

В.С. ВЕРБА, В.И. МЕРКУЛОВ  
**ПРОБЛЕМЫ ВЫБОРА МЕТОДА ОПТИМИЗАЦИИ  
ПЕРСПЕКТИВНЫХ АВИАЦИОННЫХ СИСТЕМ  
РАДИОУПРАВЛЕНИЯ**

---

*Верба В.С., Меркулов В.И. Проблемы выбора метода оптимизации перспективных авиационных систем радиоуправления.*

**Аннотация.** Анализ тенденции развития военно-технического противоборства в воздушно-космической сфере позволяет выделить ряд направлений, непосредственно влияющих на информационно-управляющую сторону функционирования авиационных систем радиоуправления, к которым, прежде всего, относятся: групповое применение как средств нападения, так и защиты; качественное усложнение законов взаимного пространственного перемещения летательных аппаратов; высокая динамичность, нестационарность обстановки; широкое использование режимов управления и информационного обеспечения на грани потери устойчивости, характерных для сверхманевренных летательных аппаратов и систем сопровождения интенсивно маневрирующих целей; несоответствие динамических свойств воздушно-космических целей и авиационных перехватчиков; растущее усложнение информационного обеспечения систем наведения.

Для эффективного функционирования в рамках этих направлений математический аппарат синтеза авиационных систем радиоуправления должен обеспечивать: эффективное наведение на цели, маневрирующие по сложным законам, в том числе и со сменой знаков производных; гарантированный вывод от границ устойчивой (опасной) работы, в том числе для предотвращения столкновений при групповом применении; учет несоответствия динамических свойств цели и перехватчика; возможность перераспределения приоритетов управления в процессе наведения; универсальность формирования методов наведения; реализуемость алгоритмов информационного обеспечения.

Анализ возможностей классических способов оптимизации, основанных на минимизации квадратичных функционалов качества, показал, что они не способны удовлетворить совокупности этих требований и необходимы новые подходы к решению задач оптимизации систем радиоуправления.

В качестве такого подхода предложено использовать синтез сигналов управления, оптимальных по минимуму квадратично-биквадратных функционалов качества.

Рассмотрена методика использования такого подхода в рамках экономичной в вычислительном отношении локальной оптимизации.

Приведен пример синтеза метода наведения, иллюстрирующий возможности формирования сигналов управления, обеспечивающих наведение инерционных летательных аппаратов на интенсивно маневрирующие цели на основе учета как линейных, так и нелинейных зависимостей от ошибок функционирования, и учета несоответствия динамических характеристик цели и перехватчика и проведен его анализ.

**Ключевые слова:** системы радиоуправления, оптимизация, квадратично-биквадратные функционалы качества, методы наведения.

---

**1. Введение.** Одной из основных проблем при разработке перспективных авиационных систем радиоуправления (АСРУ) является

выбор метода оптимизации, который должен обеспечить ее эффективное функционирование в заданном поле условий применения с показателями совершенства не хуже заданных.

Для определенности под АСРУ будем понимать совокупность функционально связанных подсистем и устройств, осуществляющих управление летательными аппаратами на основе информации, извлекаемой из радиосигналов [1].

В настоящее время широко применяются методы синтеза систем управления в многомерном пространстве состояний [1-5], среди которых наибольшее распространение получили методы, основанные на использовании динамического программирования Беллмана и принципа максимума Понтрягина [1-5]. Общим для этих методов является использование линейных моделей состояния и квадратичных функционалов качества. Недостаток заключается в довольно высокой сложности процедуры синтеза управления, которая обусловлена необходимостью решения двухточечной краевой задачи [1, 6].

Стоит отметить, что, манипулируя в этих методах видами исходных моделей и функционалов качества, можно получить большой набор конкретных законов управления, которые адаптированы под решение конкретных задач [1, 6].

Спецификой получаемых при этом методов наведения перехватчиков воздушных целей является линейная зависимость сигналов управления от ошибок функционирования:

$$u_1 = \sum_{i=1}^n K_{1i}(x_{ti} - x_{yi}) = \sum_{i=1}^n K_{1i}\Delta x_i, \quad |\Delta x_i| \leq \Delta x_{i\max}, \quad (1)$$

где  $x_{ti}$  и  $x_{yi}$  — требуемые и текущие реальные координаты состояния;  $\Delta x_i = x_{ti} - x_{yi}$  — ошибка управления по  $i$ -ой координате;  $K_{1i}$  — коэффициенты передачи ошибок;  $n$  — число используемых координат;  $\Delta x_{i\max}$  — максимально допустимая ошибка управления, выход за пределы которой приводит к потере управляемости.

Особенность такого управления заключается в одинаковой чувствительности системы управления, как к малым, так и к большим ошибкам. Качественно такая ситуация иллюстрируется кривой 1 на рисунке 1. В то же время целесообразно иметь такие законы управления, которые обеспечивают более усиленную реакцию системы на приближение к опасной границе для предотвращения выхода ошибки управления за пределы  $\pm \Delta x_{i\max}$ .

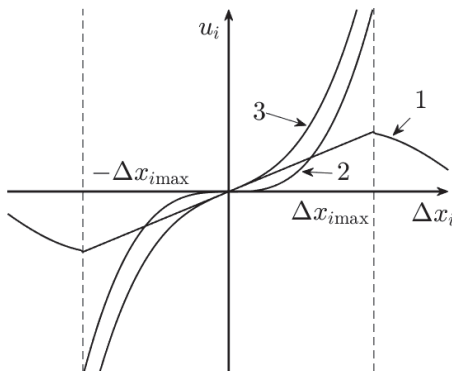


Рис. 1. Зависимость сигналов управления от ошибок функционирования

С учетом необходимости сохранения реакции системы управления на знак ошибки, может быть использована зависимость вида:

$$u_2 = \sum_{i=1}^n K_{2i} \Delta x_i^3, \quad |\Delta x_i| \leq \Delta x_{imax}, \quad (2)$$

иллюстрируемая кривой 2 на рисунке 1.

Однако использование такого закона приводит к снижению его чувствительности к малым ошибкам  $\Delta x_i$ , что, в свою очередь, приводит к ухудшению точности функционирования системы управления в установившемся режиме.

В связи с этим более рационально использовать комбинированный закон управления:

$$u_3 = \sum_{i=1}^n K_{1i} \Delta x_i + \sum_{i=1}^n K_{2i} \Delta x_i^3, \quad |\Delta x_i| \leq \Delta x_{imax}, \quad (3)$$

первое слагаемое которого обеспечивает хорошую чувствительность к малым ошибкам, а второе обеспечивает предотвращение их выхода за пределы  $\pm \Delta x_{imax}$ . На рисунке 1 этому закону соответствует кривая 3.

Следует подчеркнуть, что изменения, произошедшие за последние десятилетия в военно-техническом противоборстве [7-10], предъявляют к АСРУ более жесткие и часто противоречивые требования, в том числе и по расширению функциональных возможностей при работе по новым перспективным типам целей, что потребует увеличения возможностей используемого аппарата оптимизации.

Далее будет проведен краткий анализ требований, которые предъявляются к процедурам синтеза АСРУ, и предложен более универсальный способ оптимизации, основанный на минимизации более сложных квадратично-биквадратных функционалов.

**2. Анализ требований к перспективным АСРУ и методам их синтеза.** Анализ тенденций развития способов военно-технического противоборства [7-10] позволяет выделить ряд направлений, непосредственно влияющих на информационно-управляющую сторону функционирования АСРУ.

