

УДК 62-40

Минимаксная оптимизация маневров преследования противника в условиях ближнего воздушного боя

Евдокименков В.Н.*, Ляпин Н.А.**

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), МАИ, Волоколамское шоссе, 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993, Россия

**e-mail: evdokimenkovvn@mai.ru*

***e-mail: lyapin2010@yandex.ru*

Статья поступила 03.06.2019

Аннотация

Представлен алгоритм гарантирующего управления траекторией самолета-истребителя для задачи преследования-уклонения в условиях ближнего воздушного боя. Представлены результаты моделирования, отражающие влияние маневренных возможностей атакующего самолета-истребителя на достижение позиционного преимущества в воздушном бою.

Ключевые слова: ближний воздушный бой, гарантирующее управление, маневренные возможности, моделирование траекторий сближения

Введение

Одна из главных задач, стоящих перед истребительной авиацией - завоевание и удержание господства в воздухе, что считается непременным условием успешного ведения боевых действий всеми видами вооруженных сил. Ее можно решить путем

уничтожения самолетов противника в воздухе. Кроме того, эффективность действий авиации при выполнении ею других задач также во многом зависит от способности экипажей вести воздушный бой. Поэтому во всем мире тщательно изучается опыт использования авиации в военных конфликтах, с целью поиска тактических приемов, которые обеспечивают преимущество в воздушном бою [1-2].

Современный воздушный бой бывает наступательным и оборонительным и подразделяется на три вида: ближний маневренный воздушный бой (БВБ), воздушный бой на средних дистанциях (СВБ), дальний воздушный бой (ДВБ) [3]. Для каждого вида воздушного боя характерен свой вид применяемого оружия: пушечное вооружение и ракеты с тепловыми головками самонаведения (БВБ), управляемые ракеты средней дальности (СВБ), ракеты большой дальности (ДВБ). Применение новых видов вооружения, в частности ракет класса «воздух-воздух» с большой дальностью поражения и новыми средствами обнаружения (бортовыми радиолокационными станциями) позволяет обнаруживать и поражать противника на дальних подступах, что соответственно, снижает важность ближнего воздушного боя. Тем не менее, все современные истребители до сих пор имеют вооружение для возможных боевых столкновений в условиях ближнего воздушного боя.

По этой причине сохраняет актуальность исследование и оптимизация маневров преследования противника самолетом-истребителем в условиях ближнего воздушного боя. В этом случае основная цель маневрирования самолета-истребителя заключается в том, чтобы занять выгодное позиционное положение по отношению к противнику, повышающее эффективность последующего применения авиационных средств поражения (АСП) [4].

В ближнем воздушном бою маневры представляют собой комплекс горизонтальных, вертикальных, а также координированных и форсированных разворотов [5-8]. В настоящее время на основе анализа накопленного опыта ведения боевых действий сформулирована эмпирическая формула воздушного боя, предполагающая использование ряда типовых маневров, обеспечивающих атакующему самолету-истребителю позиционное преимущество. К ним относятся "быстрый двойной вираж", "бочка" с последующим отставанием от преследуемого самолета и "медленный двойной вираж".

Вместе с тем, развитие боевой авиации, повышение динамических возможностей самолетов-истребителей, совершенствование их радиоэлектронного оборудования и АСП, внедрение бортовых средств интеллектуальной поддержки экипажа [9-11] позволяет существенно расширить многообразие наступательных маневров, используемых в условиях ближнего воздушного боя.

При исследовании подобных маневров необходимо учитывать способность самолета-истребителя выполнять их в условиях ограниченных динамических возможностей, а также характеристики имеющихся АСП и бортового радиоэлектронного оборудования, что предполагает использование соответствующего математического аппарата.

Например, в [12] исследуются задачи траекторного управления беспилотными истребителями в режимах командного наведения с привлечением самолета дальнего радиолокационного обнаружения и управления (ДРЛОУ) и аппаратуры самонаведения. При этом решение задач управления для обоих режимов получено только для варианта маневрирования самолета-истребителя и цели в горизонтальной

плоскости. При этом предполагается, что в любой момент времени известно поперечное ускорение цели, используемое для экстраполяции её траектории.

В [13-15] рассматривается управление истребителями, применяемыми для перехвата и уничтожения на удаленных рубежах самолетов противника. Для обнаружения и сопровождения воздушных целей в состав целевого оборудования самолетов-истребителей включаются бортовые радиолокационные станции, осуществляющие определение текущих значений скорости цели и расстояния до нее в каждый момент времени. При этом формирование управления траекторией самолета-истребителя базируется на кинематических уравнениях метода параллельного сближения. В [16-17] рассматривается задача наведения беспилотного ЛА на подвижную цель

Все упомянутые выше работы объединяет то, что они не учитывают объективно игровой характер задачи перехвата воздушной цели. Действительно, атакующий цель самолет-истребитель в результате активного наступательного маневрирования стремится переместиться в область возможных атак, конфигурация которой зависит от характеристик располагаемых на нем АСП. При этом действия самолета противника, совершающего пассивный оборонительный маневр, направлены на уклонение от атаки самолета-истребителя, чтобы не допустить его вхождение в область возможных атак своего самолета.

Все это указывает на необходимость использования игрового подхода для исследования наступательных маневров самолета-истребителя. В статье, продолжающей работу авторов [18], рассматривается решение задачи гарантирующего управления траекторией самолета-истребителя в процессе

преследования маневрирующей воздушной цели, обеспечивающего его позиционное преимущество в условиях ближнего воздушного боя.

1. Математическая постановка задачи синтеза гарантирующего управления траекторией самолета-истребителя в процессе преследования воздушной цели

Наиболее ответственным и одновременно наиболее сложным с точки зрения управления является этап вывода самолета-истребителя в зону применения авиационных средств поражения (АСП). Целью управления на этом этапе является обеспечение такого положения атакующего самолета относительно цели, при котором достигается максимальная эффективность используемых АСП.

