



ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(52) СПК

G01S 13/58 (2020.08); G01S 13/588 (2020.08); G01S 13/72 (2020.08); G01S 13/726 (2020.08)

(21)(22) Заявка: 2020112160, 25.03.2020

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
25.03.2020Дата регистрации:
18.02.2021

Приоритет(ы):

(22) Дата подачи заявки: 25.03.2020

(45) Опубликовано: 18.02.2021 Бюл. № 5

Адрес для переписки:

121170, Москва, Кутузовский пр-кт, 34,
Акционерное общество "Концерн
радиостроения "Вега"

(72) Автор(ы):

Верба Владимир Степанович (RU),
Меркулов Денис Александрович (RU),
Садовский Петр Алексеевич (RU),
Иевлев Даниил Игоревич (RU)

(73) Патентообладатель(и):

Акционерное общество "Концерн
радиостроения "Вега" (RU)(56) Список документов, цитированных в отчете
о поиске: RU 2686482 C1, 29.04.2019. RU
2219560 C1, 20.12.2003. RU 2692691 C2,
26.06.2019. RU 2207589 C2, 27.06.2003. RU 84134
U1, 27.06.2009. RU 2190863 C2, 10.10.2002. RU
2009149155 A, 10.07.2011. KR 20120126511 A,
21.11.2012. US 9753123 B2, 05.09.2017. KR
101929512 B1, 14.12.2018. CN 102590798 A,
18.07.2012. JP 2010002172 A, 07.01.2010.

(54) СПОСОБ И СИСТЕМА ОПРЕДЕЛЕНИЯ НАИБОЛЕЕ БЛАГОПРИЯТНЫХ ДЛЯ АТАКИ ВОЗДУШНЫХ ЦЕЛЕЙ В РЕЖИМЕ МНОГОЦЕЛЕВОГО СОПРОВОЖДЕНИЯ

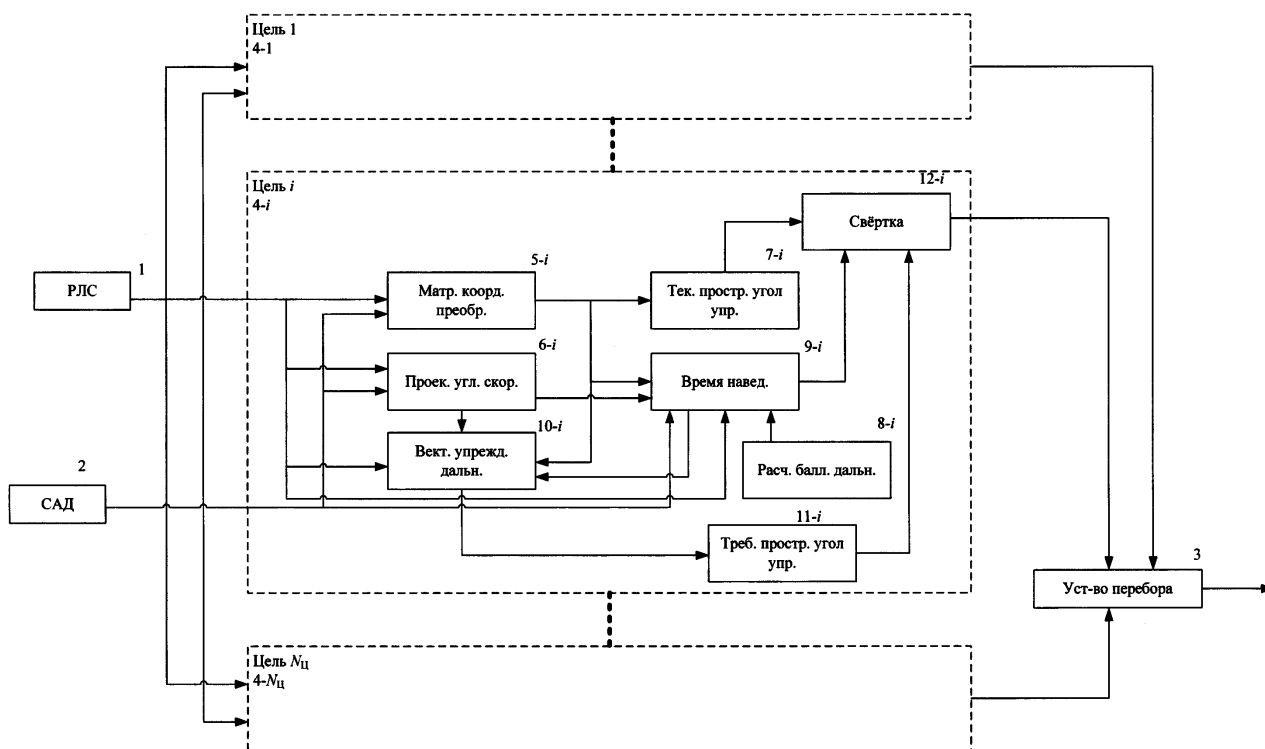
(57) Реферат:

Изобретение относится к радиолокации и может быть использовано при разработке перспективных радиолокационных систем и их модернизации. Достижимый технический результат: обеспечение высокой вероятности принятия правильного решения при определении целей, наиболее благоприятных для атаки. Суть предлагаемого способа ранжирования воздушных целей на этапе ближнего наведения при решении истребителями задач перехвата и уничтожения воздушных целей с применением всеракурсных управляемых ракет с радиолокационной головкой самонаведения состоит в том, что в произвольный момент $t_{нр}$ времени начала ранжирования для всех N_c сопровождаемых целей на основе полученных измерений дальности D_i от самолета до i -й цели и ее производной \dot{D}_i и бортовых

пеленгов $\varphi_{гi}$, φ_{vi} из РЛС и углов атаки α , скольжения β , крена $\gamma_n(t)$, тангажа $\vartheta_n(t)$, рыскания $\psi_n(t)$ и их производных $\dot{\gamma}_n(t)$, $\dot{\vartheta}_n(t)$, $\dot{\psi}_n(t)$ из системы автономных датчиков формируются компоненты матрицы результирующих координатных преобразований. На основании полученных компонент матрицы рассчитываются текущий пространственный угол упреждения $\varphi_i(t_{нр})$ и проекции угловой скорости самолета $\omega_{xn}(t)$, $\omega_{yn}(t)$, $\omega_{zn}(t)$ на оси связанной системы координат. Далее определяются проекции угловой скорости, баллистическая дальность D_p на момент пуска ракеты,

компоненты вектора упрежденной дальности $D_{yi}(t)$ и формируются требуемый пространственный угол упреждения $\Delta\varphi_{Ti}(t_{нр})$, $\varphi_{Ti}(t_{нр})$ и $t_{ni}(t_{нр})$ и ошибка наведения по углу

$\Delta\varphi_{Ti}(t_{нр})$, $\varphi_{Ti}(t_{нр})$ и $t_{ni}(t_{нр})$. По вычисленным значениям $\Delta\varphi_{Ti}(t_{нр})$, $\varphi_{Ti}(t_{нр})$ и $t_{ni}(t_{нр})$ для каждой цели осуществляется ранжирование по мере нарастания обобщенного показателя. 2 н.п. ф-лы, 4 ил.



