

Влияние маневра воздушной цели на локализацию зон возможных встреч с управляемым летательным аппаратом

© С.Н. Калинин

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Российская Федерация

Проведена оценка воздействия разных вариантов уклонения цели от приближающегося к ней объекта на деформацию области возможного перехвата. В основу работы положена математическая модель, описывающая сближение двух твердых тел в вертикальной плоскости, где движение одного осуществляется в соответствии с методом пропорционального наведения, а другой имеет постоянную по модулю скорость. Путем компьютерного моделирования построены расчетные области, где возможен перехват цели, для случая ее прямолинейного движения и для трех вариантов маневрирования при разных условиях начала перестроения траектории. Установлен характер влияния тактики уклонения на геометрию этих областей. Результаты моделирования, представляющие собой ценность для инженеров, работающих над системами управления, и могут быть положены в основу дальнейших исследований.

Ключевые слова: динамика движения летательного аппарата, зона возможных встреч, маневр воздушной цели, компьютерное моделирование сближения объектов

Введение. Задача компьютерного моделирования сближения летательных аппаратов (ЛА) с целью рассмотрена во многих источниках отечественных и зарубежных авторов. В работе [1] достаточно полно представлена математическая модель движения управляемых ЛА, простая в программировании. В [2] приведены различные варианты модернизации закона пропорционального наведения. В [3] предложены методы повышения вероятности преодоления ЛА зоны поражения средств противовоздушной обороны. В [4] путем моделирования изучено влияние противоракетного маневра воздушной цели на условную вероятность перехвата. В [5] дано описание математического обеспечения противоракетного маневра. В [6] изложены основы построения зон возможных встреч ЛА с воздушной целью. В [7–9] предложены способы оптимизации и аппроксимации траекторий ЛА. В [10] исследовано влияние маневра воздушной цели на промах зенитной самонаводящейся ракеты. Следует отметить, что маневрирование цели может существенно повлиять на локализацию зоны встреч ЛА с целью.

Цель данного исследования — количественная оценка влияния различных маневров воздушной цели на конфигурацию и размеры зоны возможных встреч с управляемым летательным аппаратом. Для

ее достижения использован метод компьютерного моделирования динамики сближения двух объектов.

В рамках исследования решены три задачи.

1. На основе математической модели проведена серия расчетных экспериментов и построены зоны возможных встреч для случая прямолинейного полета цели и для трех вариантов ее маневра.

2. Выполнен сравнительный анализ полученных зон и рассчитан интегральный показатель их эффективности — отношение числа точек успешных встреч к общему количеству симуляций для каждого сценария.

3. На основании проведенного анализа определен вариант маневра, оказывающий наиболее существенное воздействие на зону встреч и тем самым значительно снижающий эффективность перехватывающего средства.

Рассмотрены три варианта маневра воздушной цели: «Разворот», «На уход» и «Петля». Существенное значение имеет момент начала маневрирования: в работе рассчитаны зоны возможных встреч ЛА с воздушной целью для начала ее маневра за 5, 10, 20 и 30 км (по линии визирования) до встречи, а также при маневрировании цели с начального момента времени.

Математическая модель. В основе работы лежит упрощенный математический аппарат, изложенный в [1]. Он представляет собой совокупность систем обыкновенных дифференциальных уравнений, описывающих сближение ЛА с воздушной целью. Математическая модель также включает в себя ряд кинематических и аэродинамических зависимостей. Численное интегрирование указанных систем дифференциальных уравнений позволяет получить характеристики движения двух объектов в рамках компьютерного моделирования их сближения. В части системы дифференциальных уравнений, описывающих движение воздушной цели, реализованы три варианта ее маневрирования: «На уход», «Разворот» и «Петля».

Расчетная схема сближения ЛА с целью при его полете в балансировочном режиме представлена на рис. 1. В соответствии с этой схемой осуществляется упрощение и перестроение исходной математической модели. Задача сближения ЛА с целью решается только в одной вертикальной плоскости. В рассмотренной постановке при отсутствии маневрирования цель движется на постоянной высоте с постоянной по модулю скоростью против направления оси Ox_3 инерциальной системы координат, связанной с Землей.

Система дифференциальных уравнений движения ЛА в балансировочном режиме полета имеет вид:

$$\begin{cases} \frac{dv_x}{dt} = \frac{R \cos \alpha_{\text{бал}} - X}{G_{\text{тек}}} - g \sin \theta; \\ \frac{d\theta}{dt} = \frac{g(n_{ya}^{\text{огр}} - \cos \theta)}{v}; \\ \frac{dx}{dt} = v \cos \theta; \\ \frac{dy}{dt} = v \sin \theta, \end{cases} \quad (1)$$

где t — текущее время от момента пуска ЛА; v_x — проекция вектора скорости ЛА на ось Ox_a скоростной системы координат; R — сила тяги ЛА; $\alpha_{\text{бал}}$ — балансирующий угол атаки ЛА; $G_{\text{тек}}$ — текущая масса ЛА в момент времени t ; g — ускорение свободного падения у поверхности Земли, $g = 9,807 \text{ м/с}^2$; θ — угол наклона вектора скорости ЛА к горизонту; $n_{ya}^{\text{огр}}$ — ограниченное значение перегрузки ЛА, необходимой для сближения с целью в соответствии с законом наведения; x, y — координаты ЛА в земной системе координат.