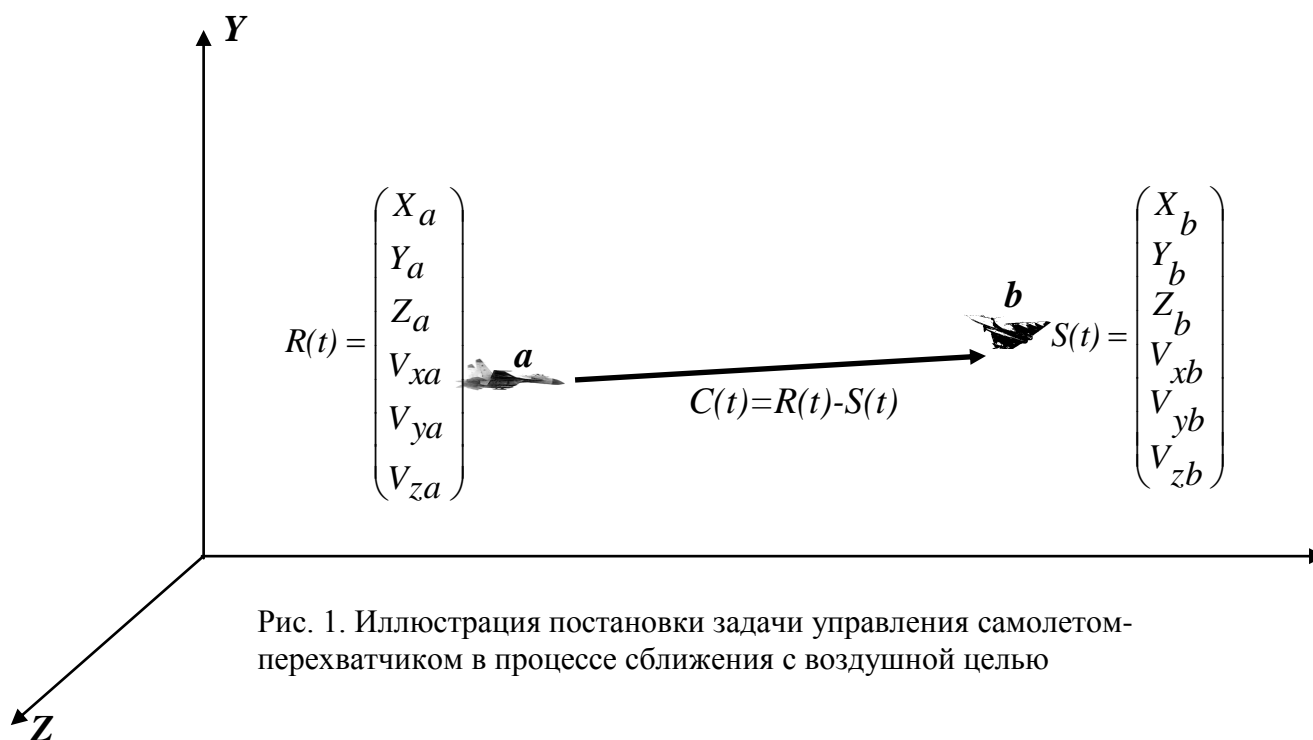


Рис. 1. Иллюстрация постановки задачи управления самолетом-перехватчиком в процессе сближения с воздушной целью

Введем следующие обозначения (рис. 1): а – атакующий самолет-истребитель, б – самолет противника. Дальнейшее изложение опирается на представление самолетов, участвующих в воздушном бою, как материальных точек, векторы состояния которых включают шесть компонент – три координаты (X, Y, Z) , задающие

их пространственное положение в стартовой системе координат $OXYZ$, связанной с аэродромом вылета, и три составляющих вектора скорости (V_x, V_y, V_z) .

Считаем, что процесс боевого маневрирования происходит в условиях информационного контакта с противником, т.е. любому из конфликтующих самолетов доступна информация о его собственном текущем состоянии (положении, скорости), а также о положении и скорости самолета противника. Заметим, что в отличие от решения задачи управления траекторией истребителя, предложенной в [18], в данном случае не возникает необходимости в получении информации о текущем ускорении цели, получение оценки которой с необходимой точностью в реальных условиях остается серьезной проблемой.

Учитывая это, применительно к рассматриваемой ситуации введем следующие обозначения (рис.1): $R(t) = (X_a, Y_a, Z_a, V_{xa}, V_{ya}, V_{za})^T$, $S(t) = (X_b, Y_b, Z_b, V_{xb}, V_{yb}, V_{zb})^T$ - соответственно векторы текущего состояния атакующего самолета-истребителя и цели в стартовой системе координат $OXYZ$, «привязанной» к аэродрому вылета. Тогда точка в шестимерном пространстве относительных параметров состояния противодействующих самолетов задается вектором $C(t) = R(t) - S(t)$. Предполагается, что процесс сближения истребителя и цели происходит на конечном временном интервале $[0, T]$.

Введем вектор $C^l = R^l(T) - S^l(T) = (C_1^l, C_2^l, C_3^l, C_4^l, C_5^l, C_6^l)^T$, фиксирующий в пространстве относительных параметров точку, которая является “идеальной” с точки зрения самолета-истребителя, когда он занимает тактически выгодное положение относительно цели, обеспечивающее преимущество в последующей

атаке. Таким образом, самолет-истребитель, реализуя маневр преследования цели, стремится обеспечить такое конечное состояние, при котором точка $C(T) = R(T) - S(T)$ в пространстве относительных параметров будет расположена как можно ближе к «идеальной» точке C^I . Противник, напротив, реализует маневр уклонения, при котором точка $C(T)$ будет расположена как можно дальше от «идеальной» для перехватчика точки C^I . Конкретный выбор точки C^I зависит от типов самолетов, участвующих в воздушном бою, их динамических возможностей, характеристик АСП и радиолокационных средств, располагаемых на самолете-истребителе.

