

УДК 629.7.058.53

**В.А. Голубенко, А.А. Кучин, Ю.В. Нечаев, А.А. Филонов**

**МЕТОДЫ САМОНАВЕДЕНИЯ РАКЕТЫ КЛАССА «ВОЗДУХ-ВОЗДУХ»  
ДЛЯ СОВМЕСТНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ НАВЕДЕНИЯ РАКЕТЫ НА  
ЭЛЕМЕНТ ГРУППОВОЙ ВОЗДУШНОЙ ЦЕЛИ И ТРЕБУЕМЫХ УСЛОВИЙ  
РАДИОЛОКАЦИОННОГО НАБЛЮДЕНИЯ СИГНАЛОВ В АКТИВНОЙ  
РАДИОЛОКАЦИОННОЙ ГОЛОВКЕ САМОНАВЕДЕНИЯ РАКЕТЫ\***

В общем случае под методом самонаведения управляемой ракеты (УР) понимается [1] закон формирования требуемой фазовой траектории, наведение по которой позволит ракетой поразить ВЦ.

Наиболее широко применяемым методом самонаведения УР с активной радиолокационной головкой самонаведения (АРГС) класса «воздух-воздух» на разрешаемые по угловым координатам воздушные цели (ВЦ) является метод пропорционального наведения [1].

Перспективным приемом применения УР класса «воздух-воздух» по групповой воздушной цели (ГВЦ) является практически одновременное наведение нескольких пущенных с борта истребителя ракет на несколько целей по заданному виду целераспределения. Для этого необходимо обеспечить в АРГС ракеты селекцию ВЦ в группе, подразумевающую в дальнейшем их разрешение и распознавание типа.

Метод пропорционального наведения может быть использован в ситуации неразрешения элементов ГВЦ по угловым координатам, когда все они на больших и средних дальностях будут находиться в главном луче диаграммы направленности антенны (ДНА) АРГС [2]. При этом в АРГС ракеты ГВЦ будет наблюдаться как одиночная, и УР будет наводиться на её энергетический центр. В этом случае при применении узкополосной доплеровской фильтрации (УДФ) отраженных сигналов в скоростном канале АРГС разрешение элементов ГВЦ в принципе возможно за счет влияния траекторных скоростных и угловых флюктуаций ведомых самолетов группы, обусловленных необходимостью сохранения заданных формы и параметров боевых порядков (БП) [2]. Однако, из-за имеющейся неоднозначности «угло-скорость (доплеровская частота)», на практике возникают ситуации, когда скоростные и угловые флюктуации целей в группе взаимно компенсируются, что приводит к неразрешению ВЦ по доплеровской частоте в АРГС ракеты.

Выходом из этого положения может быть применение оптимального метода самонаведения УР, который позволяет обеспечить в АРГС ракеты радиолокационное разрешение целей в группе за счёт реализации режима синтезирования апертуры антенны [3]. Данный метод самонаведения считается оптимальным с точки зрения разрешения ВЦ в группе, но не всегда позволяет обеспечить минимальный промах ракеты при её наведении.

Распознавание типового состава ГВЦ в скоростном канале АРГС осуществляется на основе анализа взаимного частотного расположения сигналов отраженных от планера самолета (первичная модуляция) и вращающихся элементов его

---

\* Статья подготовлена в рамках выполнения исследований по гранту Президента РФ НШ-3.2008.10.

силовой установки (вторичная модуляция) [4]. При этом последние имеют ярко выраженную ракурсную зависимость. Для того чтобы в АРГС обеспечивались условия для радиолокационного наблюдения сигналов вторичной модуляции в интересах дальнейшего распознавания типа ВЦ, необходимо, чтобы УР находилась в так называемом конусе распознавания ВЦ, который характеризуется углом между направлением вектора скорости ВЦ и линией визирования «УР-ВЦ» соответственно в горизонтальной и вертикальной плоскостях. Существует метод самонаведения УР для обеспечения в её АРГС радиолокационного наблюдения сигналов вторичной модуляции под требуемым ракурсом [4]. Данный метод заключается во введении в контур самонаведения ракеты требуемого значения угловой скорости вращения линии визирования «УР-ВЦ», изменяющегося по определённому закону. Вследствие этого вектор скорости ракеты поворачивается на угол, достаточный для того, чтобы ракета залетела по рациональной траектории в конус распознавания ВЦ и продолжила наведение в нём. Данный метод не является оптимальным, так как эмпирически считается, что угол поворота ракеты относительно базовой траектории полета в соответствии с методом пропорционального наведения меняется по законам, описываемым линейной функцией, квадратичной функцией и каноническим уравнением эллипса. Общий случай, или другие законы не рассматриваются.

