

УДК 629.7.058.54

Д.А. Миляков, А.Д. Крайлюк**УПРАВЛЕНИЕ ИНЕРЦИОННЫМИ ЛЕТАТЕЛЬНЫМИ АППАРАТАМИ
ПРИ ПЕРЕХВАТЕ ИНТЕНСИВНО МАНЕВРИРУЮЩИХ
ВОЗДУШНО-КОСМИЧЕСКИХ ЦЕЛЕЙ**

Целью статьи является изложение одного из возможных подходов к разработке способа управления инерционными летательными аппаратами при перехвате интенсивно маневрирующих средств воздушно-космического нападения на этапе самонаведения. К задачам исследования относятся анализ путей развития средств воздушно-космического нападения, а также существующих и применяемых методов наведения самолетов и ракет; формулировка недостатков существующих методов наведения, а также проблем перехвата новых типов воздушно-космических целей, в числе которых основной интерес представляют воздушно-космические пилотируемые и беспилотные средства нападения; разработка алгоритма наведения на интенсивно маневрирующую цель летательного аппарата с учетом его инерционности; проведение исследований предложенного способа управления. Предложенный способ является принципиально новым, устраняя недостатки применения классических методов наведения в существующих системах самонаведения самолетов и ракет и обеспечивая всеракурсный высокоточный перехват интенсивно маневрирующих целей за счет учета производных угловой скорости линии визирования. В рамках исследования полученного способа самонаведения проводилось имитационное моделирование процесса перехвата наводимым летательным аппаратом высокоскоростной маневрирующей воздушно-космической цели. Моделирование проводилось в широком диапазоне изменения максимальных по модулю поперечных ускорений и скоростей цели, движущейся по синусоидальным траекториям, при использовании предложенного способа перехвата и существующих (классических) способов самонаведения. Представлены некоторые результаты имитационного моделирования разработанного способа наведения, проиллюстрированные рисунками. На основании полученных результатов исследования сделан вывод о возможности устранения недостатков применения классических методов наведения в существующих системах самонаведения самолетов и ракет, в том числе за счет учета в предлагаемом способе перехвата условий применения, что позволяет обеспечить бессрывный перехват в более широком диапазоне угловых скоростей и ускорений.

Средства воздушно-космического нападения; гиперзвуковой летательный аппарат; маневренность; инерционность летательного аппарата; метод наведения.

D.A. Milyakov, A.D. Kraylyuk**INERTIAL AIRCRAFT CONTROL AT INTENSE MANEUVERING
AEROSPACE PURPOSES INTERCEPTION**

Purpose of the article is to describe one of the possible approaches to the development of a method for managing inertial aircraft at interception intense maneuvering of air and space attack on stage homing. The objectives of the study include the analysis of the ways of development of air and space attack, as well as existing and applicable methods targeting aircraft and missiles; formulation drawbacks of existing methods of guidance, as well as new types of problems interception aerospace purposes, including the main interest is in aerospace manned and unmanned means of attack; algorithm development guidance for the purpose of intensive maneuvering the aircraft because of its inertia; studies of the proposed control method. The proposed method is a fundamentally new, eliminating the disadvantages of the classical methods of guidance in existing aircraft and homing missiles and providing all-round precision interception intense maneuvering targets by taking into account the angular velocity derivatives line of sight. In a study prepared by the process of homing performed simulation process intercepting aircraft-adapting high-speed maneuvering aerospace purpose. The simulation was performed in a wide range of maximum modulus of transverse acceleration and velocity goals, moving along a sinusoidal path, using the

proposed method interception and existing (classic) methods of homing. Some results of the simulation method developed guidance, illustrated with drawings. Based on the results of the study concluded that the possibility of eliminating disadvantages of classical methods of guidance in existing systems homing missiles and aircraft, including by taking into account the proposed method to intercept application, which allows for stable interception in a wider range of angular velocities and accelerations.

Aerospace attack vehicles; hypersonic aircraft; maneuverability; inertia of aircraft; guidance method.

Анализ развития средств воздушно-космического нападения (СВКН) позволяет сделать вывод, что на рубеже 2015–2020 гг. могут произойти изменения, связанные с освоением воздушно-космического пространства как единой сферы вооруженной борьбы [1]. При этом среди важнейших направлений развития СВКН можно выделить создание ударных воздушно-космических пилотируемых и беспилотных средств для нанесения ударов по наземным, воздушным и космическим объектам. В связи с этим намечается широкомасштабное освоение широкого диапазона высот и скоростей полета на основе гиперзвуковых технологий [2].

Самые крупные из известных программ по созданию перспективных образцов СВКН третьего тысячелетия (гиперзвуковых воздушно-космических самолетов, крылатых ракет и планирующих боеголовок), проиллюстрированы рис. 1. Они нацелены на создание к концу 2015 г. гиперзвуковой межконтинентальной крылатой ракеты – планирующей боеголовки «Black Buster» (проект САУ) с дальностью применения до 16000 км, к 2020 г. – беспилотного гиперзвукового разведывательно-ударного самолета (проект FSV, скорость $V=5...10 M$, где M – число Маха), а к 2025 г. – многоразового двухступенчатого воздушно-космического самолета [3].



Рис. 1. Примеры программ по созданию перспективных образцов СВКН

Испытания первых гиперзвуковых ударных средств уже успешно проводятся. На рис. 2 проиллюстрированы испытания гиперзвукового демонстратора Х-43 – прообраза гиперзвуковой ракеты «HyFly». Основная угроза в данной области заключается в способности перспективных боевых гиперзвуковых летательных аппаратов (ГЗЛА) действовать в диапазоне высот и скоростей, слабо контролируемом существующими системами ПВО и ПРО [4], с выполнением маневров на заключительном этапе полета.

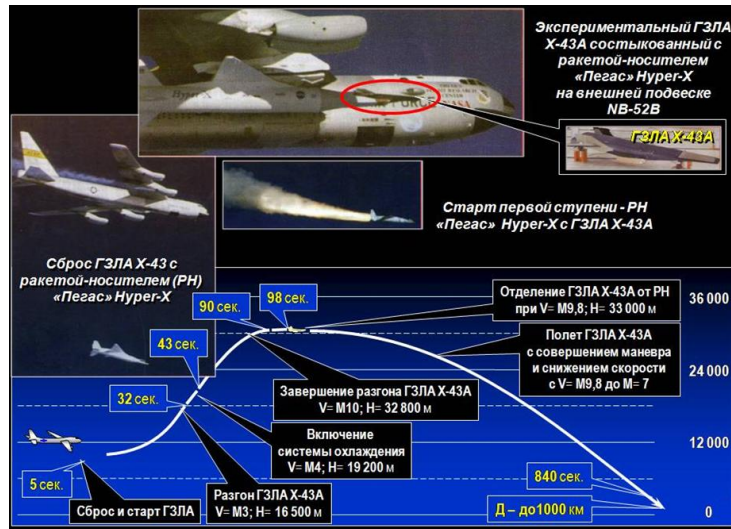


Рис. 2. Испытания гиперзвукового демонстратора X-43

Таким образом, СВКН были, остаются и в ближайшей перспективе будут основным средством, способным наносить удары в глубине театра военных действий или территории противника.