В качестве вектора управления самолетом-истребителем будем рассматривать трехмерный вектор, компонентами которого являются ускорения по соответствующим осям стартовой системы координат $U = (a_{xa}, a_{ya}, a_{za})^T$. В дальнейшем составляющие ускорений самолета-истребителя в стартовой системе координат на основе матрицы направляющих косинусов могут быть пересчитаны в компоненты ускорений в связанной системе координат, а значит, в составляющие перегрузок по связанным осям, обеспечивающих возможность маневрирования.

Вектор управления самолетом противника имеет аналогичную структуру $V = (a_{xb}, a_{yb}, a_{zb})^T$. В результате дифференцирования по времени компонент вектора $C(t)$ очевидным образом получается дифференциальное уравнение, описывающее динамику изменения относительного состояния конфликтующих самолетов в процессе их маневрирования:

$$\frac{dC(t)}{dt} = AC(t) + BU(t) + DV(t), \quad (1.1)$$

где $C(t)$ – ранее введенный вектор размера 6×1 , характеризующий текущее относительное состояние противоборствующих самолетов; A , B , D – постоянные матрицы соответствующих размеров с компонентами

$$A = \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix}, \quad B = \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}, \quad D = \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ -1 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{pmatrix}. \quad (1.2)$$

Для линейной динамической системы (1.1), (1.2) имеет место игровая задача с двумя участниками, преследующими разные интересы:

- первый игрок (самолет-истребитель) за счет выбора управления $U(t)$ стремится перевести систему (1.1) за заданное время T из начального состояния $C(0)$ в конечное состояние $C(T)$ с минимальным отклонением от «идеального» состояния C^I при ограничениях на управление;

- второй игрок (самолет противника) за счет выбора управления $V(t)$ стремится перевести систему (1.1) за заданное время T из начального состояния $C(0)$ в конечное состояние $C(T)$ с максимальным отклонением от «идеального» для первого игрока состояния C^I при ограничениях на управление

Заметим, что в условиях реального воздушного боя параметры относительного движения самолета-истребителя и цели имеют естественные ограничения, задаваемые системой неравенств:

$$C_{imin} \leq C_i \leq C_{imax}, i = \overline{1,6}, \quad (1.3)$$

где значения C_{imin}, C_{imax} определяются динамическими возможностями противоборствующих самолетов и условиями видимости бортовых радиолокационных станций (РЛС), обеспечивающих получение информации о положении и скорости противника.

Аналогичные ограничения накладываются на управления:

$$u_{imin} \leq u_i \leq u_{imax}, v_{imin} \leq v_i \leq v_{imax}, i = \overline{1,3}.$$

Наличие подобных объективных ограничений позволяет совершить переход от физических параметров относительного движения самолета-истребителя и цели к их нормированным аналогам на основе линейного преобразования вида

$$\tilde{C}_i(t) = \frac{C_i(t) - \frac{1}{2}(C_{imin} + C_{imax})}{\frac{1}{2}(C_{imax} - C_{imin})}, i = \overline{1,6}. \quad (1.4)$$

Преобразование (1.4) отображает параллелепипед, описываемый системой неравенств (1.3) в куб $-1 \leq \tilde{C}_i \leq 1, i = \overline{1,6}$. В векторном виде его можно представить как

$$\tilde{C}(t) = \Phi^C C(t) - \Gamma^C,$$

(1.5)

где Φ^C - постоянная диагональная матрица (6×6) с элементами

$$\Phi_{ii}^C = \frac{2}{C_{imax} - C_{imin}}, i = \overline{1,6},$$

Γ^C - постоянный вектор (6×1) с компонентами

$$\Gamma_i^C = \frac{C_{imin} + C_{imax}}{C_{imax} - C_{imin}}, i = \overline{1,6}.$$

Аналогичным образом осуществляется переход к нормированным векторам управления $\tilde{U}(t), \tilde{V}(t)$, компоненты которых удовлетворяют условиям $-1 \leq \tilde{u}_i \leq 1, -1 \leq \tilde{v}_i \leq 1, i = 1, 2, 3$:

$$\tilde{U}(t) = \Phi^U U(t) - \Gamma^U, \tilde{V}(t) = \Phi^V V(t) - \Gamma^V, \quad (1.6)$$

где Φ^U, Φ^V - постоянные диагональные матрицы (3×3) с элементами

$$\Phi_{ii}^U = \frac{2}{u_{imax} - u_{imin}}, \Phi_{ii}^V = \frac{2}{v_{imax} - v_{imin}}, i = \overline{1,3},$$

Γ^U, Γ^V - постоянные векторы (3×1) с элементами

$$\Gamma_i^U = \frac{u_{imin} + u_{imax}}{u_{imax} - u_{imin}}, \Gamma_i^V = \frac{v_{imin} + v_{imax}}{v_{imax} - v_{imin}}, i = \overline{1,3}.$$

С учетом перехода к нормированным векторам $\tilde{C}(t), \tilde{U}(t), \tilde{V}(t)$ исходная модель (1.1) принимает вид

$$\frac{d\tilde{C}(t)}{dt} = \tilde{A}\tilde{C}(t) + \tilde{B}\tilde{U}(t) + \tilde{D}\tilde{V}(t) + \tilde{H},$$

(1.7)

где $\tilde{A} = \Phi^C A (\Phi^C)^{-1}, \tilde{B} = \Phi^C B (\Phi^U)^{-1}, \tilde{D} = \Phi^C D (\Phi^V)^{-1}, \tilde{H} = \Phi^C (A \Gamma^C + B (\Phi^U)^{-1} \Gamma^U D (\Phi^V)^{-1} \Gamma^V)$.