Фиг. 4

RU 2743479 C1

RU 2743479 C1



FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(51) Int. Cl.
G01S 13/58 (2006.01)
G01S 13/72 (2006.01)

(12) **ABSTRACT OF INVENTION**

(52) CPC

G01S 13/58 (2020.08); G01S 13/588 (2020.08); G01S 13/72 (2020.08); G01S 13/726 (2020.08)

(21)(22) Application: **2020112160, 25.03.2020**

(24) Effective date for property rights:
25.03.2020

Registration date:
18.02.2021

Priority:

(22) Date of filing: **25.03.2020**

(45) Date of publication: **18.02.2021** Bull. № 5

Mail address:

**121170, Moskva, Kutuzovskij pr-kt, 34,
Aksionernoe obshchestvo "Kontsern
radiostroeniya "Vega"**

(72) Inventor(s):

**Verba Vladimir Stepanovich (RU),
Merkulov Denis Aleksandrovich (RU),
Sadovskij Petr Alekseevich (RU),
Ievlev Daniil Igorevich (RU)**

(73) Proprietor(s):

**Aksionernoe obshchestvo "Kontsern
radiostroeniya "Vega" (RU)**

(54) **METHOD AND SYSTEM FOR DETERMINING MOST FAVOURABLE FOR ATTACK AERIAL TARGETS IN MULTI-PURPOSE TRACKING MODE**

(57) Abstract:

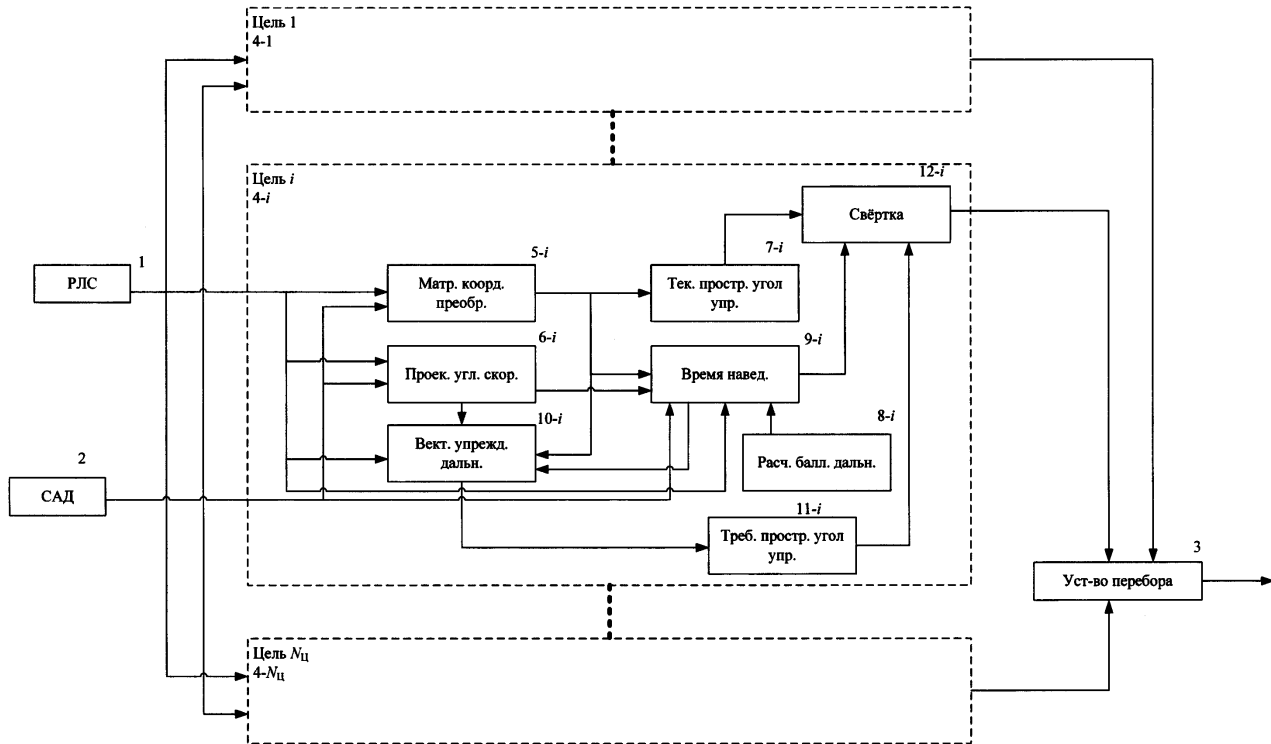
FIELD: physics.

SUBSTANCE: invention relates to radar ranging and can be used in development of advanced radar systems and their modernization. Essence of the proposed method for ranging air targets at the near-homing stage when the fighters solve tasks of intercepting and destroying aerial targets using all-aspect guided missiles with radar seeker is that at an arbitrary moment of time t_{nr} start ranking for all N tracked targets based on the obtained distance measurement D_i from the plane to i^{th} target and its derivative \dot{D}_i and on-board bearings φ_{ri} , φ_{vi} from PJIC and angles of attack α , sliding β , roll $\gamma_i(t)$, pitch $\vartheta_i(t)$, yaw $\psi_i(t)$ and their derivatives $\dot{\gamma}_i(t)$, $\dot{\vartheta}_i(t)$, $\dot{\psi}_i(t)$ from the system of autonomous sensors there are formed components of matrix of resultant coordinate transformations. Based

on the derived matrix components, the current lead angle is calculated $\varphi_i(t_{nr})$ and the projection of the angular velocity of the aircraft $\omega_{x_i}(t)$, $\omega_{y_i}(t)$, $\omega_{z_i}(t)$ on the axis of the associated coordinate system. Further, projections of angular velocity, ballistic range D_r at the moment of launching of the missile, components of the vector of the predicted range $D_{ui}(t)$ are determined and the required spatial angle of anticipation $\varphi_{ti}(t_{nr})$ is formed and angle guidance error $\Delta\varphi_{ti}(t_{nr})$. Calculated values $\Delta\varphi_{ti}(t_{nr})$, $\varphi_{ti}(t_{nr})$ and $t_{ni}(t_{nr})$ for each target are ranked as the generalized index increases.

EFFECT: technical result is providing high probability of making the right decision when determining targets most favourable for attack.

2 cl, 4 dwg



Фиг. 4

RU 2743479 C1

RU 2743479 C1

Изобретение относится к радиолокации и может быть использовано при разработке перспективных радиолокационных систем и их модернизации.

Достижимый технический результат заключается в обеспечении высокой вероятности принятия правильного решения при определении целей, наиболее благоприятных для
5 атаки.

Ранжирование воздушных целей (ВЦ) по степени их важности является основой обеспечения ситуационной осведомленности летчиков истребителей и многофункциональных самолетов (МФС), особенно при групповом противоборстве. При распознавании ВЦ по важности выделяют опасные [1], благоприятные для атаки,
10 приоритетные и неопасные цели [2].

Необходимо подчеркнуть, что если в условиях одиночного противоборства превалирующее значение имеет ранжирование целей по степени опасности, то в условиях группового - все большее значение приобретает ранжирование ВЦ по благоприятности их поражения. Однако решению задачи оптимизации процедуры ранжирования целей
15 по степени благоприятности для поражения ВЦ практически не уделяется внимания.

В дальнейшем под наиболее благоприятной для атаки ВЦ считается такая цель, самонаведение на которую перехватчик выполняет при минимальном маневрировании и с минимальным временем наведения. При этом полагается, что используется наиболее распространенный метод самонаведения перехватчика в наивыгоднейшую упрежденную
20 точку встречи (УТВ) [3], все измерения БРЛС выполняются в антенной системе координат (СК) [4] и формируются типовые оценки дальности, скорости сближения, бортовых пеленгов целей и угловых скоростей линий их визирования (ЛВ) в горизонтальной и вертикальной плоскостях.

Разработка способа и системы определения наиболее благоприятных для атаки ВЦ по данным БРЛС, функционирующей в режиме программируемого многоцелевого сопровождения (МЦС) при отсутствии внешнего целеуказания, выполнена при
25 следующих исходных данных.

Антенная система БРЛС выполнена в виде ФАР или АФАР, формирующей однолепестковую диаграмму направленности (ДН), а фазовый центр антенны совмещен
30 с центром масс (ЦМ) самолета. Кроме того, в качестве исходной модели для каждой отдельно взятой i -й сопровождаемой ВЦ для режима программируемого МЦС принята модель режима сопровождения одиночной цели (СОЦ), при котором одна из осей антенной СК (и, соответственно, ДН антенны) непрерывно ориентируется по линии визирования (ЛВ) сопровождаемой цели.

При решении задач перехвата и уничтожения ВЦ истребители и МФС могут применять всеракурсные управляемые ракеты (УР) с полуактивными и активными радиолокационными головками самонаведения (РГС), а также УР с тепловыми
35 головками самонаведения.