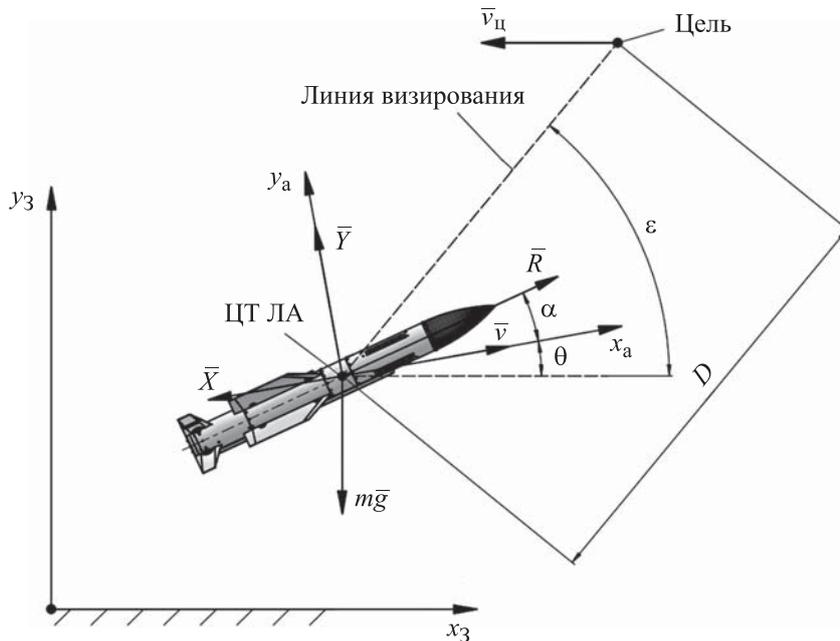


Рис. 1. Расчетная схема сближения летательного аппарата с целью:

v — скорость ЛА; $v_{ц}$ — скорость цели; m — масса ЛА; g — ускорение свободного падения; X — аэродинамическая сила лобового сопротивления в скоростной системе координат; Y — аэродинамическая подъемная сила в скоростной системе координат; R — сила тяги ЛА; D — расстояние между ЛА и целью по линии визирования; x_3, y_3 — оси земной системы координат; x_a, y_a — оси скоростной системы координат; θ — угол наклона скорости ЛА к горизонту; ε — угол наклона линии визирования к горизонту; α — угол атаки ЛА; ЦТ — центр тяжести

Тяга ЛА определяется следующим образом:

$$R = \begin{cases} R_0 + (p_{a_0} - p_a) S_{\text{вых}} & \text{при } R_0 \neq 0; \\ 0 & \text{при } R_0 = 0. \end{cases} \quad (2)$$

Здесь $R_0 = f(t)$ — зависимость тяги на нулевой высоте от времени; p_{a_0} — атмосферное давление на нулевой высоте согласно ГОСТ 4401–81, $p_{a_0} = 101\,325$ Па; $p_a = f(y)$ — зависимость атмосферного давления от текущей высоты полета ЛА согласно ГОСТ 4401–81; $S_{\text{вых}}$ — площадь выходного сечения сопла ЛА.

Балансировочный угол атаки ЛА рассчитывается по формуле

$$\alpha_{\text{бал}} = \alpha_{\text{бал}}^{\text{акт}} + \frac{G_{\text{сг.т}}}{G_{\text{т}}} (\alpha_{\text{бал}}^{\text{пасс}} - \alpha_{\text{бал}}^{\text{акт}}), \quad (3)$$

где $\alpha_{\text{бал}}^{\text{акт}} = f(M, C_{\text{бал}}^{\text{ya}})$ и $\alpha_{\text{бал}}^{\text{пасс}} = f(M, C_{\text{бал}}^{\text{ya}})$ — зависимости балансировочного угла атаки ЛА от числа Маха ЛА и балансировочного коэффициента подъемной силы ЛА в скоростной системе координат для начала активного и пассивного участков движения соответственно; $G_{\text{сг.т}} = f(t)$ — зависимость массы сгоревшего топлива от времени; $G_{\text{т}}$ — начальная масса топлива; $M = v/a$ — число Маха ЛА; $a = f(y)$ — зависимость скорости звука от высоты полета ЛА согласно ГОСТ 4401–81.