Модель (1.7) можно упростить, если ограничения на параметры относительного движения самолета-перехватчика и цели, а также на управления задавать в виде условий: $|C_i| \leq C_{imax}, i = \overline{1,6}; |u_i| \leq u_{imax}, i = \overline{1,3}; |v_i| \leq v_{imax}, i = \overline{1,3}$. В этом случае векторы $\Gamma^C, \Gamma^U, \Gamma^V$ становятся нулевыми и приведенная выше модель, описывающая изменение во времени нормированных параметров относительного движения самолета-истребителя и цели, принимает вид, аналогичный (1.1):

$$\frac{d\tilde{C}(t)}{dt} = \tilde{A}\tilde{C}(t) + \tilde{B}\tilde{U}(t) + \tilde{D}\tilde{V}(t). \quad (1.8)$$

При этом выражения для диагональных элементов матриц Φ^C, Φ^U, Φ^V , участвующих в вычислении коэффициентов $\tilde{A}, \tilde{B}, \tilde{D}$, также упрощаются:

$$\Phi_{ii}^C = \frac{1}{C_{i\max}}, i = \overline{1,6}; \Phi_{jj}^U = \frac{1}{u_{j\max}}, \Phi_{jj}^V = \frac{1}{v_{j\max}}, j = \overline{1,3}.$$

Компоненты вектора C^I , задающие «идеальное» с точки зрения интересов самолета-истребителя терминальное состояние относительно цели с учетом перехода к нормированным параметрам относительного движения определяются следующим образом: $\tilde{C}^I = \Phi^C C^I$.

Применительно к динамической системе (1.8) исходная игровая задача сохраняет свое содержание:

- первый игрок за счет выбора управления $\tilde{U}(t)$ стремится перевести систему (1.8) за заданное время T из начального состояния $\tilde{C}(0)$ в конечное состояние $\tilde{C}(T)$ с минимальным отклонением от «идеального» состояния \tilde{C}^I при ограничениях на управление $-1 \leq \tilde{u}_i \leq 1, i = 1, 2, 3$;

- второй игрок за счет выбора управления $\tilde{V}(t)$ стремится перевести систему (1.8) за заданное время T из начального состояния $\tilde{C}(0)$ в конечное состояние $\tilde{C}(T)$ с максимальным отклонением от «идеального» для первого игрока состояния \tilde{C}^I при ограничениях на управление $-1 \leq \tilde{v}_i \leq 1, i = 1, 2, 3$.

Учитывая интересы игроков, в качестве критерия в рассматриваемой игровой задаче управления линейной динамической системой (1.8) предлагается использовать следующий критерий:

$$J(\tilde{U}, \tilde{V}) = \int_0^T (\tilde{U}^T(t)Q\tilde{U}(t) - \tilde{V}^T(t)W\tilde{V}(t)) dt + (\tilde{C}(T) - \tilde{C}^1)^T G^1 (\tilde{C}(T) - \tilde{C}^1) \quad (1.9)$$

Q , W - положительно-определенные матрицы, предполагаемые заданными. Элементы указанных матриц уточняются на этапе моделирования работы алгоритма так, чтобы обеспечивались ограничения на управления;

G^1 - весовая матрица, определяющая, насколько жестко должны выдерживаться требования по отдельным параметрам относительного движения самолета-истребителя для приведения в «идеальную» точку \tilde{C}^1 . Конкретный вид этой матрицы зависит главным образом от типа авиационных средств поражения, которыми оснащен самолет-истребитель.

2. Синтез гарантирующего управления траекторией самолета-истребителя в процессе преследования воздушной цели

С учетом критерия (1.9) оптимальным, с точки зрения интересов самолета-истребителя, является управление \tilde{U}^1 , которое при наихудшем варианте действий самолета-противника \tilde{V}^1 обеспечивает минимум вышеприведенного критерия:

$$J(\tilde{U}^1, \tilde{V}^1) = \min_{\tilde{U}} \max_{\tilde{V}} J(\tilde{U}, \tilde{V}).$$

С точки зрения интересов противника оптимальным решением \tilde{U}^2 , \tilde{V}^2 игровой задачи (1.8), (1.9) является такое, при котором выполняется условие

$$J(\tilde{U}^2, \tilde{V}^2) = \max_{\tilde{V}} \min_{\tilde{U}} J(\tilde{U}, \tilde{V}).$$

Следовательно, в рамках критерия (1.9) интересы игроков строго противоположны: первый игрок стремится минимизировать критерий, а второй – максимизировать. При этом каждый исходит из того, что противник будет действовать наиболее выгодным для него образом.

В теории дифференциальных игр доказано [19], что для линейных систем с квадратичным критерием, какой является система (1.8) с критерием (1.9), седловая точка всегда существует, т.е. существует решение, оптимальное с точки зрения интересов обеих конфликтующих сторон:

$$J(\tilde{U}^*, \tilde{V}^*) = \min_{\tilde{U}} \max_{\tilde{V}} J(\tilde{U}, \tilde{V}) = \max_{\tilde{V}} \min_{\tilde{U}} J(\tilde{U}, \tilde{V}) \quad (2.1)$$

В [19] приведено решение этой задачи на основе метода динамического программирования Беллмана при условии, что продолжительность процесса сближения конфликтующих самолетов T задана. Это решение описывается соотношениями

$$\begin{aligned} \tilde{U}^*(C, t) &= -Q^{-1} B^T (P(t) \tilde{C}(t) + q(t)), \\ \tilde{V}^*(C, t) &= -W^{-1} D^T (P(t) \tilde{C}(t) + q(t)). \end{aligned}$$

(2.2)

Соотношения (2.2) позволяют для любого момента времени t найти управление \tilde{U}^* траекторией самолета-истребителя в зависимости от его текущего состояния относительно самолета противника, задаваемого вектором $\tilde{C}(t)$, при условии, что противник, преследуя собственные интересы, будет совершать наилучший для себя маневр с учетом управления \tilde{V}^* . При этом матрица $P=P(t)$