Анализ существующих методов наведения самолетов и ракет [5, 6] свидетельствует о том, что все они синтезировались без учета инерционности летательных аппаратов (ЛА) в предположении, что они являются материальной точкой. При этом полагалось, что цель и ЛА движутся прямолинейно и с постоянной скоростью. Такой подход вполне оправдывал себя при синтезе методов наведения на неманеврирующие (слабо маневрирующие) цели [5, 6]. Он позволил получить совокупность различных методов самонаведения самолетов и ракет. При этом в основу всех известных разновидностей методов самонаведения самолетов был положен метод наведения в наивыгоднейшую упрежденную точку встречи (НУТВ) [6], а ракет – метод пропорционального наведения (МПН), для которого требуется поперечное ускорение формируется по правилу [6, 7]

$$\dot{j}_T = N_0 V_{сб} \omega, \quad (1)$$

где N_0 – навигационная постоянная; $V_{сб}$ – скорость сближения цели и ракеты; ω – угловая скорость линии визирования (УСЛВ).

Использование этих методов для наведения на маневрирующие цели показало их недостаточную эффективность. Эта особенность предопределила внедрение в практику систем самонаведения МПН со смещением

$$\dot{j}_T = N_0 V_{сб} (\omega + \Delta\omega), \quad (2)$$

в котором $\Delta\omega$ – приращение УСЛВ, обусловленное маневром цели. Однако на расстояниях более 10 км выделить $\Delta\omega$ практически невозможно, а на малых расстояниях до цели при больших скоростях сближения даже выделенное значение $\Delta\omega$ не успевает отработаться ракетой в силу ее инерционности. Кроме того, законы наведения (1) и (2) инвариантны к дальности применения, в то время как вполне очевидно, что при малых дальностях пуска ракета при прочих равных условиях должна совершать более энергичный маневр по упреждению, что обуславливает более высокие значения \dot{j}_T .

Несколько лучших результатов удается получить при учете ускорения цели непосредственно в законе наведения. Один из возможных вариантов такого закона определяется соотношением [6]

$$\dot{j}_T = \frac{3D_0}{D_0 - D_K} V_{сб} \omega + j_{Ц}, \quad (3)$$

в котором D_0 и D_K — дальности начала и конца самонаведения, а $j_{Ц}$ — поперечное ускорение цели. Преимуществом (3) по сравнению с (2) является не только возможность учета маневра цели на больших расстояниях, но и адаптация метода к дальности применения.

Если $D_0 \gg D_K$, то $N_0 = 3D_0 / (D_0 - D_K) \approx 3$, если же D_0 приближается к D_K , то N_0 возрастает, предопределяя более интенсивный маневр перехватчика.

Другим примером является способ самонаведения ЛА на ГЗЛА, который для заданной плоскости управления задается правилом [9]

$$\dot{j}_T = \frac{q_\varphi}{k_j \dot{D}} (\varphi_T - \varphi) + \frac{q_\omega}{k_j D} \omega + j_{Ц}, \quad (4)$$

где q_φ , q_ω — коэффициенты, определяющие точность управления ЛА по бортовому пеленгу и УСЛВ; k_j — коэффициент, определяющий максимально допустимую величину сигнала управления; D , \dot{D} — дальность от наводимого ЛА до цели и скорость ее изменения; φ_T — требуемое значение бортового пеленга; φ , ω — текущие значения бортового пеленга и УСЛВ; $j_{Ц}$ — поперечное ускорение цели.

Геометрические соотношения в системе «перехватчик — цель» иллюстрируется рисунком 3, на котором УТВ — упрежденная точка встречи; $\mathbf{V}_{Ц}$ и $\mathbf{V}_{ЛА}$ — векторы скорости цели и наводимого ЛА.

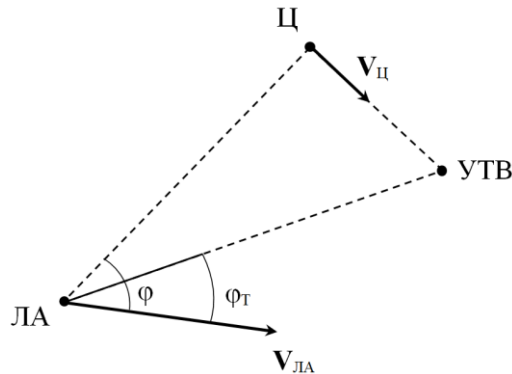


Рис. 3. Геометрические соотношения между перехватчиком (ЛА) и целью (Ц)

Следует подчеркнуть, что методы (3), (4), обладающие определенными преимуществами при перехвате интенсивно маневрирующих целей (ИМЦ), по-прежнему не учитывают инерционности перехватчика, что может приводить к дополнительным временным затратам при перехвате [10].

Согласно «Концепции применения комплексов с беспилотными летательными аппаратами государственной авиации на период до 2030 года» комплексы с БЛА должны обеспечивать решение ударных (огневых) задач в реальном масшта-

бе времени. Таким образом, проведенный выше анализ показывает явное несоответствие существующих и применяемых методов наведения предъявляемым к ним требованиям.

Проведенный выше анализ развития СВКН и методов наведения, применяемых для их поражения, приводит к следующим выводам:

1. Реализация новых возможностей вооруженных сил планируется за счет появления новых средств вооруженной борьбы и новых способов организации боевых действий [11].
2. Ожидаются кардинальные изменения в способах применения СВКН, связанные с перерастанием традиционных воздушных операций в воздушно-космические с применением обычных средств поражения.
3. Создание принципиально новых СВКН (ударных космических аппаратов (КА), воздушно-космических самолетов (ВКС), гиперзвуковых крылатых ракет (ГЗКР), гиперзвуковых самолетов, планирующих боеголовки (ПБГ)) приведет к превращению воздушно-космического пространства в единую среду ведения боевых действий и возрастанию роли СВКН в вооруженной борьбе [12].
4. Отсутствует вооружение, в полной мере способное противостоять современным и перспективным СВКН. Так в первую очередь, нет средств разведки, способных вовремя, на максимальной дальности обнаружить факт нападения и позволить передать информацию на средства защиты и поражения [23].
5. К причинам значительного ухудшения эффективности применения существующих систем наведения при перехвате сверхманевренных ЛА (СМЛА) и ГЗЛА следует отнести влияние инерционности наводимых ЛА, а также несоответствие динамических свойств перехватчиков и целей, предопределяющее ограничение ракурсов перехвата передней полусферой [13].

