



**ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ,
ПАТЕНТАМ И ТОВАРНЫМ ЗНАКАМ**

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(21), (22) Заявка: **2006103652/09, 08.02.2006**

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
08.02.2006

(45) Опубликовано: **10.10.2007 Бюл. № 28**

(56) Список документов, цитированных в отчете о
поиске: **RU 2256870 C1, 20.07.2005. RU**
2004115843 A, 10.11.2005. RU 2153441 C2,
27.07.2000. RU 2262649 C1, 20.10.2005. US
4848208, 18.07.1989. DE 4007999 A1,
19.09.1991. US 2003122032 A1, 03.07.2003.

Адрес для переписки:

**105264, Москва, ул. Верхняя Первомайская, 6,
кор. 3, кв. 92, А.А. Кузнецову**

(72) Автор(ы):

**Слукин Геннадий Петрович (RU),
Меркулов Владимир Иванович (RU),
Чернов Вадим Соматович (RU),
Харьков Виталий Петрович (RU),
Нефедов Сергей Игоревич (RU)**

(73) Патентообладатель(и):

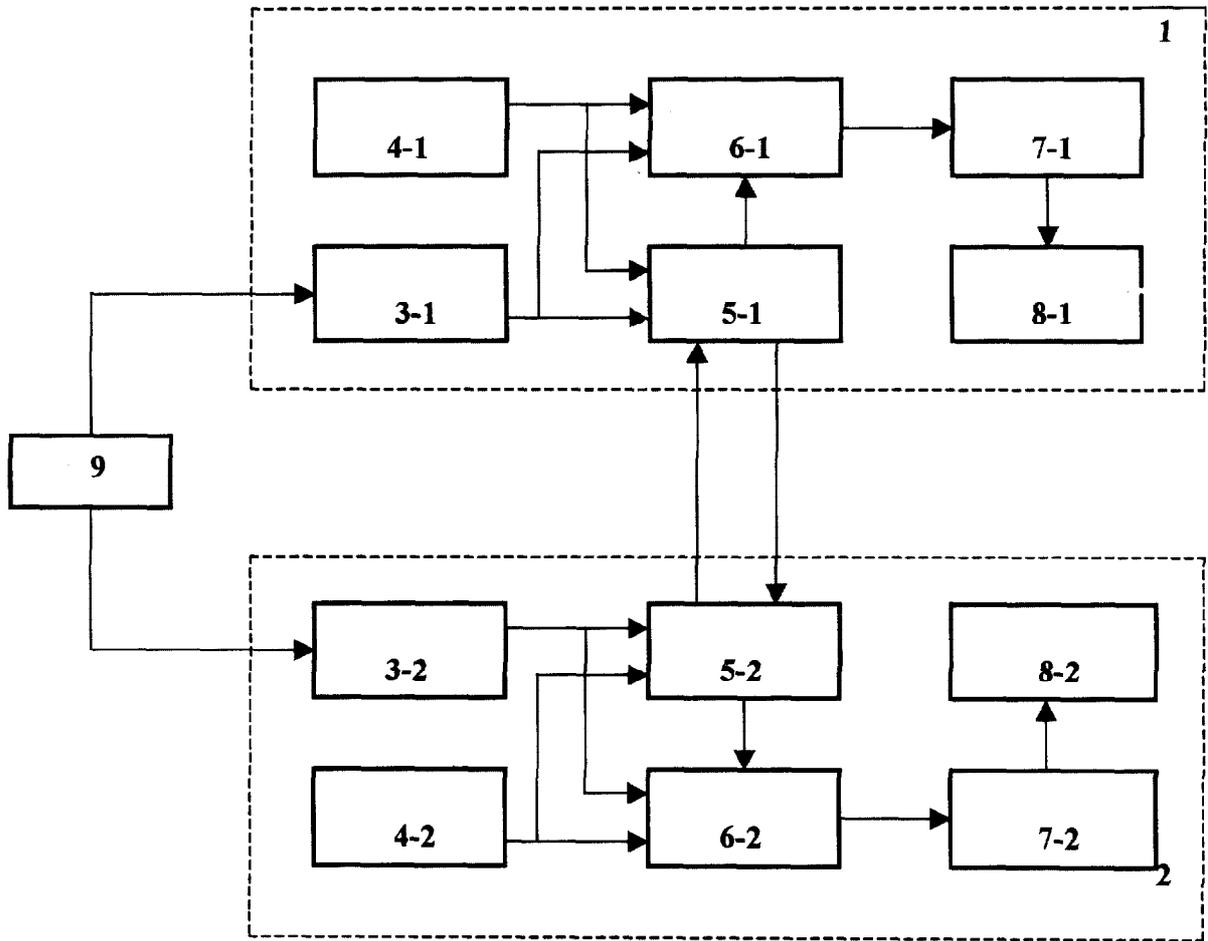
**Научно-исследовательский институт
радиоэлектронной техники МГТУ им. Н.Э.
Баумана (RU)**

**(54) СПОСОБ УПРАВЛЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫМИ АППАРАТАМИ ПО КУРСУ В УГЛОМЕРНОЙ
ДВУХПОЗИЦИОННОЙ РАДИОЛОКАЦИОННОЙ СИСТЕМЕ**

(57) Реферат:

Изобретение относится к технике управления и может применяться для наведения летательных аппаратов (ЛА) на радиоизлучающие воздушные цели с использованием угломерных двухпозиционных радиолокационных систем. Техническим результатом является уменьшение кривизны траектории ЛА и плавный вывод его в заданную точку на линии, обеспечивающей наилучшие условия для радиолокационного наблюдения цели, а также снятие ограничений на тактические ситуации. Способ предусматривает наведение одного из ЛА на цель для ее поражения и создание другим ЛА благоприятных условий для проведения радиолокационных наблюдений за целью. Для этого на основе измерений пеленгов

цели, прямоугольных координат ЛА, их скоростей и курсов оценивают азимуты цели, угловые скорости линий визирования цели, прямоугольные координаты цели и расстояния до нее от ЛА, выбирают ударный ЛА, осуществляют наведение ударного ЛА на цель любым из известных способов, находят прямоугольные координаты и скорости их изменения наилучшей точки наблюдения (НТН), формируют параметр управления ЛА информационного обеспечения в соответствии с прямым способом наведения со смещением, на конечном участке сближения ЛА информационного обеспечения дополнительно разворачивают для плавного выхода на линию цель - НТН с последующим уменьшением скорости полета ЛА до скорости перемещения НТН. 7 ил.