размера (6×6) и вектор $q=q(t)$ размера (6×1) , присутствующие в (2.2), определяются в результате решения дифференциальных уравнений:

$$\begin{aligned} \dot{P} &= -P\tilde{A} - \tilde{A}^T P + P(\tilde{B}Q^{-1}\tilde{B}^T + \tilde{D}W^{-1}\tilde{D}^T)P, & P(T) &= G^l, \\ \dot{q} &= ((\tilde{B}Q^{-1}\tilde{B}^T + \tilde{D}W^{-1}\tilde{D}^T)P - \tilde{A})^T q, & q(T) &= -G^l C^l. \end{aligned} \quad (2.3)$$

Заметим, что в дифференциальные уравнения (2.3) входят постоянные матрицы $\tilde{A}, \tilde{B}, \tilde{D}, Q, W$, присутствующие в модели динамической системы (1.8) и в выражении для критерия оптимальности (1.9). Следовательно, зависимости $P(t), q(t)$ могут быть рассчитаны заранее для любого момента времени $t \in [0, T]$, в том числе и для момента времени $t=0$, соответствующего моменту начала сближения, и входить в алгоритм в качестве известных функций.

Матрицы Q, W , присутствующие в выражении для критерия (2.3) формируются таким образом, чтобы для любого момента времени $t \in [0, T]$ и для любого текущего вектора $\tilde{C}(t)$, компоненты которого удовлетворяют условиям $-1 \leq \tilde{C}_i(t) \leq 1, i = \overline{1, 6}$ выполнялись неравенства:

$$\begin{aligned} -1 &\leq -Q^{-1}B^T(P(t)\tilde{C}(t) + q(t)) \leq 1, \\ -1 &\leq -W^{-1}D^T(P(t)\tilde{C}(t) + q(t)) \leq 1. \end{aligned}$$

Описанное в данном разделе оптимальное решение (2.2), (2.3) используется в дальнейшем как «опорное», позволяющее на его основе сформировать алгоритм наведения самолета-перехватчика при условии, что продолжительность процесса сближения T не задана.

В работе авторов [18] предложен метод определения оптимальной продолжительности процесса сближения самолета-перехватчика и цели,

отвечающей условию существования седловой точки в рассматриваемой игровой задаче. Определенная в соответствии с [18] расчетная продолжительность процесса сближения T^* используется для расчета управлений $\tilde{U}^*(\tilde{C}), \tilde{V}^*(\tilde{C})$, соответствующих текущему нормированному относительному состоянию $\tilde{C}(t)$ самолетов, участвующих в воздушном бою.

После того, как получены нормированные векторы управлений \tilde{U}^*, \tilde{V}^* , осуществляется их пересчет в векторы U^*, V^* , компонентами которых являются командные ускорения по осям стартовой системы координат. В дальнейшем ускорения, содержащиеся в векторе U^* , с использованием матрицы направляющих косинусов пересчитываются в компоненты ускорений самолета-истребителя в связанной системе координат, а значит, в составляющие командных перегрузок по связанным осям, обеспечивающие возможность его маневрирования.

В следующем разделе представлены результаты моделирования движения самолета-истребителя в процессе сближения с маневрирующей воздушной целью.

3. Исследование влияния маневренных возможностей истребителя на достижение позиционного преимущества в ближнем воздушном бою.

Целью имитационного моделирования процесса сближения самолетов, участвующих в воздушном бою, являлась оценка позиционного преимущества, которое приобретает самолет-истребитель в зависимости от его маневренных возможностей. В качестве прототипа цели выступал тактический истребитель *F-15*.

В процессе моделирования вектор $C(0)$, который задает относительное начальное состояние самолета-истребителя и цели на момент начала сближения,

выбирался случайным образом в пределах заданной области

$W_C = \{C(0) : |C_i(0)| \leq C_{imax}(0), i = \overline{1,6}\}$. В качестве значений $C_{imax}(0), i = \overline{1,3}$, характеризующих относительное положение перехватчика и цели соответственно по координатам X, Y, Z стартовой системы координат, учитывая требования информационного контакта, принималась максимальная дальность захвата цели бортовой РЛС ($C_{1max}(0) = 25$ км., $C_{2max}(0) = 12.5$ км., $C_{3max}(0) = 7.5$ км.). Компоненты $C_{imax}(0), i = \overline{4,6}$, определяют максимально-допустимые скорости сближения истребителя и цели, которые, исходя из возможностей современных истребителей, принимались равными $C_{4max}(0) = 2200$ км/ч, $C_{5max}(0) = 600$ км/ч, $C_{6max}(0) = 200$ км/ч. Область W_C использовалась в дальнейшей процедуре нормирования параметров относительного движения перехватчика и цели.

Для оценки позиционного преимущества, которое приобретает самолет-истребитель, в момент завершения процесса сближения T^* рассчитывались расстояния $d(T^*)$, характеризующее в пространстве нормированных относительных координат близость самолета-истребителя до «идеальной» точки \tilde{C}^1 , перемещение в которую обеспечивает ему преимущество с точки зрения последующего применения средств поражения. Это расстояние представляет собой терминальную компоненту критерия (1.9):

$$d(T^*) = (\tilde{C}(T^*) - \tilde{C}^1)^T G^1 (\tilde{C}(T^*) - \tilde{C}^1).$$

(3.1)

Предполагалось, что истребитель оснащен управляемыми ракетами (УР) ближнего боя типа Р-73 с тепловой головкой самонаведения (ГСН). В этом случае «идеальной» является точка C^I , соответствующая наилучшим условиям применения УР: $C_1^I = 5250$ м, $C_2^I = 2625$ м, $C_3^I = 0$ м, $C_4^I = 55.55$ м/с, $C_5^I = 18.05$ м/с, $C_6^I = 0$ м/с. Для вектора C^I с использованием линейного преобразования $\tilde{C}^I = \Phi^C C^I$ рассчитывался его нормированный аналог \tilde{C}^I , который в дальнейшем использован в (3.1). Весовая матрица G^I , определяющая требования к точности приведения атакующего самолета в идеальную для него точку \tilde{C}^I , с учетом конфигурации зоны возможных пусков УР типа Р-73 принималась диагональной с элементами: $G_1^I = 0.62$, $G_2^I = 0.62$, $G_3^I = 1$, $G_4^I = 0.95$, $G_5^I = 0.88$, $G_6^I = 1$.