Таким образом, в связи с расширением номенклатуры СВКН (СМЛА, ГЗЛА) и принятием их на вооружение для нейтрализации угрозы СВКН необходимо адекватное совершенствование средств и систем ВКО РФ, в частности, проблема учета инерционных свойств перехватчиков [14] становится объективной необходимостью. Эта проблема становится все более актуальной, поскольку динамичность перехватчиков всегда будет уступать динамичности СМЛА и ГЗЛА [13, 14].

Одним из возможных способов наведения перехватчика на СМЛА и ГЗЛА, удовлетворяющим требованиям учета инерционности перехватчиков, является новый метод, который может быть получен на основе математического аппарата статистической теории оптимального управления [15–17]. В рамках этого подхода для системы наведения, заданная часть которой определяется моделью

$$\dot{\mathbf{x}}_v(t) = \mathbf{F}_v \mathbf{x}_v(t) + \mathbf{B}_v \mathbf{u}(t) + \xi_v(t), \quad (5)$$

предназначенной для обработки процесса

$$\dot{\mathbf{x}}_ц(t) = \mathbf{F}_ц \mathbf{x}_ц(t) + \xi_ц(t), \quad (6)$$

при наличии измерений

$$\mathbf{z}(t) = \mathbf{H}(t) \mathbf{x}(t) + \xi_{изм}(t) \quad (7)$$

можно сформировать закон управления

$$\mathbf{u}(t) = -\mathbf{K}^{-1} \mathbf{B}_v^T [\mathbf{P}_v(t) \hat{\mathbf{x}}_v(t) + \hat{\rho}_v(t)], \quad (8)$$

$$\dot{\mathbf{P}}_v(t) = -\mathbf{L} - \mathbf{F}_v^T \mathbf{P}_v(t) - \mathbf{P}_v(t) \mathbf{F}_v + \mathbf{P}_v(t) \mathbf{B}_v \mathbf{K}^{-1} \mathbf{B}_v^T \mathbf{P}_v(t), \quad \mathbf{P}_v(t_K) = \mathbf{Q}, \quad (9)$$

$$\dot{\hat{\rho}}_v(t) = -\mathbf{L} \hat{\mathbf{x}}_ц + (\mathbf{P}_v(t) \mathbf{B}_v \mathbf{K}^{-1} \mathbf{B}_v^T - \mathbf{F}_v^T) \hat{\rho}_v(t) - \mathbf{P}_v(t) \xi_v, \quad \hat{\rho}_v(t_K) = -\mathbf{Q} \hat{\mathbf{x}}_ц(t_K), \quad (10)$$

оптимальный по минимуму функционала качества

$$I = M \left\{ \int_0^{t_K} \left\{ \left[\mathbf{x}_U(t) - \mathbf{x}_V(t) \right]^T \mathbf{L} \left[\mathbf{x}_U(t) - \mathbf{x}_V(t) \right] + \mathbf{u}^T \mathbf{K} \mathbf{u} \right\} dt + \right. \quad (11)$$

$$\left. + \left[\mathbf{x}_U(t_K) - \mathbf{x}_V(t_K) \right]^T \mathbf{Q} \left[\mathbf{x}_U(t_K) - \mathbf{x}_V(t_K) \right] \right\}.$$

В (5)–(11): t – текущее время; \mathbf{x}_V , \mathbf{x}_U и $\hat{\mathbf{x}}_V$, $\hat{\mathbf{x}}_U$ – n – мерные векторы управляемых координат и координат цели и их оптимальные оценки, соответственно; \mathbf{F}_V и \mathbf{F}_U – динамические матрицы состояния, определяющие внутренние связи координат процессов (5) и (6); \mathbf{B}_V – матрица эффективности r -мерного ($r \leq n$) вектора управления \mathbf{u} ; ξ_V – n – мерный вектор заранее не известных, но поддающихся измерению (либо оценке) возмущений состояния перехватчика; ξ_U – n – мерный вектор шумов состояния цели; \mathbf{H} – матрица взаимосвязи измерений и координат состояния; $\xi_{изм}$ – шумы измерений; \mathbf{K} – положительно определенная матрица штрафов за величину сигналов вектора управления; \mathbf{L} , \mathbf{Q} – неотрицательно определенные матрицы штрафов на текущую и конечную (в момент t_K) точности приближения \mathbf{x}_V к \mathbf{x}_U ; \mathbf{P}_V – симметричная матрица $n \times n$; $\hat{\rho}_V$ – n – мерный вектор оптимальных оценок, учитывающий в законе управления динамику цели и измеряемые (оцениваемые) шумы; M – знак операции математического ожидания.

Воспользовавшись теоремой статистической эквивалентности [15, 20, 21], будем считать, что $\xi_U(t) = 0$, при этом будем полагать, что используются высокоточные алгоритмы оптимальной фильтрации, при которых $\hat{\mathbf{x}}_T = \mathbf{x}_T$ и $\hat{\mathbf{x}}_V = \mathbf{x}_V$. Для упрощения записи также опустим зависимость матриц и векторов от времени, а также \mathbf{x}_U от возмущений ξ_U .

В общем случае несоответствие динамических свойств цели и перехватчика будет определяться вектором ошибок

$$\Delta \mathbf{x} = \mathbf{x}_U - \mathbf{x}_V, \quad (12)$$

изменение которого во времени можно найти в процессе решения векторного уравнения

$$\Delta \dot{\mathbf{x}} = \mathbf{F}_V \Delta \mathbf{x} - \mathbf{B}_V \mathbf{u} + \xi_{II}, \quad (13)$$

где $\xi_{II} = (\mathbf{F}_U - \mathbf{F}_V) \mathbf{x}_U$ учитывает несоответствие динамических свойств цели и перехватчика, обусловленное его инерционностью, при конкретном законе движения цели \mathbf{x}_U .

Используя (13), преобразуем (8)–(11) к виду

$$\mathbf{u} = -\mathbf{K}^{-1} \mathbf{B}_V^T \left[\mathbf{P}_V \Delta \hat{\mathbf{x}} + \hat{\rho}_V \right]; \quad (14)$$

$$\dot{\mathbf{P}}_V = -\mathbf{L} - \mathbf{F}_V^T \mathbf{P}_V - \mathbf{P}_V \mathbf{F}_V + \mathbf{P}_V \mathbf{B}_V \mathbf{K}^{-1} \mathbf{B}_V^T \mathbf{P}_V, \quad \mathbf{P}_V(t_K) = \mathbf{Q}; \quad (15)$$

$$\hat{\rho}_V = \left[\mathbf{P}_V \mathbf{B}_V \mathbf{K}^{-1} \mathbf{B}_V^T - \mathbf{F}_V^T \right] \hat{\rho}_V + \mathbf{P}_V (\mathbf{F}_U - \mathbf{F}_V) \hat{\mathbf{x}}_U, \quad \hat{\rho}_V(t_K) = \mathbf{0}; \quad (16)$$

$$I = M \left\{ \int_0^{t_K} [\Delta \mathbf{x}^T \mathbf{L} \Delta \mathbf{x} + \mathbf{u}^T \mathbf{K} \mathbf{u}] dt + \Delta \mathbf{x}^T(t_K) \mathbf{Q} \Delta \mathbf{x}(t_K) \right\}. \quad (17)$$

Анализ (14)–(16) показывает, что полученный закон управления позволяет учесть в (16) и возможный маневр цели ($\mathbf{X}_Ц$), и несоответствие динамических свойств цели и перехватчиков ($\mathbf{F}_Ц - \mathbf{F}_V$).