Балансировочный коэффициент подъемной силы ЛА в скоростной системе координат определяется следующим образом:

$$C_{\text{бал}}^{\text{ya}} = \frac{n_{\text{ya}}^{\text{огр}} G_{\text{тек}} g - R \sin \alpha}{q S_{\text{хар}}}. \quad (4)$$

Значение ограниченной перегрузки $n_{\text{ya}}^{\text{огр}}$, необходимой для сближения ЛА с целью согласно закону наведения, в плоскости $x_3 O y_3$:

$$n_{\text{ya}}^{\text{огр}} = \begin{cases} n_{\text{ya}} & \text{при } n_{\text{ya}} \leq n_{\text{расп}}^{\text{огр}}; \\ n_{\text{расп}}^{\text{огр}} & \text{при } n_{\text{ya}} > n_{\text{расп}}^{\text{огр}}. \end{cases} \quad (5)$$

Ограниченная, максимально возможная в текущих условиях полета распределенная перегрузка ЛА в скоростной системе координат:

$$n_{\text{расп}}^{\text{огр}} = \begin{cases} n_{\text{расп}} & \text{при } n_{\text{расп}} \leq n_{\text{ап}}; \\ n_{\text{ап}} & \text{при } n_{\text{расп}} > n_{\text{ап}}. \end{cases} \quad (6)$$

Максимальная возможная в текущих условиях полета перегрузка летательного аппарата в скоростной системе координат:

$$n_{\text{расп}} = \frac{C_{ya}^{\max} q S_{\text{хар}} + R \alpha_{\text{бал}}}{G_{\text{тек}} g}, \quad (7)$$

где q — скоростной напор ЛА; $S_{\text{хар}}$ — характерная площадь ЛА (в рассматриваемой задаче — площадь миделя).

Скоростной напор определяется выражением

$$q = \frac{\rho V^2}{2}, \quad (8)$$

где $\rho(y)$ — зависимость плотности воздуха от высоты полета ЛА согласно ГОСТ 4401–81.

Действующая на ЛА в скоростной системе координат сила лобового сопротивления

$$X = (C_{x_0} + C_{x_{iа}}^{\text{бал}}) q S_{\text{хар}}. \quad (9)$$

При нулевом угле атаки C_{x_0} коэффициент лобового сопротивления ЛА вычисляется по формуле

$$C_{x_0} = \begin{cases} C_{x_0}^{\text{акт}} & \text{при } R_0 \neq 0; \\ C_{x_0}^{\text{пасс}} & \text{при } R_0 = 0, \end{cases} \quad (10)$$

где $C_{x_0}^{\text{акт}} = f(M, y)$ и $C_{x_0}^{\text{пасс}} = f(M, y)$ — зависимости коэффициента лобового сопротивления ЛА при нулевом угле атаки от числа Маха и высоты ЛА для активного и пассивного участков движения соответственно.

Балансировочный коэффициент индуктивного сопротивления $C_{x_{iа}}^{\text{бал}}$ летательного аппарата в скоростной системе координат в безразмерном виде выражается следующим образом:

$$C_{x_{iа}}^{\text{бал}} = C_{x_{iа}}^{\text{бал. акт}} + \frac{G_{\text{сг.т}}(t)}{G_{\text{т}}} \cdot (C_{x_{iа}}^{\text{бал. пасс}} - C_{x_{iа}}^{\text{бал. акт}}). \quad (11)$$

Здесь $C_{x_{iа}}^{\text{бал. акт}} = f(M, C_{ya}^{\text{бал. фл}})$ и $C_{x_{iа}}^{\text{бал. пасс}} = f(M, C_{ya}^{\text{бал. фл}})$ — зависимости балансировочного коэффициента индуктивного сопротивления ЛА от числа Маха и балансировочного коэффициента подъемной силы ЛА в скоростной системе координат с учетом флуктуационной перегрузки для активного и пассивного участков движения соответственно.

Балансировочный коэффициент подъемной силы $C_{ya}^{\text{бал. фл}}$ летательного аппарата в скоростной системе координат с учетом флуктуационной перегрузки определяется выражением

$$C_{ya}^{\text{бал. фл}} = \frac{\sqrt{(n_{ya}^{\text{огр}})^2 + (n_{\text{фл}})^2} G_{\text{тек}} g - R \sin(\alpha_{\text{бал}})}{qS_{\text{хар}}}, \quad (12)$$

где $n_{\text{фл}}$ — флуктуационная перегрузка ЛА, $n_{\text{фл}} = 1$.

Система уравнений движения цели в отсутствие ее маневра в вертикальной плоскости имеет вид

$$\begin{cases} \frac{dv_{\text{ц}}}{dt} = 0; \\ \frac{d\theta_{\text{ц}}}{dt} = \Theta; \\ \frac{dx_{\text{ц}}}{dt} = v_{\text{ц}} \cos \theta_{\text{ц}}; \\ \frac{dy_{\text{ц}}}{dt} = v_{\text{ц}} \sin \theta_{\text{ц}}. \end{cases} \quad (13)$$

Здесь $\theta_{\text{ц}}$ — угол наклона вектора скорости цели к горизонту; Θ — закон изменения угла наклона вектора скорости цели к горизонту (зависит от вида маневра); $x_{\text{ц}}$, $y_{\text{ц}}$ — координаты цели в земной системе координат; $v_{\text{ц}}$ — скорость полета цели.

