнозирования промаха ракеты в точке встречи (ПП);

12 - блок формирования сигналов прогнозируемой угловой скорости линии визирования ракета-цель в точке встречи (ПС);

13 - блок формирования сигналов программного смещения угловой скорости линии визирования ракета-цель (СМ);

14, 15 - сумматоры (С1, С2);

16 - блок формирования сигналов управления ракетой (СУ);

17 - устройство передачи сигналов управления на ракету (ТУ);

18 - блок определения времени, оставшегося до встречи ракеты с целью.

На чертеже двойные стрелки обозначают векторные (многомерные) связи (например, связь по первому выходу блока 6 содержит текущие параметры движения цели: оценки  
 5 прямоугольных координат  $\hat{x}_c[n], \hat{y}_c[n], \hat{z}_c[n]$  и их первых  $\hat{\dot{x}}_c[n], \hat{\dot{y}}_c[n], \hat{\dot{z}}_c[n]$  и вторых  $\hat{\ddot{x}}_c[n], \hat{\ddot{y}}_c[n], \hat{\ddot{z}}_c[n]$  производных), одинарные стрелки - скалярные (одномерные) связи (например, связь по первому выходу блока 4 содержит текущую прямоугольную координату цели  $x_{ц}[n]$ ).

10 Элементы радиолокатор сопровождения цели и ракеты 1, включающий координатор цели 2 и координатор ракеты 3, и устройство передачи сигналов управления (линия телеуправления) 17 представляют собой известные штатные элементы системы телеуправления ракетой ([1], стр. 30). Остальные блоки 4-16 и 18 представляют собой  
 15 счетно-решающие устройства, воспроизводящие соответственно вышеприведенные математические соотношения, которые реализуется известными элементами электронных устройств и вычислительной системы обработки информации и управления, принципы построения, состав, структура и алгоритм функционирования которых описаны в [3], стр. 223-292.

20 Система работает следующим образом. Координатор цели 2 осуществляет сопровождение цели и измерение ее угловых координат и дальности. Координатор ракеты 3 осуществляет захват ракеты на сопровождение и измерение ее угловых координат и дальности. Измеренные текущие сферические координаты цели и ракеты в блоках 4 и 5 преобразуют соответственно в прямоугольные координаты цели и ракеты,  
 25 которые поступают соответственно в блоки оценки текущих параметров движения цели и ракеты 6 и 7. На четвертый и пятый входы блока 7 поступают также текущие сигналы управления ракетой в двух плоскостях наведения, сформированные в блоке 16. Полученные оценки параметров движения цели и ракеты в виде текущих координат, скоростей и ускорений поступают соответственно на первый и второй входы блока  
 30 формирования текущих параметров относительного движения ракеты 8, с выхода которого относительные параметры движения ракеты поступают в блок формирования сигналов текущей угловой скорости линии визирования ракета-цель 9. Далее сформированные сигналы угловой скорости линии визирования ракета-цель в двух плоскостях наведения поступают соответственно на первый и второй входы блока  
 35 определения текущего промаха ракеты 10, где с учетом текущих относительной дальности ракета-цель и скорости их сближения, поступающих на третий вход блока 10 с выхода блока 8, определяют сигналы текущего промаха ракеты в каждой плоскости наведения, которые поступают соответственно в блок 11. В блоке 11, с учетом времени, оставшегося до встречи ракеты с целью, поступающего на третий вход блока 11 с  
 40 выхода блока 18, определяют сигналы прогнозируемого промаха в точке встречи ракеты с целью. Затем по сигналам текущего прогнозируемого промаха в блоке 12 формируют сигналы текущей угловой скорости линии визирования ракета-цель в точке встречи, по которым в блоке формирования сигналов управления ракетой 16, с учетом сформированных соответствующих сигналов программного текущего смещения угловой скорости линии визирования ракета-цель (сумматоры 14 и 15), формируемых в блоке  
 45 13, и сигналов относительной дальности и скорости сближения ракеты с целью со второго выхода блока 8 формируют текущие сигналы управления ракетой в соответствующих плоскостях наведения. Сформированные сигналы управления посредством устройства 17 передаются на ракету. Ракета, обрабатывая принятые

сигналы управления, наводится на цель.

Предлагаемое техническое решение обеспечивает повышение динамической точности наведения и расширение условий применения телеуправляемой ракеты, что выгодно отличает его от известных.

5

(57) Формула изобретения

1. Способ наведения телеуправляемой ракеты, включающий измерение координат цели и ракеты, в каждой плоскости наведения формирование текущих параметров движения ракеты относительно цели, формирование сигнала управления ракетой в соответствии с текущими параметрами движения ракеты относительно цели, передачу сигнала управления на ракету и наведение ракеты по сформированным сигналам управления, отличающийся тем, что преобразуют измеренные координаты цели и ракеты в соответствующие прямоугольные координаты, определяют по прямоугольным координатам оценки текущих параметров движения цели и ракеты соответственно, формируют по оценкам параметров движения цели и ракеты текущие параметры относительного движения ракеты, определяют текущее время, оставшееся до встречи ракеты с целью, в каждой плоскости наведения формируют по параметрам относительного движения ракеты сигнал текущей угловой скорости линии визирования ракета-цель, определяют пропорционально сигналу угловой скорости линии визирования ракета-цель сигнал текущего промаха ракеты, определяют оценки текущего промаха и скорости его изменения, прогнозируют по оценкам текущего промаха и скорости его изменения с учетом текущего времени, оставшегося до встречи ракеты с целью, сигнал текущего промаха в точке встречи ракеты с целью, формируют пропорционально сигналу прогнозируемого текущего промаха в точке встречи сигнал текущей угловой скорости линии визирования ракета-цель в точке встречи, формируют сигнал программного текущего смещения угловой скорости линии визирования ракета-цель и затем формируют текущий сигнал управления ракетой пропорционально сигналу текущей угловой скорости линии визирования ракета-цель в точке встречи с учетом сигнала программного текущего смещения угловой скорости линии визирования ракета-цель.

2. Способ по п. 1, отличающийся тем, что при определении оценок текущих параметров движения цели и ракеты задают соответственно модель их траекторий трехмерным вектором параметров движения, определяемую по каждой прямоугольной координате соответственно соотношениями вида

$$\begin{aligned} x[n] &= x[n-1] + \dot{x}[n-1]T_0 + 0.5\ddot{x}[n-1]T_0^2, \\ \dot{x}[n] &= \dot{x}[n-1] + \ddot{x}[n-1]T_0, \\ \ddot{x}[n] &= \ddot{x}[n-1], \end{aligned}$$

где  $x[n]$ ,  $\dot{x}[n]$ ,  $\ddot{x}[n]$  - текущие параметры траектории, соответственно координата, скорость и ускорение, составляющие трехмерный вектор параметров движения

$$X[n] = \begin{bmatrix} x[n] \\ \dot{x}[n] \\ \ddot{x}[n] \end{bmatrix};$$

$T_0$  - временной шаг измерения и оценки координат;

$n$  - текущий номер дискретного шага,  $n=1, 2, 3, \dots$

3. Способ по п. 1, отличающийся тем, что определяют оценки текущих параметров движения ракеты с учетом сформированного текущего сигнала управления ракетой в соответствующей плоскости наведения.

СПОСОБ НАВЕДЕНИЯ ТЕЛЕУПРАВЛЯЕМОЙ РАКЕТЫ