Далее без ограничения общности будем полагать, что наведение осуществляется в горизонтальной плоскости.

В условиях решаемой задачи модель движения цели относительно перехватчика в полярной системе координат может быть задана системой нестационарных кинематических уравнений [6]

$$\begin{cases} \dot{\varepsilon}_Ц = \omega_Ц, \varepsilon_Ц(0) = \varepsilon_Ц0; \\ \dot{\omega}_Ц = -\frac{2\dot{D}}{D} \omega_Ц + \frac{1}{D} (j_Ц - j_{ЛА}) + \xi_Ц, \omega_Ц(0) = \omega_Ц0, \end{cases} \quad (18)$$

а движение перехватчика – нестационарной системой

$$\begin{cases} \dot{\varepsilon}_{ЛА} = \omega_{ЛА}, \varepsilon_{ЛА}(0) = \varepsilon_{ЛА0}; \\ \dot{\omega}_{ЛА} = -\frac{1}{T} \omega_{ЛА} + \frac{b}{T} j_{ЛА} + \xi_{ЛА}, \omega_{ЛА}(0) = \omega_{ЛА0}. \end{cases} \quad (19)$$

В (18), (19): $\varepsilon_Ц$ и $\varepsilon_{ЛА}$ – углы визирования цели и направления движения перехватчика; $\omega_Ц$ и $\omega_{ЛА}$ – УСЛВ цели и скорость изменения угла $\varepsilon_{ЛА}$; D и \dot{D} – расстояние между целью и перехватчиком и скорость его изменения; $j_Ц$ и $j_{ЛА}$ – поперечные ускорения цели и перехватчика в плоскостях управления; $\xi_Ц$ и $\xi_{ЛА}$ – шумы состояния; b и T – коэффициент передачи и постоянная времени перехватчика, характеризующая его инерционные свойства.

Геометрия взаимного расположения цели и перехватчика в рассматриваемых условиях иллюстрируется рис. 4, на котором $O_Ц$ и $O_{ЛА}$ – мгновенные положения, соответственно, цели и перехватчика в земной неподвижной системе координат ZOX ; $\mathbf{V}_Ц$ и $\mathbf{V}_{ЛА}$ – векторы скоростей цели и перехватчика; $\Delta\varphi$ – ошибка наведения на цель по углу.

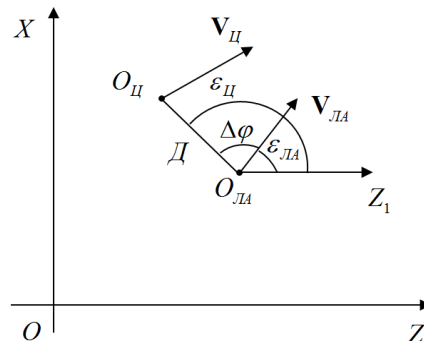


Рис. 4. Геометрические соотношения между целью ($O_Ц$) и перехватчиком ($O_{ЛА}$)

С учетом (13) и (18), (19) ошибки наведения будут определяться соотношениями

$$\Delta\dot{\varphi} = \Delta\omega, \quad \varphi(0) = \varepsilon_{\omega 0} - \varepsilon_{\omega_{\text{ЛАО}}} = \Delta\varphi_0; \quad (20)$$

$$\Delta\dot{\omega} = \dot{\omega}_{\omega} + \frac{1}{T}\omega_{\omega} - \frac{b}{T}j_{\omega}, \quad \Delta\omega(0) = \omega_{\omega 0} - \omega_{\omega_{\text{ЛАО}}} = \Delta\omega_0. \quad (21)$$

Преобразовав (21) к виду

$$\Delta\dot{\omega} = -\frac{1}{T}\Delta\omega - \frac{b}{T}j_{\omega} + \frac{1}{T}\omega_{\omega} + \dot{\omega}_{\omega}, \quad \Delta\omega(0) = \Delta\omega_0,$$

с учетом (20) получим систему уравнений:

$$\begin{aligned} \Delta\dot{\varphi} &= \Delta\omega, \quad \Delta\varphi(0) = \Delta\varphi_0; \\ \Delta\dot{\omega} &= -\frac{1}{T}\Delta\omega - \frac{b}{T}j_{\omega} + \frac{1}{T}\omega_{\omega} + \dot{\omega}_{\omega}, \quad \Delta\omega(0) = \Delta\omega_0. \end{aligned} \quad (22)$$

В математическом плане постановку задачи управления можно сформулировать в следующем образе.

Для системы (22) необходимо найти сигнал управления j_{ω} оптимальный по минимуму функционала качества (17)

$$I = \min_{(j_{\omega})} \left\{ \int_0^{t_K} \left\{ \begin{bmatrix} \Delta\varphi \\ \Delta\omega \end{bmatrix}^T \begin{bmatrix} \ell_{\varphi} & 0 \\ 0 & \ell_{\omega} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta\varphi \\ \Delta\omega \end{bmatrix} + j_{\omega}^2 k_j \right\} dt + \begin{bmatrix} \Delta\varphi(t_K) \\ \Delta\omega(t_K) \end{bmatrix}^T \begin{bmatrix} q_{\varphi} & 0 \\ 0 & q_{\omega} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta\varphi(t_K) \\ \Delta\omega(t_K) \end{bmatrix} \right\}. \quad (23)$$

Сопоставив (22) с (13) и (5), а (23) – с (17), получим:

$$\Delta\mathbf{x} = \begin{bmatrix} \Delta\varphi \\ \Delta\omega \end{bmatrix}, \quad \mathbf{F}_y = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & -\frac{1}{T} \end{bmatrix}, \quad \mathbf{u} = j_{\omega}, \quad \mathbf{B}_y = \begin{bmatrix} 0 \\ b \end{bmatrix}, \quad \xi_y = \begin{bmatrix} 0 \\ \frac{\omega_{\omega}}{T} + \dot{\omega}_{\omega} \end{bmatrix}, \quad (24)$$

$$\mathbf{L} = \begin{bmatrix} \ell_{\varphi} & 0 \\ 0 & \ell_{\omega} \end{bmatrix}, \quad \mathbf{Q} = \begin{bmatrix} q_{\varphi} & 0 \\ 0 & q_{\omega} \end{bmatrix}, \quad \mathbf{K} = k_j, \quad \mathbf{P}_y = \begin{bmatrix} p_{\varphi} & p_{\varphi\omega} \\ p_{\varphi\omega} & p_{\omega} \end{bmatrix}, \quad \mathbf{p}_y = \begin{bmatrix} \rho_{\varphi} \\ \rho_{\omega} \end{bmatrix},$$

где ℓ_{φ} и ℓ_{ω} – текущие штрафы за точность наведения по углу и угловой скорости; q_{φ} и q_{ω} – штрафы за точность в момент t_K окончания наведения, а матрица \mathbf{P}_y и вектор \mathbf{p}_y представлены в общем виде.