При применении всеракурсных УР класса «воздух-воздух» ближнее наведение, как
40 правило, осуществляется с упреждением вектора скорости истребителя (МФС) относительно ЛВ цели. Реализуемый при этом метод наведения в наивыгоднейшую УТВ при применении УР с полуактивными РГС является достаточно сложным с точки зрения практической реализации. Он характеризуется тем, что после пуска по неманеврирующей цели траектория полета истребителя должна быть прямолинейной,
45 продолжая подсвет цели, а ракета и цель должны одновременно достигать УТВ. [3]. При этом формирование сигналов управления самолетом может осуществляться в нормальной, антенной и других СК [4].

На фиг. 1 представлена векторная схема ближнего наведения истребителя (МФС)

на i -ю ВЦ в пространстве в соответствии с методом наведения в наивыгоднейшую УТВ. На фигуре приняты следующие обозначения: точки O , Π_i , Π_{yp_i} , $\Pi_{y\phi_i}$ определяют положение в расчетный момент времени t соответственно самолета, i -й ВЦ с вектором воздушной скорости $V_{цi}$, упрежденных расчетной и фактической точек встречи УР с i -й ВЦ; D_{yi} - вектор упрежденной расчетной дальности; D_{ϕ_i} - вектор фактической упрежденной дальности; $e_{vc} = V_c / |V_c|$ - орт вектора воздушной скорости самолета V_c ; φ_{ti} - требуемый пространственный угол упреждения требуемого вектора V_{ct} ; φ_i - текущий пространственный угол упреждения вектора V_c ; $\Delta\varphi_i = \varphi_{ti} - \varphi_i$ - ошибка наведения по углу; $\Delta_{ли}$ - вектор линейной ошибки наведения; минимальная величина вектора $\Delta_{ли}$ называется вектором $h_{ли}$ линейного промаха УР [3]; O_{ni} - точка пуска ракеты; t_{ni} - время наведения самолета на i -ю ВЦ на участке OO_{ki} ; O_{ki} - положение самолета в момент встречи УР с i -й ВЦ; $D_p = \overrightarrow{O_{ki}\Pi_{y\phi_i}}$ - вектор баллистической дальности ракеты.

На фиг. 2 представлены нормальная земная $O_0X_gY_gZ_g$, нормальная $OX_gY_gZ_g$ и антенная $OX_aY_aZ_a$ СК. Положение i -й ВЦ (точка Π_i) и самолета (точка O) в нормальной земной СК определяется векторами $D_{\Pi_i}(t)$ и $D_c(t)$.

Относительное положение цели и самолета характеризуется вектором относительной дальности $D_i(t)$, так что выполняется векторное соотношение

$$D_{\Pi_i}(t) = D_c(t) + D_i(t). \quad (1)$$

С БРЛС связана антенная СК $OX_aY_aZ_a$ с началом в ЦМ самолета, вращающаяся вокруг ЦМ относительно нормальной СК $OX_gY_gZ_g$ с угловой скоростью $\Omega_{ai}(t)$. В антенной СК БРЛС автоматически измеряет (оценивает) для каждой ВЦ дальность до цели $D_i(t)$, скорость ее изменения $\dot{D}_i(t)$, углы бортовых пеленгов цели в азимутальной $\varphi_{ri}(t)$ и угломестной $\varphi_{vi}(t)$ плоскостях, причем углы $\varphi_{ri}(t)$ и $\varphi_{vi}(t)$ характеризуют отклонение ЛВ i -й ВЦ в антенной СК относительно осей связанной СК $OXYZ$ (фиг. 3). Для определенности координатных преобразований переход от связанной к антенной СК осуществляется путем последовательных поворотов на углы φ_{vi} и φ_{ri} против часовой стрелки.

Из векторной схемы наведения (фиг. 1) следует, что к основным параметрам (показателям), характеризующим эффективность решения задачи самонаведения самолета на i -ю ВЦ при применении всеракурсных УР с полуактивными РГС, относятся: ошибка наведения $\Delta\varphi_i$ по углу или линейный промах $h_{ли} = |h_{ли}|$ (модуль вектора $h_{ли}$); требуемый угол упреждения φ_{ti} ; время наведения t_{ni} . На практике при определении показателей φ_{ti} и t_{ni} используются следующие допущения:

- начальный вектор скорости УР по направлению совпадает с вектором воздушной скорости V_c самолета;

- после пуска УР движется равномерно и прямолинейно со скоростью $V_p = V_c + \Delta V_p$, где ΔV_p - среднее расчетное превышение скорости ракеты над скоростью самолета;

при этом

$$D_p = |D_p| = |e_{vc} \Delta V_p t_p| = \Delta V_p t_p, \quad (2)$$

где t_p - расчетное время полета УР, которое вычисляется для конкретных условий ее применения при определении допустимой дальности пуска (на участке $O_{ni} \Pi_{y\phi i}$).

Кроме того, наведение истребителя (МФС) в УТВ обычно осуществляется при достаточно малых значениях требуемых углов упреждения в горизонтальной

и вертикальной плоскостях (соответственно малых значениях пространственного угла $\varphi_{\Gamma i}$). Здесь $\varphi_{\Gamma \max}$ и $\varphi_{\text{вmax}}$ - значения секторов обзора БРЛС в горизонтальной и вертикальной плоскостях относительно продольной оси истребителя.

Как следует из вышеизложенного, для определения наиболее благоприятных для атаки ВЦ в качестве классификационных признаков целесообразно использовать

показатели $\Delta \varphi_i$ (или $h_{\text{ли}}$), $\varphi_{\Gamma i}$ и $t_{\text{ни}}$. При этом ошибка $\Delta \varphi_i$ наведения по углу (или линейный промах $h_{\text{ли}}$) непосредственно характеризуют точность самонаведения самолета на i -ю ВЦ: чем меньше ошибка $\Delta \varphi_i$ (или $h_{\text{ли}}$), тем выше вероятность поражения цели. Уменьшение угла $\varphi_{\Gamma i}$ в общем случае приводит к снижению требований к перегрузкам самолета после пуска УР, а также повышает точность определения данного угла. Снижение времени наведения самолета $t_{\text{ни}}$ на каждую i -ю ВЦ позволяет сократить время расходования боекомплекта и тем самым повысить безопасность самолета.

При ранжировании ВЦ по степени благоприятности для атаки на этапе ближнего наведения истребителей (МФС) был использован метод субъективного свертывания частных показателей путем введения обобщенного показателя с помощью весовых коэффициентов [5]. Простейшей формой рассматриваемого метода свертывания частных показателей является квадратичная свертка, описываемая выражением

$$I_i(t) = \alpha_{\Delta} \Delta \varphi_i^2(t) + \alpha_{\varphi} \varphi_{\Gamma i}^2(t) + \alpha_t t_{\text{ни}}^2(t), \quad i = \overline{1, I_{\text{ц}}}, \quad (3)$$

где I_i - обобщенный (скалярный) показатель для i -й цели; весовые коэффициенты α_{Δ} , α_{φ} , α_t , удовлетворяют тем или иным условиям нормировки; t - расчетный момент времени.

В качестве критерия для определения наиболее благоприятных для атаки воздушных целей в результате формирования для сопровождаемых ВЦ обобщенных показателей (3) при $t=t_{\text{нр}}$ принято выражение

$$I_* = \min_{i=1, I_{\text{ц}}} I_i(t_{\text{нр}}), \quad (4)$$

где $t_{\text{нр}}$ - момент начала ранжирования ВЦ, который соответствует моменту перехода с этапа дальнего наведения на этап ближнего наведения (самонаведения) самолета [3]. В момент $t_{\text{нр}}$ БРЛС сопровождает траектории всех $I_{\text{ц}}$ целей, для которых радиолокационной системой опознавания совместно с БРЛС определена государственная принадлежность.

Вполне очевидно, что число атакуемых после ранжирования ВЦ не превышает числа имеющихся на борту УР. При этом степень благоприятности для атаки ВЦ убывает по мере возрастания $I_i(t_{\text{нр}})$.

Расчет пространственных значений $\Delta \varphi_i$, $\varphi_{\Gamma i}$ и $t_{\text{ни}}$, необходимых для формирования

(3), выполняется в следующем порядке.