Фиг.1



FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY,
PATENTS AND TRADEMARKS

(12) **ABSTRACT OF INVENTION**

(21), (22) Application: **2006103652/09, 08.02.2006**

(24) Effective date for property rights: **08.02.2006**

(45) Date of publication: **10.10.2007 Bull. 28**

Mail address:

**105264, Moskva, ul. Verkhnjaja Pervomajskaja,
6, kor. 3, kv. 92, A.A. Kuznetsovu**

(72) Inventor(s):

**Slukin Gennadij Petrovich (RU),
Merkulov Vladimir Ivanovich (RU),
Chernov Vadim Somatovich (RU),
Khar'kov Vitalij Petrovich (RU),
Nefedov Sergej Igorevich (RU)**

(73) Proprietor(s):

**Nauchno-issledovatel'skij institut
radioelektronnoj tekhniki MGTU im. N.Eh.
Baumana (RU)**

(54) **METHOD OF CONTROL OF FLYING VEHICLES IN HEADING BY MEANS OF TWO-POSITION RADAR SYSTEM**

(57) Abstract:

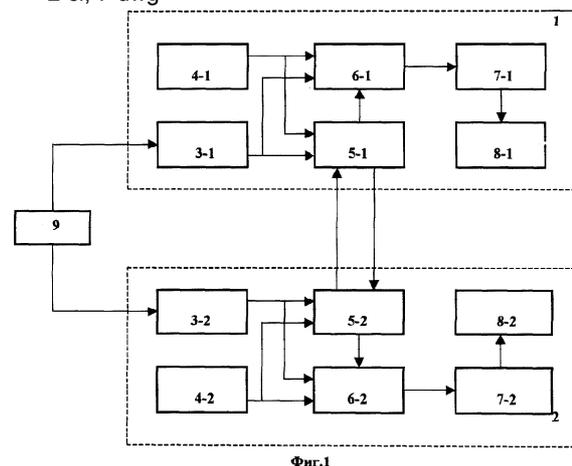
FIELD: flying vehicle control technique; guidance on radio-radiating air targets with the aid of two-position radar systems.

SUBSTANCE: proposed method ensures guidance of one flying vehicle on target for destruction and forms favorable conditions for another flying vehicle for radar observation of target. Target azimuth, angular velocities of target sight lines, rectangular coordinates of target and distance between target and flying vehicle are estimated on basis of measurements of target bearings, rectangular coordinates of flying vehicles, their speed and headings. Striking flying vehicle is selected and its guidance is performed by any known method. Then, rectangular coordinates and rates of their change of best point of observation are found; parameter of control of information support flying vehicle is formed in accordance with direct method of guidance at shift on terminal approach leg; information support flying vehicle is additionally turned for smooth obtaining of

target-best point of observation line and flying speed is reduced to rate of motion of best point of observation.

EFFECT: reduction of flying vehicle trajectory curvature and smooth arrival at preset point for better radar observation of target; elimination of limitation for tactical situations.

2 cl, 7 dwg



RU 2 308 093 C1

RU 2 308 093 C1

Изобретение относится к технике управления летательными аппаратами и может применяться для наведения летательных аппаратов на воздушные цели с использованием угломерных двухпозиционных радиолокационных систем (УДПРЛС).

5 Наблюдение за целями, на которых размещены источники радиоизлучений (ИРИ), может осуществляться на основе приема сигналов, излучаемых их радиоэлектронными средствами, с помощью угломерных двухпозиционных радиолокационных систем [Меркулов В.И., Харьков В.П., Чернов В.С. Алгоритмы управления позициями в пассивной двухпозиционной РЛС. «Радиотехника», 2004, №10, стр.86-90].

10 Эффективность применения УДПРЛС во многом зависит от способа управления летательными аппаратами (ЛА), на которых размещаются приемные позиции этой системы, поскольку в процессе управления изменяется взаимное положение летательных аппаратов и ИРИ, в значительной степени влияющее на точность определения местоположения радиоизлучающих целей [Дрогалин В.В., Ефимов В.А., Канащенков А.И. и др. Способы оценивания точности определения местоположения источников радиоизлучения пассивной 15 угломерной двухпозиционной бортовой радиолокационной системой. «Успехи современной радиоэлектроники. Зарубежная радиоэлектроника», 2003, №5, стр.22-38].

При применении угломерных двухпозиционных радиолокационных систем, как правило, необходимо одновременно решать две задачи, а именно: задачу наведения летательных аппаратов на воздушную радиоизлучающую цель и задачу траекторного управления 20 летательными аппаратами для создания наиболее благоприятных условий для высококачественного радиолокационного наблюдения за радиоизлучающей целью. В связи с этим разрабатываются способы, предусматривающие решение задачи управления процессом наблюдения с одновременным наведением на ИРИ. При этом наиболее трудоемкой является организация управления летательными аппаратами в горизонтальной 25 плоскости.

Известен способ управления движением двух самолетов по курсу в горизонтальной плоскости [Меркулов В.И., Харьков В.П., Чернов В.С. Алгоритмы управления позициями в пассивной двухпозиционной РЛС. «Радиотехника», 2004, №10, стр.86-90], согласно 30 которому наводящийся на ИРИ самолет, называемый в дальнейшем для краткости ударным самолетом, управляется в соответствии с одним из существующих способов самонаведения, а второй самолет - самолет информационного обеспечения выводится на прямую, ортогональную линии визирования ударный самолет - ИРИ и проходящую через ИРИ, где существуют наилучшие условия для радиолокационного наблюдения за ИРИ. При этом задача синтеза желаемого управления для самолета обеспечения решена на основе 35 математического аппарата теории обратных задач динамики.

Основным недостатком данного способа является то, что не фиксируется точка, в районе которой должен оказаться самолет информационного обеспечения при выводе на прямую, ортогональную линии визирования ударный самолет - ИРИ. В результате не 40 гарантируется безопасность самолета информационного обеспечения и не контролируется время его выхода в указанную точку. Кроме того, недостатком данного способа является высокая сложность информационно-вычислительных систем самолетов с пеленгаторами, большой объем информации, которой должны обмениваться самолеты, а также наличие ограничений на условия применения [Меркулов В.И., Харьков В.П., Чернов В.С. Алгоритмы управления позициями в пассивной двухпозиционной РЛС. «Радиотехника», 2004, №10, 45 стр.90].