Поэтому возникает необходимость синтезировать 3 взаимосвязанных друг с другом оптимальных метода самонаведения УР, которые обеспечивали бы в её АРГС такие условия радиолокационного наблюдения отражённых от элементов ГВЦ сигналов, которые позволяли бы осуществить в АРГС ракеты,

- ◆ во-первых, совместное разрешение по доплеровской частоте ВЦ, находящихся на больших и средних дальностях в главном луче ДНА АРГС, и наблюдать сигналы вторичной модуляции под требуемым ракурсом в интересах последующего с помощью известных алгоритмов распознавания и целераспределения элементов ГВЦ между атакующими их ракетами по типовому составу целей в группе,
- ◆ во-вторых, только разрешение по доплеровской частоте ВЦ, находящихся на больших и средних дальностях в главном луче ДНА АРГС, когда состав ГВЦ однотипен и нет необходимости производить целераспределение элементов ГВЦ между атакующими их ракетами по типовому составу целей в группе,
- ◆ в-третьих, только наблюдение сигналов вторичной модуляции под требуемым ракурсом в интересах последующего распознавания и целераспределения элементов ГВЦ между атакующими их ракетами по типовому составу целей в группе в ситуации, когда элементы ГВЦ разрешены по доплеровской частоте.

Для нахождения оптимальных методов самонаведения УР с АРГС обеспечивающих минимальный среднеквадратический ее промах, при ограничении затрат энергии на управление, целесообразно воспользоваться локальным функционалом качества [1]. Его выбор обусловлен меньшим объемом требуемых математических выкладок, простотой и наглядностью получаемых результатов.

Локальный функционал качества имеет следующий вид [1]

$$I = M_Y \left\{ [\mathbf{x}_T - \mathbf{x}_Y]^T \mathbf{Q} [\mathbf{x}_T - \mathbf{x}_Y] + \int_0^t \mathbf{U}^T \mathbf{K} \mathbf{U} dt \right\} \quad (1)$$

при ограничениях на управляющие сигналы в виде условия

$$u_j(t) \leq u_{дон.j}, \quad (2)$$

где  $M_y$  – операция условного математического ожидания;

$X_T$  и  $X_y$  –  $n$ -мерные векторы требуемых и управляемых фазовых координат в текущие моменты времени  $t$ ;

$K$  и  $Q$  – матрицы штрафов на управление и на точность слежения соответственно;

$U$  –  $r$ -мерный ( $r \leq n$ ) вектор сигналов управления;

$u_j$  и  $u_{доп.j}$  – мгновенные и допустимые значения каждого сигнала управления соответственно.

Первое слагаемое в (1) представляет собой сумму взвешенных текущих дисперсий ошибок управления и характеризует точность системы самонаведения (СН), а второе слагаемое представляет собой взвешенную энергию, затрачиваемую на управление и характеризует экономичность СН. Вес отдельных сигналов управления  $u_j$  определяется коэффициентами  $k_{ij}$  матрицы штрафов на сигналы управления  $K$ , которые также назначаются с учетом важности этих сигналов [1].

Условие (2) означает, что мгновенные значения  $u_j$  каждого сигнала управления не должны превышать допустимого значения  $u_{доп.j}$ .

Критерием решения задачи [1] будет минимум локального функционала качества (1).

В интересах последующего синтеза оптимальных методов самонаведения УР, позволяющих создать условия как для разрешения по доплеровской частоте элементов ГВЦ в АРГС ракеты на основе создания эффекта синтезирования апертуры антенны, так и для распознавания типа атакуемой ВЦ на основе эффекта вторичной модуляции, сигналы которой наблюдаются под определённым ракурсом, необходимо дополнить известную [1] динамическую модель (ДМ) взаимного перемещения УР и ВЦ дифференциальными уравнениями, учитывающими непосредственное траекторное управление ракетой.

При дальнейшем рассмотрении методов самонаведения считается, что каналы управления ракетой идентичны и не влияют друг на друга, поэтому все зависимости будут приводиться применительно к горизонтальной плоскости управления (индекс «Г») [1].

Известно, что для реализации режима синтезирования апертуры антенны необходимо наличие бокового (тангенциального) ускорения  $j_r$  УР, которое может быть обеспечено, например, за счет введения в контур управления ракеты дополнительной требуемой, не равной нулю составляющей угловой скорости вращения линии визирования  $\omega_{r.T}$  «УР – ГВЦ», определяемой, как [3]

$$\omega_{r.m} = \frac{\lambda}{2\Delta L_{\min}} F_{ФДЧ}, \quad (3)$$

где  $\lambda$  – рабочая длина волны АРГС;

$F_{ФДЧ}$  – полоса пропускания узкополосного ФДЧ в АРГС УР;

$\Delta L_{\min}$  – требуемое минимальное линейное разрешение целей в группе.

В общем случае, при обеспечении требуемых условий наведения УР для последующего разрешения в её АРГС элементов ГВЦ по доплеровской частоте на основе эффекта синтезирования апертуры антенны необходимо, чтобы ракета вы-

полняла полёт с угловой скоростью вращения линии визирования «УР-ГВЦ», равной  $\omega_{г.т}$ .