Маневренные возможности атакующего истребителя оценивались по следующим тактически значимым показателям [20]:

- «приемистость», характеризующая оперативность разгона истребителя до необходимой скорости. Влияние этого показателя на траекторию маневрирования атакующего истребителя главным образом проявляется через величину осевого ускорения a_x в стартовой системе координат.

- «скороподъемность», определяющая маневренность самолета в вертикальной плоскости. Влияние этого показателя на траекторию маневрирования атакующего истребителя главным образом проявляется через величину нормального ускорения a_y в стартовой системе координат.

- «поворотливость», отражающая способность самолета выполнять горизонтальные маневры. Влияние данного показателя на траекторию

маневрирования атакующего истребителя главным образом проявляется через величину бокового ускорения a_z в стартовой системе координат.

С целью исследования влияния перечисленных выше показателей маневренности на достижение позиционного преимущества в условиях ближнего воздушного боя было проведено три серии вычислительных экспериментов, каждая из которых включала моделирование 100 траекторий движения противников, соответствующих различным случайно выбираемым начальным состояниям $C(0) \in W_C$. Во всех случаях ограничения на управления цели, прототипом которой являлся тактический истребитель *F-15*, задавались в виде $|v_i| \leq v_{i\max}$, $i = \overline{1,3}$, где в соответствии с [20] $v_{1\max} = 4g$, $v_{2\max} = 6g$, $v_{3\max} = 2g$.

В процессе маневрирования атакующий истребитель и самолет противника использовали оптимальные законы управления $\tilde{U}^*(\tilde{C}), \tilde{V}^*(\tilde{C})$, рассчитываемые с помощью (2.2), (2.3), исходя из оптимальной продолжительности процесса сближения T^* , определяемой условиями существования седловой точки.

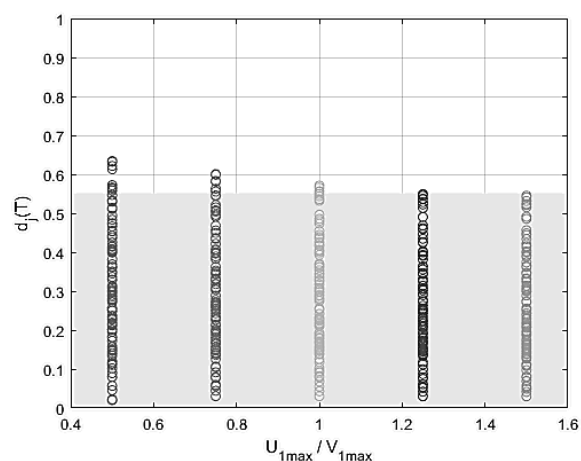
Прежде всего исследовалось влияние «приемистости» атакующего самолета-истребителя, на приобретаемое им позиционное преимущество. Для этого в процессе моделирования варьировалось отношение $u_{1\max}/v_{1\max} = k, k = 0,5; 0,75; 1,0; 1,25; 1,5$.

Значение $k < 1$ указывает на то, что противник обладает маневренным преимуществом по показателю «приемистость». Значение $k = 1$ является признаком того, что конфликтующие самолеты обладают сопоставимыми маневренными возможностями по данному показателю. Наконец, $k > 1$ указывает на маневренное

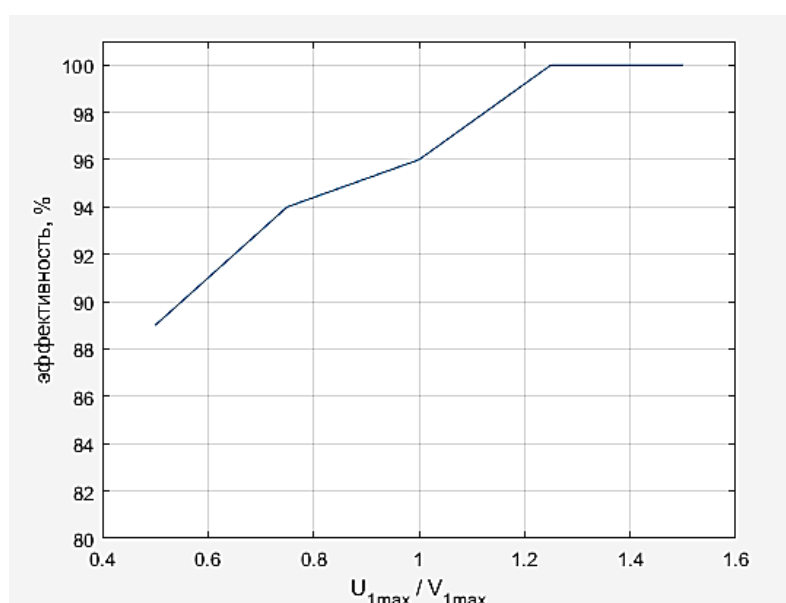
преимущество атакующего самолета. При этом предполагалось, что истребитель и цель обладают сопоставимыми маневренными возможностями по скороподъемности и «поворотливости», то есть $u_{2\max} = v_{2\max} \cdot u_{3\max} = v_{3\max}$.