Аналогичные недостатки характерны также для способа наведения летательных аппаратов на источник радиоизлучения в двухпозиционной радиолокационной системе, описанного в патенте РФ №2262649.

Указанные недостатки устранены в способе управления летательными аппаратами по 50 курсу в угломерной двухпозиционной радиолокационной системе (Патент РФ №2256870), выбранном в качестве прототипа заявленного изобретения. Согласно этому способу ЛА информационного обеспечения, называемый для краткости вторым ЛА, наводится по кривой погони в наилучшую точку наблюдения (НТН), находящуюся на перпендикуляре к

линии ударный ЛА - ИРИ на удалении от ИРИ, равном расстоянию ИРИ от ударного ЛА, условно считающегося первым ЛА. Данный способ предусматривает совмещение продольной оси второго ЛА в процессе наведения с направлением на НТН. Положение НТН в пространстве непрерывно изменяется за счет сближения первого ЛА и ИРИ.

5 Поэтому предусмотренная данным способом процедура наведения в НТН по кривой погони в определенных тактических ситуациях может потребовать от второго ЛА выполнения разворота с поперечными перегрузками, лежащими вне допустимого диапазона. Кроме того, при реализации данного способа не всегда обеспечивается плавный выход второго ЛА на линию ИРИ - НТН.

10 Отмеченные недостатки, имеющие место в процессе наведения второго ЛА, приводят к снижению эффективности применения УДПРЛС. Поэтому задача настоящего изобретения состоит в разработке способа управления ЛА по курсу в угломерной двухпозиционной радиолокационной системе, обеспечивающего наведение ударного ЛА на ИРИ и создание летательным аппаратом информационного обеспечения благоприятных условий для
15 проведения радиолокационных наблюдений за радиоизлучающей целью, в максимальной степени свободного от недостатков прототипа.

Поставленная задача достигается тем, что в способе управления летательными аппаратами по курсу в угломерной двухпозиционной радиолокационной системе, заключающемся в том, что измеряют значения пеленгов источника радиоизлучений (ИРИ) соответственно на первом и втором летательных аппаратах (ЛА), измеряют координаты первого и второго ЛА в прямоугольной системе координат и их курсы, между первым и вторым ЛА осуществляют взаимный обмен результатами измерений пеленгов ИРИ, прямоугольных координат ЛА и их курсов, на каждом ЛА оценивают координаты ИРИ в
20 прямоугольной системе координат и расстояния до ИРИ от соответствующих ЛА, выбирают ЛА, обеспечивающий минимальное время полета ЛА к ИРИ, и осуществляют самонаведение выбранного ЛА на ИРИ, согласно изобретению дополнительно измеряют скорость второго ЛА, на втором ЛА оценивают азимуты ИРИ относительно первого и второго ЛА, угловую скорость ω_1 , линии визирования ИРИ - первый ЛА, угловую скорость ω_2 линии визирования ИРИ - второй ЛА, находят прямоугольные координаты и скорости их
25 изменения для наилучшей точки наблюдения (НТН), а также скорость перемещения и курсовой угол НТН, определяют азимут β_H ИРИ относительно НТН, азимут β_{2H} НТН относительно второго ЛА, расстояние R_{2H} до НТН от второго ЛА, с учетом измеренной скорости второго ЛА определяют требуемый угол упреждения q_y второго ЛА и формируют параметр управления Δ_2 вторым ЛА согласно соотношению:

$$35 \Delta_2 = k_\psi (\beta_{2H} + k_y q_y - \psi_2), \quad \text{если } R_{2H} \geq R_{раз.}, \quad (1)$$

$$\Delta_2 = k_\psi (\beta_{2H} + k_y q_y - \psi_2) + k_\beta (\beta_H - \psi_2) + k_\omega (\omega_H - \omega_2), \quad \text{если } R_{2H} < R_{раз.}, \quad (2)$$

где:

ψ_2 - курс второго ЛА;

40 ω_H - угловая скорость линии ИРИ - НТН, при этом $\omega_H = \omega_1$;

$k_\psi, k_\beta, k_\omega$ - весовые коэффициенты ошибок наведения второго ЛА по курсу, азимуту и угловой скорости линии визирования соответственно;

k_y - весовой коэффициент угла упреждения;

45 $R_{раз.}$ - расстояние до НТН от второго ЛА, при достижении которого изменяют алгоритм траекторного управления;

отклоняют органы управления вторым ЛА по курсу и при выходе второго ЛА на линию ИРИ - НТН устанавливают скорость полета второго ЛА равной скорости перемещения НТН.

Благодаря дополнительному, по сравнению с прототипом, измерению скорости второго ЛА, оцениванию параметров собственного движения наилучшей точки наблюдения и
50 параметров относительного движения НТН и ИРИ, а также введению в параметр управления вторым ЛА новых составляющих обеспечивается плавный выход второго ЛА на перпендикуляр к линии первый ЛА - ИРИ и совмещение его с наилучшей точкой наблюдения.

На фиг.1 представлена упрощенная структурная схема возможного варианта УДПРЛС, реализующей предлагаемый способ, где 1, 2 - первая и вторая приемные позиции соответственно; 3-1, 3-2 - угломеры, 4-1, 4-2 - навигационные системы; 5-1, 5-2 - аппаратура передачи данных; 6-1, 6-2 - вычислительные системы; 7-1, 7-2 - системы автоматического управления; 8-1, 8-2 - летательные аппараты (ЛА), 9 - цель (ИРИ). Фиг.2 поясняет обозначения, входящие в формулу для ошибки определения местоположения цели, в качестве которой выступает ИРИ. Фиг.3 иллюстрирует геометрию наведения летательных аппаратов в горизонтальной плоскости и поясняет величины, входящие в формулу для параметра управления вторым ЛА в УДПРЛС. Фиг.4 поясняет обозначения, входящие в формулу для оценки угла упреждения. На фиг.5-7 приведены результаты моделирования процесса наведения двух ЛА.

Рассмотрим возможный вариант функционирования УДПРЛС при использовании заявленного способа управления летательными аппаратами по курсу (фиг.1).