Подставив (24) в (14)–(16), получим

$$u = \frac{b}{kT} (p_{\varphi\omega}\Delta\varphi + p_{\omega}\Delta\omega + \rho_{\omega}), \quad (25)$$

$$\dot{p}_{\varphi} = -\ell_{\varphi} + p_{\varphi\omega}^2 \frac{b^2}{kT^2}, \quad p_{\varphi}(t_K) = q_{\varphi}; \quad (26)$$

$$\dot{p}_{\varphi\omega} = -p_{\varphi} + p_{\varphi\omega} p_{\omega} \frac{b^2}{kT^2} + \frac{p_{\varphi\omega}}{T}, \quad p_{\varphi\omega}(t_K) = 0; \quad (27)$$

$$\dot{p}_{\omega} = -\ell_{\omega} - 2p_{\varphi\omega} + p_{\omega}^2 \frac{b^2}{kT^2} + \frac{2p_{\omega}}{T}, \quad p_{\omega}(t_K) = q_{\omega}; \quad (28)$$

$$\dot{\rho}_{\varphi} = p_{\varphi\omega} \frac{b^2}{kT^2} \rho_{\omega} - p_{\varphi\omega} \left(\frac{\omega_{\omega}}{T} + \dot{\omega}_{\omega} \right), \quad \rho_{\varphi}(t_K) = 0; \quad (29)$$

$$\dot{\rho}_{\omega} = -\rho_{\omega} + \frac{\rho_{\omega}}{T} + p_{\omega} \frac{b^2}{kT^2} \rho_{\omega} - p_{\omega} \left(\frac{\omega_{\omega}}{T} + \dot{\omega}_{\omega} \right), \quad \rho_{\omega}(t_K) = 0. \quad (30)$$

Соотношения (26)–(28) представляют собой систему дифференциальных уравнений Риккати и в общем случае в аналитическом виде не решаются. Однако может быть найдено их стационарное решение, которое имеет место при $t \ll t_K$. Поскольку момент окончания наведения, как правило неизвестен, то при t_K , заданном в большем максимально возможном времени полета перехватчика, можно считать, что условие $t \ll t_K$ выполняется на всем участке наведения. В этом случае коэффициенты передачи сигнала управления определяются установившимся решением системы (26)–(28) при $\dot{p}_\varphi = 0$, $\dot{p}_{\varphi\omega} = 0$, $\dot{p}_\omega = 0$. Тогда соотношения (26)–(28) принимают вид системы алгебраических уравнений:

$$-\ell_\varphi + p_{\varphi\omega}^2 \frac{b^2}{kT^2} = 0, \quad (31)$$

$$-p_\varphi + p_{\varphi\omega} p_\omega \frac{b^2}{kT^2} + \frac{p_{\varphi\omega}}{T} = 0, \quad (32)$$

$$-\ell_\omega - 2p_{\varphi\omega} + p_\omega^2 \frac{b^2}{kT^2} + \frac{2p_\omega}{T} = 0. \quad (33)$$

Учитывая, что значения величин $p_{\varphi\omega}$ и p_ω , входящих в (29), (30) в установившемся режиме постоянны, можно получить выражение, описывающее изменение во времени величины p_ω , необходимой для вычисления (25). Продифференцировав (30) по времени и подставив полученное выражение в (29), получим:

$$\ddot{p}_\omega - \left(\frac{1}{T} + p_\omega \frac{b^2}{kT^2} \right) \dot{p}_\omega + p_{\varphi\omega} \frac{b^2}{kT^2} p_\omega - \frac{p_{\varphi\omega}}{T} \omega_{Ц} + \left(\frac{p_\omega}{T} - p_{\varphi\omega} \right) \dot{\omega}_{Ц} + p_\omega \ddot{\omega}_{Ц} = 0. \quad (34)$$

После решения линейного неоднородного дифференциального уравнения второго порядка (34) [7] и подстановки его в соотношение (25), с учетом выводов теоремы статистической эквивалентности, оптимальный закон формирования требуемых управляющих воздействий инерционным перехватчиком получим в виде:

$$j_{ЛАТ} = \frac{bp_{\varphi\omega}}{k_j T} \Delta\varphi + \frac{bp_\omega}{k_j T} \Delta\omega - \frac{1}{b} \hat{\omega}_{Ц} + \left(\frac{T}{b} + \frac{k_j T}{p_{\varphi\omega} b^3} \right) \hat{\dot{\omega}}_{Ц} + \frac{k_j T^2}{p_{\varphi\omega} b^3} \hat{\ddot{\omega}}_{Ц}, \quad (35)$$

где

$$\Delta\varphi = \hat{\varepsilon}_{Ц} - \hat{\varepsilon}_{ЛА}, \quad (36)$$

$$\Delta\omega = \hat{\omega}_{Ц} - \hat{\omega}_{ЛА}.$$

При этом закон формирования параметра рассогласования определяется разностью

$$\Delta_j(k) = j_{ЛАТ}(t) - \hat{j}_{ЛА}(t). \quad (37)$$

Анализ (35)–(37) позволяет прийти к следующим заключениям:

1. Сигнал (35) управления перехватчиком зависит не только от текущих ошибок наведения $\Delta\varphi$, $\Delta\omega$ по угловым координатам и угловой скорости, требований к системе наведения по точности и экономичности $(p_{\varphi\omega}, p_\omega, k_j)$, но и от параметров перехватчика (b, T) , определяющих его инерционные свойства, и условий применения $(\omega_{Ц}, \dot{\omega}_{Ц}, \ddot{\omega}_{Ц})$.

