

УДК: 623.465.7

**АНАЛИЗ РЕАЛИЗУЕМОСТИ СПОСОБА ПОЛУПАССИВНОГО
САМОНАВЕДЕНИЯ СРЕДСТВ ПОРАЖЕНИЯ**
**ANALYSIS OF THE FEASIBILITY OF THE SEMI-PASSIVE HOMING METHOD
MEANS OF DESTRUCTION**

По представлению чл.-корр. РАРАН С.М. Мужичека

В.И. Павлов

Тамбовский государственный технический университет

V.I. Pavlov

Выполнен анализ реализуемости нового способа полупассивного самонаведения средств поражения с учетом современного состояния систем управления подвижными объектами и особенностей разрабатываемого способа. Акцент сделан на анализе точности при самонаведении на удаленные маневренные объекты, указаны возможные подходы к обеспечению требуемой точности. Обоснована целесообразность реализации способа полупассивного самонаведения авиационных средств поражения в рамках сетцентрического подхода к взаимодействию управляемых объектов.

Ключевые слова: полупассивное самонаведение, стелс-объект, область применения, точность самонаведения.

The analysis of the feasibility of a new method of semi-passive homing of weapons is carried out, taking into account the current state of control systems for mobile objects and the features of the developed method. The emphasis is placed on the analysis of accuracy in homing to remote maneuverable objects, possible approaches to ensuring the required accuracy are indicated. The expediency of implementing the method of semi-passive homing of aircraft weapons within the framework of a network-centric approach to the interaction of controlled objects has been substantiated.

Keywords: a semi-passive self-homing, stealth object, range of application, homing accuracy.

Введение

Существенное увеличение в составе вооруженных сил многих стран количества весьма опасных объектов, так называемого пятого поколения, обуславливает необходимость разработки соответствующих средств их нейтрализации. Опасность, например, воздушных объектов пятого поколения связана, помимо боевой мощи, с такими их характеристиками как малозаметность, высокая скорость полета в бесфорсажном режиме, сверхманевренность. Общая особенность образцов техни-

ки пятого поколения — высокая стоимость. Также практически все объекты, имеющие важное тактическое значение, оборудованы бортовым комплексом обороны, составной частью которого является комплекс средств РЭБ, функционирующий, как правило, в автоматическом режиме.

К средствам нейтрализации объектов пятого поколения относятся, в том числе средства поражения (СП), которые в свою очередь нуждаются в соответствующем совершенствовании. Возможным вариантом такой эволюции является разработка нового способа полупассивного

самонаведения (ППС) СП, сущность, некоторые особенности, а также целесообразность применимости которого, рассмотрены в публикациях [1–4]. Важным преимуществом разрабатываемого способа ППС, по сравнению с известными полуактивным и активным способами, является большая дальность информационного контакта с целью при одинаковых энергетических потенциалах передатчиков зондирующих сигналов, позволяющая реализовать принцип «первый пустил» [4]. В то же время, в отличие от существующих, в разрабатываемом способе ППС в силу его физико-технической сущности [1] не измеряется дальность до цели и скорость сближения с ней. Скорость сближения, в частности, используется в методе наведения при формировании управляющего сигнала боковой перегрузкой СП для минимизации промаха при сближении с целью под разными ракурсами. Для повышения точности движения по маршруту (траектории) и минимизации промаха по маневрирующей цели системы управления СП большой дальности в рамках сетцентрического подхода могут комплексоваться с различными навигационными системами, системами связи для передачи корректирующих сигналов, в том числе дальности и скорости сближения с целью [5, 6].

В статье, применительно к самонаводящейся полупассивным способом ракете класса «воздух-воздух», в системе управления которой используется только угломерная информация и информация о параметрах движения собственного центра массы, теоретически рассматривается возможность повышения точности наведения на маневрирующую цель. Следует ожидать того, что точность самонаведения ракеты при сетцентрическом варианте применения будет зависеть, в том числе, от точности передаваемой на борт ракеты оценки скорости сближения с целью. В то же время целесообразно оценить точность ППС самонаведения ракеты без использования дополнительной информации и возможные способы ее повышения.