К таким направлениям, прежде всего, относятся:

- качественное усложнение законов взаимного пространственного перемещения летательных аппаратов (ЛА);
- высокая динамичность и нестационарность обстановки;
- групповое применение как средств нападения, так и защиты;
- широкое использование режимов управления и информационного обеспечения на грани потери устойчивости, характерное для сверхманевренных ЛА и систем сопровождения интенсивно маневрирующих целей [11].

Кроме этого, необходимо отметить устойчивую тенденцию к усложнению процедур информационного обеспечения законов управления летательными аппаратами [12, 13].

В связи с этим для улучшения системных показателей совершенства АСРУ [14] — эффективности, живучести и динамичности — необходимо принимать специальные меры по совершенствованию методов наведения и алгоритмов их информационного обеспечения.

Усложнение траекторных эволюций ЛА требует учета в методах наведения более высоких производных дальности и угловых координат. Однако, использование такого подхода приводит к существенному усложнению алгоритмов фильтрации, формирующих оценки высоких производных [15, 16].

Высокая динамичность и скоротечность воздушных боестолкновений требует качественного улучшения динамичности систем наведения, определяемой скоростью ее реакции на изменение обстановки [14]. В свою очередь, это предопределяет необходимость соответствующих изменений в законах наведения перехватчиков.

Групповое применение ЛА также приводит к усложнению законов управления, поскольку наряду с формированием сигнала траекторного управления всей группой необходимы дополнительные управляющие воздействия, формирующие требуемую топологию и предотвращающие столкновения ЛА внутри нее [17, 18].

Кроме того, групповые действия нуждаются в качественном усложнении алгоритмов многоцелевого сопровождения, формирую-

щих оценки относительного и абсолютного движения целей, которые используются для управления перехватчиками [19-22].

Специфической особенностью перспективных систем управления является необходимость кардинального увеличения управляющих воздействий, уводящих от границ устойчивой работы или опасных ситуаций.

Решить эту задачу в рамках традиционных подходов, основанных на минимизации квадратичных функционалов качества и обеспечивающих линейную зависимость сигналов управления от ошибок функционирования (1), практически невозможно. Отсюда следует необходимость использования более совершенных приемов оптимизации [23, 24], реализующих нелинейную зависимость сигналов управления от ошибок функционирования, например (2).

Необходимо отметить, что целевое назначение АСРУ обеспечивается совместной работой функционально связанных информационных и управляющих подсистем, решающих соответствующие частные задачи [1, 25]. При этом, как правило, конечные результаты, полученные одной подсистемой, являются задающими для функционирования другой подсистемы и образуют последовательную информационно-управляющую цепь. Качественные взаимосвязи этих подсистем иллюстрируются структурной схемой, приведенной на рисунке 2.

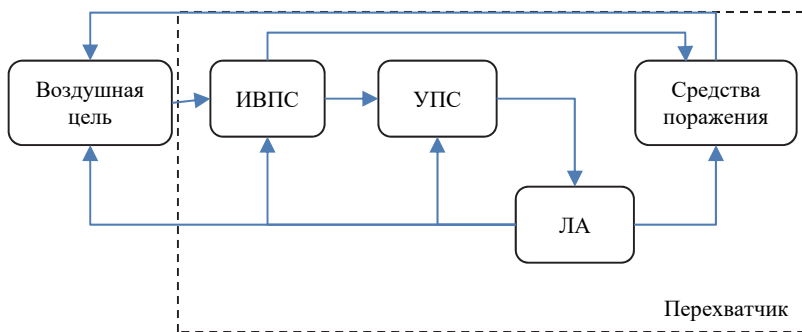


Рис. 2. Структура информационно-управляющей цепи системы наведения

В составе такой цепи в качестве подсистем можно выделить:

- воздушную цель;
- информационно-вычислительную подсистему (ИВПС);
- управляющую подсистему (УПС);
- ЛА-носитель;
- средства поражения.

В процессе функционирования АСРУ ее ИВПС, используя измерители различной природы, формирует оценки координат относительного и абсолютного движения цели и ЛА-носителя, поступающие на вход УПС, которая преобразует их в отклонение рулевых органов, предопределяя целенаправленное изменение пространственного положения ЛА, которые необходимо для эффективного применения оружия.

Следует подчеркнуть, что в общем случае различные подсистемы имеют различную динамичность, характеризующую их способность реагировать на изменение управляющих сигналов [1, 14]. От того, насколько согласованы динамические свойства подсистем в процессе совместного функционирования, во многом зависит совершенство системы в целом. В связи с этим в процедурах синтеза законов управления АСРУ необходимо принимать специальные меры по учету несоответствия динамических свойств ее подсистем, особенно на участке «цель — ИВПС».

В процессе наведения (перехвата) АСРУ потенциально должна обеспечивать:

- минимум промаха;
- минимум времени наведения;
- максимальную живучесть;
- максимально высокую динамичность и так далее.

Удовлетворять этим требованиям в рамках традиционных методов наведения с постоянными коэффициентами передачи ошибок управления достаточно сложно. В связи с этим весьма актуальной становится задача разработки нестационарных методов, обеспечивающих перераспределение приоритетов в процессе наведения. В простейшем случае такие методы вначале должны устранять ошибки наведения по направлению, а на конечном — обеспечивать минимизацию промаха.

Особую сложность будут представлять методы наведения на цели,двигающиеся по траекториям со сменой знаков производных (в простейшем случае — по квазисинусоидальным траекториям) [12, 13, 26, 27], при которых теряет смысл использование традиционных методов наведения в упрежденную точку встречи [1] и требуется знание высоких производных координат относительного движения.

Одной из наиболее сложных задач при синтезе АСРУ является снижение размерности векторов состояния, что особенно актуально при групповом наведении. Необходимость снижения размерности решаемой задачи синтеза обусловлена как минимум тремя причинами.

Во-первых, оно позволит снизить в законе управления число слагаемых, учитывающих высокие производные, что особенно актуально при перехвате сверхманевренных и гиперзвуковых целей [12, 23].

Во-вторых, это позволит упростить алгоритмы фильтров информационной системы за счет исключения высоких производных координат состояния [14].

В-третьих, это обеспечит качественное упрощение самой процедуры формирования сигналов управления за счет снижения размерности двухточечной краевой задачи, решаемой в обратном времени при использовании классических приемов оптимизации в постановке Летова — Калмана [1, 2, 5]. Кардинальным приемом решения последней задачи является использование вариантов локальной оптимизации [1, 14], не требующих решения этой затратной в вычислительном отношении задачи.

Суммируя результаты проведенного анализа, можно прийти к заключению, что при разработке АСРУ математический аппарат оптимизации должен обеспечивать:

- эффективное наведение на цели, маневрирующие по сложным законам, желательно без учета высоких производных, в том числе и со сменой их знаков;

- гарантированный увод от границ зон устойчивой (опасной) работы, в том числе для предотвращения столкновений при групповом применении;

- учет несоответствия динамических свойств подсистем в процессе их совместного функционирования, особенно на уровне «цель — ИВПС АСРУ»;

- возможность перераспределения приоритетов управления в процессе наведения;

- существенное снижение сложности процедур синтеза как самих сигналов управления, так и алгоритмов их информационного обеспечения;

- универсальность формирования методов наведения.

Следует подчеркнуть, что классические способы оптимизации, основанные на минимизации квадратичных функционалов качества [1-5], неспособны удовлетворить совокупности этих требований.

Целью статьи является разработка аппарата более универсального метода синтеза управления, учитывающего перечисленные выше требования, на основе локальной оптимизации квадратично-биквадратных функционалов качества с учетом несоответствия динамических свойств цели и АСРУ. Следует подчеркнуть, что в современной научно-технической литературе этой проблеме практически не уделяется должного внимания.