Приемные позиции 1, 2 являются подвижными и размещаются соответственно на первом и втором ЛА 8-1, 8-2. Каждая приемная позиция 1 (2) содержит одинаковый состав оборудования: угломер РЛС 3-1 (3-2), навигационную систему 4-1 (4-2), аппаратуру передачи данных 5-1 (5-2) и вычислительную систему 6-1 (6-2).

На фиг.2 и 3 первый ЛА 8-1 обозначен точками C_1 , второй ЛА 8-2 - точками C_2 , цель (ИРИ) 9 - точками Ц. Заявленный способ обеспечивает оценивание координат цели 9 (ИРИ) x_c, z_c в горизонтальной плоскости, азимутов цели β_1, β_2 относительно двух ЛА и угловых скоростей ω_1, ω_2 линий визирования, соединяющих ЛА и ИРИ, соответственно расстояний до ИРИ от ЛА R_1 и R_2 (фиг.3). Вектор первичных наблюдаемых параметров включает пеленги ИРИ φ_1, φ_2 в точках пеленгации, совпадающих с местами нахождения первого и второго ЛА 8-1, 8-2, соответственно, C_1 и C_2 , а также прямоугольные координаты x_{c1}, z_{c1} и x_{c2}, z_{c2} , скорости V_1 и V_2 и курсы ψ_1, ψ_2 первого и второго ЛА 8-1, 8-2 (точки C_1 и C_2).

ИРИ, пространственно совпадающий с целью 9, формирует радиосигналы, принимаемые в первой и второй приемных позициях 1, 2. Источниками радиоизлучения могут быть станция активных помех либо РЛС, установленные на цели. Угломеры 3-1, 3-2, называемые также пеленгаторами, измеряют пеленги ИРИ φ_1 и φ_2 в каждой приемной позиции 1, 2. Навигационные системы 4-1 и 4-2 определяют местоположение летательных аппаратов 8-1, 8-1 x_{c1}, z_{c1} и x_{c2}, z_{c2} в прямоугольной системе координат, их скорости V_1 и V_2 и курсы ψ_1, ψ_2 . Предпочтительным вариантом для определения координат ЛА является использование спутниковой радионавигационной системы как наиболее точной. Измеренные значения пеленгов ИРИ, прямоугольных координат и курсов ЛА с помощью аппаратуры передачи данных 5-1 и 5-2 передаются с одной позиции на другую. В вычислительные системы 6-1 и 6-2 поступают результаты измерения пеленгов ИРИ в двух позициях, прямоугольных координат, скоростей и курсов ЛА.

В вычислительных системах происходит формирование оценок координат ИРИ x_c, z_c а также азимутов ИРИ β_1 и β_2 , угловых скоростей ω_1 и ω_2 линий визирования и расстояний до ИРИ от ЛА 8-1 и 8-2 R_1 и R_2 соответственно, процедура получения которых подробно описана в [Дрогалин В.В., Ефимов В.А., Канащенков А.И. и др. Алгоритмы оценивания координат и параметров радиоизлучающих целей в угломерных двухпозиционных бортовых радиолокационных системах. «Информационно-измерительные и управляющие системы», 2003, т.1, №1, стр.4-22].

На основе заложенных в вычислительные системы критериев назначения летательных аппаратов выбирается первый ЛА для атаки воздушной цели и второй ЛА, который обеспечивает наилучшие условия радиолокационных наблюдений радиоизлучающей цели. В вычислительных системах вырабатываются параметры управления летательными аппаратами в зависимости от задач, возлагаемых на конкретный ЛА. Управление вторым ЛА заключается в наведении его в наилучшую точку наблюдения. Местонахождение этой точки определяется на основе следующих соображений.

Ошибки измерителей приводят к погрешностям формирования (расчета) оценок

координат $x_{\text{ц}}$ и $z_{\text{ц}}$. Анализ точности определения местоположения ИРИ при функционировании УДПРЛС, проведенный в [Дрогалин В.В., Ефимов В.А, Канащенков А.И. и др. Способы оценивания точности определения местоположения источников радиоизлучения пассивной угломерной двухпозиционной бортовой радиолокационной системой. «Успехи современной радиоэлектроники. Зарубежная радиоэлектроника», 2003, №5, стр.25-38], показал, что ошибки определения местоположения ИРИ зависят от «геометрии» системы, т.е. от размеров базы и положения ИРИ относительно базы, а также от погрешностей измерения пеленгов, прямоугольных координат и курсов ЛА. Под базой понимается линия, соединяющая первый и второй ЛА. Из анализа следует важный вывод о том, что существуют определенные условия, наиболее благоприятные для проведения радиолокационных наблюдений в УДПРЛС, при выполнении которых минимизируются ошибки определения местоположения ИРИ. Как известно, ошибки пеленгации ИРИ могут быть постоянными и случайными.

Точность определения местоположения радиоизлучающих целей при постоянных ошибках пеленгации характеризуется наибольшей линейной ошибкой. Линейная погрешность достигает минимума для точек, лежащих на окружности, радиус которой равен половине базы. В этом случае линии пеленгов пересекаются под прямым углом (фиг.2).

На фиг.2 введены следующие обозначения: R_1 и R_2 - расстояния от источника радиоизлучения (точка Ц) до ЛА C_1 и C_2 , оборудованных пеленгаторами; γ - угол пересечения линий визирования; d - база пеленгации.

При случайных ошибках пеленгации и при использовании в качестве показателя точности средней квадратичной ошибки местоопределения σ_r , в случае одинаковых ошибок пеленгаторов $\sigma_{\alpha_1} = \sigma_{\alpha_2} = \sigma_{\alpha}$ имеет место соотношение [Дрогалин В.В., Ефимов В.А., Канащенков А.И. и др. Способы оценивания точности определения местоположения источников радиоизлучения пассивной угломерной двухпозиционной бортовой радиолокационной системой. «Успехи современной радиоэлектроники. Зарубежная радиоэлектроника», 2003, №5, стр.32]

$$\sigma_r = \frac{0,0175\sigma_{\alpha}}{\sin \gamma} \sqrt{R_1^2 + R_2^2}. \quad (3)$$

Смысл переменных, входящих в это уравнение, поясняется фиг.2.