Для синтеза оптимального метода самонаведения УР, позволяющего выполнить данное требование, необходимо дополнить известную [1] ДМ дифференциальным уравнением

$$\dot{\omega}_{г.т} = 0 \quad \omega_{г.т}(0) = \frac{\lambda}{2\Delta L_{\min}} F_{фдч} \quad (4)$$

Известно, что для того, чтобы в АРГС УР обеспечивались условия радиолокационного наблюдения сигналов вторичной модуляции в интересах дальнейшего распознавания типа ВЦ, необходимо, чтобы УР находилась в так называемом конусе распознавания ВЦ, который характеризуется углом между вектором скорости ВЦ и линией визирования «УР-ВЦ», в горизонтальной и вертикальной плоскостях соответственно (угол  $q$  на рисунке 1).

На рисунке 1 также обозначено:

$V_p$  и  $V_{ц}$  – векторы скоростей УР и ВЦ соответственно;

$D$  – расстояние между УР и ВЦ;

$\omega_r$  – угловая скорость вращения линии визирования «ракета-цель»;

$\varphi_r$  – угол пеленга ВЦ.

Из анализа рисунка 1 можно записать выражение для угловой скорости вращения линии визирования «УР-ВЦ» следующим образом

$$\omega_{г.т} = \frac{V_{ц} \sin q_{г.т} + V_p \sin \varphi_{г.т}}{D} \quad (5)$$

Выразив из формулы (5) угол  $q_r$  и продифференцировав его по времени, получим

$$\dot{q}_{г.т} = \frac{D\dot{\omega}_{г.т} - \omega_{г.т}\dot{D} - V_p\dot{\varphi}_{г.т} \cos \varphi_{г.т}}{\sqrt{V_{ц}^2 - (D\omega_{г.т} - V_p\varphi_{г.т})^2}} \quad (6)$$

Используем следующее кинематическое дифференциальное уравнение для угловой скорости вращения линии визирования [1]

$$\dot{\omega}_{г.т} = -\frac{2\dot{D}}{D}\omega_{г.т} - \frac{1}{D}j_{г.т}, \quad (7)$$

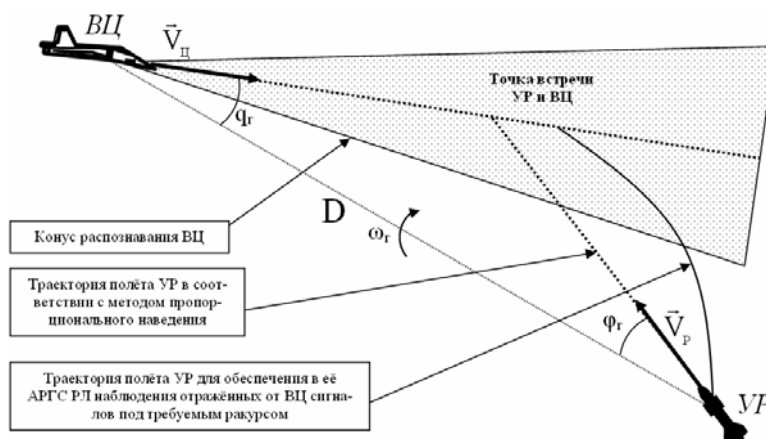


Рис. 1. Динамика перемещения УР и ВЦ при наведении ракеты под требуемым ракурсом

в котором  $j_r$  (боковое ускорение УР) является параметром управления.

Подставив выражение (7) в (6), получим

$$\dot{q} = -\frac{3\omega_z \dot{D} + V_p \dot{\varphi}_z + j_z}{\sqrt{V_{ц}^2 - (D\omega_z - V_p \varphi_z)^2}} \quad (8)$$

или

$$\dot{q} = C_D \dot{D} + C_\varphi \dot{\varphi}_r + C_{j_r} j_r, \quad (9)$$

где

$$C_D = -\frac{3\omega_r}{\sqrt{V_{ц}^2 - (D\omega_r - V_p \varphi_r)^2}}; \quad (10)$$

$$C_{\varphi_r} = -\frac{V_{ц}}{\sqrt{V_{ц}^2 - (D\omega_r - V_p \varphi_r)^2}}; \quad (11)$$

$$C_{j_r} = -\frac{1}{\sqrt{V_{ц}^2 - (D\omega_r - V_p \varphi_r)^2}}. \quad (12)$$

Из анализа формулы (9) следует вывод о том, что динамика изменения угла  $q$ , которая в свою очередь определяет условия радиолокационного наблюдения в интересах дальнейшего распознавания типа ВЦ по сигналам вторичной модуляции, зависит от параметра бокового управления  $j_r$  УР.

Из формул (7) и (8) следует, что посредством управления угловой скоростью вращения линии визирования «УР-ВЦ»  $\omega_r$  имеется возможность изменения ракурса радиолокационного наблюдения, который характеризуется значением угла  $q_r$  (рис. 1).

Таким образом, выражения (3) и (8) свидетельствуют о том, что за счет управления угловой скоростью вращения линии визирования «УР-ВЦ»  $\omega_r$  могут быть созданы требуемые условия радиолокационного наблюдения в АРГС ракеты отражённых от ГВЦ сигналов для совместного разрешения целей в группе и наблюдения их под требуемым ракурсом.