**3. Постановка и решение задачи.** Пусть в состав системы:

$$\dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{F}(t)\mathbf{x}(t) + \mathbf{B}\mathbf{u}(t) + \xi_{\mathbf{x}}(t), \quad |u_i| \leq U_{\max i} \quad (4)$$

входят  $n$ -мерная подсистема:

$$\dot{\mathbf{x}}_T(t) = \mathbf{F}_T(t)\mathbf{x}_T(t) + \xi_T(t), \quad (5)$$

формирующая входные воздействия для  $n$ -мерной подсистемы:

$$\dot{\mathbf{x}}_y(t) = \mathbf{F}_y(t)\mathbf{x}_y(t) + \mathbf{B}_y\mathbf{u}(t) + \xi_y(t), \quad |u_i| \leq U_{\max i}, \quad (6)$$

при наличии измерений:

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

Здесь:  $\mathbf{F}_T(t)$  и  $\mathbf{F}_y(t)$  — в общем случае нестационарные матрицы, определяющие динамические свойства подсистем (4) и (5);  $\mathbf{u}(t)$  —  $r$ -мерный ( $r \leq n$ ) вектор управления;  $\mathbf{B}_y$  — матрица эффективности управления;  $\mathbf{z}(t)$  —  $m$ -мерный ( $m \leq 2n$ ) вектор измерений;  $\mathbf{H}$  — матрица связи  $\mathbf{x}(t)$  и  $\mathbf{z}(t)$ ;  $\xi_x(t)$ ,  $\xi_T(t)$ ,  $\xi_y(t)$  и  $\xi_{\text{из}}(t)$  — гауссовские центрированные векторы шумов состояния и измерений с известными матрицами спектральных плотностей,  $t$  — текущее время.

$$\mathbf{x} = \begin{bmatrix} \mathbf{x}_T \\ \mathbf{x}_y \end{bmatrix}, \quad \mathbf{F} = \begin{bmatrix} \mathbf{F}_T & \mathbf{O}_1 \\ \mathbf{O}_2 & \mathbf{F}_y \end{bmatrix}, \quad \mathbf{B} = \begin{bmatrix} \mathbf{O}_3 \\ \mathbf{B}_y \end{bmatrix}, \quad \xi_x = \begin{bmatrix} \xi_T \\ \xi_y \end{bmatrix}, \quad (8)$$

$\mathbf{O}_1$ ,  $\mathbf{O}_2$ ,  $\mathbf{O}_3$  — нулевые матрицы соответствующей размерности.

В общем случае несоответствие динамических свойств подсистем (5) и (6) можно выразить вектором:

$$\Delta\mathbf{x} = \mathbf{x}_T - \mathbf{x}_y, \quad (9)$$

возникающих за счет него ошибок функционирования, текущие значения которого во времени можно найти посредством решения уравнения:

$$\begin{aligned} \Delta\dot{\mathbf{x}} &= \dot{\mathbf{x}}_T - \dot{\mathbf{x}}_y = \mathbf{F}_T\mathbf{x}_T - \mathbf{F}_y\mathbf{x}_y - \mathbf{B}_y\mathbf{u} + \mathbf{F}_y\mathbf{x}_T - \mathbf{F}_y\mathbf{x}_T + \xi_T - \xi_y = \\ &= \mathbf{F}_y\Delta\mathbf{x} - \mathbf{B}_y\mathbf{u} + (\mathbf{F}_T - \mathbf{F}_y)\mathbf{x}_T + \xi_{\text{эКВ}}; \\ \Delta\dot{\mathbf{x}} &= \mathbf{F}_y\Delta\mathbf{x} - \mathbf{B}_y\mathbf{u} + \mathbf{s}_y + \xi_{\text{эКВ}}, \end{aligned} \quad (10)$$

где

$$\mathbf{s}_y = (\mathbf{F}_T - \mathbf{F}_y)\mathbf{x}_T \quad (11)$$



можно рассматривать как измеряемое возмущение [14], а  $\xi_{\text{ЭКВ}} = \xi_T - \xi_Y$  — эквивалентный шум. В (8)-(10) и далее для упрощения выкладок опущена зависимость векторов и матриц от времени.

Если динамические свойства подсистемы (6) соответствуют требуемым значениям ( $F_Y = F_T$ ), ошибка управления будет убывать вплоть до нуля со скоростью, определяемой ее динамическими свойствами ( $F_Y$ ). В случае несоответствия динамических свойств ( $F_Y \neq F_T$ ) в решении (10) появится вынужденная составляющая, определяемая характером изменения  $x_T$  и управления  $u$ . Отсюда следует, что выбором сигнала управления  $u$  можно скомпенсировать несоответствие динамических свойств (6) и внешнего воздействия (5).

Необходимо отметить, что задачу оптимизации управления в (6), (9) при использовании разновидностей квадратичных функционалов качества можно решать двумя способами.

Первый способ, основанный либо на методе динамического программирования Беллмана, либо принципе максимума Понтрягина [3, 5], позволяет оптимизировать требования к точности и экономичности управления за все время управления. Однако при его использовании приходится решать так называемую двухточечную краевую задачу. Суть этой задачи состоит в том, что для формирования управления на текущий момент времени необходимы результаты решения систем дифференциальных уравнений, вычисляемых в обратном времени, с использованием граничных условий на момент окончания управления.

Ввиду высоких требований к вычислительной производительности и повышенной сложности логики формирования сигналов управления такой подход в процедурах синтеза систем управления практически не используется.

Второй способ, получивший название локальной оптимизации [1], обеспечивает оптимизацию системы в каждый текущий момент времени и не требует решения двухточечной краевой задачи, а потому широко используется на практике. При этом сигналы управления формируются либо как частные случаи решения, полученного первым способом, либо путем сведения задачи к уже известным законам локальной оптимизации.

Далее будет рассмотрен более практичный второй вариант локальной оптимизации.

В математическом плане постановку задачи формирования такого сигнала управления, одновременно удовлетворяющего целевой постановке статьи, можно сформулировать следующим образом.

Для системы (4)-(6), (10) при наличии измерений (7) необходимо сформировать вектор  $\mathbf{u}$  сигналов управления, оптимальных по минимуму квадратично-биквадратного функционала качества:

$$I = M_y \left\{ \int_0^t \mathbf{u}^T(t) \mathbf{K} \mathbf{u}(t) dt + \Delta \mathbf{x}^T(t) \mathbf{Q} \Delta \mathbf{x}(t) + \Delta \mathbf{x}^T(t) \mathbf{M}(t) \mathbf{P} \Delta \mathbf{x}(t) + 2 \Delta \mathbf{x}^T(t) \mathbf{G} \mathbf{s}_y(t) + \mathbf{s}_y^T(t) \mathbf{P} \mathbf{s}_y(t) \right\}, \quad (12)$$

в котором:  $M_y$  — знак операции условного математического ожидания;  $\mathbf{K}$  — положительно определенная матрица штрафов за величину сигналов управления.

$$\mathbf{M}(t) = \begin{bmatrix} \Delta x_1^2(t) & \Delta x_1(t) \Delta x_2(t) & \cdots & \Delta x_1(t) \Delta x_n(t) \\ \Delta x_2(t) \Delta x_1(t) & \Delta x_2^2(t) & \cdots & \Delta x_2(t) \Delta x_n(t) \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ \Delta x_n(t) \Delta x_1(t) & \Delta x_n(t) \Delta x_2(t) & \cdots & \Delta x_n^2(t) \end{bmatrix} \quad (13)$$

— матрица квадратичных форм ошибок управления;  $\mathbf{Q}$  и  $\mathbf{P}$  — симметричные матрицы, определяющие в управлении вес линейных и нелинейных составляющих, обусловленных использованием матрицы (13);  $\mathbf{G}$  — симметричная матрица взаимовлияния  $\Delta \mathbf{x}$  и  $\mathbf{s}_y$ .