Сначала определяются компоненты матрицы результирующих координатных преобразований при переходе от нормальной земной $O_0X_gY_gZ_g$ и нормальной $OX_gY_gZ_g$ к антенной $OX_aY_aZ_a$ системе координат (СК), изображенных на фиг. 2:

$$\mathbf{M}_i(t) = \begin{bmatrix} m_{11i}(t) & m_{12i}(t) & m_{13i}(t) \\ m_{21i}(t) & m_{22i}(t) & m_{23i}(t) \\ m_{31i}(t) & m_{32i}(t) & m_{33i}(t) \end{bmatrix} = \mathbf{M}_{\varphi_{\Gamma i}}(t) \mathbf{M}_{\varphi_{\text{В}i}}(t) \mathbf{M}_{\alpha}(t) \mathbf{M}_{\beta}(t), \quad (5)$$

где $\mathbf{M}_{\varphi_{\Gamma i}}(t)$, $\mathbf{M}_{\varphi_{\text{В}i}}(t)$, $\mathbf{M}_{\alpha}(t)$, $\mathbf{M}_{\beta}(t)$ - матрицы размера 3×3 вида

$$\mathbf{M}_{\varphi_{\Gamma i}} = \begin{bmatrix} \cos \varphi_{\Gamma i} & 0 & -\sin \varphi_{\Gamma i} \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \varphi_{\Gamma i} & 0 & \cos \varphi_{\Gamma i} \end{bmatrix}, \quad \mathbf{M}_{\varphi_{\text{В}i}} = \begin{bmatrix} \cos \varphi_{\text{В}i} & \sin \varphi_{\text{В}i} & 0 \\ -\sin \varphi_{\text{В}i} & \cos \varphi_{\text{В}i} & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad (6)$$

$$\mathbf{M}_{\alpha} = \begin{bmatrix} \cos \alpha & \sin \alpha & 0 \\ -\sin \alpha & \cos \alpha & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{M}_{\beta} = \begin{bmatrix} \cos \beta & 0 & -\sin \beta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \beta & 0 & \cos \beta \end{bmatrix},$$

на основе полученных от БРЛС измерений углов бортовых пеленгов цели в азимутальной $\varphi_{\Gamma i}(t)$ и угломестной $\varphi_{\text{В}i}(t)$ плоскостях, а также полученных от системы автономных датчиков (САД) углов атаки α и скольжения β (фиг. 3).

Далее рассчитывается текущий пространственный угол упреждения $\varphi_i(t_{\text{нр}})$, при $t=t_{\text{нр}}$ определяемый (учитывая, что для достаточно малых углов $\sin \varphi_i(t_{\text{нр}}) \approx \varphi_i(t_{\text{нр}})$) соотношением

$$\varphi_i(t_{\text{нр}}) \approx \sqrt{1 - m_{11i}^2(t_{\text{нр}})}, \quad (7)$$

и проекции угловой скорости $\Omega_{a_{\text{уи}i}}(t_{\text{нр}})$ и $\Omega_{a_{\text{зи}i}}(t_{\text{нр}})$, определяемые выражениями [1]:

$$\Omega_{a_{\text{уи}i}}(t_{\text{нр}}) = \omega_{\Gamma i}(t_{\text{нр}}) + \cos \varphi_{\text{В}i}(t_{\text{нр}}) \omega_{\text{уи}}(t_{\text{нр}}) - \sin \varphi_{\text{В}i}(t_{\text{нр}}) \omega_{\text{хи}}(t_{\text{нр}});$$

$$\Omega_{a_{\text{зи}i}}(t_{\text{нр}}) = \cos \varphi_{\Gamma i}(t_{\text{нр}}) \omega_{\text{В}i}(t_{\text{нр}}) + \sin \varphi_{\Gamma i}(t_{\text{нр}}) \cos \varphi_{\text{В}i}(t_{\text{нр}}) \omega_{\text{хи}}(t_{\text{нр}}) +$$

$$+ \sin \varphi_{\Gamma i}(t_{\text{нр}}) \sin \varphi_{\text{В}i}(t_{\text{нр}}) \omega_{\text{уи}}(t_{\text{нр}}) + \cos \varphi_{\Gamma i}(t_{\text{нр}}) \omega_{\text{зи}}(t_{\text{нр}}), \quad (8)$$

если отсчет углов бортовых пеленгов в БРЛС осуществляется относительно осей связанной СК, и выражениями

$$\Omega_{a_{\text{уи}i}}(t_{\text{нр}}) = \omega_{\Gamma i}(t_{\text{нр}}) + \cos \varphi_{\text{В}i}(t_{\text{нр}}) \dot{\psi}_{\text{н}}(t_{\text{нр}});$$

$$\Omega_{a_{\text{зи}i}}(t_{\text{нр}}) = \cos \varphi_{\Gamma i}(t_{\text{нр}}) \omega_{\text{В}i}(t_{\text{нр}}) + \sin \varphi_{\Gamma i}(t_{\text{нр}}) \sin \varphi_{\text{В}i}(t_{\text{нр}}) \dot{\psi}_{\text{н}}(t_{\text{нр}}), \quad (9)$$

если отсчет углов выполняется относительно осей стабилизированной по крену и тангажу СК. Проекции угловой скорости самолета $\omega_{\text{хи}}(t)$, $\omega_{\text{уи}}(t)$, $\omega_{\text{зи}}(t)$ на оси связанной СК связаны с измеренными САД значениями углов крена $\gamma_{\text{н}}(t)$, тангажа

$\mathcal{G}_n(t)$, рыскания $\psi_n(t)$ и их производных $\dot{\gamma}_n(t)$, $\dot{\mathcal{G}}_n(t)$, $\dot{\psi}_n(t)$ при $t=t_{\text{нр}}$ соотношениями

$$\begin{aligned} \omega_{xн}(t_{\text{нр}}) &= \dot{\gamma}_н(t_{\text{нр}}) + \dot{\psi}_н(t_{\text{нр}}) \sin \mathcal{G}_н(t_{\text{нр}}), \\ \omega_{yн}(t_{\text{нр}}) &= \dot{\mathcal{G}}_н(t_{\text{нр}}) \sin \gamma_н(t_{\text{нр}}) + \dot{\psi}_н(t_{\text{нр}}) \cos \mathcal{G}_н(t_{\text{нр}}) \cos \gamma_н(t_{\text{нр}}), \\ \omega_{zн}(t_{\text{нр}}) &= \dot{\mathcal{G}}_н(t_{\text{нр}}) \cos \gamma_н(t_{\text{нр}}) - \dot{\psi}_н(t_{\text{нр}}) \cos \mathcal{G}_н(t_{\text{нр}}) \sin \gamma_н(t_{\text{нр}}), \end{aligned} \quad (10)$$

а угловые скорости $\omega_{r_i}(t)$ и $\omega_{b_i}(t)$ рассчитываются в БРЛС как производные соответствующих углов бортовых пеленгов $\omega_{r_i}(t) = d\varphi_{r_i}(t)/dt$ и $\omega_{b_i}(t) = d\varphi_{b_i}(t)/dt$.
Затем рассчитывается время наведения $t_{\text{нi}}$ по формуле:

$$t_{\text{нi}}(t_{\text{нр}}) = \frac{m_{11i}(t_{\text{нр}})D_i(t_{\text{нр}}) - D_p}{m_{11i}(t_{\text{нр}})V_{\text{сбли}}(t_{\text{нр}}) - m_{21i}(t_{\text{нр}})\Omega_{azi}D_i(t_{\text{нр}}) + m_{31i}(t_{\text{нр}})\Omega_{ayi}D_i(t_{\text{нр}})}, \quad (11)$$

в которой баллистическая дальность D_p определяется на момент пуска ракеты как

$$D_p = \Delta V_p t_p, \quad (12)$$

где ΔV_p - среднее расчетное превышение скорости ракеты над скоростью самолета, а t_p - расчетное время полета ракеты, которое вычисляется для конкретных условий ее применения при определении допустимой дальности пуска, получаемые из бортовой вычислительной системы.