В качестве закона сближения летательного аппарата с целью был выбран пропорциональный закон наведения, предусматривающий возможность полета ЛА по энергетически выгодной траектории.

Система дифференциальных уравнений, описывающих пропорциональный закон наведения ЛА на цель, имеет следующий вид [2]:

$$\begin{cases} \frac{dD}{dt} = \frac{1}{D} \left((x_{\text{ц}} - x) \left(\frac{dx_{\text{ц}}}{dt} - \frac{dx}{dt} \right) + (y_{\text{ц}} - y) \left(\frac{dy_{\text{ц}}}{dt} - \frac{dy}{dt} \right) \right); \\ \frac{d\varepsilon_y}{dt} = \frac{1}{D^2} \left((x_{\text{ц}} - x) \left(\frac{dy_{\text{ц}}}{dt} - \frac{dy}{dt} \right) - (y_{\text{ц}} - y) \left(\frac{dx_{\text{ц}}}{dt} - \frac{dx}{dt} \right) \right), \end{cases} \quad (14)$$

где D — расстояние между ЛА и целью по линии визирования; ε_y — угол наклона линии визирования «летательный аппарат — цель» к горизонту.

Перегрузка n_{ya} летательного аппарата, необходимая для сближения с целью в соответствии с выбранным законом наведения, в скоростной системе координат [2] определяется по формуле

$$n_{ya} = \begin{cases} \frac{v}{g} \frac{\Delta\theta}{\Delta\tau} + \cos\theta & \text{при } 0 \leq t \leq \Delta\tau; \\ \frac{\lambda}{g} \left| \frac{dD}{dt} \right| \frac{d\varepsilon_y}{dt} + K_m \cos\theta & \text{при } t > \Delta\tau. \end{cases} \quad (15)$$

Здесь λ — коэффициент навигации, $\lambda = 4$; $\Delta\theta$ — угол начального разворота ЛА в вертикальной плоскости земной системы координат; $\Delta\tau$ — продолжительность начального разворота летательного аппарата; K_m — коэффициент компенсации массы ЛА.

Приведенные системы дифференциальных уравнений (1), (13) и (14) решаются при следующих начальных условиях:

$$\begin{cases} v(0) = 10 [\text{м/с}]; \\ \theta(0) = \text{arctg} \left(\frac{y_{ц}(0) - y(0)}{D(0)} \right) [\text{град}]; \\ x(0) = 0 [\text{м}]; \\ y(0) = 0 [\text{м}]; \\ \theta_{ц}(0) = 180 [\text{град}]; \\ x_{ц}(0) = X_0 [\text{м}]; \\ y_{ц}(0) = Y_0 [\text{м}]; \\ D(0) = \sqrt{(x(0) + x_{ц}(0))^2 + (y(0) - y_{ц}(0))^2} [\text{м}]; \\ \varepsilon_y(0) = \text{arctg} \left(\frac{y_{ц}(0) - y(0)}{D(0)} \right) [\text{град}]. \end{cases} \quad (16)$$

Для решения указанных систем также необходимо ввести следующие ограничения:

- в момент встречи ЛА с целью скорость сближения (dD/dt) не должна достигать значения, менее установленного, например, менее 150 м/с;
- время движения ЛА не должно превышать максимально допустимое время, которое положено равным 300 с.

Для компьютерного моделирования сближения ЛА с воздушной целью были использованы следующие его характеристики: стартовая масса $m_0 = 520$ кг; диаметр миделя $d = 0,38$ м; длина $l = 4,16$ м.

Расчет зон возможных встреч. В данном исследовании рассмотрены следующие варианты маневрирования цели [3–5, 10]: без маневра; маневр «На уход»; маневр «Разворот»; маневр «Петля» (рис. 2).

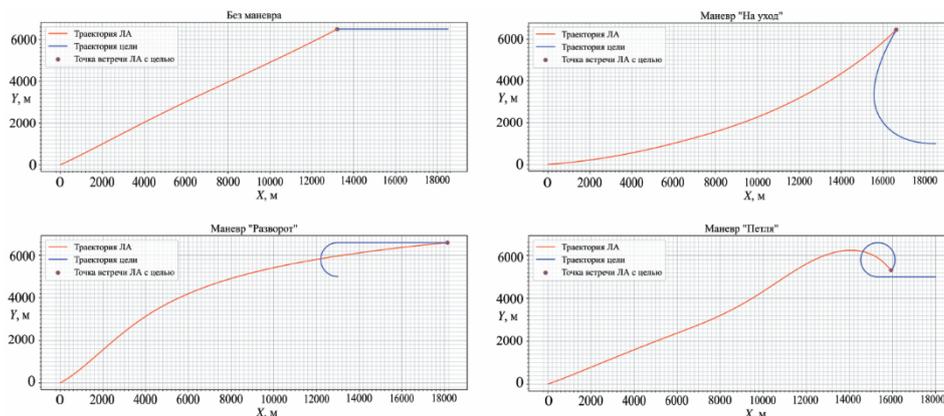


Рис. 2. Четыре рассмотренных варианта маневрирования цели

В случае отсутствия маневра траектория воздушной цели представляет собой прямую линию. Тактика уклонения «На уход» предполагает такое движение объекта, при котором в каждый момент времени управляющее воздействие ориентирует вектор скорости коллинеарно с линией визирования и против направления на ЛА. В случае выполнения целью маневра «Разворот» ее траектория представляет собой комбинацию половины окружности и прямых линий. При уклонении посредством «Петли» объект движется по траектории, представляющей собой прямые линии и полную окружность. Видно, что рассмотренные варианты маневра воздушной цели оказывают разное влияние на траекторию и характеристики движения ЛА.