Ошибка σ_r зависит от значений γ , R_1 и R_2 . Из формулы (3) видно, что точность измерения наиболее высока, если угол γ пересечения линий положения достаточно близок к прямому углу, и заметно снижается, если линии положения пересекаются под острым углом. Минимизация ошибки местоопределения σ_r при заданных значениях расстояний R_1 и R_2 достигается выбором размера базы, при котором угол $\gamma = 90^\circ$.

Таким образом, минимальная ошибка местоопределения получается при определенной «геометрии» системы. Для любого заданного расстояния R_1 оптимальное положение второго пеленгатора лежит на перпендикуляре к направлению первого пеленга, проходящем через объект пеленгации.

При применении пары ЛА с использованием УДПРЛС выбор ударного ЛА определяется заданным критерием. В качестве критерия назначения ЛА для атаки, как правило, выбирают минимум расстояния от ЛА до цели. Тогда для геометрии взаимного положения летательных аппаратов и цели, показанной на фиг.3, таким ЛА будет ЛА C_1 , у которого $R_1 < R_2$. На фиг.3 точки C_1 , C_2 и Ц соответствуют проекциям центров масс ЛА и ИРИ на горизонтальную плоскость. X_0OZ_0 - неподвижная прямоугольная система координат, в которой осуществляется решение задачи наведения ЛА. Оси C_1X_{01} , C_2X_{02} параллельны оси OX_0 . Относительно этих осей отсчитываются азимуты и курсы. При нулевых углах скольжения проекции V_1 и V_2 векторов скоростей ЛА на горизонтальную плоскость совпадают с проекциями C_1X_1 , C_2X_2 продольных осей ЛА C_1 , C_2 на эту же плоскость. Положение ИРИ относительно точки C_1 характеризуется полярными координатами R_1 и β_1 . Управление первым ЛА C_1 при наведении на воздушную цель может выполняться на основе любого из известных способов самонаведения [Авиационные

системы радиоуправления. Т.2. Радиоэлектронные следящие системы. / Под ред. А.И.Канащенкова, В.И.Меркулова. - М.: Радиотехника, 2003, стр.15-23], например, путем наведения в наивыгоднейшую упрежденную точку встречи либо способом прямого наведения.

5 Пусть второй ЛА C_2 решает задачу обеспечения наилучших условий радиолокационного наблюдения (фиг.3). Поскольку ориентация вектора дальности R_1 и его длина определяются процедурой наведения ЛА C_1 на цель, то управление наблюдением может осуществляться только за счет изменения положения ЛА C_2 .

10 С учетом обеспечения безопасности второго ЛА C_2 наименьшая ошибка оценивания местоположения ИРИ соответствует случаю, когда линии визирования ИРИ с двух точек пеленгации пересекаются под прямым углом $\gamma=90^\circ$, а расстояние $R_2=R_{2зад}$, где $R_{2зад}$ - заданное расстояние до ИРИ от наилучшей точки наблюдения, большее или равное расстоянию до ИРИ от первого ЛА C_1 . Такой геометрии взаимного расположения приемных

15 позиций и ИРИ соответствует точка НТН (фиг.3) требуемого нахождения второго ЛА C_2 . Условно данную точку будем называть наилучшей точкой наблюдения (НТН) с заданной дальностью до цели. Отметим, что положение НТН непрерывно изменяется в пространстве, так как цель движется и изменяется угловое положение линии визирования

20 первый ЛА - ИРИ (C_1 -Ц) и дальность до ИРИ R_1 . При известном азимуте ИРИ β_1 в точке C_1 азимут ИРИ относительно наилучшей точки наблюдения $\beta_H = \beta_1 + 270^\circ$, а угловая скорость линии Ц - НТН равна угловой скорости линии визирования Ц - C_1 : $\dot{\beta} = \dot{\omega}_H = \dot{\omega}_1$. В идеальном случае второй ЛА C_2 должен находиться в НТН. Для выхода в НТН параметр управления вторым ЛА C_2 в заявленном способе

25 рассчитывается по формуле (1) до момента достижения дальности до НТН, равной $R_{раз}$. Для нахождения требуемого курса полета второго ЛА C_2 необходимо знать прямоугольные координаты x_H, z_H наилучшей точки наблюдения и x_{c2}, z_{c2} второго ЛА C_2 . При наведении в НТН способом прямого наведения требуемый курс второго ЛА C_2 , равный азимуту НТН относительно второго ЛА C_2 , рассчитывается по формуле (фиг.3)

30
$$\beta_{2H} = \arctg \frac{z_H - z_{c2}}{x_H - x_{c2}}, \text{ если } \arctg \frac{z_H - z_{c2}}{x_H - x_{c2}} \geq 0,$$

$$\beta_{2H} = 360^\circ + \arctg \frac{z_H - z_{c2}}{x_H - x_{c2}}, \text{ если } \arctg \frac{z_H - z_{c2}}{x_H - x_{c2}} < 0.$$

35 Наличие двух формул для вычисления значений требуемого курса объясняется тем, что курс ЛА может иметь только положительное значение и изменяться в диапазоне от 0 до 360° .

40 Координаты второго ЛА C_2 оцениваются в результате проведения навигационных измерений, а координаты НТН вычисляются из условия достижения наилучших результатов наблюдения на основе полученных оценок прямоугольных координат ИРИ и заданного положения НТН относительно ИРИ. Для нахождения прямоугольных координат НТН к оцененным координатам ИРИ добавляют прямоугольные проекции вектора $R_{2зад}$, соединяющего ИРИ с НТН. Расчетные формулы для прямоугольных координат НТН следуют из фиг.3.:

45
$$x_H = x_{ц} - R_{2зад} \sin \beta_1, \tag{4}$$

$$z_H = z_{ц} - R_{2зад} \cos \beta_1, \tag{5}$$

$$\beta_1 = \psi_1 - \varphi_1$$

где ψ_1 - курс первого ЛА C_1 ;

φ_1 - пеленг ИРИ в точке нахождения первого ЛА C_1 .