Первое слагаемое в (12) учитывает затраты энергии на управление от его начала до текущего времени.

Второе слагаемое в (12) должно обеспечить высокую точность при малых ошибках управления.

Принципиальным отличием используемой постановки задачи от классической [1-4] является использование в (12) биквадратной части функционала  $\Delta \mathbf{x}^T \mathbf{M} \mathbf{P} \Delta \mathbf{x}$  и учет несоответствия динамических свойств подсистемы (11).

Третье слагаемое должно реализовать получение в законе управления (6) кубических составляющих, обеспечивающих увод системы наведения от опасных границ и улучшение динамичности при резком изменении обстановки.

Пятое слагаемое должно обеспечить учет в законе управления несоответствие динамических свойств цели и перехватчика. Четвертое слагаемое учитывает взаимовлияние текущих ошибок наведения и несоответствия динамичности цели перехватчика.

Следует подчеркнуть, что в рамках квадратично-биквадратных представлений может быть получено большое количество самых разных функционалов, обеспечивающих решение задач оптимизации с разной степенью эффективности. Функционал (12) был выбран как вариант, обеспечивающий наглядность дальнейшей процедуры синтеза управления.

Преобразуем уравнение (10), используя обобщенный вектор  $y = [\Delta x^T \quad s_y^T]^T$ , эволюцию которого можно аппроксимировать моделью:

$$\dot{y} = \Phi y + B_s u + \xi_{\text{ЭКВ2}}. \quad (14)$$

Тогда функционал качества (12) можно привести к виду:

$$I = M_y \left\{ \int_0^t u^T(t) K u(t) dt + y^T L y \right\}, \quad (15)$$

где

$$\Phi = \begin{bmatrix} F_y & 1 \\ O_4 & O_5 \end{bmatrix}, \quad B_s = \begin{bmatrix} -B_y \\ O_6 \end{bmatrix}, \quad \xi_{\text{ЭКВ2}} = \begin{bmatrix} \xi_{\text{ЭКВ}} \\ O_7 \end{bmatrix}, \quad (16)$$

$$L = \begin{bmatrix} Q + MP & G \\ G & Q + MP \end{bmatrix},$$

$O_4 - O_7$  — нулевые векторы и матрицы соответствующих размеров.

Анализ соотношений (11) и (12) свидетельствует об их соответствии требованиям локальной оптимизации [1, 14], в рамках которой сигнал управления формируется по правилу:

$$u = -K^{-1} B_s^T L \hat{y}, \quad (17)$$

где  $\hat{y} = [\Delta \hat{x}^T \quad \hat{s}_y^T]^T$  — вектор оптимальных оценок  $\Delta x$  и  $s_y$ .

Используя (16) в (17), получаем:

$$u = -K^{-1} \begin{bmatrix} -B_y^T & O_3^T \end{bmatrix} \begin{bmatrix} Q + \hat{M}P & G \\ G & Q + \hat{M}P \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \hat{x} \\ \hat{s}_y \end{bmatrix}; \quad (18)$$

$$u = K^{-1} B_y^T \left[ Q(\hat{x}_T - \hat{x}_y) + \hat{M}P(\hat{x}_T - \hat{x}_y) + G \hat{s}_y \right],$$

где учтено соотношение (9).

Анализ (18) позволяет сделать следующие выводы:

– сигнал управления зависит от восприимчивости к нему системы, определяемой матрицей  $\mathbf{B}_y$ ; штрафов за величину сигналов управления  $\mathbf{K}$ ; ошибок управления  $(\hat{\mathbf{x}}_T - \hat{\mathbf{x}}_y)$ ; вида входных воздействий и несоответствия динамических свойств подсистем  $\hat{\mathbf{s}}_y = (\mathbf{F}_T - \mathbf{F}_y) \hat{\mathbf{x}}_T$ ;

– сигнал управления содержит три слагаемых, одно из которых  $\mathbf{K}^{-1} \mathbf{B}_y^T \mathbf{Q} (\hat{\mathbf{x}}_T - \hat{\mathbf{x}}_y)$  определяет его линейную составляющую, второе  $\mathbf{K}^{-1} \mathbf{B}_y^T \hat{\mathbf{M}} \mathbf{P} (\hat{\mathbf{x}}_T - \hat{\mathbf{x}}_y)$  — нелинейную составляющую, а третье  $\mathbf{K}^{-1} \mathbf{B}_y^T \mathbf{G} (\mathbf{F}_T - \mathbf{F}_y) \hat{\mathbf{x}}_T$  — учитывает несоответствие динамических свойств подсистем;

– при малых ошибках  $\Delta \hat{\mathbf{x}}_i \rightarrow 0$  нелинейная кубическая составляющая практически не влияет на величину сигнала управления и обеспечивает высокую чувствительность управления к малым ошибкам, обусловленную первым слагаемым;

– при больших ошибках  $\Delta \hat{\mathbf{x}}_i$  превалирующей становится кубическая составляющая, за счет которой и осуществляется увод от допустимых границ функционирования и обеспечивается улучшение динамичности объекта управления;

– влияние несоответствия динамических свойств проявляется тем сильнее, чем выше скорость изменения входного воздействия  $\hat{\mathbf{x}}_T$ .

*Пример.* Для ЛА, определяемого в одной плоскости типовой моделью:

$$\begin{aligned} \dot{\varphi}_y &= \omega_y, & \varphi_y(0) &= \varphi_{y0}, \\ \dot{\omega}_y &= -\frac{1}{T_y} \omega_y + \frac{b}{T_y} j_y + \xi_y; & \omega_y(0) &= \omega_{y0}, \end{aligned} \quad (19)$$

предназначенного для наведения на интенсивно маневрирующую цель (ИМЦ), положение которой относительно перехватчика в этой плоскости определяется моделью кинематического звена [1, 12]:

$$\begin{aligned} \dot{\varphi}_T &= \omega_T, & \varphi_T(0) &= \varphi_{T0}, \\ \dot{\omega}_T &= -\frac{2\dot{D}}{D} \omega_T + \frac{1}{D} (j_T - j_y) + \xi_y; & \omega_T(0) &= \omega_{T0}. \end{aligned} \quad (20)$$

Необходимо сформировать сигнал управления  $j_y$ , оптимальный по минимуму функционала качества:

$$\begin{aligned}
 I = M_y \left\{ \int_0^t k_u j_y^2 dt + \begin{bmatrix} \Delta\varphi \\ \Delta\omega \end{bmatrix}^T \left\{ \begin{bmatrix} q_{11} & q_{12} \\ q_{21} & q_{22} \end{bmatrix} + \right. \right. \\
 \left. \left. + \begin{bmatrix} \Delta\varphi^2 & \Delta\varphi\Delta\omega \\ \Delta\varphi\Delta\omega & \Delta\omega^2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p_{11} & p_{12} \\ p_{21} & p_{22} \end{bmatrix} \right\} \begin{bmatrix} \Delta\varphi \\ \Delta\omega \end{bmatrix} + \right. \\
 \left. + 2 \begin{bmatrix} \Delta\varphi \\ \Delta\omega \end{bmatrix}^T \begin{bmatrix} g_{11} & g_{12} \\ g_{21} & g_{22} \end{bmatrix} \mathbf{s}_y + \mathbf{s}_y^T \begin{bmatrix} p_{11} & p_{12} \\ p_{21} & p_{22} \end{bmatrix} \mathbf{s}_y \right\}, \quad (21)
 \end{aligned}$$