Под точкой успешной встречи понимается точка встречи ЛА с целью, которая удовлетворяет всем ограничениям, наложенным на параметры его движения. Тогда зоной встреч является геометрическое место точек успешной встречи для различных Y_0 и X_0 [6]. Зона встреч ЛА с неманеврирующей целью представлена на рис. 3.

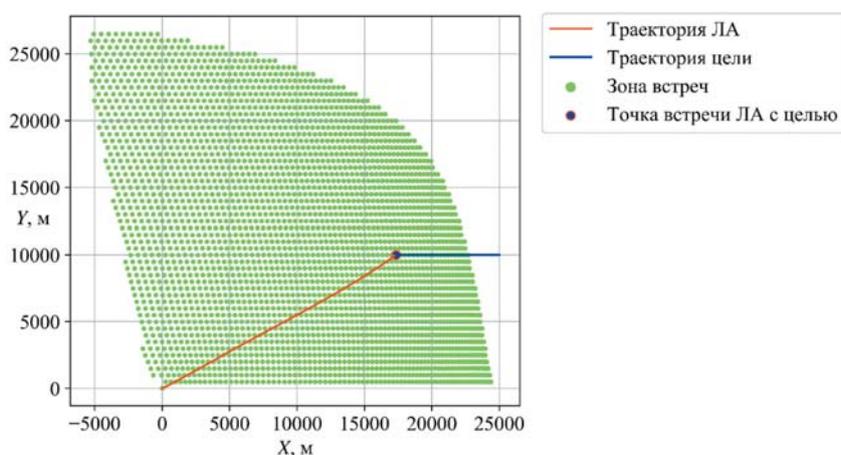


Рис. 3. Зона встреч летательного аппарата с неманеврирующей целью

Для всех рассмотренных вариантов маневрирования построены зоны встреч при различных моментах начала маневрирования (н.м) цели: $D_{н.м} = 5, 10, 20$ и 30 км — расстояние между ЛА и целью по линии визирования на момент начала маневра цели, а также для $t_{н.м} = 0$ с — в этом случае начало маневра цели совпадает с начальным моментом времени.

Выбор моментов начала маневрирования цели, привязанных к расстоянию между объектами (5, 10, 20, 30 км между целью и летательным аппаратом, а также начальный момент), является методически обоснованным, поскольку время до встречи ЛА с воздушной целью при моделировании заранее неизвестно и зависит от многих факторов. Существуют разные методы оценки момента встречи объектов, но для их применения требуется вычисление множества параметров движения, к тому же они предоставляют неточные результаты. При этом использование дистанции в качестве базового параметра — объективная и наглядная метрика, потому что расстояние между объектами поддается прямому измерению. Это позволяет анализировать влияние маневра без привязки к гипотетическому временному интервалу.

Рассмотренный набор моментов начала маневра воздушной цели полностью покрывает тактически значимый диапазон развития ситуации: от самого раннего реагирования (начальный момент) до предельно позднего, почти мгновенного маневра. Такой подход позволяет проследить непрерывную трансформацию зон возможных встреч в зависимости от дистанции, на которой цель инициирует маневр, и выявить критические дальности, при которых влияние маневра на локализацию зон становится наиболее существенным.

Таким образом, получены зоны встреч для рассмотренных вариантов маневрирования цели (рис. 4–6).

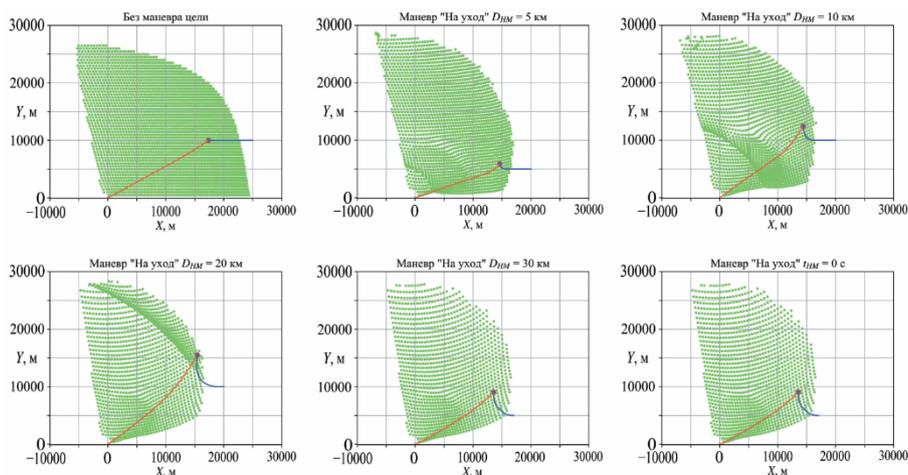


Рис. 4. Зоны встреч летательного аппарата с целью для маневра «На уход»