Для каждого фиксированного значения $u_{1\max}/v_{1\max}$ случайным образом в соответствии с равномерным распределением генерировались реализации $C^j(0) \in W_C, j = 1, \dots, 100$, которые задают относительное начальное состояние истребителя и цели, и рассчитывались траектории $\tilde{C}^j(t), t \in [0, T^*], j = 1, \dots, 100$, отражающие взаимное положение истребителя и цели в процессе маневрирования. Для этого интегрировались уравнения (1.8) с законами управления (2.2), (2.3). В результате были получены реализации $d_j = (\tilde{C}^j(T^*) - \tilde{C}^I)^T G^I (\tilde{C}^j(T^*) - \tilde{C}^I)$, количественно выражающие степень близости самолета-истребителя до «идеальной» точки \tilde{C}^I в момент завершения процесса маневрирования.

На рис. 2а приведено распределение значений $d_j(u_{1\max}/v_{1\max}), j = 1, \dots, 100$, отражающая влияние «приемистости» атакующего самолета по сравнению с самолетом противника на достигаемое им позиционное преимущество в условиях ближнего воздушного боя. Заштрихованная область определяет границу зоны возможных пусков, соответствующую характеристикам УР с тепловой головкой самонаведения. Рис. 2б содержит зависимость, отражающую процентную долю траекторий, при которых обеспечивается приведение атакующего самолета в зону возможных пусков УР.



а)



б)

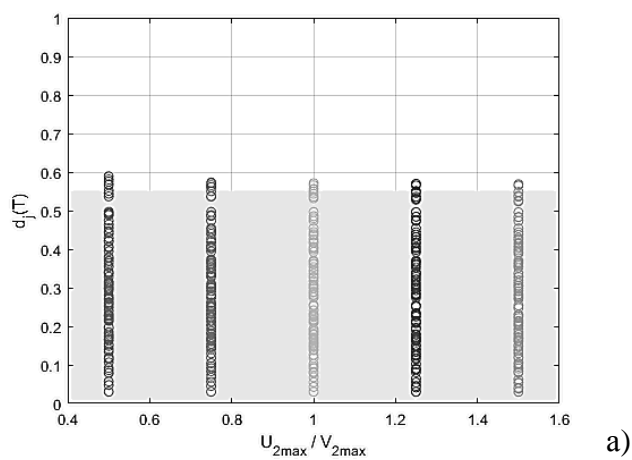
Рис. 2. Влияние «приемистости» атакующего самолета по сравнению с самолетом противника на достигаемое им позиционное преимущество

Аналогичным образом исследовалось влияние других показателей маневренных возможностей самолета-истребителя на его позиционное преимущество. На рис. 3а,3б приведено распределение значений

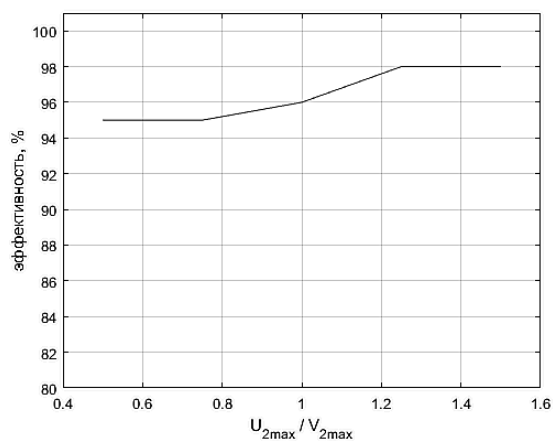
$d_j(u_{2max}/v_{2max})$, $j = 1, \dots, 100$ и процентная доля траекторий, при которых обеспечивается

приведение атакующего самолета в зону возможных пусков УР, иллюстрирующие

влияние скороподъемности атакующего самолета по отношению к цели на достигаемое им позиционное преимущество в условиях ближнего воздушного боя

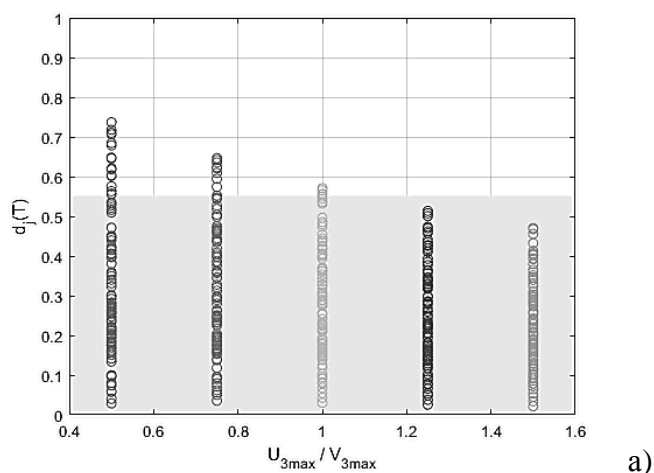


а)

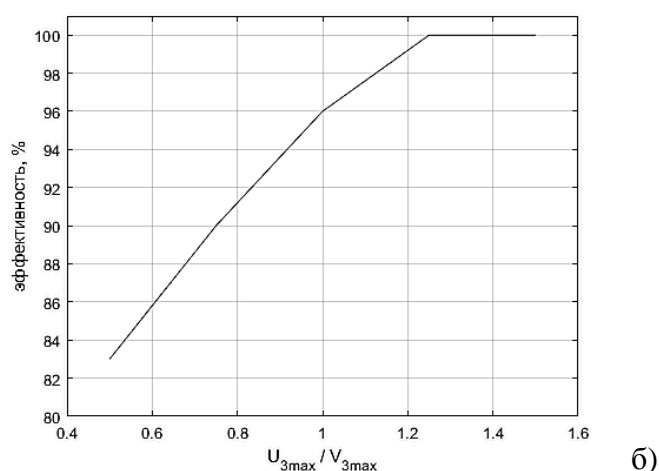


б)

Рис. 3. Влияние «скороподъемности» атакующего самолета по сравнению с самолетом противника на достигаемое им позиционное преимущество



а)



б)

Рис. 4. Влияние «поворотливости» атакующего самолета по сравнению с самолетом противника на достигаемое им позиционное преимущество

Рис. 4 а, б иллюстрируют влияние «поворотливости» атакующего самолета по отношению к цели на достигаемое им позиционное преимущество в условиях ближнего воздушного боя.