В результате для оптимизации самонаведения УР в интересах создания условия для радиолокационного наблюдения в АРГС ракеты сигналов вторичной модуляции под требуемым ракурсом необходимо дополнить известную [1] ДМ, следующими дифференциальными уравнениями

$$\dot{q}_z = C_D \dot{D} + C_\varphi \dot{\varphi}_z + C_{j_z} j_z \quad q_z(0) = q_{z,0}, \quad (13)$$

$$\dot{q}_{z,m} = 0 \quad q_{z,m}(0) = const, \quad (14)$$

описывающими динамику изменения ракурса радиолокационного наблюдения отражённых от ГВЦ сигналов.

Полученные уравнения (4), (13) и (14) совместно с известной [1] ДМ позволяют определить обобщенную динамическую модель, являющуюся основой для синтеза оптимальных методов самонаведения УР, позволяющих обеспечить в её АРГС требуемые условия радиолокационного наблюдения отражённых от ГВЦ

сигналов в интересах последующего разрешения по доплеровской частоте элементов ГВЦ и распознавания типа атакуемой ВЦ, как совместно, так и раздельно.

В общем виде динамическая модель при наведении  $j$ -й ракеты на  $i$ -ю цель запишется в следующем виде

$$\begin{aligned}
 \dot{D}_{ji} &= V_{P,ji} + V_{Ц,i} + \Delta V_{P,ji} + \Delta V_{Ц,i} & D_{ji}(0) &= D_{ji,0} \\
 \dot{V}_{P,ji} &= -a_{P,ij} & V_{\text{УР},ji}(0) &= V_{\text{УР},ji,0} \\
 \dot{a}_{P,ij} &= 0 & a_{P,ij}(0) &= a_{P,ij,0} \\
 \Delta \dot{V}_{P,ji} &= \Delta a_{P,ij} & \Delta V_{P,ji}(0) &= \Delta V_{P,ji,0} \\
 \Delta \dot{a}_{P,ji} &= -\alpha_{P,ji} \Delta a_{P,ji} - \beta_{P,ji} \Delta V_{P,ji} + \sqrt{2\alpha_{P,ji} \sigma_{P,ji}^2} n_{\phi 2,j} & \Delta a_{P,ji}(0) &= \Delta a_{P,ji,0} \\
 \dot{V}_{Ц,i} &= 0 & V_{Ц,i}(0) &= V_{Ц,i,0} \\
 \Delta \dot{V}_{Ц,i} &= \Delta a_{Ц,i} & \Delta V_{Ц,i}(0) &= \Delta V_{Ц,i,0} \quad (15) \\
 \Delta \dot{a}_{Ц,i} &= -\alpha_{Ц,i} \Delta a_{Ц,i} - \beta_{Ц,i} \Delta V_{Ц,i} + \sqrt{2\alpha_{Ц,i} \sigma_{Ц,i}^2} n_{\phi 1,i} & \Delta a_{Ц,i}(0) &= \Delta a_{Ц,i,0} \\
 \dot{\varphi}_{z,ji} &= \omega_{z,ji} + \left( \frac{1}{D_{ji}} \right) j_{z,ji} + \xi_{\varphi_{z,j}} & \varphi_{z,ji}(0) &= \varphi_{z,ji,0} \\
 \dot{\omega}_{z,ji} &= -\frac{2\dot{D}_{ji}}{D_{ji}} \omega_{z,ji} - \frac{1}{D_{ji}} j_{z,ji} + \xi_{\omega_{z,j}} & \omega_{z,ji}(0) &= \omega_{z,ji,0} \\
 \dot{j}_{r,ji} &= \xi_{j_{r,j}} & j_{z,ji}(0) &= j_{z,ji,0} \\
 \dot{\omega}_{r,t,ji} &= 0 & \omega_{z,m,ji}(0) &= \frac{\lambda}{2\Delta L_{\min}} F_{\Phi ДЧ} \\
 \dot{q}_{z,ji} &= C_D \dot{D}_{ji} + C_{\varphi} \dot{\varphi}_{z,ji} + C_j j_{z,ji} & q_{z,ji}(0) &= q_{z,ji,0} \\
 \dot{q}_{z,m} &= 0 & q_{z,m}(0) &= const
 \end{aligned}$$

где  $D_{ji}$  – расстояние между  $j$  ракетой и  $i$  целью;

$V_{P,ji}$  – радиальная скорость  $j$  ракеты при наведении на  $i$  цель;

$V_{Ц,i}$  – радиальная скорость  $i$  цели;

$\Delta V_{P,ji}$  – флуктуационная составляющая радиальной скорости  $j$  ракеты при наведении на  $i$  цель;

$\Delta V_{Ц,i}$  – флуктуационная составляющая радиальной скорости  $i$  цели;

$j_{r,ji}$  – боковое ускорение  $j$  ракеты при наведении на  $i$  цель;

$\varphi_{r,ji}$  – угол пеленга  $j$  ракеты при наведении на  $i$  цель;

$\omega_{r,ji}$  – угловая скорость вращения линии визирования « $j$  ракета –  $i$  цель»;

$a_{P,ji}$  – радиальное ускорение  $j$  ракеты относительно атакуемой  $i$  цели;