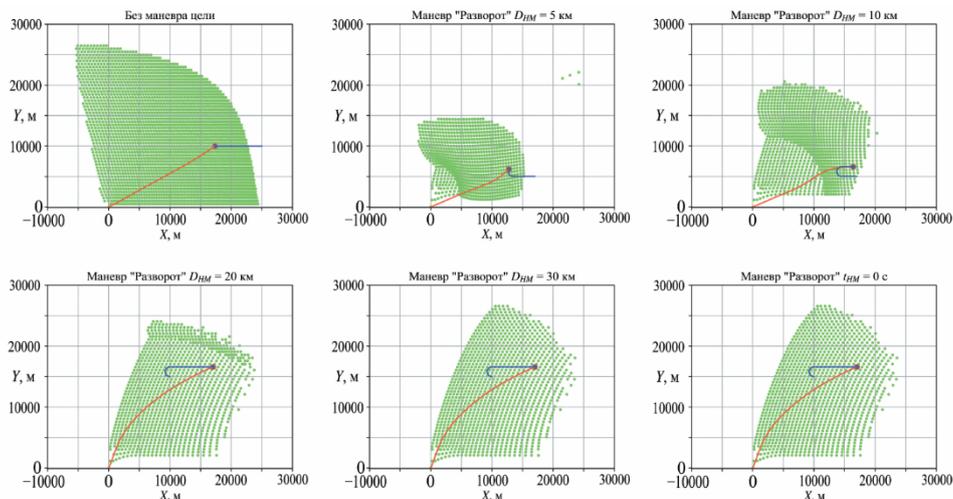


Рис. 5. Зоны встреч летательного аппарата с целью для маневра «Разворот»

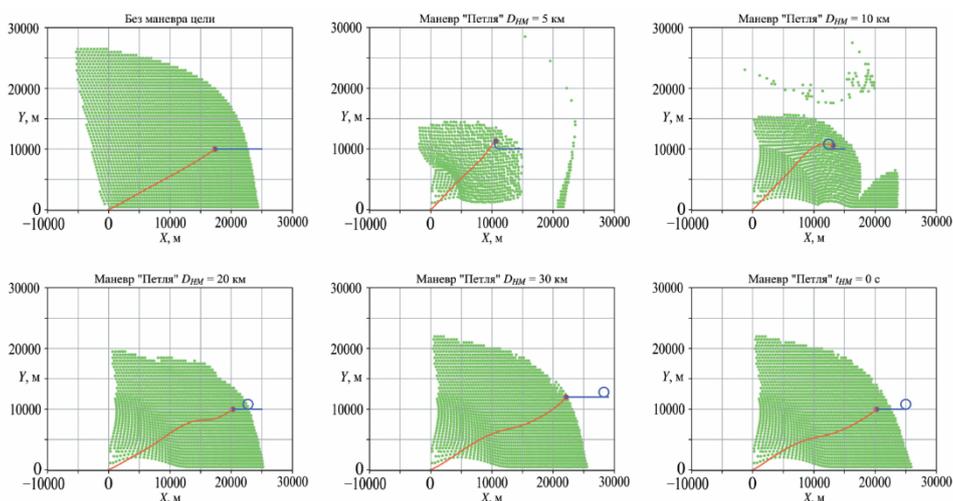


Рис. 6. Зоны встреч летательного аппарата с целью для маневра «Петля»

Количество точек успешных встреч (у.в) $N_{у.в}$ для каждой из приведенных зон представлено в таблице. Также приведено процентное соотношение количества точек успешных встреч с общим количеством расчетных точек (р.т) $N_{р.т} = 6060$.

Наибольшее влияние на зону встреч оказывает вариант маневра «Разворот» при $D_{н.м} = 5$ км. Количество успешных встреч $N_{у.в}$ для данного варианта маневра составляет 29,97 % от общего количества расчетных точек, для зоны встреч с неманеврирующей целью данный показатель — 66,58 %, т. е. вариант маневра цели «Разворот» при $D_{н.м} = 5$ км снижает значение данного критерия в 2,22 раза.

Таким образом, можно говорить о том, что некоторые варианты маневров цели могут существенно влиять на вид зоны встреч,

значительно уменьшая вероятность успешной встречи ЛА с целью. Эффект данного явления можно попытаться снизить путем оптимизации закона управления летательным аппаратом.