Постановка задачи

Минимальный состав участников при реализации способа ППС включает в себя самолет, обеспечивающий излучение в направлении цели провоцирующего зондирующего сигнала [3], и

самонаводящуюся ракету. В качестве цели рассматривается летательный аппарат с собственной скоростью до 700 м/с и боковой перегрузкой до 10 ед. Цель располагает бортовой аппаратурой, формирующей ответные излучения на провоцирующий зондирующий сигнал.

Самолет — источник провоцирующего зондирующего сигнала и ракета в совокупности представляют собой многопозиционную РЛС воздушного базирования [7]. По аналогии с [8] взаимное расположение цели G , самолета-источника провоцирующего зондирующего сигнала C и ракеты P в прямоугольной системе координат, совмещенной с самолетом C (рис. 1). На рис. использованы следующие обозначения: V_c , V_p и V_g — соответственно векторы скоростей самолета C , ракеты P и цели G ; ψ_c , ψ_p и ψ_g — углы курса самолета, ракеты и цели; ε_1 и ε_2 — углы визирования цели с борта самолета C и ракеты P в выбранной системе координат; φ_1 и φ_2 — бортовые пеленги цели с самолета C и ракеты P ; α_1 , α_2 и α_g — углы триангуляционного треугольника CPG ; D_1 и D_2 — расстояния до цели от самолета C и ракеты P соответственно; D_p — расстояние между самолетом и ракетой.

Синтез алгоритма траекторного управления объектами, реализующими способ ППС с локальной оптимизацией, выполняется при следующих допущениях:

- между самолетом и ракетой существует канал связи для взаимной передачи координатной информации, в том числе, для передачи с самолета на борт ракеты вычисленного значения скорости сближения ракеты с целью;
- самолет и ракета могут оборудоваться спутниковой навигационной системой для точного определения собственных координат;
- ракета наводится по методу пропорционального наведения, при котором параметр расогласования формируется по правилу [9]:

$$\Delta = \hat{j}_T - \hat{j} = N \hat{V}_{sb} \hat{\omega} - \hat{j}, \quad (1)$$

где \hat{j}_T , \hat{j} — соответственно оценки требуемого и текущего поперечных ускорений; N — навигационный параметр; \hat{V}_{sb} — оценка скорости сближения ракеты с целью; $\hat{\omega}$ — оценка угловой скорости линии визирования цели;

- на борту самолета и ракеты измеряются собственный курс (ψ_c , ψ_p), бортовые пеленги

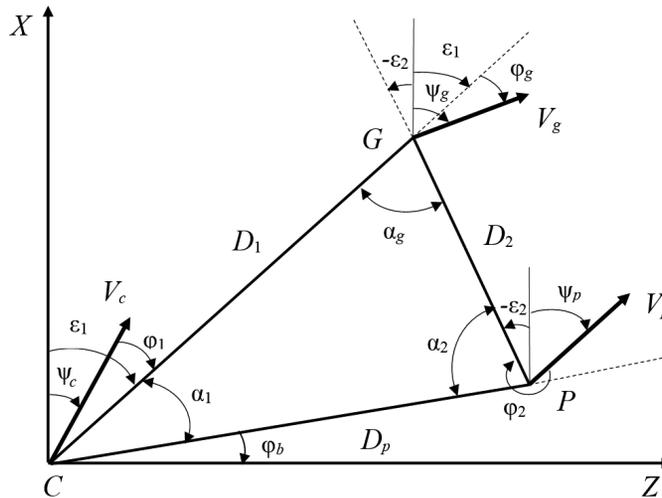


Рис. 1. Взаимное расположение самолета — источника провоцирующего зондирующего сигнала, ракеты и цели в горизонтальной плоскости в земной системе координат

(ϕ_1 и ϕ_2) и их производные ($\dot{\psi}_c, \dot{\psi}_p, \dot{\phi}_1, \dot{\phi}_2$), собственные координаты x_c, z_c и x_p, z_p , и скорость их изменения;

– на борту ракеты угловая скорость линии визирования цели ω измеряется угломером радиолокационной полупассивной головки самонаведения, а текущие ускорения — акселерометрами, сориентированными по плоскостям управления;

– все объекты находятся на одной высоте, при этом алгоритмы управления самолетом и ракетой в вертикальной и горизонтальной плоскости не влияют друг на друга.