2. Учет в управляющем сигнале ошибки $\Delta\omega$ позволяет повысить устойчивость и точность наведения.
3. Веса ошибок $\Delta\varphi$ и $\Delta\omega$ в (35) определяются коэффициентами $p_{\varphi\omega}$ и p_{ω} матрицы \mathbf{P}_V , которые, в свою очередь, зависят от коэффициентов штрафов l_{φ} , l_{ω} и k_j за точность управление и величину сигналов управления.
4. Если цель не маневрирует ($\omega_{Ц} = 0, \dot{\omega}_{Ц} = 0, \ddot{\omega}_{Ц} = 0$) то метод наведения (35) вырождается в метод прямого наведения. Если $\omega_{Ц} \neq 0$, то (35) представляет разновидность метода последовательных упреждений [6]. Принципиальным отличием (35) от известных методов наведения [6] является учет производных $\dot{\omega}_{Ц}$ и $\ddot{\omega}_{Ц}$ УСЛВ и инерционных свойств перехватчика, определяемых значениями b и T .
5. Если в (35) при получении $\Delta\varphi$ использовать соотношение $\Delta\varphi = \varphi_T - \varphi_V$, где φ_T – требуемый угол упреждения, рассчитываемый по известным формулам [6], то это позволит еще более расширить диапазон ракурсов уверенного перехвата ИМЦ.
6. Для реализации предложенного способа самонаведения необходима бортовая информационно-вычислительная система с фильтрами, формирующими оценки текущих углов визирования цели и направления движения перехватчика, а также скоростей их изменения, и позволяющими дополнительно оценивать первую и вторую производные УСЛВ цели.

На основе результатов проведенного анализа следует отметить, что предложенный способ самонаведения является принципиально новым, устраняя недостатки применения классических методов наведения в существующих системах самонаведения самолетов и ракет и обеспечивая всеракурсный высокоточный перехват ИМЦ за счет учета в (35) производных УСЛВ.

Кроме того, для реализации способа самонаведения (35)–(37) нет необходимости оценивать непосредственно маневр цели, что является несомненным преимуществом по сравнению с известными методами.

При этом информационное обеспечение для (35)–(37) может быть осуществлено на основе существующих измерителей с учетом реальных ограничений на состав датчиков, что свидетельствует о возможности практической реализации способа [22].

В рамках исследования полученного способа самонаведения проводилось имитационное моделирование процесса перехвата наводимым ЛА высокоскоростной маневрирующей воздушно-космической цели, первоначально находящейся в точке с координатами (100 000 м, 100 000 м) в системе координат ZOX и движущейся по синусоидальным траекториям в широком диапазоне изменения максимальных по модулю поперечных ускорений $j_{Ц0}$ и скоростей $V_{Ц0}$ при использовании предложенного способа и существующих (классических) способов самонаведения. При этом перехватчик (наводимый ЛА) в начальный момент находится в начале системы координат и движется по направлению на цель.

Некоторые результаты исследований проиллюстрированы рисунками 5,а,б, на которых вектор скорости цели первоначально перпендикулярен оси OZ . При этом траектория перехвата наводимым ЛА воздушно-космической цели при использовании закона (4) предыдущего поколения обозначена сплошной линией, а предложенного способа (35) – прерывистой.

На рис. 5,а ($V_{Ц0} = V_{ЛA0} = 2M$) цель маневрирует с поперечным ускорением $j_{Ц0} = 4g$. Этот рисунок иллюстрирует перехват цели при использовании предложенного способа (35) за меньшее время, чем при использовании (4) даже для не-больших скоростей движения цели.

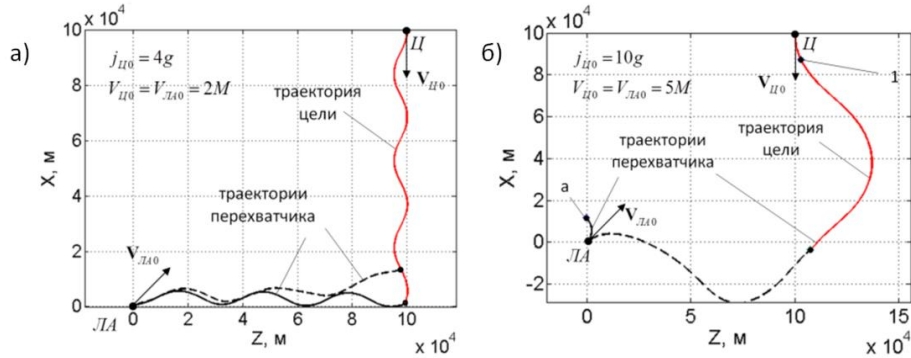


Рис. 5. Траектории цели (Ц) и перехватчика (ЛА)

Рис. 5,б иллюстрирует процесс перехвата наводимым ЛА ($V_{ЛA0} = 5M$) интенсивно маневрирующей ($j_{Ц0} = 10g$) гиперзвуковой цели ($V_{Ц0} = 5M$). При этом использование способа (4) приводит к срыву перехвата. Здесь положение **1** для цели соответствует моменту времени, в который происходит срыв перехвата (положение **a** для перехватчика). При этом применение предлагаемого способа наведения, за счет учета в нем условий применения, позволяет обеспечить бессрывный перехват в более широком диапазоне угловых скоростей и ускорений.

В заключение следует отметить, что использование предложенного способа позволит устранить недостатки применения классических методов наведения в существующих системах самонаведения самолетов и ракет, а именно:

- ◆ обеспечить всеракурсный высокоточный перехват ГЗЛА и ИМЦ;
- ◆ обеспечить адаптацию управления ЛА к возможному маневрированию цели на протяжении всего времени перехвата;
- ◆ учесть несоответствие динамических свойств наводимого ЛА и цели, что позволит снизить затраты энергии на управление и повысить точность на конечном участке и устойчивость перехвата.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Верба В.С. Авиационные комплексы радиолокационного дозора и наведения. Принципы построения, проблемы разработки и особенности функционирования. Монография. – М.: Радиотехника, 2014. – 528 с.
2. Справочник офицера Военно-воздушных сил и войск противовоздушной обороны / Под ред. И.П. Азаренка (отв. ред.) [и др.]. – Минск: Командование ВВС и войск ПВО, 2009. – 511 с.
3. Фомин В.М., Гунько Ю.П., Мажуль И.И. Реактивные самолеты будущего // Наука из первых рук. <http://www.sciencefirsthand.ru/gunko.pdf>.
4. Федосов Е.А. Авиация ПВО России и научно-технический прогресс: боевые комплексы и системы вчера, сегодня, завтра. – М.: Дрофа, 2004. – 816 с.
5. Максимов М.В., Горгонов Г.И. Радиоэлектронные системы самонаведения. – М.: Радио и связь, 1982. – 304 с.
6. Меркулов В.И., Дрогалин В.В., Канащенков А.И. и др. Авиационные системы радиоперехвата. Т. 2. Радиоэлектронные системы самонаведения / Под ред. А.И. Канащенкова и В.И. Меркулова. – М.: Радиотехника, 2003.