где  $\varphi_y$  и  $\varphi_T$  — углы визирования перехватчика и ИМЦ в выбранной системе координат;  $\omega_y$  и  $\omega_T$  — их угловые скорости;  $T_y$  — постоянная времени перехватчика, характеризующая его инерционность;  $b$  — коэффициент передачи сигнала управления;  $D$  и  $\dot{D}$  — дальность до ИМЦ и ее производная;  $j_y$  и  $\dot{j}_y$  — поперечные ускорения перехватчика и цели;  $\xi_y$  и  $\xi_T$  — центрированные гауссовские шумы состояния. Взаимное геометрическое расположение ЛА и ИМЦ показано на рисунке 3. Поставив в соответствие (19)-(21) с (5), (6), (12) получим:

$$\begin{aligned}
 \mathbf{x}_T = \begin{bmatrix} \varphi_T \\ \omega_T \end{bmatrix}, \quad \mathbf{x}_y = \begin{bmatrix} \varphi_y \\ \omega_y \end{bmatrix}, \quad \Delta\mathbf{x} = \begin{bmatrix} \Delta\varphi \\ \Delta\omega \end{bmatrix}, \quad \mathbf{F}_T = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & -\frac{2\dot{D}}{D} \end{bmatrix}, \\
 \mathbf{F}_y = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & -\frac{1}{T_y} \end{bmatrix}, \quad \mathbf{B}_y = \begin{bmatrix} 0 \\ \frac{b}{T_y} \end{bmatrix}, \quad \mathbf{u} = j_y, \quad \mathbf{K} = k_u, \quad \mathbf{Q} = \begin{bmatrix} q_{11} & q_{12} \\ q_{21} & q_{22} \end{bmatrix}, \quad (22) \\
 \mathbf{M} = \begin{bmatrix} \Delta\varphi^2 & \Delta\varphi\Delta\omega \\ \Delta\varphi\Delta\omega & \Delta\omega^2 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{P} = \begin{bmatrix} p_{11} & p_{12} \\ p_{21} & p_{22} \end{bmatrix}, \quad \mathbf{G} = \begin{bmatrix} g_{11} & g_{12} \\ g_{21} & g_{22} \end{bmatrix}.
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 \Delta\varphi &= \varphi_T - \varphi_y, \\
 \Delta\omega &= \omega_T - \omega_y, \quad (23)
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 \mathbf{s}_y = (\mathbf{F}_T - \mathbf{F}_y) \mathbf{x}_T &= \left\{ \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & -\frac{2\dot{D}}{D} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & -\frac{1}{T_y} \end{bmatrix} \right\} \begin{bmatrix} \varphi_T \\ \omega_T \end{bmatrix} = \\
 &= \begin{bmatrix} 0 \\ \left( \frac{1}{T_y} - \frac{2\dot{D}}{D} \right) \omega_T \end{bmatrix}.
 \end{aligned} \tag{24}$$

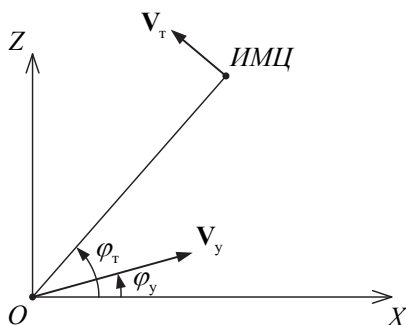


Рис. 3. Геометрия взаимного расположения цели и перехватчика

Используя (22)-(24) в (18), получим:

$$\begin{aligned}
 j_y = \frac{1}{k_u} \begin{bmatrix} 0 & b \\ k_u & T_y \end{bmatrix} \left\{ \begin{bmatrix} q_{11} & q_{12} \\ q_{21} & q_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \hat{\varphi} \\ \Delta \hat{\omega} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \Delta \varphi^2 & \Delta \varphi \Delta \omega \\ \Delta \varphi \Delta \omega & \Delta \omega^2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p_{11} & p_{12} \\ p_{21} & p_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \varphi \\ \Delta \omega \end{bmatrix} + \right. \\
 \left. + \begin{bmatrix} g_{11} & g_{12} \\ g_{21} & g_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ \left( \frac{1}{T_y} - \frac{2\dot{D}}{D} \right) \omega_T \end{bmatrix} \right\}.
 \end{aligned}$$

Заменяя текущие координаты состояния их оптимальными оценками [1, 2], получим:

$$\begin{aligned}
 j_y = \frac{bq_{21}}{k_u T_y} \Delta \hat{\varphi} + \frac{bq_{22}}{k_u T_y} \Delta \hat{\omega} + \frac{bp_{11}}{k_u T_y} \Delta \hat{\varphi}^2 \Delta \hat{\omega} + \frac{2bp_{21}}{k_u T_y} \Delta \hat{\varphi} \Delta \hat{\omega}^2 + \\
 + \frac{bp_{22}}{k_u T_y} \Delta \hat{\omega}^3 + \frac{bg_{22}}{k_u T_y} \left( \frac{1}{T_y} - \frac{2\dot{D}}{D} \right) \hat{\omega}_T.
 \end{aligned} \tag{25}$$

Анализ (25) позволяет сделать следующие выводы.

Метод наведения характеризует многоконтурную систему с обратными связями только по углу и угловой скорости.

В состав сигнала управления входят линейная составляющая, определяемая первыми двумя слагаемыми, нелинейная составляющая в виде третьего, четвертого и пятого слагаемых и нестационарная составляющая, определяемая шестым слагаемым.

Поскольку сигнал управления зависит не только от ошибок  $\Delta\varphi$  и  $\Delta\omega$ , но и от их соотношений и сочетаний  $\Delta\varphi^2\Delta\omega$  и  $\Delta\varphi\Delta\omega^2$ , то это предопределяет совместную нестационарность первого и четвертого слагаемых относительно  $\Delta\hat{\varphi}$  и второго и третьего слагаемых относительно  $\Delta\hat{\omega}$ , обуславливая совместно с шестым слагаемым нестационарность закона наведения (25) в целом с перераспределением приоритетов управления в процессе наведения.

Сигнал управления зависит не от абсолютных значений коэффициентов штрафов, а от их соотношений  $q_{21}/k_u$ ,  $q_{22}/k_u$ ,  $p_{11}/k_u$ ,  $p_{21}/k_u$ ,  $p_{22}/k_u$  и  $g_{22}/k_u$ , что облегчает выбор их значений. При этом степень влияния нелинейных слагаемых на величину сигнала управления определяется значениями коэффициентов матрицы  $\mathbf{P}$ .

Особенно важно то, что для получения сигнала управления не требуется знания нестабильно формируемых высоких производных пространственных координат цели, а достаточно иметь оценки пеленга, угловой скорости линии визирования, дальности и скорости ее изменения, что не накладывает ограничений на возможность его реализации и обеспечивает повышение живучести системы наведения в целом.

Полагая в (21) матрицы  $\mathbf{M}$  и  $\mathbf{P}$  диагональными, можно получить более простые варианты сигналов управления.

Принципиальным является то, что текущее направление полета перехватчика формируется не в упрежденную точку встречи, что при смене направления полета приводит к появлению дополнительных ошибок наведения, а непосредственно на цель, что особенно важно при наведении на цели, движущиеся со сменой знака производных.