$\Delta a_{Ц,ji}$  – радиальная флуктуационная составляющая ускорения  $j$  ракеты при наведении на  $i$  цель;

$\Delta a_{P,i}$  – радиальная флуктуационная составляющая ускорения  $i$  цели;

$\alpha_{p,ji}$  и  $\alpha_{ц,i}$  – коэффициенты, характеризующие спектральную плотность случайных изменений радиального ускорения  $j$  ракеты и  $i$  цели соответственно;

$\beta_{p,ji}$  и  $\beta_{ц,i}$  – квадраты частоты собственных флуктуаций  $j$  ракеты и  $i$  цели соответственно;

$\sigma_{p,ji}^2$  – дисперсия флуктуаций радиального ускорения  $j$  ракеты при наведении на  $i$  цель;

$\sigma_{ц,i}^2$  – дисперсия флуктуаций нормального ускорения  $i$  цели;

$n_{ф1,i}$  и  $n_{ф2,j}$  – формирующие белые гауссовские шумы с нулевым средним значением и единичной интенсивностью;

$\xi_{\omega_{r,j}}$ ,  $\xi_{j,r,j}$ ,  $\xi_{\phi_{r,j}}$  – центрированные взаимонезависимые белые гауссовские шумы с известными односторонними спектральными плотностями.

$\omega_{r,t,ji}$  – требуемое значение угловой скорости вращения линии визирования « $j$  ракета –  $i$  цель», позволяющее реализовать на борту  $j$  ракеты РСА антенны;

$q_{r,ji}$  – ракурс радиолокационного наблюдения отражённых от  $i$  цели сигналов вторичной модуляции в АРГС  $j$  ракеты;

$q_{r,t,ji}$  – требуемое значение ракурса радиолокационного наблюдения отражённых от  $i$  цели сигналов в АРГС  $j$  ракеты, позволяющее применить алгоритмы распознавания типа атакуемой цели на основе эффекта вторичной модуляции.

Оценим далее возможность синтеза указанных выше методов самонаведения УР на основе приведённой обобщённой динамической модели (15), а также возможные пути упрощения процедуры синтеза.

Полученная обобщённая динамическая модель (15) обладает такими свойствами [1], как измеримость, наблюдаемость, идентифицируемость и управляемость.

В общем случае синтез оптимальных ССН, заключающийся в получении оптимальных алгоритмов оценивания, идентификации и управления, является достаточно сложной и трудоёмкой задачей [1].

Для упрощения синтеза применяется фундаментальная теорема разделения или статистической эквивалентности, согласно которой для линейных моделей в условиях гауссовских возмущений при оптимизации систем по квадратичным функционалам качества алгоритмы оценивания и управления можно синтезировать раздельно [1, 3].

В этом случае алгоритм функционирования статистического регулятора, учитывающего влияние возмущений, будет статистически эквивалентен алгоритму функционирования детерминированного регулятора, полученному для условий, когда возмущения отсутствуют, при замене фазовых координат вектора состояния и параметров ССН ракеты их соответствующими оптимальными оценками [1].

Требования линейности динамической модели, квадратичности функционалов качества и гауссовости шумов называются условиями линейно-квадратично-гауссовской (ЛКГ) задачи синтеза [1]. Выполнение данных условий позволяет осуществить синтез законов оптимального управления и оптимального оценивания параметров, требующихся для формирования этих законов раздельно. Анализ обобщённой динамической модели (15) и использование в качестве критерия локального функционала качества (1) свидетельствуют, что условия ЛКГ задачи синтеза выполняются.

Поскольку получение оптимальных оценок фазовых координат вектора состояния достаточно хорошо изучено и особых затруднений не вызывает, то в дальнейшем в соответствии с задачей синтеза определим лишь оптимальные законы управления боковым ускорением УР в процессе её самонаведения, позволяющие

создать в АРГС ракеты условия для разрешения по доплеровской частоте ВЦ, летящих в сомкнутых боевых порядках, на основе эффекта синтезирования апертуры антенны, и для наблюдения отражённых сигналов под требуемым ракурсом в интересах дальнейшего распознавания типа атакуемой ВЦ на основе эффекта вторичной модуляции.

Для того чтобы осуществить синтез закона оптимального управления боковым ускорением УР, доставляющего минимум локальному функционалу качества (1), необходимо из обобщённой ДМ (15) определить вектор состояния  $\mathbf{X}$ , из него выделить вектор требуемых фазовых координат  $\mathbf{X}_T$ , вектор управляемых фазовых координат  $\mathbf{X}_y$ , а также определить вектор наблюдения  $\mathbf{Z}$ , обеспечивающий условие наблюдаемости процессов, описываемых системой дифференциальных уравнений (15).

Кроме того, из (15) необходимо определить вектор управления  $\mathbf{U}$  и матрицу эффективности сигналов управления  $\mathbf{B}_y^T$ . Далее, задавшись матрицами штрафов на точность слежения  $\mathbf{Q}$  и величину сигналов управления  $\mathbf{K}$ , становится возможным непосредственно определить искомый вектор оптимального управления  $j_{\text{гопт}}$ .