50 Расстояние до наилучшей точки наблюдения от второго ЛА R_{2H} определяется на основе соотношения (фиг.3):

$$R_{2H} = \sqrt{(x_H - x_{c2})^2 + (z_H - z_{c2})^2}.$$

Аналогично рассчитываются расстояния до ИРИ от первого и второго ЛА C_1 и C_2 :

$$R_1 = \sqrt{(x_{ц} - x_{c1})^2 + (z_{ц} - z_{c1})^2} \quad \text{и} \quad R_2 = \sqrt{(x_{ц} - x_{c2})^2 + (z_{ц} - z_{c2})^2}.$$

Наведение по прямому способу приводит к существенному искривлению траектории движения второго ЛА. Поэтому при наведении второго ЛА приходится использовать более сложные способы наведения, что достигается за счет использования в той или иной форме углового упреждения. Методика выбора углов упреждения известна [Авиационные системы радиоуправления. Т.2. Радиоэлектронные следящие системы. / Под ред. А.И.Канащенкова, В.И.Меркулова. - М.: Радиотехника, 2003, стр.12-22]. При реализации заявленного способа выражение для угла упреждения получается наиболее простым при использовании алгоритма траекторного управления, относящегося к способу параллельного сближения [Дудник П.И., Чересов Ю.И. Авиационные радиолокационные устройства. - М.: ВВИА имени проф. Н.Е.Жуковского, 1986, стр.365]. Применительно к принятым обозначениям, смысл которых поясняется фиг.4, выражение для угла упреждения имеет вид:

$$q_y = \arcsin \frac{V_H \sin \alpha_H}{V_2} \quad (6),$$

где $V_H = \sqrt{V_{Hx}^2 + V_{Hz}^2}$ - скорость перемещения НТН;

$$V_{Hx} = \dot{x}_H = \dot{x}_ц - R_{2раз} \omega \cos \beta_1 \quad \text{и} \quad V_{Hz} = \dot{z}_H = \dot{z}_ц - R_{2зад} \omega \sin \beta_1 \quad - \text{составляющие скорости } V_H$$

по осям прямоугольной системы координат;

V_2 - скорость второго ЛА C_2 ;

$\alpha_H = \pi - (\beta_{2H} - \psi_H)$ - угол между вектором скорости V_H и линией визирования C_2 - НТН;

$$\psi_H = -\arctg \frac{V_{Hz}}{V_{Hx}} \quad - \text{курсовой угол перемещения НТН.}$$

При выводе формулы (6) использовано условие, что вектор относительной скорости $V_{отн}$ при способе параллельного сближения должен быть направлен на НТН.

Кратко охарактеризуем закон формирования параметра управления вторым ЛА, описываемый выражениями (1) и (2). Параметр управления (1) обеспечивает наведение второго ЛА в НТН, лежащую на перпендикуляре к линии визирования ИРИ - первый ЛА.

Параметр управления (1) при выборе $0 < k_y < 1$ соответствует прямому способу наведения со смещением. Выбором весового коэффициента k_y добиваются уменьшения влияния ошибок определения местоположения НТН на процедуру формирования параметра управления вторым ЛА, а подбором весового коэффициента k_y уменьшают кривизну траектории, присущей прямому способу наведения.

Использование параметра управления в виде (1) может приводить к ситуациям, когда на конечном участке наведения второй ЛА будет пересекать линию ИРИ - НТН, не выходя при этом на указанную линию. Это означает, что траектория второго ЛА после выхода его в НТН не будет совпадать с линией ИРИ - НТН. Для предотвращения подобных явлений при подлете второго ЛА к НТН на расстояние $R_{2H} = R_{раз}$ параметр управления начинают рассчитывать по соотношению (2). При этом в формулах (4) и (5) $R_{2зад}$ уменьшается на величину $R_{раз}$. Расстояние $R_{раз}$ выбирают равным радиусу виража второго ЛА при заданном значении перегрузки и рассчитывают по формуле [Дудник П.И., Чересов Ю.И. Авиационные радиолокационные устройства. - М.: ВВИА имени проф. Н.Е.Жуковского, 1986, стр.364]

$$R_{раз} = \frac{V_2^2}{g \sqrt{n_{зад}^2 - 1}},$$

где g - ускорение силы тяжести; $n_{зад}$ - заданная перегрузка.

Под действием второго и третьего слагаемых параметра управления (2) второй ЛА на конечном участке сближения дополнительно разворачивается и плавно выходит на линию ИРИ - НТН. Так как азимуты ИРИ и угловые скорости линий визирования оцениваются с высокой точностью, то при соответствующем выборе весовых коэффициентов второй ЛА выводится на линию ИРИ - НТН с малыми ошибками.

Параметр управления (1), (2) используют для изменения направления движения второго

ЛА в горизонтальной плоскости. Для этого параметр управления подают в канал бокового управления системы автоматического управления второго ЛА, где он суммируется с сигналами, обеспечивающими повышение устойчивости и стабилизацию углового положения ЛА в пространстве. Процедура преобразования параметра управления в отклонение рулевых органов является стандартной и приведена, например, в книге [Авиационные системы радиопреобразования. Т.2. Радиозлектронные следящие системы. / Под ред. А.И.Канащенкова, В.И.Меркулова. - М.: Радиотехника, 2003, стр.337-339].

При выходе второго ЛА на линию ИРИ - НТН скорость второго ЛА уменьшают и устанавливают равной скорости перемещения наилучшей точки наблюдения. В противном случае второй ЛА обгонит наилучшую точку наблюдения. Момент выхода второго ЛА на линию ИРИ - НТН определяется временем наступления равенства азимутов β_H и β_2 . Азимут ИРИ относительно НТН находят из соотношения (фиг.3):

$$\beta_H = \arctg \frac{z_{ц} - z_H}{x_{ц} - x_H}, \quad \text{если } \arctg \frac{z_{ц} - z_H}{x_{ц} - x_H} \geq 0,$$

$$\beta_H = 360^\circ + \arctg \frac{z_{ц} - z_H}{x_{ц} - x_H}, \quad \text{если } \arctg \frac{z_{ц} - z_H}{x_{ц} - x_H} < 0.$$

Для проверки правильности функционирования алгоритмов траекторного управления (1) и (2) было проведено математическое моделирование на ЭВМ процесса наведения летательных аппаратов.