Требуется синтезировать алгоритм траекторного управления самолетом C , обеспечивающий необходимую точность определения местоположения цели как для осуществления слежения за целью, так и для формирования оценки скорости сближения ракеты с ней. Также требуется оценить точность самонаведения ракеты и ее поперечное ускорение (нормальную перегрузку).

Синтез алгоритма траекторного управления самолетом. Движение самолета C описывается системой уравнений [9]

$$\dot{\mathbf{x}}_y = \mathbf{F}_y \mathbf{x}_y + \mathbf{B}_y \mathbf{u} + \xi_y; \quad (2)$$

$$\dot{\mathbf{x}}_T = \mathbf{F}_T \mathbf{x}_T + \xi_T, \quad (3)$$

где $\mathbf{x}_y, \mathbf{x}_T$ — в общем случае n -мерные векторы управляемых и требуемых координат самолета; $\mathbf{F}_y, \mathbf{F}_T$ — динамические матрицы, учитывающие внутренние связи процессов (2) и (3);

\mathbf{B}_y — матрица эффективности r -мерного ($r < n$) вектора сигнала управления \mathbf{u} ; ξ_y, ξ_T — случайные составляющие с нулевым математическим ожиданием. Самолет осуществляет измерение

$$\mathbf{z} = \mathbf{H}\mathbf{x} + \xi_n, \quad (4)$$

где \mathbf{H} — модуляционная матрица связи вектора состояния и измерений; ξ_n — случайная составляющая измерений с нулевым математическим ожиданием для формирования управления

$$\mathbf{u} = \mathbf{K}^{-1} \mathbf{B}_y^T \mathbf{Q} [\hat{\mathbf{x}}_T - \hat{\mathbf{x}}_y], \quad (5)$$

оптимального по минимуму локального функционала качества

$$\mathbf{I} = M \left\{ [\mathbf{x}_T - \mathbf{x}_y]^T \mathbf{Q} [\mathbf{x}_T - \mathbf{x}_y] + \int \mathbf{u}^T \mathbf{u} dt \right\}, \quad (6)$$

где \mathbf{Q} и \mathbf{K} — матрицы штрафов за точность функционирования и величину сигналов управления.

Для использования этого аппарата синтеза необходимо конкретизировать модели состояния (2), (3), измерений (4) и функционал качества (6). Поскольку цель может маневрировать, то в модели состояния должны учитываться бортовые пеленги цели относительно C , зависимость угловой скорости линии визирования от дальности и скорости, а также маневры цели G и самолета C . Этим требованиям удовлетворяют кинематические соотношения, которые в приложении к горизонтальной плоскости имеют вид:

$$\dot{\phi}_1 = \omega_1 + \frac{j_1}{\dot{D}_1}, \quad \phi_1(0) = \phi_0; \quad (7)$$

$$\dot{\omega}_1 = -\frac{2\dot{D}_1}{D_1}\omega_1 - \frac{j_1}{D_1}, \quad \omega_1(0) = \omega_0, \quad (8)$$

где ϕ_1 и ω_1 — бортовой пеленг и угловая скорость линии визирования цели в горизонтальной плоскости; D_1, \dot{D}_1 — дальность от самолета до цели и скорость сближения с ней; j_1 — поперечное ускорение самолета, выполняющее роль управляющего сигнала.

В [8] на основании анализа геометрических соотношений между объектами на рис. 1 получено выражение для среднеквадратического отклонения (СКО) погрешности определения местоположения цели

$$\sigma_{\alpha} = \frac{0,0175\sqrt{\sigma_{\phi_1}^2 + \sigma_{\phi_2}^2}}{\sin \alpha_g} \sqrt{D_1^2 + D_2^2}, \quad (9)$$

где σ_{ϕ_1} и σ_{ϕ_2} — СКО угловых ошибок пеленгаторов самолета C и ракеты P .

