

© Щербань И.В., Иванов С.В.
Shcherban I. V., Ivanov S. V.

МЕТОДИКА СИНТЕЗА УПРАВЛЕНИЯ МАНЕВРОМ УКЛОНЕНИЯ ИГРОКА-СОЮЗНИКА В МЕДЛЕННОМ КОНТУРЕ ТЕРМИНАЛЬНОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ

METHOD FOR SYNTHESIS OF EVASIVE ACTION PLAYER-ALLIES IN LOW CONTOUR TERMINAL CONTROL SYSTEMS

Аннотация. Данная методика посвящена формированию субоптимальной стратегии игрока-союзника в нелинейной задаче управления с обратной связью, реализованной в реальном масштабе времени.

Annotation. The given methodic is devoted to form suboptimal player-ally strategy in the nonlinear problem of the position feedback control, realized in the real time.

Ключевые слова. Стратегия игрока-союзника, оптимальное управление, задачи приведения высокоскоростных ЛА в заданную терминальную область пространства, совершение маневра уклонения.

Key words. Strategy player-ally, the optimal control problem of bringing high-speed aircraft in a given terminal region of space, avoidance maneuvers.

Введение

Алгоритмы управления объектами в конфликтных задачах, основанные на классических методах теории дифференциальных игр, требуют для реализации мощных вычислителей [1]. Особенно сложными являются комплексные задачи приведения высокоскоростных ЛА в заданную терминальную область пространства с высокой точностью при одновременном совершении маневров уклонения от ЛА противника, оснащённых системами самонаведения. Такие задачи возникают при управлении специализированными ЛА военного назначения, но практических алгоритмов, реализуемых в реальном масштабе времени современными бортовыми вычислителями, не существует [2].

Соответственно, задача синтеза эффективного с вычислительной точки зрения алгоритма управления выведением ЛА в заданную конечную область пространства при одновременном совершении маневра уклонения от

ЛА противника, оснащённого системой самонаведения, представляет существенный интерес.

1. Постановка задачи

Рассматриваемая конфликтная задача может быть формализована следующим образом. Пусть отрезок на числовой прямой $[t_0, t_k] \in T$ ограниченное ($t_k \leq T$) время функционирования объектов, Y – n -мерное; Z – m -мерное; U – r -мерное; W – p -мерное евклидовы пространства с элементами y, z, u, w соответственно; $f_y(y, t), g_u(u, y, z, t)$ и $f_z(z, t), g_w(w, z, y, t)$ – соответственно n -мерные и m -мерные непрерывные нелинейные функции. Текущие состояния преследуемого ЛА (союзника) описываются фазовым вектором $y(t)$, а состояния ЛА-перехватчика (противника) – вектором $z(t)$ и в фазовом пространстве задаются системой нелинейных дифференциальных уравнений [2]

$$\dot{y}(t) = f_y(y, t) + g_u(u, y, z, t), \quad y(t_0) = y_0; \quad (1)$$

Щербань Игорь Васильевич – доктор технических наук, доцент, профессор кафедры «Информационных измерительных технологий», Южный федеральный университет;
Иванов Станислав Валерьевич – адъюнкт кафедры «Системы управления ракет» Ростовского военного института Ракетных Войск, тел. 8-908-514-38-21.

Shcherban Igor Vasilievich – doctor of Technical Sciences, assistant professor, professor of the department of the informational measurement technologies of the Rostov Federal University;
Ivanov Stanislav Valerievich – junior scientific assistant of department of the rocket control systems of the Rostov Military Institute of Rocket Troops, high lieutenant, tel. 8-908-514-38-21.

$$\dot{z}(t) = f_z(z, t) + g_w(w, z, y, t), \quad z(t_0) = z_0, \quad (2)$$

где u, w – управляющие функции летательных аппаратов ($u \in R^r, w \in R^p$);

$t \in [t_0, t_k]$ – ограниченное время решения задачи;

t_0 – начальный момент времени.

Заданы значения i -х ($i = \overline{1, n_1}, n_1 < n$) компонент вектора состояния ЛА союзника в конечный момент времени

$$y_i(t_k) = \tilde{y}_i,$$

где \tilde{y}_i – краевые значения, определяющие заданную конечную область пространства

$$y_i(t_k) - \tilde{y}_i = \Phi_i(y, t_k) = 0, \quad (3)$$

где Φ_i – вектор-функция размерности $n_i \times 1$.