Анализ системы дифференциальных уравнений (15) позволяет составить следующий вектор состояния  $\mathbf{X}$ :

$$\mathbf{X} = [D \quad V_p \quad V_{\text{ц}} \quad \Delta V_p \quad \Delta V_{\text{ц}} \quad a_p \quad \Delta a_p \quad \Delta a_{\text{ц}} \quad \varphi_r \quad \omega_r \quad j_r \quad \omega_{r,t} \quad q_r \quad q_{r,t}]^T \quad (16)$$

Для обеспечения наблюдаемости при оценке фазовых координат вектора состояния  $\mathbf{X}$  и с учетом принципа построения импульсно-доплеровских АРГС УР определим вектор наблюдения  $\mathbf{Z}$  следующим образом

$$\mathbf{Z} = [Z_1 \quad Z_2 \quad Z_3 \quad Z_4 \quad Z_5]^T, \quad (17)$$

где

$$\begin{aligned} Z_1 &= K_1 D + \xi_{\text{и1}}; \\ Z_2 &= K_2 V_{\text{СБЛ}} + \xi_{\text{и2}}; \\ Z_3 &= K_3 V_p + \xi_{\text{и3}}; \\ Z_4 &= K_4 j_r + \xi_{\text{и4}}; \\ Z_5 &= K_5 \varphi + \xi_{\text{и5}}; \end{aligned} \quad (18)$$

$Z_1, Z_2, Z_3, Z_4, Z_5$ , – напряжения на выходе измерителей дальности, скорости сближения УР с ВЦ, собственной скорости УР, её бокового ускорения  $j_r$ , угла  $\varphi$ ;

$K_1, K_2, K_3, K_4, K_5$ , – коэффициенты усиления соответствующих измерителей;

$\xi_{\text{и1}}, \xi_{\text{и2}}, \xi_{\text{и3}}, \xi_{\text{и4}}, \xi_{\text{и5}}$ , – центрированные, взаимонезависимые гауссовские шумы соответствующих измерителей с известными спектральными плотностями, которые взаимонезависимы с шумами в ДМ (15).

Управляющим воздействием, посредством которого обеспечивается угловое перемещение УР относительно ВЦ, является её боковое ускорение  $j_r$ , законы формирования которого для каждого метода самонаведения в дальнейшем определим.

Исходя из того, что параметром управления является боковое ускорение ракеты, для синтеза оптимального метода самонаведения УР, позволяющего обеспечить в её АРГС требуемые условия радиолокационного наблюдения отражённых от ГВЦ сигналов, вектор управления  $\mathbf{U}$  вырождается в следующий вид

$$\mathbf{U} = j_r. \quad (19)$$



Требуемыми параметрами для системы самонаведения УР, учитывающими управление угловой скоростью вращения линии визирования «УР-ВЦ» для реализации РСА антенны на борту ракеты и ракурсом радиолокационного наблюдения в АРГС ракеты отражённых от ВЦ сигналов, являются  $\omega_{г.т}$  и  $q_{г.т}$  соответственно, т.е. вектор требуемых фазовых координат  $\mathbf{X}_T$  будет иметь вид

$$\mathbf{X}_T = [\omega_{г.т} \quad q_{г.т}]^T. \quad (20)$$

Соответственно управляемыми параметрами для системы самонаведения УР являются  $\omega_r$  и  $q_r$ , т.е. вектор управляемых фазовых координат  $\mathbf{X}_y$  будет следующим:

$$\mathbf{X}_y = [\omega_r \quad q_r]^T. \quad (21)$$

Матрицы штрафов на точность слежения  $\mathbf{Q}$  и на величину сигналов управления  $\mathbf{K}$  запишем в следующем виде

$$\mathbf{Q} = \begin{bmatrix} q_{11} & 0 \\ 0 & q_{22} \end{bmatrix}, \quad (22)$$

$$\mathbf{K} = k. \quad (23)$$

Анализ ДМ (15) позволяет определить матрицу эффективности сигналов управления  $\mathbf{B}_y^T$  в следующем виде:

$$\mathbf{B}_y^T = \begin{bmatrix} -\frac{1}{D} & C_{j_r} \end{bmatrix}. \quad (24)$$

В результате подлежащий минимизации функционал качества (1) принимает следующий вид

$$I = \mathbf{M}_y \left\{ \begin{bmatrix} \omega_{г.т} - \omega_r \\ q_{г.т} - q_r \end{bmatrix}^T \begin{bmatrix} q_{11} & 0 \\ 0 & q_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_{г.т} - \omega_r \\ q_{г.т} - q_r \end{bmatrix} + \int_0^{t_i} j_{г.т}^2 k dt \right\}. \quad (25)$$

Вектор оптимального управления, доставляющий минимум локальному функционалу качества (1) определяется формулой [1]

$$\mathbf{U} = \mathbf{K}^{-1} \mathbf{B}_y^T \mathbf{Q} [\hat{\mathbf{X}}_T - \hat{\mathbf{X}}_y] \quad (26)$$

Выполнение в процессе синтеза известных [1, 3] условий ЛКГ задачи синтеза, позволяет истинные значения фазовых координат векторов  $\mathbf{X}_T$  и  $\mathbf{X}_y$  заменить их оптимальными оценками.