Из (9) следует, что для обеспечения высокой точности необходимо управлять самолетом C так, чтобы $\alpha_g = 90^\circ$ и, соответственно,

$$\alpha_1 = 90^\circ - \alpha_2. \quad (10)$$

В математическом плане задача синтеза формулируется следующим образом. Для системы (7), (8) необходимо сформировать сигнал управления $u = [j_1]$, оптимальный по минимуму локального функционала качества

$$\mathbf{I} = M \left\{ \begin{aligned} & \left[\begin{array}{c} \phi_{T1} - \phi_T \\ \omega_{T1} - \omega_T \end{array} \right]^T \left[\begin{array}{cc} q_{\phi_1} & 0 \\ 0 & q_{\omega_1} \end{array} \right] \left[\begin{array}{c} \phi_{T1} - \phi_T \\ \omega_{T1} - \omega_T \end{array} \right] + \\ & + \int_0^t j_1^2 k_j dt \end{aligned} \right\}, \quad (11)$$

при условии, что соблюдается ограничение (10). В функционале качества (11) ϕ_{T1} и ω_{T1} — требуемые значения бортового пеленга и угловой скорости линии визирования цели; q_{ϕ_1}, q_{ω_1} — коэффициенты штрафа за ошибки управления по ϕ_1, ω_1 ; k_j — коэффициент штрафа за величину сигнала управления.

В результате сравнения (7) с (2), а (11) с (6), получается:

$$x_T = \begin{bmatrix} \phi_{T1} \\ \omega_{T1} \end{bmatrix}; \quad x_y = \begin{bmatrix} \phi_1 \\ \omega_1 \end{bmatrix}; \quad u = j_1; \quad (12)$$

$$B_y = \begin{bmatrix} 1/\dot{D}_1 \\ -1/\dot{D}_1 \end{bmatrix}; \quad Q = \begin{bmatrix} q_{\phi} & 0 \\ 0 & q_{\omega} \end{bmatrix}; \quad K = k_j. \quad (13)$$

При использовании (12) и (13) в (5), можно получить:

$$j_{T1} = \begin{bmatrix} \frac{q_{\phi}}{\hat{D}_1 k_j} \Delta\phi_1 - \frac{q_{\omega}}{\hat{D}_1 k_j} \Delta\omega_1 \end{bmatrix}, \quad (14)$$

где $\Delta\phi_1 = \hat{\phi}_{T1} - \hat{\phi}_1$, $\Delta\omega_1 = \hat{\omega}_{T1} - \hat{\omega}_1$. Тогда алгоритм траекторного управления самолетом C имеет вид:

$$\Delta_1 = \hat{j}_{T1} - \hat{j}_1 = \frac{q_{\phi}}{\hat{D}_1 k_j} \Delta\phi_1 - \frac{q_{\omega}}{\hat{D}_1 k_j} \Delta\omega_1 - \hat{j}_1, \quad (15)$$

в котором \hat{j}_1 — оценка собственного поперечного ускорения; $\hat{D}_1, \hat{\dot{D}}_1$ — оценки дальности до цели и скорости ее изменения.

Исследование алгоритма траекторного управления самолетом. Из геометрии взаимного расположения объектов (рис. 1) и выражения (10) следует

$$\begin{aligned} \phi_{T1} &= 90^\circ - \phi_b - \psi_c - \alpha_1 = \alpha_2 - \phi_b - \psi_c = \\ &= 90^\circ - \phi_2 + \psi_p - \psi_c. \end{aligned} \quad (16)$$

Также при выполнении маневра самолетом C на участке повышения точности определения местоположения цели угловая скорость линии визирования цели зависит от изменений бортового пеленга и курсового угла

$$\omega_{T1} = \dot{\epsilon}_1 = \dot{\phi}_{T1} + \dot{\psi}_1. \quad (17)$$

Анализ выражений (15)–(17) позволяет сделать следующие выводы. Сигнал Δ_1 траекторного управления самолетом C зависит как от ошибок по углу, так и угловой скорости линии визирования цели. При этом на начальном участке траектории сигнал направляет самолет в сторону от цели, что приводит к более быстрому выполнению условия $\alpha_g = 90^\circ$, обеспечивая повышение точности определения местоположения цели. Данные выводы подтверждаются результатами моделирования, представленными на рис. 2 и 3. Кроме того, из анализа графиков на рис. 3 видно, что повышение точности определения местоположения цели происходит по мере приближения ракеты к цели.

Оценка точности самонаведения ракеты. Взаимное расположение ракеты в непосредственной близости от цели в текущий момент времени в земной системе координат с началом в центре масс ракеты показано на рис. 4, где h — величина промаха.