Соотношение количества точек успешных встреч с общим количеством расчетных точек

Вариант маневра	Начало маневра	$N_{y,b}$	$N_{y,b} / N_{p,t}, \%$
Без маневра	–	4035	66,58
«На уход»	$D_{н.м} = 5$ км	2960	48,84
	$D_{н.м} = 10$ км	2715	44,80
	$D_{н.м} = 20$ км	2394	39,50
	$D_{н.м} = 30$ км	2189	36,12
	$t_{н.м} = 0$ с	2189	36,12
«Разворот»	$D_{н.м} = 5$ км	1816	29,97
	$D_{н.м} = 10$ км	2112	34,85
	$D_{н.м} = 20$ км	2017	33,28
	$D_{н.м} = 30$ км	2043	33,71
	$t_{н.м} = 0$ с	2043	33,71
«Петля»	$D_{н.м} = 5$ км	1831	30,21
	$D_{н.м} = 10$ км	2334	38,51
	$D_{н.м} = 20$ км	3036	50,10
	$D_{н.м} = 30$ км	3215	53,05
	$t_{н.м} = 0$ с	3183	52,52

Заключение. Рассмотрено влияние различных вариантов маневра цели на локализацию зон возможных встреч. В математической модели реализованы такие виды маневров воздушной цели, как «Разворот», «На уход» и «Петля». Путем компьютерного моделирования рассчитаны и построены зоны встреч летательного аппарата с неманеврирующей целью (см. рис. 3), а также для рассмотренных вариантов маневров цели (см. рис. 4–6). По результатам моделирования было установлено, что наибольшее влияние на зону возможных встреч оказывает маневр «Разворот» в случае, когда цель начинает маневр за 5 км до встречи с ЛА: количество точек успешных встреч в данном сценарии снижается на 36 % по сравнению со сценарием, в котором цель не маневрирует (см. таблицу). Для получения более подробных данных требуется увеличить количество расчетных точек. Более полную картину также можно получить путем рассмотрения данной задачи в пространственной постановке. По полученным результатам можно сделать предположение о возможности применения методов оптимизации параметров закона наведения летательного аппарата [2, 7–9] на воздушную цель для минимизации влияния маневра цели на локализацию зон возможных встреч.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Лебедев А.А., Чернобровкин Л.С. *Динамика полета беспилотных летательных аппаратов*. А.А. Лебедев, ред. Москва, Машиностроение, 1973, 616 с.
- [2] Королев А.Ю. Исследование законов наведения на цель для ракет класса «воздух–воздух». *Наука и технологии: Материалы XXXVI Всероссийской конференции, посвященной памяти референта МСНТ Н.Н. Ершовой* (г. Миасс, 14–16 июня 2016 г.). Москва, РАН, 2016, т. 2, с. 128–136.
- [3] Арапов О.Л., Зуев Ю.С. Повышение вероятности преодоления летательным аппаратом средств противовоздушной обороны. *Вестник Концерна ПВО «Алмаз-Антей»*, 2014, № 1 (11), с. 57–60.
- [4] Арапов О.Л., Зуев Ю.С. К вопросу о противоракетном маневре. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Приборостроение*, 2015, № 1, с. 34–46.
- [5] Горчаков М.А., Лушик А.В. Математическое обеспечение противоракетного маневра при оптимизации вычислительных процедур. *Вестник ВГУ. Сер. Системный анализ и информационные технологии*, 2018, № 1, с. 35–43.
- [6] Вахромеев П.В., Дубровина А.А. Методики построения зоны обороны зенитно-ракетного комплекса. *i-methods*, 2015, т. 7, № 2, с. 5–8.
- [7] Трифонов И.С. Энергетически оптимальные траектории наведения зенитной управляемой ракеты. *Вестник Концерна ВКО «Алмаз — Антей»*, 2014, № 1, с. 50–56.
- [8] Локшин Б.Я., Самсонов В.А. Об аппроксимации траектории полета баллистического объекта. *Известия Российской академии ракетных и артиллерийских наук*, 2023, № 3 (128), с. 38–43.
- [9] Марусин В.С., Пономарев О.П., Столяров О.Г., Темеров О.П. Алгоритмы оптимизации маршрута полета летательного аппарата. *Вестник Концерна ВКО «Алмаз — Антей»*, 2019, № 1, с. 98–104.
- [10] Кьонг Н.Д., Тхам Д.К., Тхань Н.Д. Влияние параметров движения воздушной маневрирующей цели на величину промаха самонаводящейся зенитной управляемой ракеты. *Информационно-измерительные и управляющие системы*, 2008, № 9 (6), с. 60–67.

Статья поступила в редакцию 06.11.2025

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Калинин С.Н. Влияние маневра воздушной цели на локализацию зон возможных встреч с управляемым летательным аппаратом. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2026, вып. 1. EDN FWK KLC

Калинин Сергей Николаевич — аспирант, ассистент кафедры «Теоретическая механика» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Области деятельности и научных интересов: численные методы и алгоритмы моделирования динамики полета летательных аппаратов, оптимизация параметров наведения летательных аппаратов на воздушную цель, применение искусственного интеллекта и нейронных сетей в алгоритмах динамики движения летательных аппаратов. e-mail: cthutq20121999@mail.ru
SPIN 9071-7132

The Effect of Aerial Target Maneuvering on the Localization of Potential Engagement Areas with a Guided Aircraft

© S.N. Kalinin

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russian Federation

The impact of various target evasion maneuvers from an approaching object on the potential engagement area was assessed. The study is based on a mathematical model describing the engagement of two rigid bodies in a vertical plane, where the motion of one body follows the proportional navigation method, while the other maintains a constant velocity. By means of computer simulation, the calculated engagement zones were designed for straight-line motion and for three maneuvering variants under different conditions for the onset of trajectory maneuvering. The nature of the influence of evasion tactics on the geometry of these zones was established. The simulation results are valuable for engineers working on control systems and can serve as a basis for further research.