Спецификой третьего, четвертого и пятого слагаемых является их нелинейность, что предопределяет адаптацию их чувствительности к ошибкам наведения. При малых ошибках, когда  $\Delta\varphi_i$  и  $\Delta\omega_i$  малы, эти слагаемые практически никак не влияют на процедуру наведения. Однако при возрастании ошибки они оказывают все возрастающее влияние, обеспечивая быструю

реакцию перехватчика на приближение к опасным границам, что предопределяет улучшение динамичности системы наведения.

Специфическая особенность нестационарного шестого слагаемого — зависимость от условий применения ( $D$ ,  $\dot{D}$ ,  $\omega_T$ ). На больших расстояниях, когда  $\omega_T \rightarrow 0$ , оно практически не влияет на формирование сигнала управления. Однако на малых расстояниях с увеличением значений  $\omega_T$  его влияние существенно возрастает, реализуя минимизацию линейного промаха  $h = D^2 \omega / V_{\text{отн}}$ , где  $V_{\text{отн}}$  — относительная скорость [1].

Для формирования сигнала управления (25) необходимо иметь фильтры, формирующие оптимальные оценки углов, угловых скоростей линий визирования цели и перехватчика, а также дальности и скорости сближения.

Разработанный способ наведения не накладывает принципиальных ограничений на возможность его реализации ни по требуемой вычислительной производительности, ни по возможности его информационного обеспечения.

Определенные трудности реализации (25) обусловлены усложнением задачи выбора оптимальных значений коэффициентов матриц штрафов  $q_{21}$ ,  $q_{22}$ ,  $p_{11}$ ,  $p_{21}$ ,  $p_{22}$  и  $g_{22}$ . Однако эти усложнения не носят принципиального характера, поскольку могут быть решены на основе известных методик их выбора [14, 28].

Эффективность предложенного способа оптимизации проверялась по результатам имитационного моделирования наиболее сложной задачи наведения в переднюю полусферу инерционного перехватчика с законом управления (25) на сверхзвуковую цель, движущуюся по квазисинусоидальной траектории, при условии, что скорость перехватчика меньше скорости цели.

Результаты исследования одного из вариантов перехвата цели по закону (25) приведены на рисунке 4 и 5.

На рисунке 4 в относительных координатах показаны траектории движения цели и перехватчика с учетом и без учета несоответствия их динамических свойств. При этом прямоугольником выделена область, в которой наиболее эффективно начинает проявляться влияние этого учета.

На рисунке 5 в относительных величинах приведены зависимости текущего линейного промаха от времени.

Из рисунков 4 и 5 видно, что учет в законе (25) несоответствия динамических свойств позволяет уменьшить не только линейный промах, но и время наведения.



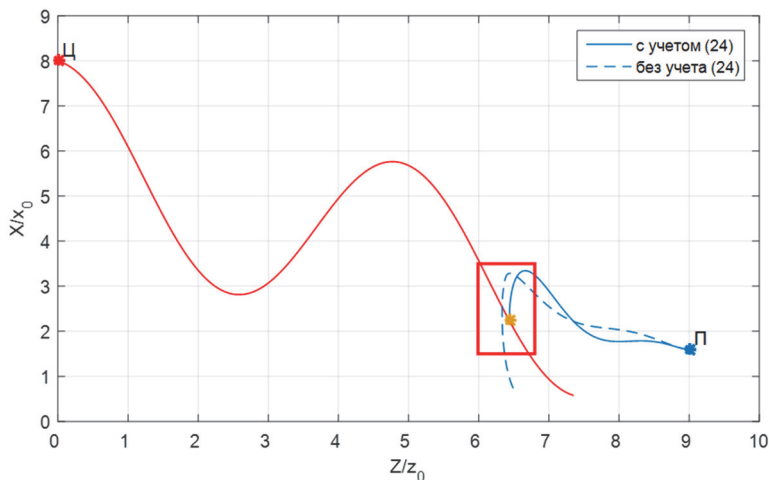


Рис. 4. Траектории полета цели (Ц) и перехватчика (П) при перехвате на встречных курсах

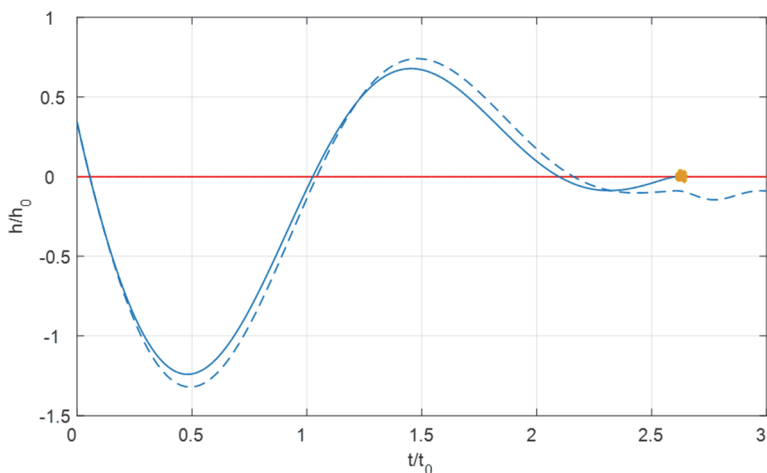


Рис. 5. Зависимость относительных ошибок наведения от времени

**4. Заключение.** Проведенный анализ особенностей требований к АСРУ, на основе которого был предложен метод их оптимизации по минимуму квадратично-биквадратного функционала качества, позволяющий учесть несоответствие динамических свойств в системе «цель — АСРУ», дает возможность сделать следующие заключения.

Предложенный метод оптимизации позволяет обеспечить:

- синтез широкого спектра методов наведения на все типы целей, включая ИМЦ, движущиеся со сменой знака производных, за счет использования комбинации линейной и нелинейной зависимости от ошибок управления;

- гарантированный уход от границ устойчивой (опасной) работы за счет учета квадратичных и кубических ошибок функционирования;

- учет несоответствия динамических свойств цели и АСРУ, что дает возможность осуществлять перехват ИМЦ летательными аппаратами с существенно худшей динамичностью;

- возможность перераспределения приоритетов управления от ошибок наведения по направлению к ошибкам, которые минимизируют текущий промах, определяемую последним нестационарным слагаемым;

- снижение сложности формирования как самого сигнала управления, так и, что особенно важно, алгоритмов фильтрации, обусловленное отсутствием необходимости формирования оценок третьей и четвертой производных координат состояния ввиду их отсутствия в законе управления.

Несомненным достоинством предложенного способа оптимизации, определяющего его простоту, является возможность формирования сигнала управления без решения сложной двухточечной краевой задачи, характерной для классических приемов оптимизации [1-4].

Следует подчеркнуть высокую универсальность предложенного способа оптимизации, позволяющего получить широкий спектр различных методов наведения как частных случаев (25).

Так, например [14], метод пропорционального наведения может быть получен на основе шестого слагаемого в (25):

$$j_y \approx \frac{-2bg_{22}}{kT_y D} \dot{D} \omega_1.$$

Метод прямого наведения определяется первым слагаемым, метод последовательных упреждений — суммой первого и второго слагаемых. Большой набор модификаций методов наведения может быть получен за счет манипулирования видом и составом матриц **M** и **P**.

Используя другие варианты биквадратных представлений функционалов качества, можно получить очень большой набор различных методов наведения.

### Литература

1. Меркулов В.И. и др. Авиационные системы радиоуправления. Учебник для военных и гражданских ВУЗов // М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского. 2008. 423 с.