Система самонаведения включает в себя полупассивный следящий координатор, измеряющий угловое рассогласование и угловую скорость линии визирования цели относительно продольной оси ракеты, а также блок акселерометров, измеряющих продольные и поперечные перегрузки. Управление ракетой, а именно направлением вектора скорости, осуществляется посредством формирования управляющей силы в соответствии с методом пропорционального наведения, при котором уравнения идеальной связи и требуемого поперечного ускорения в соответствии с (1) имеют вид:

$$\dot{\Psi}_p - N\dot{\varepsilon}_2 = 0; \hat{j}_T = N\hat{V}_{sb}\hat{\omega}. \quad (18)$$

Получить точные зависимости \hat{j}_T и h от величины и длительности формирования управляющей силы весьма трудно из-за влияния на измеряемые и оцениваемые параметры в (18) большого количества факторов, которые находятся во взаимоперекрестных, изменяющихся во времени зависимостях. Желаемые оценки \hat{j}_T и h с приемлемой для практики точностью могут быть получены, если сделать некоторые допущения и упрощения, обусловленные особенностями дви-

жения ракеты в непосредственной близости от цели: $V_p = \text{const}$, $V_g = \text{const}$, а значит и $V_{sb} \approx \text{const}$. Управляющая сила формируется с некоторой задержкой τ , зависящей от механизма ее образования и параметров среды движения объектов, в соответствии с приближенными уравнениями:

$$\tau\dot{\beta} + \beta = KN\dot{\Psi}_p; \dot{\Psi}_p = A\beta, \quad (19)$$

где β — угол скольжения (угол между продольной осью и вектором скорости) ракеты; K , A — коэффициенты пропорциональности.

В [10] получено уравнение относительно β и его аналитическое решение при допущении о точном выполнении идеальной связи, что соответствует безынерционности формирования управляющей силы, т.е. при $\tau = 0$, а также $K = A = 1$, имеющее вид:

$$\dot{\beta} = \dot{\beta}_0 \left[\frac{D_2}{D_{20}} \right]^{B-2} + \frac{V_{g1}\dot{\Psi}_g}{V_{sb}(B-2)} \left[1 - \left(\frac{D_2}{D_{20}} \right)^{B-2} \right], \quad (20)$$

где $B = ANV_{g1}/V_{sb}$ — обобщенный коэффициент усиления; $V_{p1} = V_p \cos(\beta - \Psi_p)$; $V_{g1} = V_g \cos(\beta - \Psi_g)$; $D_2 = D_{20} - V_{sb}t$; D_{20} — соответственно дальность до цели и угловая скорость ее визирования в начальный момент времени; t — текущий момент времени.

Будем использовать решение (20) в качестве предельного случая мгновенного формирования требуемой управляющей силы при анализе зави-

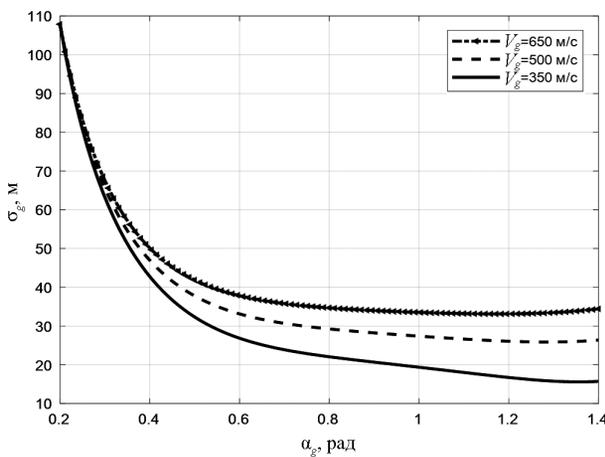


Рис. 2. Зависимость среднеквадратического отклонения погрешности определения местоположения цели σ_g от угла α_g триангуляционного треугольника СРГ