После этого рассчитываются компоненты вектора упрежденной дальности $D_{yi}(t)$ на момент времени $t=t_{\text{нр}}$:

$$|D_{yi}(t_{\text{нр}})| = D_{yi}(t_{\text{нр}}) = \sqrt{p_i^2(t_{\text{нр}}) + r_i^2(t_{\text{нр}}) + s_i^2(t_{\text{нр}})}, \quad (13)$$

$$p_i(t_{\text{нр}}) = D_i(t_{\text{нр}}) + m_{11i}(t_{\text{нр}})V_c(t_{\text{нр}})t_{\text{нi}}(t_{\text{нр}}) + \dot{D}_i(t_{\text{нр}})t_{\text{нi}}(t_{\text{нр}});$$

$$r_i(t_{\text{нр}}) = m_{21i}(t_{\text{нр}})V_c(t_{\text{нр}})t_{\text{нi}}(t_{\text{нр}}) + \Omega_{azi}(t_{\text{нр}})D_i(t_{\text{нр}})t_{\text{нi}}(t_{\text{нр}}); \quad (14)$$

$$s_i(t_{\text{нр}}) = m_{31i}(t_{\text{нр}})V_c(t_{\text{нр}})t_{\text{нi}}(t_{\text{нр}}) - \Omega_{ayi}(t_{\text{нр}})D_i(t_{\text{нр}})t_{\text{нi}}(t_{\text{нр}}).$$

где дальность до цели $D_i(t)$ и скорость ее изменения $\dot{D}_i(t)$ измеряются БРЛС.

В последнюю очередь рассчитывается требуемый пространственный угол упреждения $\varphi_{\text{тi}}(t_{\text{нр}})$ по соотношению

$$\varphi_{\text{тi}}(t_{\text{нр}}) \approx \frac{D_i(t_{\text{нр}})\sqrt{s_i^2(t_{\text{нр}}) + r_i^2(t_{\text{нр}})}}{D_i(t_{\text{нр}})\sqrt{p_i^2(t_{\text{нр}}) + r_i^2(t_{\text{нр}}) + s_i^2(t_{\text{нр}})}} = \sqrt{\frac{1}{1 + \mu_i(t_{\text{нр}})}}, \quad (15)$$

где

$$\mu_i(t_{\text{нр}}) = \frac{p_i^2(t_{\text{нр}})}{s_i^2(t_{\text{нр}}) + r_i^2(t_{\text{нр}})}. \quad (16)$$

Ошибка наведения по углу в момент времени $t=t_{\text{нр}}$ определяется выражением

$$\Delta\varphi_i(t_{\text{нр}}) = \varphi_{\text{тi}}(t_{\text{нр}}) - \varphi_i(t_{\text{нр}}), \quad (17)$$

где $\varphi_{Ti}(t_{np})$ и $\varphi_i(t_{np})$ вычисляются соответственно по формулам (15) и (7).

Далее по вычисленным значениям $\Delta\varphi_{Ti}(t_{np})$, $\varphi_{Ti}(t_{np})$ и $t_{ni}(t_{np})$ для каждой цели рассчитывается обобщенный показатель (3). Наиболее благоприятной для поражения считается цель, для которой (3) принимает наименьшее значение. Дальнейшее ранжирование осуществляется по мере нарастания обобщенного показателя.

Структурная схема системы, реализующей предложенный способ определения наиболее благоприятной цели, приведена на фиг. 4.

Система является многоканальной, число каналов определяется числом $N_{ц}$ воздушных целей. В целом, в систему входят:

- блок 1 - радиолокационная система, формирующая измерения дальностей D_i , их производных \dot{D}_i и бортовых пеленгов φ_{Ti} , φ_{Vi} для каждой цели;

- блок 2 - система автономных датчиков, формирующая измерения углов крена $\gamma_n(t)$, тангажа $\vartheta_n(t)$, рыскания $\psi_n(t)$ и их производных $\dot{\gamma}_n(t)$, $\dot{\vartheta}_n(t)$, $\dot{\psi}_n(t)$, а также углов атаки α , скольжения β ;

- блок 3 - устройство перебора, выбирающего цель с минимальным значением квадратичной свертки (3);

- блоки 4-1, ..., 4-i, ..., 4- $N_{ц}$ каналов сопровождения целей, каждый i-й из которых включает в себя:

- блок 5-i - устройство расчета матрицы координатных преобразований, рассчитывающее компоненты m_{1li} , m_{2li} , m_{3li} матрицы (5) на основе измерений бортовых пеленгов φ_{Ti} , φ_{Vi} цели и углов атаки α и скольжения β составляющих матриц (6);

- блок 6-i - устройство расчета проекций угловых скоростей, рассчитывающее значения $\Omega_{ayni}(t_{np})$, $\Omega_{azni}(t_{np})$, $\omega_{xn}(t)$, $\omega_{yn}(t)$, $\omega_{zn}(t)$ по формулам (8)-(10) на основе углов крена $\gamma_n(t)$, тангажа $\vartheta_n(t)$, рыскания $\psi_n(t)$ и их производных $\dot{\gamma}_n(t)$, $\dot{\vartheta}_n(t)$, $\dot{\psi}_n(t)$ и бортовых пеленгов φ_{Ti} , φ_{Vi} цели;

- блок 7-i - устройство расчета текущего пространственного угла упреждения, рассчитывающего по формуле (7) параметр $\varphi_i(t_{np})$ на основе компонента матрицы координатных преобразований m_{1li} ;

- блок 8-i - устройство расчета баллистической дальности, рассчитывающего по формуле (12) параметр D_p ;

- блок 9-i - устройство расчета времени наведения, рассчитывающего по формуле (11) параметр $t_{ni}(t_{np})$ на основе компонентов матрицы координатных преобразований m_{1li} , m_{2li} , m_{3li} , дальностей D_i и скоростей сближения $V_{сбли}$ и проекций угловых скоростей $\Omega_{ayni}(t_{np})$, $\Omega_{azni}(t_{np})$;

- блок 10-i - устройство расчета требуемой упрежденной дальности, рассчитывающее по формуле (14) параметры p_i , r_i и s_i вектора упрежденной дальности (13) на основе измерений дальности D_i , ее производной \dot{D}_i , компонентов матрицы координатных преобразований m_{1li} , m_{2li} , m_{3li} , проекций угловых скоростей

$\Omega_{a_{yиi}}(t_{нр})$, $\Omega_{a_{zиi}}(t_{нр})$ и времени наведения $t_{нi}(t_{нр})$;

● блок 11-и - устройство расчета требуемого пространственного угла упреждения, рассчитывающего по формулам (15), (16) параметр $\varphi_{Ti}(t_{нр})$ на основе параметров p_i , r_i и s_i вектора упрежденной дальности;

● блок 12-и - устройство формирования свертки, рассчитывающего по формулам (3), (17) значения свертки I_i на основе вычисленных значений текущего

пространственного угла упреждения $\varphi_i(t_{нр})$, требуемого пространственного угла упреждения $\varphi_{Ti}(t_{нр})$, времени наведения $t_{нi}(t_{нр})$ и ранее выбранных весовых коэффициентов α_{Δ} , α_{ϕ} , α_t .

Блок 1 соединен с блоками 5-и, 6-и, 9-и и 10-и каждого из 4-1, ..., 4-и, ..., 4- $N_{ц}$ каналов сопровождения целей; блок 2 соединен с блоками 5-и, 6-и и 9-и каждого из 4-1, ..., 4-и, ..., 4- $N_{ц}$ каналов сопровождения целей; блок 3 соединен с потребителями; для каждого из 4-1, ..., 4-и, ..., 4- $N_{ц}$ каналов сопровождения целей: блок 5-и соединен с блоками 7-и, 9-и и 10-и; блок 6-и связан с блоками 9-и и 10-и; блок 7-и соединен с блоком 12-и; блок 8-и соединен с блоком 9-и; блок 9-и соединен с блоком 12-и; блок 10-и соединен с блоком 11-и; блок 11-и соединен с блоком 12-и; блок 12-и соединен с блоком 3.