2. *Ярлыков М.С. и др.* Радиоэлектронные комплексы навигации, прицеливания и управления вооружением летательных аппаратов. Теоретические основы // М.: Радиотехника. 2012. Т. 1. 504 с.
3. *Александров В.В. и др.* Оптимальное управление движением // М.: Физматлит. 2005. 376 с.
4. *Ройтенберг Я.Н.* Автоматическое управление // М.: Наука. 1992. 576 с.
5. *Черноушко Ф.А., Колмановский В.Б.* Оптимальное управление при случайных возмущениях // М.: Наука. 1978. 351 с.
6. *Rashaideh H.* A novel optimization algorithm for solving two-point boundary value problems // 2016 International Conference on Engineering & MIS (ICEMIS). 2016. pp. 1–4.
7. *Попов И.М., Хамзатов М.М.* Война будущего. Концептуальные основы и практический вывод // М.: Кучково поле. 2017. 832 с.
8. *Федосов Е.А.* Реализация сетцентрической технологии ведения боевых действий потребует создания БРЛС нового поколения // Фазотрон. 2007. № 1, 2. С. 11–44.
9. *Engstrom J.* Systems Confrontation and System Destruction Warfare: How the Chinese People's Liberation Army Seeks to Wage Modern Warfare // RAND Corporation. 2018. 142 p.
10. *Mazarr M.J. et al.* Strategic Planning and the U.S. Air Force. Characteristics of Success // RAND Corporation. 2018. 134 p.
11. *Верба В.С.* Автоматическое сопровождение целей в РЛС интегрированных авиационных комплексов. Сопровождение одиночных целей // М.: Радиотехника. 2018. Т. 2. 486 с.
12. *Yuan L. et al.* Sine tracking model of hypersonic target in near space based on radar detecting // IET International Radar Conference 2015. 2015. pp. 1–4.
13. *Wei-feng L., Cheng-lin W., Hai-long C.* An asynchronous tracking systems modeling and its application in tracking performance analysis for hypersonic aircraft vehicle // 2015 34th Chinese Control Conference (CCC). 2015. pp. 2134–2139.
14. *Верба В.С.* Автоматическое сопровождение целей в РЛС интегрированных авиационных комплексов. Теоретические основы. РЛС в составе интегрированных авиационных комплексов // М.: Радиотехника. 2018. Т. 1. 360 с.
15. *Heng Z.H., Zhou D.* Differential game guidance law considering second-order dynamics with zeros of missile autopilots // 2017 36th Chinese Control Conference (CCC). 2017. pp. 5805–5810.
16. *Xue G. et al.* A novel adaptive filter for highly maneuvering target // CIE International Conference on Radar (RADAR). 2016. pp. 1–5.
17. *Peinecke N., Limmer L., Volkert A.* Application of "Well Clear" to Small Drones // 2018 IEEE/AIAA 37th Digital Avionics Systems Conference (DASC). 2018. pp. 1–9.
18. *Каляев И.А., Гайдук А.П., Канустян С.Г.* Модели и алгоритмы коллективного управления в группах роботов // М.: Физматлит. 2009. 280 с.
19. *Верба В.С.* Автоматическое сопровождение целей в РЛС интегрированных авиационных комплексов. Многоцелевое сопровождение // М.: Радиотехника. 2018. Т. 3. 392 с.
20. *Abdulla F.A.A., Demirkol A.* Multi-targets tracking using parallel Kalman filter // 2016 CIE International Conference on Radar (RADAR). 2016. pp. 1–4.
21. *Zhang L. et al.* Cooperative multi-target tracking with MIMO radar // 2017 16th International Conference on Optical Communications and Networks (ICOCN). 2017. pp. 1–3.
22. *Raj K.D.S., Krishna I.M.* Kalman filter based target tracking for track while scan data processing // 2015 2nd International Conference on Electronics and Communication Systems (ICECS). 2015. pp. 878–883.
23. *Lu Q., Zhou J.* LQR tracking guidance law for hypersonic vehicle // 2017 29th Chinese Control and Decision Conference (CCDC). 2017. pp. 7090–7094.

24. *Li C. et al.* A new tracking algorithm for hypersonic targets // 2014 2nd International Conference on Systems and Informatics (ICSAI 2014). 2014. pp. 372–377.
25. *Yukseker B., Ure N.K., Inalhan G.* Cooperative interception of a highly maneuverable aerial target // 2018 AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. 2018. pp. 1581–1591.
26. *Huang J., Zhang H., Tang G., Bao W.* Radar tracking for hypersonic glide vehicle based on aerodynamic model // 2017 29th Chinese Control And Decision Conference (CCDC). 2017. pp. 1080–1084.
27. *Wang J., Li Z.* A novel tracking algorithm of hypersonic target // 2016 CIE International Conference on Radar (RADAR). 2016. pp. 1–5.
28. *Крутько П.Д., Максимов А.И., Скворцов Л.М.* Алгоритмы и программы проектирования автоматических систем // М.: Радио и связь. 1988. 306 с.

**Верба Владимир Степанович** — д-р техн. наук, профессор, член-корреспондент РАН, заслуженный деятель науки РФ, генеральный конструктор, АО "Концерн радиостроения "Вега". Область научных интересов: системы радиоуправления, теория управления, теория оптимизации, радиолокация. Число научных публикаций — 212. pterbull@mail.ru; Кутузовский пр., 34, 121170, Москва, Российская Федерация; р.т.: +7(499)753-4004; факс: +7(495)933-1563.

**Меркулов Владимир Иванович** — д-р техн. наук, профессор, заслуженный деятель науки РФ, заместитель генерального конструктора, АО "Концерн радиостроения "Вега". Область научных интересов: системы радиоуправления, теория управления, теория оптимизации, радиолокация. Число научных публикаций — 312. pterbull@yandex.ru; Кутузовский пр., 34, 121170, Москва, Российская Федерация; р.т.: +7(499)753-4004; факс: +7(495)933-1563.

**Поддержка исследований.** Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект № 18-08-01083-а).

V.S. VERBA, V.I. MERKULOV  
**PROBLEMS OF CHOOSING OPTIMIZATION METHOD  
FOR NEXT-GENERATION AVIATION RADIO CONTROL  
SYSTEMS**

---

*Verba V.S., Merkulov V.I. Problems of Choosing Optimization Method for Next-Generation Aviation Radio Control Systems.*

**Abstract.** Analysis of the trends of military-technical confrontation in the aerospace sector allows us to identify a number of areas that directly affect the information and control side of the operation of aviation radio control systems, including: group use of means of attack and defence; the qualitative complexity of the laws of the mutual spatial placement of the aircraft; high dynamics, nonstationarity of environment; use of control modes and information support on the verge of buckling, which is characteristic of super-maneuverable aircraft and intensively maneuvering targets tracking systems; the discrepancy of the dynamic properties of airborne targets and interceptors; growing complexity of information support algorithms.

Mathematical apparatus used for synthesis of aircraft control systems must provide: effective guidance on targets maneuvering under complex laws, including the change of signs of derivatives; guaranteed withdrawal from the boundaries of stable (dangerous) work, including collision prevention in groups; accounting for the discrepancy between the dynamic properties; redistribution of control priorities in the guidance process; universality of the formation of guidance methods and feasibility of information support algorithms.

Analysis of the possibilities of classical optimization methods based on minimization of quadratic quality functionals showed that they are not able to meet the totality of these requirements and thus new approaches are required.

As such, it is proposed to use the synthesis of control signals that are optimal for a minimum of quadratic-biquadrate quality functional.

The application of this approach in the framework of computationally efficient local optimization is considered.

An example of the synthesis of a method of guidance, illustrating the possibility of the formation of control signals, providing guidance of inertial aircraft to intensively maneuvering targets accounting for both linear and nonlinear dependences on the operation errors and the mismatch of the dynamic characteristics of the target and interceptor.