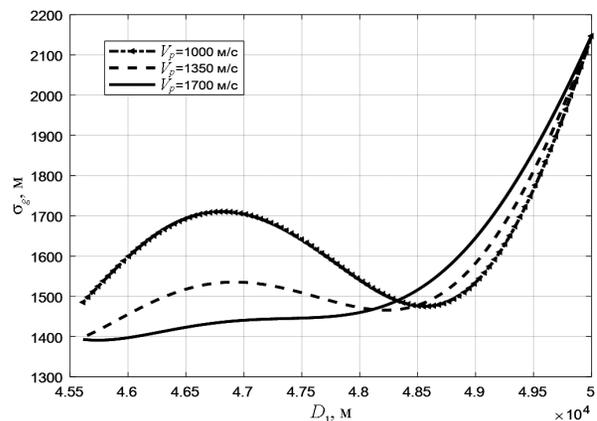


Рис. 3. Зависимость среднеквадратического отклонения погрешности определения местоположения цели σ_g от расстояния между самолетом С и целью

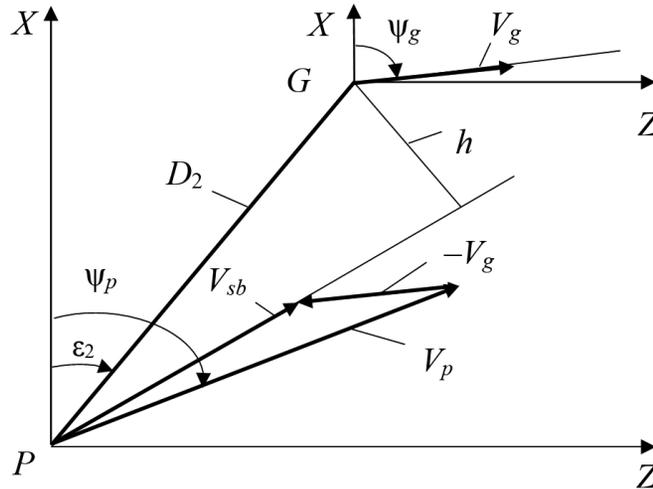


Рис. 4. Взаимное расположение ракеты и цели в горизонтальной плоскости в земной системе координат

симостей величин \hat{j}_T и h от D_2 для различных значений B и $\dot{\psi}_g$. Выражение для требуемого поперечного ускорения получается подстановкой из формулы (20) во второе уравнение (18) и имеет вид:

$$\hat{j}_T = NV_{sb}\dot{\beta}_0 \left[\frac{D_2}{D_{20}} \right]^{B-2} + \frac{V_{g1}\dot{\psi}_g}{V_{sb}(B-2)} \left[1 - \left(\frac{D_2}{D_{20}} \right)^{B-2} \right]. \quad (21)$$

Выражение для промаха h в момент k окончания функционирования системы управления [9] при подстановке второго слагаемого для β из формулы (20), связанного с маневрированием ракеты, будет иметь вид:

$$h = \left(\frac{D_2}{V_{sb}} \right)^2 \frac{V_{g1}\dot{\psi}_g}{B-2}. \quad (22)$$

При этом в формуле (22) отношение D_2/D_{20} не учитывается из-за его исчезающе малого влия-

ния на величину h (рис. 4). Значения всех параметров в формуле (22) соответствуют моменту времени k .

Исследование точности самонаведения ракеты. В таблице представлены значения \hat{j}_T и h , вычисленные по формулам (21) и (22), для некоторых возможных вариантов относительного движения ракеты и цели при точном выполнении идеальной связи и принятых допущениях.

Числовые значения данных, приведенные в таблице, характеризуют как средние значения соответствующих параметров, например, D_2 , V_p , V_{sb} , $\dot{\psi}_{p0}$, так и возможные граничные значения, например, N , $\dot{\psi}_g$, D_{2k} , t . Анализ числовых значений параметров \hat{j}_T и h , соответствующих представленным в таблице вариантам относительного движения ракеты и цели, позволяет сделать следующие выводы: наибольшее влияние на величину требуемого поперечного ускорения ракеты оказывает интенсивное маневрирование цели на конечном этапе (варианты 2, 3, 5); существенное повышение точности (умень-