Функционирование системы в динамике включает следующие этапы. Для каждого из $N_{ц}$ каналов сопровождения целей сформированные в РЛС (блок 1) измерения бортовых пеленгов $\phi_{Гi}$, $\phi_{Вi}$ для каждой цели вместе с полученными от системы автономных датчиков (блок 2) измерениями углов атаки α , скольжения β поступают на блок 5-и устройства расчета матрицы координатных преобразований,

рассчитывающего компоненты m_{1li} , m_{2li} , m_{3li} по формулам (5), (6), на основе которых в блоке 6-и устройства расчета проекций угловых скоростей вместе с полученными из блока 2 измерениями собственных углов крена $\gamma_{и}(t)$, тангажа $\vartheta_{и}(t)$,

рыскания $\psi_{и}(t)$ и их производных $\dot{\gamma}_{и}(t)$, $\dot{\vartheta}_{и}(t)$, $\dot{\psi}_{и}(t)$ рассчитываются значения

$\Omega_{a_{yиi}}(t_{нр})$, $\Omega_{a_{zиi}}(t_{нр})$, $\omega_{xи}(t)$, $\omega_{yи}(t)$, $\omega_{zи}(t)$ по формулам (8)-(10); на основе полученного компонента m_{1li} из блока 5-и в блоке 7-и рассчитывается текущий

пространственный угол упреждения $\varphi_i(t_{нр})$ по формуле (7); на основе полученных

параметров m_{1li} , m_{2li} , m_{3li} из блока 5-и, $\Omega_{a_{yиi}}(t_{нр})$, $\Omega_{a_{zиi}}(t_{нр})$ из блока 6-и, данных от блока 1 РЛС D_i и $V_{облi}$ и баллистической дальности ракеты D_p от блока 8-и устройства расчета баллистической дальности в блоке 9-и рассчитывается время наведения $t_{нi}(t_{нр})$

по формуле (11); в блоке 10-и расчета требуемой упрежденной дальности на основе на основе измерений дальности D_i , ее производной \dot{D}_i из блока 1, компонентов матрицы координатных преобразований m_{1li} , m_{2li} , m_{3li} из блока 5-и, проекций угловых скоростей

$\Omega_{a_{yиi}}(t_{нр})$, $\Omega_{a_{zиi}}(t_{нр})$ из блока 6-и и времени наведения $t_{нi}(t_{нр})$ из блока 9-и по формуле (14) формируются компоненты p_t , r_t и s_t вектора упрежденной дальности (13),

передаваемые далее в блок 11-и требуемого пространственного угла упреждения,

рассчитывающего значение $\varphi_{Ti}(t_{нр})$ по формулам (15), (16); полученные из блоков 7-

i , $9-i$ и $11-i$ значения текущего пространственного угла упреждения $\varphi_i(t_{np})$, времени наведения $t_{ni}(t_{np})$, требуемого пространственного угла упреждения $\varphi_{\tau_i}(t_{np})$ и ранее выбранных весовых коэффициентов α_Δ , α_ϕ , α_t используются в блоке формирования свертки 12- i , рассчитывающего по формулам (3), (17) значения свертки I_i ; далее, на основе полученного набора сверток I_i , для всех целей от всех блоков 12- i в блоке перебора 3 выбирается цель с наименьшим значением свертки, номер которой передается потребителям.

Предложенный способ ранжирования воздушных целей на этапе ближнего наведения при решении истребителями (МФС) задач перехвата и уничтожения ВЦ с применением всеракурсных УР с РГС обеспечивает высокую вероятность принятия правильного решения при определении целей, наиболее благоприятных для атаки. Это обусловлено тем, что критерий ранжирования (4) базируется на использовании совокупности наиболее информативных показателей, а также учитывает особенности кинематики относительного движения ВЦ и самолета на этапе ближнего наведения.

Для реализации предложенного способа ранжирования ВЦ необходимо для каждой цели измерять дальность до цели D_{ni} , скорость ее изменения \dot{D}_{ni} , углы бортовых пеленгов в азимутальной φ_{gni} и угломестной φ_{vni} плоскостях, а также угловые скорости ω_{gni} и ω_{vni} . Кроме того, должны измеряться углы крена γ_n , тангажа ϑ_n , рыскания ψ_n и соответствующие производные $\dot{\gamma}_n$, $\dot{\vartheta}_n$, $\dot{\psi}_n$, а также углы атаки α_n , скольжения β_n и воздушная скорость V_{cn} самолета. При этом параметры

D_{ni} , \dot{D}_{ni} , φ_{gni} , φ_{vni} , ω_{gni} , ω_{vni} непосредственно измеряются БРЛС, параметры γ_n , ϑ_n , ψ_n , $\dot{\gamma}_n$, $\dot{\vartheta}_n$, $\dot{\psi}_n$, α_n , β_n - штатной системой автономных датчиков.

Перечень использованных источников

1. Верба В.С., Богачев А.С., Меркулов В.И., Михеев В.А. Двухэтапное ранжирование воздушных целей по степени опасности при функционировании БРЛС в режиме многоцелевого сопровождения. // Радиотехника. 2018. №2. С. 69-79.

2. Канащенков А.И., Меркулов В.И., Герасимов А.А. и др. Радиолокационные системы многофункциональных самолетов. Т. 1. РЛС - информационная основа боевых действий многофункциональных самолетов. Системы и алгоритмы первичной обработки радиолокационных сигналов. / Под ред. А.И. Канащенкова и В.И. Меркулова. - М.: Радиотехника, 2006. 656 с.

3. Меркулов В.И., Чернов В.С, Гандурин В.А. и др. Авиационные системы радиоуправления. / Под ред. В.И. Меркулова. - М.: Изд-во ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2008. 424 с.

4. Верба В.С. Математические модели. Ч. 2. Использование в алгоритмах траекторного сопровождения в бортовых РЛС. // Успехи современной радиоэлектроники. 2018. №8. С. 3-19.

5. Ярлыков М.С, Богачев А.С, Меркулов В.И., Дрогалин В.В. Радиоэлектронные комплексы навигации, прицеливания и управления вооружением летательных аппаратов. Т. 1. Теоретические основы. / Под ред. М.С. Ярлыкова. - М.: Радиотехника, 2012. 504 с.

6. Ярлыков М.С, Богачев А.С, Меркулов В.И., Дрогалин В.В. Радиоэлектронные комплексы навигации, прицеливания и управления вооружением летательных аппаратов.

Т. 2. Применение авиационных радиоэлектронных комплексов при решении боевых и навигационных задач / Под ред. М.С. Ярлыкова - М. Радиотехника, 2012. 256 с.

(57) Формула изобретения

1. Способ определения наиболее благоприятных для атаки воздушных целей в режиме многоцелевого сопровождения, заключающийся в том, что в произвольный момент $t_{\text{нр}}$ времени начала ранжирования для всех $N_{\text{ц}}$ сопровождаемых целей на основе полученных измерений дальности D_i от самолета до i -й цели и ее производной \dot{D}_i и бортовых пеленгов $\varphi_{\text{г}i}$, $\varphi_{\text{в}i}$ из РЛС и углов атаки α , скольжения β , крена $\gamma_{\text{н}}(t)$, тангажа $\vartheta_{\text{н}}(t)$, рыскания $\psi_{\text{н}}(t)$ и их производных $\dot{\gamma}_{\text{н}}(t)$, $\dot{\vartheta}_{\text{н}}(t)$, $\dot{\psi}_{\text{н}}(t)$ из системы автономных датчиков формируют компоненты матрицы результирующих координатных преобразований

$$\mathbf{M}_{\varphi_{\text{г}i}} = \begin{bmatrix} \cos \varphi_{\text{г}i} & 0 & -\sin \varphi_{\text{г}i} \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \varphi_{\text{г}i} & 0 & \cos \varphi_{\text{г}i} \end{bmatrix}, \quad \mathbf{M}_{\varphi_{\text{в}i}} = \begin{bmatrix} \cos \varphi_{\text{в}i} & \sin \varphi_{\text{в}i} & 0 \\ -\sin \varphi_{\text{в}i} & \cos \varphi_{\text{в}i} & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{M}_{\alpha} = \begin{bmatrix} \cos \alpha & \sin \alpha & 0 \\ -\sin \alpha & \cos \alpha & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{M}_{\beta} = \begin{bmatrix} \cos \beta & 0 & -\sin \beta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \beta & 0 & \cos \beta \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{M}_i(t) = \begin{bmatrix} m_{11i}(t) & m_{12i}(t) & m_{13i}(t) \\ m_{21i}(t) & m_{22i}(t) & m_{23i}(t) \\ m_{31i}(t) & m_{32i}(t) & m_{33i}(t) \end{bmatrix} = \mathbf{M}_{\varphi_{\text{г}i}}(t) \mathbf{M}_{\varphi_{\text{в}i}}(t) \mathbf{M}_{\alpha}(t) \mathbf{M}_{\beta}(t),$$