Keywords: aircraft flight dynamics, engagement area, aerial target maneuver, computer simulation of object engagement

REFERENCES

- [1] Lebedev A.A., Chernobrovkin L.S. *Dinamika poleta bespilotnykh letatelnykh apparatov* [Flight Dynamics of Unmanned Aerial Vehicles]. A.A. Lebedev, ed. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1973, 616 p.
- [2] Korolyov A.Yu. Issledovanie zakonov navedeniya na tsel dlya raket klassa "vozdukh-vozdukh" [Study of guidance laws for air-to-air missiles]. In: *Nauka i tekhnologii: Materialy XXXVI Vserossiyskoy konferentsii, posvyashchennoy pamyati referenta MSNT N.N. Yershovoy* (Miass, 14–16 June 2016) [Science and technology: proceedings of the XXXVI all-Russian conference in memory of MSNT referee N.N. Ershova (Miass, 14–16 June 2016)]. Moscow, RAS Publ., 2016, vol. 2, pp. 128–136.
- [3] Arapov O.L., Zuev Yu.S. Povyshenie veroyatnosti preodoleniya letatelnykh apparatov sredstv protivovozdushnoy oborony [Increasing the probability of an aircraft overcoming air defense systems]. *Vestnik Kontserna PVO "Almaz — Antey"*, 2014, no. 1 (11), pp. 57–60.
- [4] Arapov O.L., Zuev Yu.S. K voprosu o protivoraketnom manevre [On the issue of anti-missile maneuvering]. *Vestnik MGTU im. N.E. Baumana. Ser. Priborostroenie — Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Instrument Engineering*, 2015, no. 1, pp. 34–46.
- [5] Gorchakov M.A., Lushchik A.V. Matematicheskoe obespechenie protivoraketnogo manevra pri optimizatsii vychislitelnykh protsedur [Mathematical support for anti-missile maneuvering in computational optimization]. *Vestnik VGU. Ser. Sistemnyy analiz i informatsionnye tekhnologii — Proceedings of Voronezh State University. Series Systems Analysis and Information Technologies*, 2018, no. 1, pp. 35–43.
- [6] Vakhromeev P.V., Dubrovina A.A. Metodiki postroeniya zony oborony zenitno-raketnogo kompleksa [Methods for constructing the defense zone of an anti-aircraft missile system]. *i-Methods*, 2015, vol. 7, no. 2, pp. 5–8.

- [7] Trifonov I.S. Energeticheski optimalnye traektorii navedeniya zenitnoy upravlyaemoy raket [Energy-Optimal Guidance Trajectories for Surface-to-Air Missiles]. *Vestnik Kontserna VKO "Almaz — Antey"*, 2014, no. 1, pp. 50–56.
- [8] Lokshin B.Ya., Samsonov V.A. Ob approksimatsii traektorii poleta ballisticheskogo ob"ekta [On the approximation of a ballistic object's flight trajectory]. *Izvestiya Rossiyskoy akademii raketnykh i artilleriyskikh nauk* (Proceedings of the Russian Academy of Missile and Artillery Sciences), 2023, no. 3 (128), pp. 38–43.
- [9] Marusin V.S., Ponomarev O.P., Stolyarov O.G., Temerov O.P. Algoritmy optimizatsii marshruta poleta letatel'nogo apparata [Algorithms for optimizing aircraft flight paths]. *Vestnik Kontserna VKO "Almaz — Antey"*, 2019, no. 1, pp. 98–104.
- [10] Kyong N.D., Tham D.K., Thanh N.D. Vliyanie parametrov dvizheniya vozdushnoy manevriruyushchey tseli na velichinu promakha samonavodyashcheysya zenitnoy upravlyaemoy raket [Influence of maneuvering aerial target motion parameters on the miss distance of a homing surface-to-air missile]. *Informatsionno-izmeritelnye i upravlyayushchie sistemy — Information-Measuring and Control Systems*, 2008, no. 9 (6), pp. 60–67.

Kalinin S.N., PhD student, assistant lecturer, Department of Theoretical Mechanics, Bauman Moscow State Technical University. Activity and research interests: numerical methods and algorithms for simulating aircraft flight dynamics, optimization of aircraft guidance parameters for aerial targets, application of artificial intelligence and neural networks in aircraft motion dynamics algorithms. e-mail: cthutq20121999@mail.ru
SPIN 9071-7132