Таблица

Оценки требуемого поперечного ускорения ракеты и промаха

Варианты относительно движения ракеты и цели									Оценки параметров	
№	D_2	V_p	V_{sb}	N	$\dot{\psi}_{p0}$	$\dot{\psi}_g$	D_k	t	\hat{j}_T	h
1	10000	900	600	2; 8	0,01	0,07	300	2	23,4; 38,24	5,25; 0,53
2	10000	900	600	2	0,01	0,07; 0,3	300	16	78,8; 270	5,25; 22,5
3	10000	900	600	2	0,01	0,07; 0,3	30	16	78,8; 270	0,05; 4,73
4	10000	900	1200	3; 8	0,01	0,07	300	2	48,13; 34,24	5,3; 0,22
5	10000	900	1200	8	0,01	0,3	30	2; 8	17,9; 137,4	0,11; 0,11

шение величины h) наблюдается при уменьшении D_{2k} — дальности окончания функционирования системы управления (варианты 3 и 5 в сравнении с вариантом 2); увеличение навигационной постоянной N приводит к существенному повышению точности самонаведения подвижного объекта как на догонных (вариант 1), так и на встречных курсах относительного движения с целью (вариант 4); требуемые поперечные ускорения на всех этапах движения имеют конечные значения, вполне технически реализуемые при конструктивном исполнении современных ракет класса «воздух-воздух», что позволяет обеспечить удовлетворительную точность самонаведения при интенсивном маневрировании цели.

Реальное движение центра массы ракеты с учетом инерционности в образовании управляющей силы ($\tau \neq 0$) при способе ППС отличается от исследованного на основании решения (20). Величина задержки τ зависит как от конструктивных особенностей управляющих поверхностей и места их расположения на ракете, условий применения, например, высоты полета, так и от задержки в передаче сведений на борт ракеты. Наличие большого количества перекрестных связей между параметрами, влияющими на динамику движения, изменчивость величины управляющей силы и задержки в ее формировании вызывают существенные затруднения при анализе параметров \hat{j}_T и h . На рис. 5 представлены некоторые результаты относительно \hat{j}_T , полученные в результате

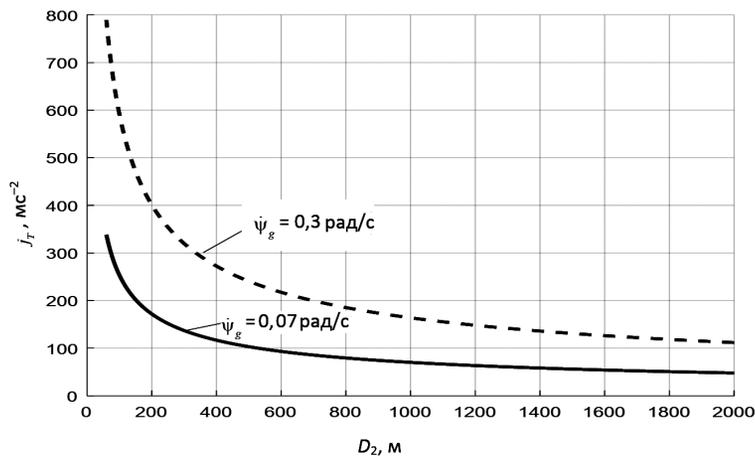


Рис. 5. Графики изменения требуемого поперечного ускорения ракеты при сближении с маневрирующей целью

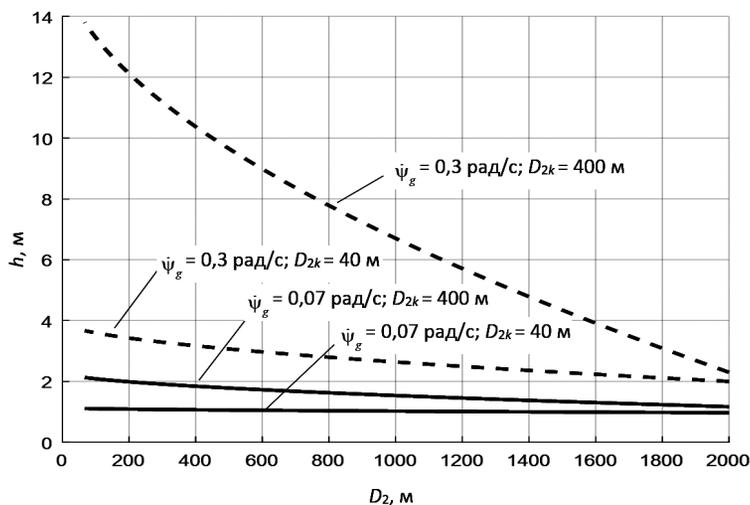


Рис. 6. Графики изменения промаха ракеты при сближении с маневрирующей целью для различных дальностей окончания функционирования системы управления

численного интегрирования уравнений сближения ракеты и цели, для различных $\dot{\psi}_g$ и $\tau = 0,5$ с на завершающем этапе их сближения. Увеличение задержки $\tau > 0,5$ с считалось равносильным отсутствию канала связи на борту ракеты. Исходные данные при моделировании соответствовали второму варианту из таблицы.