7. Меркулов В.И., Чернов В.С., Гандурин В.А. [и др.]. *Авиационные системы радиоправления: учебник для военных и гражданских вузов и научно-исследовательских организаций* / Под ред. В.И. Меркулова. – М.: Изд-во ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2008. – 423 с.
8. Дрогалин В.В., Меркулов В.И., Миляков Д.А. Проблемы перехвата гиперзвуковых летательных аппаратов // *Фазотрон*. – 2012. – № 3.
9. Белик Б.В., Белов С.Г., Верба В.С. и др. [и др.]. *Авиационные системы радиоправления. Серия «Научные школы ОАО «Концерн «Вега»* / Под ред. В.С. Вербы и В.И. Меркулова. – М.: Радиотехника, 2014.
10. Федосов Е.А. Реализация сетевцентрической технологии ведения боевых действий потребует создания БРЛС нового поколения // *Фазотрон*. – 2007. – № 1-2(10).
11. Верба В.С., Поливанов С.С. Организация информационного обмена в сетевцентрических боевых операциях // *Радиотехника*. – 2009. – № 8.
12. Chen Jian-jun, Chen Juan, Wang Sheng-li. Detection of Ultra-High Speed Moving Target Based on Matched Fourier Transform. Radar, 2006. CIE'06. International Conference on.
13. Меркулов В.И. Учет динамичности летательных аппаратов при синтезе алгоритмов сопровождения бортовых РЛС // *Успехи современной радиоэлектроники*. – 2012. – № 10.
14. Меркулов В.И. Динамичность авиационных комплексов и бортовые радиоэлектронные системы // *Радиотехника*. – 2010. – № 2.
15. Меркулов В.И., Дрогалин В.В., Канащенков А.И. и др. *Авиационные системы радиоправления. Т. 1. Принципы построения систем радиоправления. Основы синтеза и анализа* / Под ред. А.И. Канащенкова и В.И. Меркулова. – М.: Радиотехника, 2003.
16. Черноусько Ф.Л., Колмановский Б.В. *Оптимальное управление при случайных возмущениях*. – М.: Наука, 1978. – 352 с.
17. Александров В.В., Болтянский В.Г., Лемак С.С., Парусников Н.А., Тихомиров В.М. *Оптимальное управление движением*. – М.: Физматлит, 2005. – 376 с.
18. Максимов М.В., Меркулов В.И. *Радиоэлектронные следящие системы (Синтез методами теории оптимального управления)*. – М.: Радио и связь, 1990. – 256 с.
19. Ройтенберг Я.Н. *Автоматическое управление: Учеб. пособие для вузов*. – 3-е изд., перераб. и доп. – М.: Наука. Гл.ред. физ.-мат. лит., 1992. – 576 с.
20. Брайсон А., Хо Юши. *Прикладная теория оптимального управления: Пер. с англ.* – М.: Мир, 1972. – 544 с.
21. Камке Э. *Справочник по обыкновенным дифференциальным уравнениям*. – М.: Наука, 1976.
22. Пупков К.А., Егупов Н.Д., Колесников Л.В., Мельников Д.В., Трофимов А.И. *Высокоточные системы самонаведения: расчет и проектирование. Вычислительный эксперимент* / Под ред. Пупкова К.А., Егупова Н.Д. – М.: Физматлит, 2011. – 512 с.

REFERENCES

1. Verba V.S. *Aviatsionnye komplekсы radiolokatsionnogo dozora i navedeniya. Printsipy postroeniya, problemy razrabotki i osobennosti funktsionirovaniya* [Aircraft systems for radar surveillance and guidance. Principles, problems of development and functioning], *Monografiya* [Monograph]. Moscow: Radiotekhnika, 2014, 528 p.
2. *Spravochnik ofitsera Voенno-vozdushnykh sil i voysk protivovozdushnoy oborony* [Guide officer of air force and air defense forces], Edited by Azarenka I.P. Minsk: Komandovanie VVS i voysk PVO, 2009, 511 p.
3. Fomin V.M., Gun'ko Yu.P., Mazhul' I.I. *Reaktivnye samolety budushchego* [Jet aircraft of the future], *Nauka iz pervykh ruk* [Science first hand]. Available at: <http://www.sciencefirsthand.ru/gunko.pdf>.
4. Fedosov E.A. *Aviatsiya PVO Rossii i nauchno-tekhnicheskiy progress: boevye komplekсы i sistemy vchera, segodnya, zavtra* [The air defense of Russia and the scientific-technical progress: combat systems and system yesterday, today, tomorrow]. Moscow: Drofa, 2004, 816 p.
5. Maksimov M.V., Gorgonov G.I. *Radioelektronnye sistemy samonavedeniya* [Electronic guidance system]. Moscow: Radio i svyaz', 1982, 304 p.
6. Maksimov M.V., Gorgonov G.I. *Radioelektronnye sistemy samonavedeniya* [Aircraft radio control system. Vol. 2. Electronic guidance system]. Moscow: Radio i svyaz', 1982, 304 p.