текущий пространственный угол упреждения $\varphi_i(t_{\text{нр}})$

$$\varphi_i(t_{\text{нр}}) \approx \sqrt{1 - m_{11i}^2(t_{\text{нр}})},$$

проекции угловой скорости самолета $\omega_{\text{хн}}(t)$, $\omega_{\text{ун}}(t)$, $\omega_{\text{зн}}(t)$ на оси связанной

системы координат

$$\omega_{\text{хн}}(t_{\text{нр}}) = \dot{\gamma}_{\text{н}}(t_{\text{нр}}) + \dot{\psi}_{\text{н}}(t_{\text{нр}}) \sin \vartheta_{\text{н}}(t_{\text{нр}}),$$

$$\omega_{\text{ун}}(t_{\text{нр}}) = \dot{\vartheta}_{\text{н}}(t_{\text{нр}}) \sin \gamma_{\text{н}}(t_{\text{нр}}) + \dot{\psi}_{\text{н}}(t_{\text{нр}}) \cos \vartheta_{\text{н}}(t_{\text{нр}}) \cos \gamma_{\text{н}}(t_{\text{нр}}),$$

$$\omega_{\text{зн}}(t_{\text{нр}}) = \dot{\vartheta}_{\text{н}}(t_{\text{нр}}) \cos \gamma_{\text{н}}(t_{\text{нр}}) - \dot{\psi}_{\text{н}}(t_{\text{нр}}) \cos \vartheta_{\text{н}}(t_{\text{нр}}) \sin \gamma_{\text{н}}(t_{\text{нр}}),$$

где угловые скорости $\omega_{\text{г}i}(t)$ и $\omega_{\text{в}i}(t)$ рассчитывают как производные

соответствующих углов бортовых пеленгов $\omega_{\text{г}i}(t) = d\varphi_{\text{г}i}(t)/dt$ и $\omega_{\text{в}i}(t) = d\varphi_{\text{в}i}(t)/dt$,

проекции угловой скорости $\Omega_{\text{а ун}i}(t_{\text{нр}})$ и $\Omega_{\text{а зн}i}(t_{\text{нр}})$, определяемые выражениями:

$$\Omega_{a_{yиi}}(t_{нр}) = \omega_{гнi}(t_{нр}) + \cos \varphi_{виi}(t_{нр})\omega_{yи}(t_{нр}) - \sin \varphi_{виi}(t_{нр})\omega_{xи}(t_{нр}),$$

$$\Omega_{a_{zиi}}(t_{нр}) = \cos \varphi_{гнi}(t_{нр})\omega_{виi}(t_{нр}) + \sin \varphi_{гнi}(t_{нр})\cos \varphi_{виi}(t_{нр})\omega_{xи}(t_{нр}) +$$

$$+ \sin \varphi_{гнi}(t_{нр})\sin \varphi_{виi}(t_{нр})\omega_{yи}(t_{нр}) + \cos \varphi_{гнi}(t_{нр})\omega_{zи}(t_{нр}),$$

если отсчет углов бортовых пеленгов в БРЛС осуществляют относительно осей связанной системы координат, и выражениями

$$\Omega_{a_{yиi}}(t_{нр}) = \omega_{гнi}(t_{нр}) + \cos \varphi_{виi}(t_{нр})\dot{\psi}_и(t_{нр});$$

$$\Omega_{a_{zиi}}(t_{нр}) = \cos \varphi_{гнi}(t_{нр})\omega_{виi}(t_{нр}) + \sin \varphi_{гнi}(t_{нр})\sin \varphi_{виi}(t_{нр})\dot{\psi}_и(t_{нр}),$$

если отсчет углов выполняют относительно осей стабилизированной по крену и тангажу системы координат,

баллистическую дальность D_p на момент пуска ракеты вычисляют по правилу:

$$D_p = \Delta V_p t_p,$$

где ΔV_p - среднее расчетное превышение скорости ракеты над скоростью самолета,

t - расчетное время полета ракеты,

на основе которых рассчитывают время наведения $t_{нi}$:

$$t_{нi}(t_{нр}) = \frac{m_{11i}(t_{нр})D_i(t_{нр}) - D_p}{m_{11i}(t_{нр})V_{сбли}(t_{нр}) - m_{21i}(t_{нр})\Omega_{azi}D_i(t_{нр}) + m_{31i}(t_{нр})\Omega_{ayi}D_i(t_{нр})},$$

компоненты вектора упрежденной дальности $D_{yi}(t)$

$$|D_{yi}(t_{нр})| = D_{yi}(t_{нр}) = \sqrt{p_i^2(t_{нр}) + r_i^2(t_{нр}) + s_i^2(t_{нр})},$$

$$p_i(t_{нр}) = D_i(t_{нр}) + m_{11i}(t_{нр})V_c(t_{нр})t_{нi}(t_{нр}) + \dot{D}_i(t_{нр})t_{нi}(t_{нр}),$$

$$r_i(t_{нр}) = m_{21i}(t_{нр})V_c(t_{нр})t_{нi}(t_{нр}) + \Omega_{azi}(t_{нр})D_i(t_{нр})t_{нi}(t_{нр}),$$

$$s_i(t_{нр}) = m_{31i}(t_{нр})V_c(t_{нр})t_{нi}(t_{нр}) - \Omega_{ayi}(t_{нр})D_i(t_{нр})t_{нi}(t_{нр}),$$

требуемый пространственный угол упреждения

$$\varphi_{\tau i}(t_{нр}) \approx \frac{D_i(t_{нр})\sqrt{s_i^2(t_{нр}) + r_i^2(t_{нр})}}{D_i(t_{нр})\sqrt{p_i^2(t_{нр}) + r_i^2(t_{нр}) + s_i^2(t_{нр})}},$$

и ошибка наведения по углу

$$\Delta \varphi_i(t_{нр}) = \varphi_{\tau i}(t_{нр}) - \varphi_i(t_{нр}),$$

по вычисленным значениям $\Delta \varphi_{\tau i}(t_{нр})$, $\varphi_{\tau i}(t_{нр})$ и $t_{нi}(t_{нр})$ для каждой цели рассчитывают обобщенный показатель

$$I_i(t) = \alpha_\Delta \Delta \varphi_i^2(t) + \alpha_\varphi \varphi_{\tau i}^2(t) + \alpha_t t_{нi}^2(t), \quad i = \overline{1, I_{ц}}$$

и осуществляют ранжирование по мере нарастания обобщенного показателя.