Органы управления ЛА союзника формируют ограниченные управляющие воздействия

$$|u_j(t)| \leq \hat{u}_j; \quad j = \overline{1, r}. \quad (4)$$

ЛА y имеет целью приблизиться к некоторому заданному состоянию (3), а ЛА z – воспрепятствовать этому приближению, стремясь захватить ЛА союзника в некоторую область захвата, что определяется условием совпадения субвекторов размерности l ($l < n, l < m$) фазовых векторов $y(t_k)$ и $z(t_k)$ ($t_0 \leq t_k \leq T$), после чего ЛА y прекращает функционировать. Поэтому векторы управлений u, w должны одновременно обеспечивать оптимумы (максимум и минимум) некоторого заданного функционала J , характеризующего расстояние между противниками

$$J = Q[y(t_k), z(t_k); t_0 \leq t_k \leq T], \quad (5)$$

где Q – известная скалярная функция.

Тогда, учитывая ограниченность расходуемых на управление ресурсов – интенсивностей управления

$$\int_{t_0}^{t_k} \sum_{i=1}^r u_i^2(t) dt \quad \text{и} \quad \int_{t_0}^{t_k} \sum_{j=1}^p w_j^2(t) dt,$$

поиск оптимальных допустимых стратегий управления $u^0(t)$ и $w^0(t)$ в сформулированной задаче необходимо осуществлять из условия минимакса [3]

$$J[u^0, w^0(z, y, t)] = \min_w \max_{|u_j(t)| \leq \hat{u}_j} \{Q[y(t_k), z(t_k), t_k] + \frac{1}{2} \int_{t_0}^{t_k} [w^T(t) K_1 w(t) - u^T(t) K_2 u(t)] dt\}, \quad (6)$$

где $K_1(t), K_2(t)$ – симметричные положительно определенные функции-матрицы соответствующих размерностей.

2. Решение задачи

При синтезе алгоритма воспользуемся методом, изложенным в работах [3, 4] и позволяющим свести сформулированную игровую задачу к задаче одностороннего гарантированного управления летательным аппаратом-союзником. В этом случае не требуется выполнение усло-

вия существования седловой точки, а также возможен синтез вычислительного алгоритма, реализуемого современными бортовыми ЦВМ в реальном масштабе времени. Поиск оптимальной стратегии управления $u^0(t)$ осуществляется здесь из более узкого, в сравнении с (6), условия

$$J[u^0; \bar{w}(z, y, t)] = \max_{|u_j(t)| \leq \hat{u}_j} \{J[u, \bar{w}(z, y, t)]\}, \quad (7)$$

$j = \overline{1, r}$

где $\bar{w}(z, y, t)$ – допустимая функция управления ЛА противника, формируемая с целью поражения преследуемого ЛА. Предполагается, что противник формирует замкнутое управление по принципу обратной связи на основе собственных наблюдений "наихудшим" образом – может воспользоваться любым неоптимальным шагом, сделанным нашим ЛА.

Вектор оптимального управления ЛА-союзника находится при этом из условия максимума гамильтониана

$$H(x(t), u^0(t), \bar{w}(t), \lambda(t), t) = \max_{|u_j(t)| \leq \hat{u}_j} \{H(x(t), u(t), \bar{w}(t), \lambda(t), t)\}, \quad (8)$$

$j = \overline{1, r}$

где $x(t) = [y(t)^T \quad z(t)^T]^T$ – объединенный вектор состояния (T – знак транспонирования);

$\bar{w}(x, \lambda, t) = K_1^{-1} \left| \begin{array}{c} 0 \\ \frac{\partial g_w}{\partial w} \end{array} \right| \lambda$; $\lambda(t)$ – $(n+m)$ -мерная вектор-функция, удовлетворяющая вместе с тройкой $[x, u^0(t), \bar{w}(t)]$ системе

$$\frac{dx}{dt} = f[x(t), u^0(t), \bar{w}(t), \lambda(t), t] = f[x(t), \lambda(t), t]; \quad (9)$$

$$\frac{d\lambda}{dt} = -\frac{\partial H}{\partial x} = \varphi[x(t), u^0(t), \bar{w}(t), \lambda(t), t] = \varphi[x(t), \lambda(t), t], \quad (10)$$