7. *Merkulov V.I., Chernov V.S., Gandurin V.A. [i dr.]*. Aviatsionnye sistemy radioupravleniya: uchebnyk dlya voennykh i grazhdanskikh vuzov i nauchno-issledovatel'skikh organizatsiy [Aircraft radio control system: a textbook for military and civilian universities and research organizations], Edited by V.I. Merkulova. Moscow: Izd-vo VVIA im. prof. N.E. Zhukovskogo, 2008, 423 p.
8. *Drogalin V.V., Merkulov V.I., Milyakov D.A.* Problemy perekhvata giperzvukovykh letatel'nykh apparatov [The problem of interception of a hypersonic aircraft], *Fazotron* [Fazotron], 2012, No. 3.
9. *Belik B.V., Belov S.G., Verba V.S. i dr. [i dr.]*. Aviatsionnye sistemy radioupravleniya. Seriya «Nauchnye shkoly OAO «Kontsern «Vega» [Aircraft radio control system. A series of "Scientific school of JSC Concern "VEGA"], Under edition V.S. Verby i V.I. Merkulova. Moscow: Radiotekhnika, 2014.
10. *Fedosov E.A.* Realizatsiya setetsentricheskoy tekhnologii vedeniya boevykh deystviy potrebuets sozdaniya BRLS novogo pokoleniya [The implementation of network-centric technologies of warfare will require the creation of a new generation radar], *Fazotron* [Fazotron], 2007, No. 1-2(10).
11. *Verba V.S., Polivanov S.S.* Organizatsiya informatsionnogo obmena v setetsentricheskikh boevykh operatsiyakh [The organization of information exchange in network-centric combat operations], *Radiotekhnika* [Radio engineering], 2009, No. 8.
12. *Chen Jian-jun, Chen Juan, Wang Sheng-li.* Detection of Ultra-High Speed Moving Target Based on Matched Fourier Transform. Radar, 2006. CIE'06. International Conference on.
13. *Merkulov V.I.* Uchet dinamichnosti letatel'nykh apparatov pri sinteze algoritmov soprovozhdeniya bortovykh RLS [Accounting for dynamic aircraft in the synthesis algorithms support of airborne radars], *Uspekhi sovremennoy radioelektroniki* [The successes of modern Radioelectronics], 2012, No. 10.
14. *Merkulov V.I.* Dinamichnost' aviatsionnykh kompleksov i bortovye radioelektronnye sistemy [The dynamism of the aircraft systems and on-Board electronic systems], *Radiotekhnika* [Radio engineering], 2010, No. 2.
15. *Merkulov V.I., Drogalin V.V., Kanashchenkov A.I. i dr.* Aviatsionnye sistemy radioupravleniya. T. 1. Printsipy postroeniya sistem radioupravleniya. Osnovy sinteza i analiza [Aircraft radio control system. Vol. 1. Principles of construction of systems of radio. The basics of synthesis and analysis], Edited by A.I. Kanashchenkova i V.I. Merkulova. Moscow: Radiotekhnika, 2003.
16. *Chernous'ko F.L., Kolmanovskiy B.V.* Optimal'noe upravlenie pri sluchaynykh vozmushcheniyakh [Optimal control under random perturbations]. Moscow: Nauka, 1978, 352 p.
17. *Aleksandrov V.V., Boltyanskiy V.G., Lemak S.S., Parusnikov N.A., Tikhomirov V.M.* Optimal'noe upravlenie dvizheniem [Optimal motion control]. Moscow: Fizmatlit, 2005, 376 p.
18. *Maksimov M.V., Merkulov V.I.* Radioelektronnye sledyashchie sistemy (Sintez metodami teorii optimal'nogo upravleniya) [Electronic servo system (Synthesis methods of optimal control theory)]. Moscow: Radio i svyaz', 1990, 256 p.
19. *Roytenberg Ya.N.* Avtomaticheskoe upravlenie: Ucheb. posobie dlya vuzov [Electronic servo system (Synthesis methods of optimal control theory)]. 3rd ed, pererab. i dop. Moscow: Nauka. Gl.red. fiz.-mat. lit., 1992, 576 p.
20. *Brayson A., Kho Yushi.* Prikladnaya teoriya optimal'nogo upravleniya [Applied optimal control theory]: Per. s angl. Moscow: Mir, 1972, 544 p.
21. *Kamke E.* Spravochnik po obyknovennym differentsial'nym uravneniyam [Handbook of ordinary differential equations]. Moscow: Nauka, 1976.
22. *Pupkov K.A., Egupov N.D., Kolesnikov L.V., Mel'nikov D.V., Trofimov A.I.* Vysokotochnye sistemy samonavedeniya: raschet i proektirovanie. Vychislitel'nyy eksperiment [High-precision guidance system: calculation and design. Computational experiment] Under edition Pupkova K.A., Egupova N.D. Moscow: Fizmatlit, 2011, 512 p.

Статью рекомендовал к опубликованию д.т.н., профессор В.П. Харьков.

Миляков Денис Александрович – Акционерное общество «Концерн радиостроения «Вега»; e-mail: from_fn@mail.ru; 121170, г. Москва, Кутузовский проспект, 34; тел.: 84997534004, доб. 9243; к.т.н.; начальник лаборатории.

Крайлюк Анатолий Дмитриевич – e-mail: kad1962@mail.ru; тел.: 84997534004, доб. 1028; к.т.н.; заместитель генерального директора по научно-технической политике.

Milyakov Denis Alexandrovich – Radio Engineering Corporation “VEGA”; e-mail: from_fn@mail.ru; 34, Kutuzov avenue, Moscow, 121170, Russia; phone: +74997534004, add. 9243; cand. of eng. sc.; head of laboratory.

Krajl'uk Anatoly Dmitrievich – e-mail: kad1962@mail.ru; phone: +74997534004, add. 1028; cand. of eng. sc.; deputy general director.

УДК 004.93.1

В.А. Бархоткин, В.Ф. Петров, М.П. Кочетков

ПОСТРОЕНИЕ МОДЕЛИ БАЗЫ ЗНАНИЙ ДЛЯ МОБИЛЬНОГО РОБОТА, ФУНКЦИОНИРУЮЩЕГО В НЕДОСТАТОЧНО ОПРЕДЕЛЕННЫХ УСЛОВИЯХ

Для повышения эффективности перспективных мобильных роботов необходимо увеличивать степень их автономности. Требуется решить проблему оперативной идентификации объектов окружающей среды для обеспечения устойчивого функционирования робота при возникновении нештатных ситуаций. Методы распознавания, реализованные в существующих системах технического зрения, эффективны только для отдельных достаточно несложных объектов. Примерами являются многогранники, человеческие лица, печатные или рукописные символы, номера автомобилей. Эти методы могут применяться, если объекты наблюдаются в достаточно детерминированных условиях (определённое освещение, фон и положение объекта относительно телевизионной камеры). Перечисленные условия не соблюдаются, когда робот перемещается в недостаточно определенной среде. В связи с этим разработка новых методов и алгоритмов обработки информации для систем технического зрения мобильных роботов является актуальной научно-технической проблемой. Сложность решаемых задач предполагает построение обучаемых систем распознавания. Обучение составляет одну из важнейших проблем в теории искусственного интеллекта и является неотъемлемой составной частью процесса распознавания в условиях высокой неопределенности внешней среды. Выход за рамки статистических моделей приводит к формированию более общего подхода к распознаванию изображений. Этот подход базируется на теории нечетких множеств и нечеткой логики, что соответствует логике человеческого мышления, которое оперирует с нечеткими значениями признаков и нечеткими правилами логического вывода. Исходную информацию для создания моделей нечеткой классификации можно извлечь из обучающей выборки. В статье представлен метод определения функции принадлежности термов лингвистической переменной по обучающей выборке. Рассмотрена реализация функций нечеткого логического вывода по прецедентам. Разработан подход к построению базы знаний для распознавания объектов на основе нечеткой информации, которая содержится в обучающей выборке ограниченного объема. Этот подход позволяет упростить формализацию работы опытного оператора, который решает задачу распознавания. Полученная формализация может быть преобразована в базу знаний и в дальнейшем использоваться в системе управления робота без участия человека.

Признак; обучающая выборка; нечеткая логика; распознавание образов.

V.A. Barhotkin, V.F. Petrov, M.P. Kochetkov

BUILDING A KNOWLEDGE BASE MODEL FOR MOBILE ROBOTS OPERATING IN AN INSUFFICIENTLY DEFINED CONDITIONS

To increase the effectiveness of promising mobile robots need to increase their degree of autonomy. Required to solve the problem of the rapid identification of the environment to ensure sustainable operation of the mobile robot in an emergency. Recognition methods implemented in