2. Система определения наиболее благоприятных для атаки воздушных целей в режиме многоцелевого сопровождения, реализующая способ по п. 1 и состоящая из следующих частей: радиолокационной системы, системы автономных датчиков,

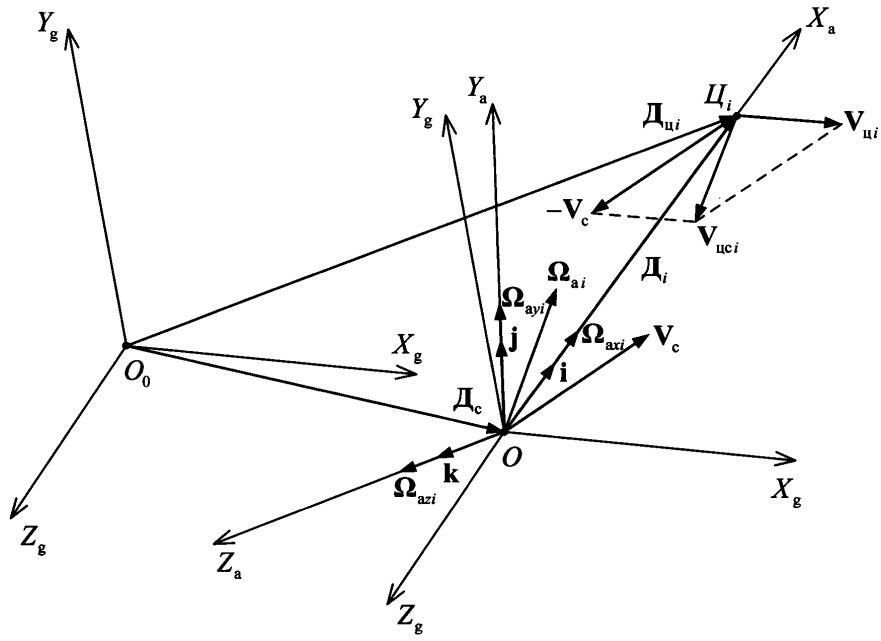
устройства перебора, $N_{\text{ц}}$ каналов сопровождения целей, каждый из которых включает в себя: устройство расчета матрицы координатных преобразований, устройство расчета проекций угловых скоростей, устройство расчета текущего пространственного угла упреждения, устройство расчета баллистической дальности, устройство расчета времени наведения, устройство расчета требуемой упрежденной дальности, устройство расчета требуемого пространственного угла упреждения, устройство формирования свертки, которые соединены следующим образом: радиолокационная система соединена с блоками устройством расчета матрицы координатных преобразований, устройством расчета проекций угловых скоростей, устройством расчета времени наведения и устройством расчета требуемой упрежденной дальности каждого из $N_{\text{ц}}$ каналов сопровождения целей, система автономных датчиков соединена с устройством расчета матрицы координатных преобразований, устройством расчета проекций угловых скоростей и устройством расчета времени наведения каждого из $N_{\text{ц}}$ каналов сопровождения целей, устройство перебора соединено с потребителями, для каждого из $N_{\text{ц}}$ каналов сопровождения целей: устройство расчета матрицы координатных преобразований соединено с устройством расчета текущего пространственного угла упреждения, устройством расчета времени наведения и устройством расчета требуемой упрежденной дальности, устройство расчета проекций угловых скоростей связано с устройством расчета времени наведения и устройством расчета требуемой упрежденной дальности, устройство расчета текущего пространственного угла упреждения соединено с устройством формирования свертки, устройство расчета баллистической дальности соединено с устройством расчета времени наведения, устройство расчета времени наведения соединено с устройством формирования свертки, устройство расчета требуемой упрежденной дальности соединено с устройством расчета требуемого пространственного угла упреждения, устройство расчета требуемого пространственного угла упреждения соединено с устройством формирования свертки, устройство формирования свертки соединено с устройством перебора.

30

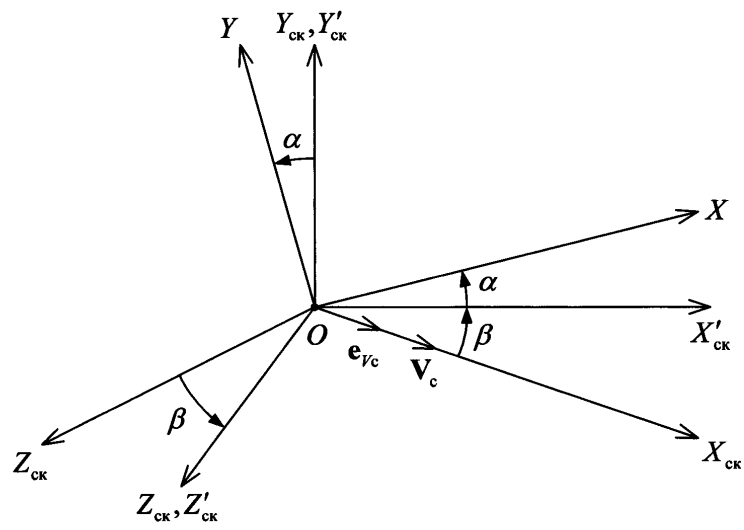
35

40

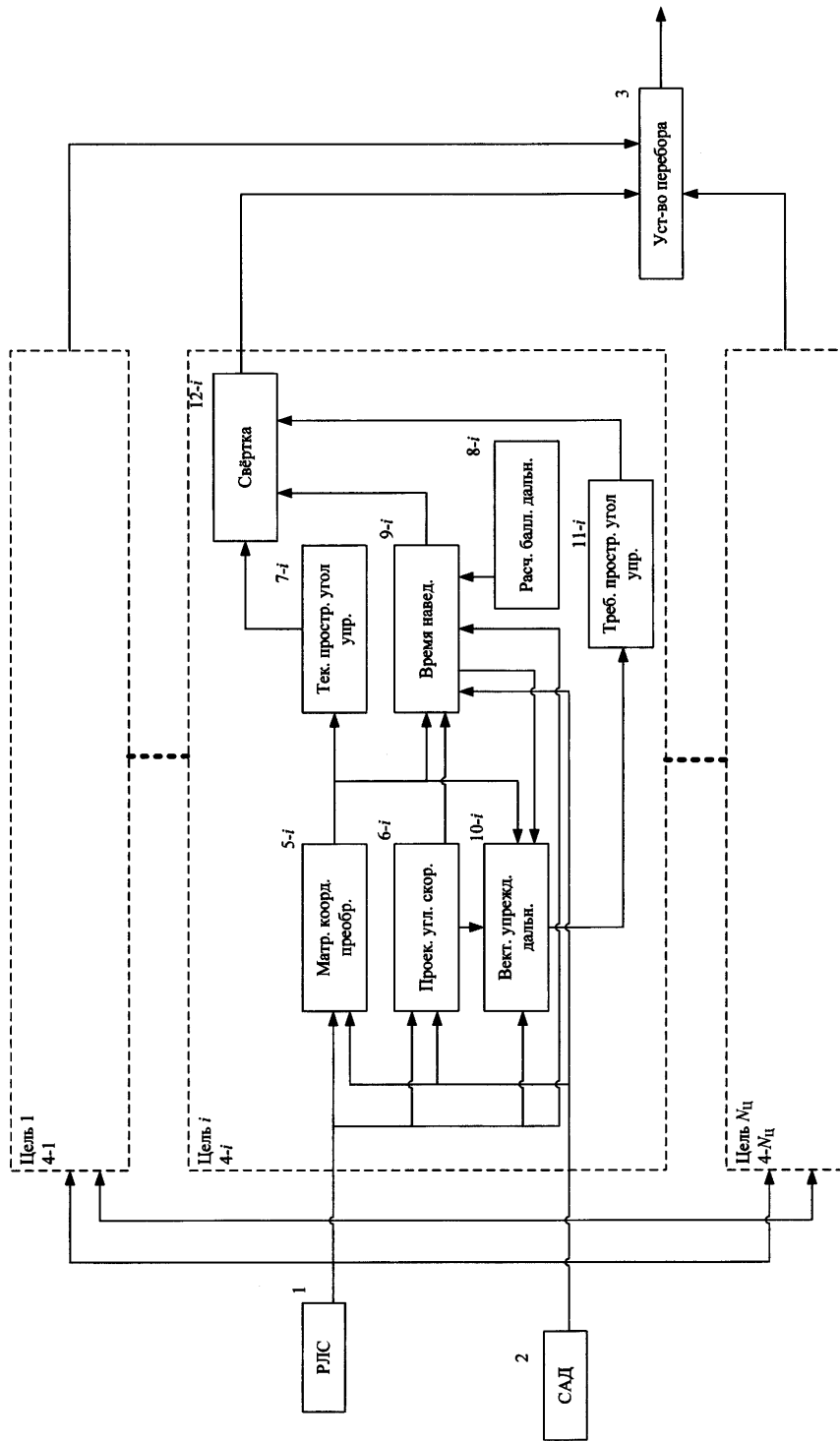
45



Фиг. 2



Фиг. 3



Фиг. 4