Тогда, решив (26) с учетом формул (19) – (24), можно получить следующий закон оптимального управления боковым ускорением УР

$$j_{г.опт.1} = \frac{C_{j_r} q_{22}}{k} (q_{г.т} - q_r) - \frac{q_{11}}{Dk} (\omega_{г.т} - \omega_r), \quad (24)$$

где  $q_{г.т}$  и  $q_r$  – соответственно требуемое и текущее значение ракурса РЛ наблюдения отражённых от ВЦ сигналов в АРГС УР;

$\omega_{г.т}$  и  $\omega_r$  – соответственно требуемое и текущее значение угловой скорости вращения линии визирования «УР-ВЦ».

В (27) требуемое значение угловой скорости вращения линии визирования «УР-ВЦ» определяется выражением (3).

В этом случае параметр рассогласования для закона (27) принимает следующий вид

$$\Delta_{z,1} = \left[ \frac{C_{j_z} q_{22}}{k} (q_{z,m} - \hat{q}_z) - \frac{q_{11}}{Dk} (\omega_{z,m} - \hat{\omega}_z) \right] - \hat{j}_z. \quad (28)$$

Выражение (27) определяет метод самонаведения УР, позволяющий обеспечить в её АРГС совместные условия для разрешения по доплеровской частоте элементов ГВЦ на основе искусственного создания эффекта синтетизирования апертуры антенны и наведение ракеты под требуемым ракурсом (который определяется ракурсом устойчивого наблюдения сигналов вторичной модуляции) для последующего распознавания на основе эффекта вторичной модуляции заданного для атаки типа ВЦ из состава группы.

В том частном случае, когда:

- ◆ элементы ГВЦ разрешены по доплеровской частоте в АРГС ракеты при её полёте по опорной траектории в соответствии с базовым методом пропорционального наведения;
- ◆ ГВЦ имеет разнотипный характер и требуется осуществить целераспределение пущенных ракет по элементам ГВЦ на основе распознавания её типового состава по сигналам вторичной модуляции;
- ◆ ракурс радиолокационного наблюдения сигналов вторичной модуляции не соответствует требуемому
- ◆ необходимо синтезировать соответствующий метод самонаведения УР, позволяющий обеспечить только наведение ракеты относительно ГВЦ под требуемым ракурсом.

Для синтеза такого оптимального метода самонаведения УР на основе анализа обобщённой ДМ (15) и вектора состояния  $\mathbf{X}$  (16) определим вектор управления  $\mathbf{U}$ , векторы требуемых  $\mathbf{X}_T$  и управляемых  $\mathbf{X}_y$  фазовых координат, матрицы штрафов на точность слежения  $\mathbf{Q}$  и на величину сигналов управления  $\mathbf{K}$ , а также матрицу эффективности сигналов управления  $\mathbf{B}_y^T$  в следующем виде

$$\mathbf{U} = j_z. \quad (29)$$

$$\mathbf{X}_T = [0 \quad q_{z,m}]^T \quad (30)$$

$$\mathbf{X}_y = [\omega_z \quad q_z]^T \quad (31)$$

$$\mathbf{Q} = \begin{bmatrix} q_{11} & 0 \\ 0 & q_{22} \end{bmatrix}, \quad (32)$$

$$\mathbf{K} = k \quad (33)$$

$$\mathbf{B}_y^T = \begin{bmatrix} -\frac{1}{D} & C_{j_z} \end{bmatrix}, \quad (34)$$

В данном случае подлежащий минимизации функционал качества (1) преобразуется к следующему виду

$$I = \mathbf{M}_y \left\{ \begin{bmatrix} 0 - \omega_z \\ q_{z,m} - q_z \end{bmatrix}^T \begin{bmatrix} q_{11} & 0 \\ 0 & q_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 - \omega_z \\ q_{z,m} - q_z \end{bmatrix} + \int_0^{t_1} j_{\Gamma}^2 k dt \right\}. \quad (35)$$

Тогда, решив (26) с учетом формул (29–34), для данной ситуации можно получить следующий закон оптимального управления боковым ускорением УР

$$j_{z, \text{opt}, 2} = \frac{C_{j_z} q_{22}}{k} (q_{z, m} - q_z) + \frac{q_{11}}{Dk} \omega_z, \quad (36)$$

а параметр рассогласования для этого закона (36) -

$$\Delta_{z, 2} = \left[ \frac{C_{j_z} q_{22}}{k} (q_{z, m} - \hat{q}_z) + \frac{q_{11}}{Dk} \hat{\omega}_z \right] - \hat{j}_z. \quad (37)$$

Таким образом, выражение (36) определяет метод самонаведения УР, позволяющий обеспечить её наведение под требуемым ракурсом с целью создания условий для последующего распознавания в её АРГС типа атакуемой ВЦ на основе эффекта вторичной модуляции.