**Keywords:** Radio Control Systems, Optimization, Quadratic-Biquadrate Quality Functionals, Guidance Methods.

---

**Verba Vladimir Stepanovich** — Ph.D., Dr.Sci., Professor, Corresponding Member of RAS, Honored Scientist of Russian Federation, Chief Designer, Radio Engineering Corporation Vega JSC. Research interests: radio control systems, control theory, optimisation theory, radiolocation. The number of publications — 212. pterbull@mail.ru; 34, Kutuzovskiy pr., 121170, Moscow, Russian Federation; office phone: +7(499)753-4004; fax: +7(495)933-1563.

**Merkulov Vladimir Ivanovich** — Ph.D., Dr.Sci., Professor, Honored Scientist of Russian Federation, Deputy Chief Designer, Radio Engineering Corporation Vega JSC. Research interests: radio control systems, control theory, optimisation theory, radiolocation. The number of publications — 312. pterbull@yandex.ru; 34, Kutuzovskiy pr., 121170, Moscow, Russian Federation; office phone: +7(499)753-4004; fax: +7(495)933-1563.

**Acknowledgements.** This research is supported by RFBR (grant 18-08-01083-a).

**References**

1. Merkulov V.I. et al. *Aviatsionny'e sistemy radioupravleniya. Uchebnik dlya voyennykh i grajdanskih VUZov* [Airborne radio control systems. Textbook for military and civil universities]. M.: VVIA im. Prof. N.Ye. Zhikovskogo. 2008. 423 p. (In Russ.).
2. Yarlykov M.S. et al. *Radioelektronnye komplekсы navigacii, pricelivaniya i upravleniya vo-oruzheniem letatel'nykh apparatov. Teoreticheskie osnovy* [Radio-electronic systems of navigation, targeting and weapons control of airborne vehicles. Theoretical foundations]. M.: Radiotekhnika. Issue 1. 2012. 504 p. (In Russ.).
3. Aleksandrov V.V. et al. *Optimal'noe upravlenie dvizheniem* [Optimal motion control]. M.: Fizmatlit. 2005. 376 p. (In Russ.).
4. Rojtenberg Y.N. *Avtomaticheskoe upravlenie* [Automatic control]. M.: Nauka. 1992. 576 p. (In Russ.).
5. Chernous'ko F.A., Kolmanovskij V.B. *Optimal'noe upravlenie pri sluchajnykh vozmushcheniyah* [Optimal control with stochastic disturbances]. M.: Nauka. 1978. 351 p. (In Russ.).
6. Rashaideh H. A novel optimization algorithm for solving two-point boundary value problems. 2016 International Conference on Engineering & MIS (ICEMIS). 2016. pp. 1–4.
7. Popov I.M., Hamzatov M.M. *Vojna budushchego. Konceptual'nye osnovy i prakticheskij vyvody* [Future warfare. Conceptual foundations and practical conclusions]. M.: Kuchkovo pole. 2017. 832 p. (In Russ.).
8. Fedosov E.A. [Realisation of network-centric warfare requires new-generation of on-board radars]. *Fazotron — Fazotron*. 2007. vol. 1, 2. pp. 11–44. (In Russ.).
9. Engstrom J. Systems Confrontation and System Destruction Warfare: How the Chinese People's Liberation Army Seeks to Wage Modern Warfare. RAND Corporation. 2018. 142 p.
10. Mazarr M.J. et al. Strategic Planning and the U.S. Air Force. Characteristics of Success. RAND Corporation. 2018. 134 p.
11. Verba V.S. *Avtomaticheskoe soprovozhdenie celej v RLS integrirovannykh aviacionnykh kompleksov. Soprovozhdeniye odinochnykh celej* [Automatic target tracking in radars of integrated airborne systems. Single target tracking]. M.: Radiotekhnika. 2018. Issue 2. 486 p. (In Russ.).
12. Yuan L. et al. Sine tracking model of hypersonic target in near space based on radar detecting. IET International Radar Conference 2015. 2015. pp. 1–4.
13. Wei-feng L., Cheng-lin W., Hai-long C. An asynchronous tracking systems modeling and its application in tracking performance analysis for hypersonic aircraft vehicle. 2015 34th Chinese Control Conference (CCC). 2015. pp. 2134–2139.
14. Verba V.S. *Avtomaticheskoe soprovozhdenie celej v RLS integrirovannykh aviacionnykh kompleksov. Teoreticheskie osnovy. RLS v sostave integrirovannykh aviacionnykh kompleksov* [Automatic target tracking in radars of integrated airborne systems. Theoretical foundations. Radar as a part of integrated airborne systems]. 2018. Issue 21. 360 p. (In Russ.).
15. Heng Z.H., Zhou D. Differential game guidance law considering second-order dynamics with zeros of missile autopilots. 2017 36th Chinese Control Conference (CCC). 2017. pp. 5805–5810.
16. Xue G. et al. A novel adaptive filter for highly maneuvering target. CIE International Conference on Radar (RADAR). 2016. pp. 1–5.
17. Peinecke N., Limmer L., Volkert A. Application of "Well Clear" to Small Drones. 2018 IEEE/AIAA 37th Digital Avionics Systems Conference (DASC). 2018. pp. 1–9.
18. Kalyaev I.A., Gajduk A.R., Kapustyan S.G. *Modeli i algoritmy kollektivnogo upravleniya v gruppah robotov* [Models and algorithms of collective control for groups of robots]. M.: Fizmatlit. 2009. 280 p. (In Russ.).

19. Verba V.S. *Avtomaticheskoe soprovozhdenie celej v RLS integrirovannyh aviacionyh kompleksov. Mnogocelevoe soprovozhdeniye*. [Automatic target tracking in radars of integrated airborne systems. Multi target tracking]. M.: Radiotekhnika. 2018. Issue 3. 392 p. (In Russ.).
20. Abdulla F.A.A., Demirkol A. Multi-targets tracking using parallel Kalman filter. 2016 CIE International Conference on Radar (RADAR). 2016. pp. 1–4.
21. Zhang L. et al. Cooperative multi-target tracking with MIMO radar. 2017 16th International Conference on Optical Communications and Networks (ICOON). 2017. pp. 1–3.
22. Raj K.D.S., Krishna I.M. Kalman filter based target tracking for track while scan data processing. 2015 2nd International Conference on Electronics and Communication Systems (ICECS). 2015. pp. 878–883.
23. Lu Q., Zhou J. LQR tracking guidance law for hypersonic vehicle. 2017 29th Chinese Control and Decision Conference (CCDC). 2017. pp. 7090–7094.
24. Li C. et al. A new tracking algorithm for hypersonic targets. 2014 2nd International Conference on Systems and Informatics (ICSAI 2014). 2014. pp. 372–377.
25. Yuksek B., Ure N.K., Inalhan G. Cooperative interception of a highly maneuverable aerial target. 2018 AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. 2018. pp. 1581–1591.
26. Huang J., Zhang H., Tang G., Bao W. Radar tracking for hypersonic glide vehicle based on aerodynamic model. 2017 29th Chinese Control and Decision Conference (CCDC). 2017. pp. 1080–1084.
27. Wang J., Li Z. A novel tracking algorithm of hypersonic target. 2016 CIE International Conference on Radar (RADAR). 2016. pp. 1–5.
28. Krut'ko P.D., Maksimov A.I., Skvorcov L.M. *Algoritmy i programmy proektirovaniya avtomaticheskikh sistem* [Algorithms and software for designing automatic systems]. M.: Radio i svyaz'. 1988. 306 p. (In Russ.).