На фиг.5 приведены траектории движения первого и второго ЛА, ИРИ и НТН в горизонтальной плоскости. В начальный момент времени первый и второй ЛА находятся в точках с координатами $x_{c1}(0)=0$ км, $z_{c1}(0)=0$ км и $x_{c2}(0)=-50$ км, $z_{c2}(0)=200$ км соответственно, а ИРИ - в точке с координатами $x_{ц}(0)=100$ км, $z_{ц}(0)=125$ км. Расстояние $R_{раз}$ выбрано равным 5 км, коэффициенты $k_\psi=10$, $k_\beta=1$, $k_\omega=1$, $k_\gamma=0,5$, скорости $V_1=200$ м/с, $V_2=300$ м/с, $V_{ц}=100$ м/с. Крайняя траектория справа на фиг.5 соответствует движению НТН. ИРИ движется под углом к оси OX_0 , одновременно удаляясь от оси абсцисс OZ_0 . На начальном и среднем участках траектории второй ЛА летит в упрежденную точку встречи с НТН. На конечном участке траектории за 5 км до НТН происходит поворот второго ЛА с выходом на перпендикуляр к линии визирования первый ЛА - ИРИ, т.е. на линию наилучшего наблюдения ИРИ.

На фиг.6 показан график, иллюстрирующий эволюцию ошибки σ_r определения местоположения ИРИ во времени. По оси ординат отложены значения ошибок σ_r в метрах, а по оси абсцисс - дискретное время с шагом 1 с. Решение задачи наведения при моделировании останавливалось после выхода второго ЛА на линию наилучшего наблюдения. Из графика видно, что по мере сближения второго ЛА с НТН ошибка σ_r уменьшается.

На фиг.7 приведен график изменения угла γ в процессе наведения. При выходе второго ЛА на указанный выше перпендикуляр угол γ становится равным 90° , как это и требуется по условиям наведения. На фиг.7 по оси абсцисс отложены значения дискретного времени с шагом 1 с.

Результаты моделирования свидетельствуют о возможности существенного уменьшения ошибок определения местоположения ИРИ, что приводит к повышению эффективности применения УДПРЛС.

Таким образом, заявленный способ в отличие от прототипа позволяет наводить второй ЛА в заданную точку с одновременным разворотом на конечном участке сближения и плавным выходом на линию, обеспечивающую наилучшие условия для радиолокационного наблюдения ИРИ. Достоинством предложенного способа является также снятие ограничений на тактические ситуации, присущие прототипу.

Формула изобретения

Способ управления летательными аппаратами по курсу в угломерной двухпозиционной радиолокационной системе, заключающийся в том, что измеряют значения пеленгов источника радиоизлучений (ИРИ) соответственно на первом и втором летательных аппаратах (ЛА), измеряют координаты первого и второго ЛА в прямоугольной системе координат и их курсы, между первым и вторым ЛА осуществляют взаимный обмен результатами измерений пеленгов ИРИ, прямоугольных координат ЛА и их курсов, на каждом ЛА оценивают координаты ИРИ в прямоугольной системе координат и расстояния до ИРИ от соответствующих ЛА, выбирают ЛА, обеспечивающий минимальное время полета ЛА к ИРИ, и осуществляют самонаведение выбранного ЛА на ИРИ, отличающийся тем, что дополнительно измеряют скорость второго ЛА, на втором ЛА оценивают азимуты ИРИ относительно первого и второго ЛА, угловую скорость ω_1 линии визирования ИРИ - первый ЛА, угловую скорость ω_2 линии визирования ИРИ - второй ЛА, находят прямоугольные координаты и скорости их изменения для наилучшей точки наблюдения (НТН), а также скорость перемещения и курсовой угол НТН, определяют азимут β_n ИРИ относительно НТН, азимут $\beta_{2Н}$ НТН относительно второго ЛА, расстояние $R_{2Н}$ до НТН от второго ЛА, с учетом измеренной скорости второго ЛА определяют требуемый угол упреждения q_y второго ЛА и формируют параметр управления Δ_2 вторым ЛА согласно соотношению:

$$\Delta_2 = k_\psi (\beta_{2Н} + k_y q_y - \psi_2), \text{ если } R_{2Н} \geq R_{раз}, \quad (1)$$

$$\Delta_2 = k_\psi (\beta_{2Н} + k_y q_y - \psi_2) + k_\beta (\beta_n - \psi_2) + k_\omega (\omega_n - \omega_2), \text{ если } R_{2Н} < R_{раз}, \quad (2)$$

где

ψ_2 - курс второго ЛА;

ω_n - угловая скорость линии ИРИ-НТН, при этом $\omega_n = \omega_1$;

k_ψ , k_β , k_ω - весовые коэффициенты ошибок наведения второго ЛА по курсу, азимуту и угловой скорости линии визирования соответственно;

k_y - весовой коэффициент угла упреждения;

$R_{раз}$ - расстояние до НТН от второго ЛА, при достижении которого изменяют алгоритм траекторного управления;

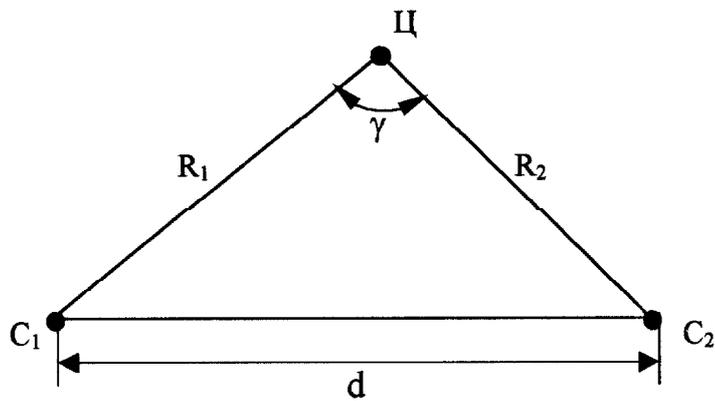
отклоняют органы управления вторым ЛА по курсу и при выходе второго ЛА на линию ИРИ-НТН устанавливают скорость полета второго ЛА, равной скорости перемещения НТН.