Для осуществления синтеза оптимального метода самонаведения УР, позволяющего обеспечить в её АРГС разрешение по доплеровской частоте ВЦ, находящихся на больших и средних дальностях в главном луче ДНА АРГС, за счёт реализации на борту ракеты РСА антенны, выделим из обобщённой ДМ (15) и вектора состояния  $\mathbf{X}$  (16) вектор управления  $\mathbf{U}$ , векторы требуемых  $\mathbf{X}_T$  и управляемых  $\mathbf{X}_y$  фазовых координат, матрицы штрафов на точность слежения  $\mathbf{Q}$  и на величину сигналов управления  $\mathbf{K}$ , матрицу эффективности сигналов управления  $\mathbf{B}_y^T$  и запишем их в следующем виде

$$\mathbf{U} = j_z. \quad (38)$$

$$\mathbf{X}_T = \omega_{z, m} \quad (39)$$

$$\mathbf{X}_y = \omega_z \quad (40)$$

$$\mathbf{Q} = q_{11}, \quad (41)$$

$$\mathbf{K} = k \quad (42)$$

$$\mathbf{B}_y^T = -\frac{1}{D}, \quad (43)$$

При этом подлежащий минимизации функционал качества (1) примет следующий вид

$$I = M_y \left\{ [\omega_{z, m} - \omega_z]^T q_{11} [\omega_{z, m} - \omega_z] + \int_0^{t_i} j_T^2 k dt \right\}. \quad (44)$$

Решив (26) с учетом формул (38) – (43), получим следующий закон оптимального управления боковым ускорением УР:

$$j_{z, \text{opt}, 3} = -\frac{q_{11}}{Dk} (\omega_{z, m} - \omega_z), \quad (45)$$

Для данного оптимального закона управления параметр рассогласования принимает следующий вид

$$\Delta_{z.3} = \left[ -\frac{q_{11}}{Dk} (\omega_{z.m} - \omega_z) \right] - \hat{j}_z. \quad (46)$$

Если в формуле (45) требуемое значение угловой скорости вращения линии визирования «УР-ВЦ» определяется формулой (3), то данный закон управления будет определять метод самонаведения УР, позволяющий обеспечить в её АРГС разрешение по доплеровской частоте элементов ГВЦ на основе эффекта синтезирования апертуры антенны, а если  $\omega_T = 0$  рад/с, то закон (45) вырождается в базовый метод пропорционального наведения.

Анализ выражений (27), (36) и (45) показывает, что для формирования сигнала оптимального управления  $j_{r.опт}$  на борту УР необходимо иметь оптимальные оценки дальности до ВЦ, угловой скорости вращения линии визирования «УР-ВЦ», скорости полёта ВЦ, собственной скорости УР и угла  $\phi$  пеленга цели.

Таким образом, наряду с известным базовым методом пропорционального наведения дополнительно синтезированы три метода самонаведения Ракеты с АРГС, позволяющие обеспечить, как условия для разрешения по доплеровской частоте элементов ГВЦ, находящихся в главном луче ДНА АРГС, и требуемый ракурс радиолокационного наблюдения ГВЦ в интересах последующего распознавания типа атакуемой цели на основе эффекта вторичной модуляции, как совместно, так и по отдельности. Поэтому в дальнейшем возникает необходимость в разработке алгоритмов траекторного управления ракетами на основе выбора того или иного метода самонаведения УР в зависимости от конкретной ситуации относительно типового состава ГВЦ, качества разрешения в АРГС ракеты элементов ГВЦ и текущего ракурса радиолокационного наблюдения отражённых от ГВЦ сигналов.

#### БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Меркулов В.И., Ленин В.Н. Авиационные системы радиоуправления. Ч. 1. Теоретические основы синтеза и анализа авиационных систем радиоуправления. Ч. 2. Радиоэлектронные системы самонаведения. – М.: Радио и связь, 1996. – 396 с.
2. Богданов А.В. Применение узкополосной доплеровской фильтрации в многофункциональных радиолокационных комплексах. Часть 1. // Научно-методические рекомендации для адъюнктов и слушателей академии. – Тверь: изд. ВА ПВО им. Жукова Г.К., 1995. – 265 с.
3. Видулов О.В. Траекторное управление наведением в активной радиолокационной системе самонаведения. – Радиотехника, 1995. №11. – С. 81-85.
4. Макаев В.Е., Васильев О.В. Метод радиолокационного распознавания воздушной цели по турбинному эффекту. – Радиотехника, 2000. №11. – С. 30-33.
5. Богданов А.В., Филонов А.А. Способ формирования сигнала управления ракетой класса «воздух-воздух». Патент на изобретение № 2099665, 1997.

УДК 629.7.016

**Т.М. Романова**

### **БОРТОВОЙ ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНЫЙ ИНТЕРФЕЙС МОБИЛЬНОГО РОБОТА**

#### **Введение**

Создание интеллектуальных систем управления, обеспечивающих надежное выполнение требуемых прикладных задач в условиях неполноты, нечеткости и противоречивости поступающей информации представляет собой сложную науч-