Анализ зависимостей, приведенных на рис. 2-4 позволяет утверждать, что использование описанного алгоритма гарантирующего управления, независимо от относительного начального состояния цели и самолета-истребителя, при сопоставимости их маневренных возможностей в 96% случаях обеспечивает приведение атакующего самолета в зону возможных пусков АСП. Заметим, что увеличение значений тактических показателей, отражающих маневренные возможности самолета-истребителя по сравнению с целью, на 30% приводит к тому, что во всех случаях, вне зависимости от начального положения цели относительно атакующего самолета, обеспечивается его приведение в зону возможных пусков УР с тепловой ГСН.

При этом, в наибольшей степени на позиционное преимущество, приобретаемое самолетом-истребителем в условиях ближнего воздушного боя, оказывает такой тактический показатель как «поворотливость», то есть способность самолета-истребителя выполнять горизонтальные маневры.

Заметим, что в процессе моделирования предполагалось, что цель действует наихудшим, с точки зрения интересов атакующего самолета, образом. Любое отклонение цели от этого оптимального для неё закона управления увеличивает позиционное преимущество истребителя в условиях ближнего воздушного боя.

Заключение

В статье описан оригинальный алгоритм гарантирующего управления траекторией самолета-истребителя на этапе его выведения в зону применения авиационных средств поражения в условиях ближнего воздушного боя. На основе разработанного алгоритма исследовано влияние тактически значимых показателей маневренных возможностей самолета истребителя на приобретаемое им позиционное преимущество.

Проведена серия вычислительных экспериментов, результаты которых позволяют утверждать, что использование разработанного алгоритма гарантирующего управления траекторией самолета-истребителя на этапе сближения с целью обеспечивает его позиционное преимущество с точки зрения последующей ракетной атаки.

Библиографический список

1. Пегачкова Е.А., Кондаратцев В.Л. Поиск безопасной возможности эффективного поражения цели // Труды МАИ. 2015. № 83. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=62318>
2. Краснов А.М. Управление поражением цели в комплексе авиационного вооружения со случайным изменением структуры // Труды МАИ. 2011. № 49. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=27946>
3. Советская военная энциклопедия. - М.: Воениздат, 1990. - Т. 1. - 612 с.
4. Тищенко Ю.Е., Федунов Б.Е. Оптимальные моменты пуска ракет и применения помех в дуэльной ситуации самолетов-истребителей // Известия РАН. Теория и системы управления. 2006. № 5. С. 98 - 109.
5. Robert L. Shaw. Fighter Combat: Tactics and Maneuvering, Naval Institute Press Annapolis, Maryland, 1985, available at: <http://falcon.bl3wolf.com/Docs/Fighter%20Combat-Tactics%20and%20Maneuvering.pdf>
6. Петров В.П. Маневрирование в воздушном бою // Зарубежное военное обозрение. 1985. № 1. С. 53 - 57.
7. Булинский В.А. Динамика маневрирования самолета-истребителя в воздушном бою. - М.: Воениздат, 1957. – 200 с.
8. Бабич В.К. Воздушный бой (зарождение и развитие). - М.: Воениздат, 1991. - 15 с.
9. Федунов Б.Е. Проблемы разработки бортовых оперативно-советующих экспертных систем // Известия РАН. Теория и системы управления. 1996. № 5. С. 147 – 159.

10. Федун Б.Е. Механизмы вывода в базе знаний бортовых оперативно-советующих экспертных систем // Известия РАН. Теория и системы управления. 2002. № 4. С. 42 - 52.
11. Колесниченко А.В., Федун Б.Е. Бортовая интеллектуальная информационная система «Ситуационная осведомленность экипажа боевых самолетов» // Мехатроника, автоматизация, управление. 2016. Т. 17. № 10. С. 703 - 708.
12. Верба В.С. Авиационные комплексы радиолокационного дозора и наведения. Состояние и тенденции развития. - М.: Радиотехника, 2008. – 432 с.
13. Верба В.С., Татарский Б.Г. Комплексы с беспилотными летательными аппаратами. Робототехнические комплексы на основе БЛА. - М.: Радиотехника, 2016. Кн. 2. – 821 с.
14. Моисеев В.С. Прикладная теория управления беспилотными летательными аппаратами: монография. - Казань: Республиканский центр мониторинга качества образования, 2013. – 779 с.
15. Евдокименков В.Н., Красильщиков М.Н., Оркин С.Д. Управление смешанными группами пилотируемых и беспилотных летательных аппаратов в условиях единого информационно-управляющего поля. – М.: Изд-во МАИ, 2015. - 271 с.
16. Себряков Г.Г. Моделирование деятельности человека-оператора в полуавтоматических системах управления динамическими объектами // Мехатроника, автоматизация, управление. 2010. № 4. С. 17 - 29.
17. Себряков Г.Г. Проблемы проектирования полуавтоматических систем наведения летательных аппаратов // Вестник компьютерных и информационных технологий. 2007. № 10. С. 2 - 8.

18. Евдокименков В.Н., Красильщиков М.Н., Ляпин Н.А. Гарантирующее управление траекторией беспилотного летательного аппарата при сближении с маневрирующей воздушной целью // Известия РАН. Теория и системы управления. 2018. № 5. С. 42 - 57.
19. Бухалев В.А. Основы автоматики и теории управления. - М.: Изд-во ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2006. – 406 с.
20. Сравнение маневренных возможностей Су-27 с некоторыми истребителями.
URL: http://aviation-gb7.ru/Compare.files/Su27_F15.pdf