35

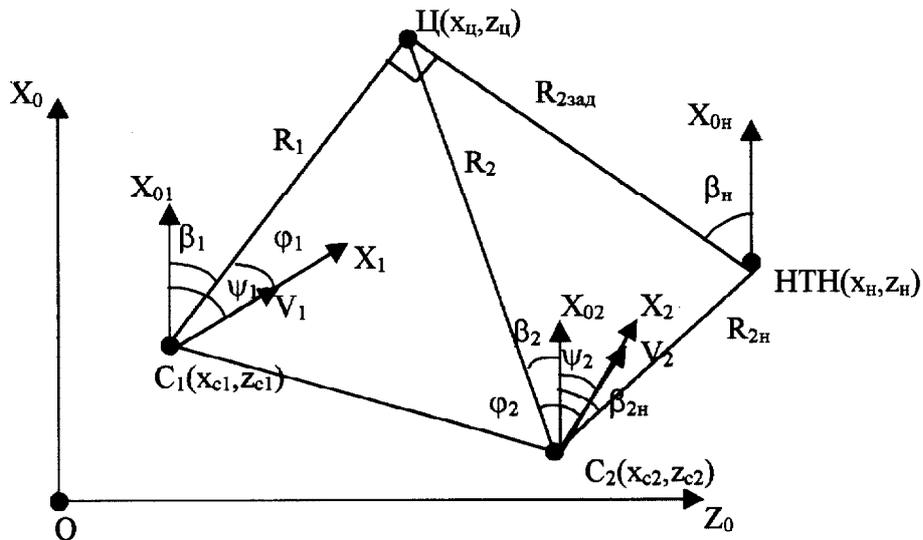
40

45

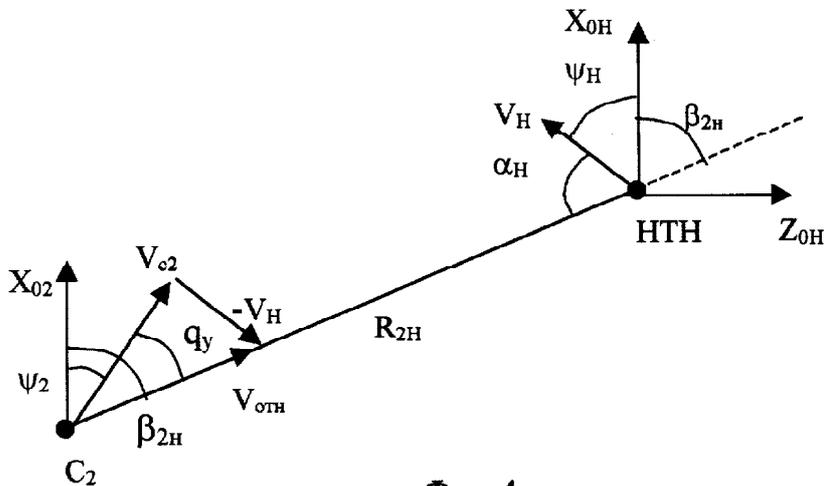
50



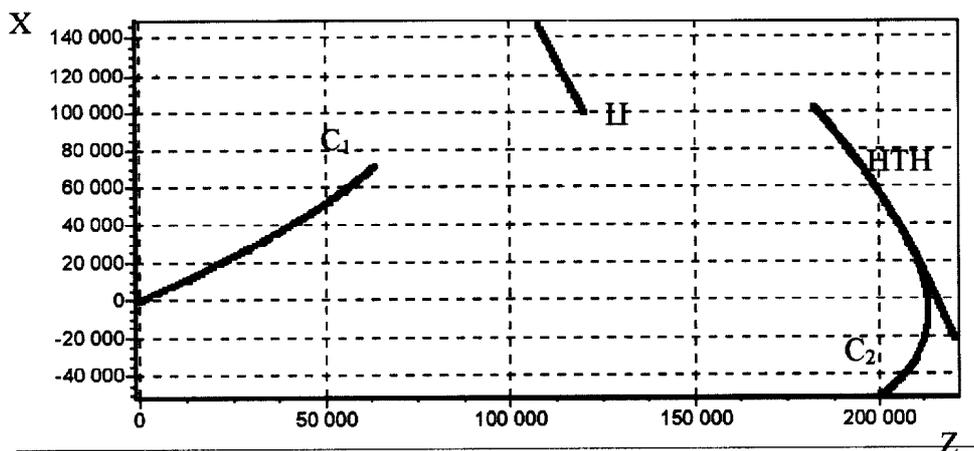
Фиг. 2



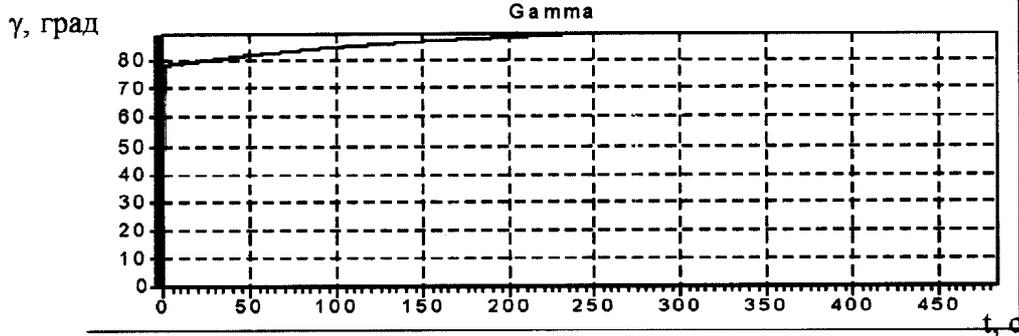
Фиг. 3



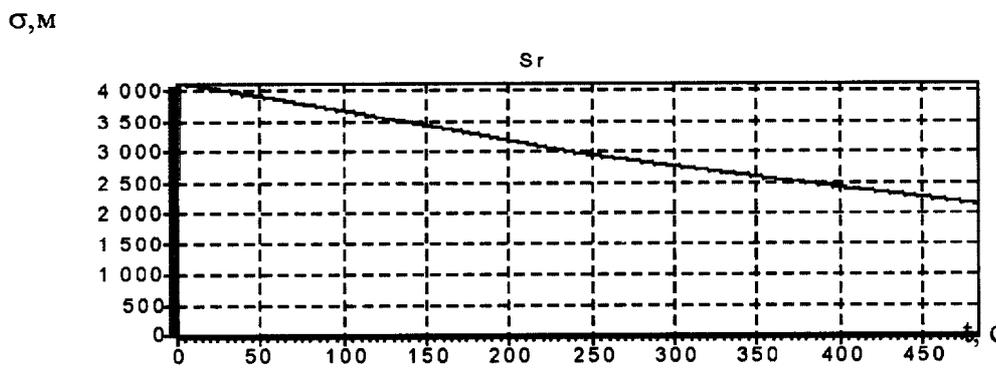
Фиг. 4



Фиг. 5



Фиг. 6



Фиг. 7