Угол ψ_p и поперечная перегрузка ракеты выражаются через угловую скорость $\dot{\epsilon}_2$ и с уменьшением дальности до цели резко возрастают. Характер изменения h аналогичен изменению \hat{j}_T , т.е. в районе цели стремится к бесконечности. Из-за технических ограничений на слежение за угловой скоростью визирования $\dot{\epsilon}_2$, а также на поперечную перегрузку ракеты, в момент k происходит окончание функционирования системы управления. На рис. 6 приведены графики значений h , вычисленных по формуле (22), для тех же данных, что и на рис. 5.

Заключение

В [4], с учетом современного состояния и перспектив развития техники пятого поколения, была обоснована целесообразность применимости способа ППС СП для оснащения российских истребителей. При реализации способа ППС нет возможности именно измерять на борту СП относительную скорость V_{sb} сближения с целью. Использование косвенных оценок V_{sb} или усредненного значения навигационной постоянной N приводит к снижению точности самонаведения. В то же время, анализ данных, приведенных в таблице для случая мгновенного формирования управляющей силы ($\tau = 0$), а также графиков на рис. 5 и рис. 6 для случая формирования управляющей силы с задержкой $\tau = 0,5$ с, позволяют сделать вывод о приемлемой для практики точности полупассивного самонаведения при $\tau \leq 0,5$ с, то есть о реализуемости способа ППС СП на современном уровне развития техники. Кроме того, существенным резервом в повышении точности самонаведения СП на конечном участке траектории является малая дальность выключения полупассивной системы управления по сравнению с полупассивной и активной системами за счет более низкой интенсивности углового шума пеленгатора. Данное и другие направления развития способа ППС СП подлежат дальнейшему исследованию.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 20-08-00091-а.

Литература

1. Способ полупассивного самонаведения управляемых ракет класса «воздух-воздух» с радиолокационной головкой самонаведения: патент № 2181869 РФ / Павлов В.И., Маштак А.А., Зайцев Д.В. // Гос. реестре изобретений РФ 27.04.2002. Бюл. № 12.
2. Павлов В.И. Полупассивное самонаведение средств поражения — эффективный способ противодействия объектам, выполненным по технологии «Stealth» // Известия РАН. 2015. № 3 (88). С. 31–33.
3. Павлов В.И. Обоснование требований к провоцирующему зондирующему сигналу при реализации полупассивного способа самонаведения подвижного объекта // Известия вузов. Авиационная техника. 2017. № 3. С. 52–58.
4. Павлов В.И. Анализ применимости полупассивного способа самонаведения средств поражения // Известия РАН. 2020. № 2 (112). С. 89–95.
5. Верба В.С. Организация информационного обмена в сетевых боевых операциях / В.С. Верба, С.С. Поливанов // Радиотехника. 2009. № 8. С. 57–62.
6. Макаренко С.И., Иванов М.С. Сетевая война — принципы, технологии, примеры и перспективы. — СПб: Научное издание. 2018. 898 с.
7. Меркулов В.И. Многопозиционные радиоэлектронные системы управления. Возможности и ограничения // Радиотехника. 2013. № 1. С. 69–72.
8. Меркулов В.И. Управление пассивными двухпозиционными РЛС в режиме наведения на радиоизлучающую цель // Радиотехника. 2005. № 6. С. 61–65.
9. Авиационные системы радиоуправления. Т. 2. Радиолокационные системы самонаведения / Под ред. А.И. Канащенкова и В.И. Меркулова. — М.: «Радиотехника». 2003. 390 с.
10. Системы управления и динамика наведения ракет / Под ред. И.Е. Казакова. — М.: ВВИА им. Н.Е. Жуковского. 1973. 498 с.