где

$$f[x(t), \lambda(t), t] = \begin{bmatrix} f_y[x(t), t] + g_u[x(t), \lambda(t), t] \\ f_z[x(t), t] + g_w[x(t), \lambda(t), t] \end{bmatrix}$$

с граничными условиями

$$x_i(t_0) = x_{0i}; \quad i = \overline{1, n+m};$$

$$x_j(t_k) = \Phi_j(x, t_k) = 0, \quad j = \overline{1, n_1};$$

$$\lambda_l(t_k) = -\frac{\partial Q}{\partial x_l} \Big|_{t=t_k}, \quad l < n, \quad l < m. \quad (11)$$

Решение двухточечной краевой задачи (ДТКЗ) (9–11) может быть получено на основе различных методов: пристрелки (коррекции краевых условий), прогонки, градиентного спуска и др. Данные методы требуют нескольких итерационных процедур в каждом такте решения ДТКЗ и, соответственно, значительных вычислительных затрат, поэтому в реальном времени управления ЛА союзника реализованы быть не могут.

Тогда воспользуемся приближенными методами, сводящими ДТКЗ к решению задачи Коши в прямом времени. Одним из таких методов является метод инвариантного погружения (МИП) [5]. Недостатком его является тот факт, что нет возможности учитывать терминальные ограничения вида (3). Кроме того, МИП не работоспособен в условиях, когда целевой функционал вида (6)–(7) содержит ненулевой неквадратичный терминальный член, входящий аддитивно. В то же время методика сведения ДТКЗ к одноточечной задаче интегрирования системы обыкновенных дифференциальных уравнений, рассмотренная в работе [6], свободна от указанных недостатков.

В этом случае вместо ДТКЗ (9-11) в прямом времени интегрируется следующая система дифференциальных уравнений:

$$\frac{d\tilde{x}}{dt} \approx M_1 \frac{d\lambda_0}{dt} + f(\tilde{x}(t), \tilde{Q}(\tilde{x}(t)), t); \quad (12)$$

$$x_i(t_0) = x_{0i}; \quad i = \overline{1, n+m};$$

$$\frac{dM_1}{dt} \approx \frac{\partial f(\tilde{x}(t), \tilde{Q}(t), t)}{\partial x} M_1 + \frac{\partial f(\tilde{x}(t), \tilde{Q}(t), t)}{\partial \lambda} M_2; \quad (13)$$

$$\frac{dM_2}{dt} \approx \frac{\partial \varphi(\tilde{x}(t), \tilde{Q}(t), t)}{\partial x} M_1 + \frac{\partial \varphi(\tilde{x}(t), \tilde{Q}(t), t)}{\partial \lambda} M_2, \quad (14)$$

где

$$\frac{d\lambda_0}{dt} \approx \left[\frac{\partial \tilde{Q}(\tilde{x}(t))}{\partial x} M_1 - M_2 \right]^{-1} \times \left[-\frac{\partial \tilde{Q}(\tilde{x}(t))}{\partial x} f(\tilde{x}(t), \tilde{Q}(t), t) + \varphi(\tilde{x}(t), \tilde{Q}(\tilde{x}(t)), t) \right].$$

Начальные условия для матриц чувствительности

$$M_1 = \frac{\partial x(\lambda_0(t), t)}{\partial \lambda_0} \text{ и } M_2 = \frac{\partial \lambda(\lambda_0(t), t)}{\partial \lambda_0} \text{ имеют вид}$$

$$M_1 = 0; \quad M_2 = E, \quad (15)$$

где E – единичная матрица размера $(n+m) \times (n+m)$.

Путем интегрирования системы дифференциальных уравнений (12)–(15) получаем субоптимальную программную траекторию союзника $\tilde{x}(t) = [\tilde{y}(t)^T \quad \tilde{z}(t)^T]^T$, реализующую маневр уклонения от ЛА противника и выведение его в заданную конечную область (3). Траектория получена исходя из представления о наиболее вероятных действиях ЛА противника с целью поражения ЛА союзника и с учетом ограниченности энергетики ЛА-союзника в общей задаче доставки груза к цели (3). Но реализация программной траек-

тории $\tilde{x}(t)$, рассчитываемой однократно для граничных условий (11), (15) на всем интервале $(T-t_0)$ не позволяет учесть текущую ситуацию и при значительных временных интервалах $(T-t_0)$ непременно имеет значительные методические ошибки.

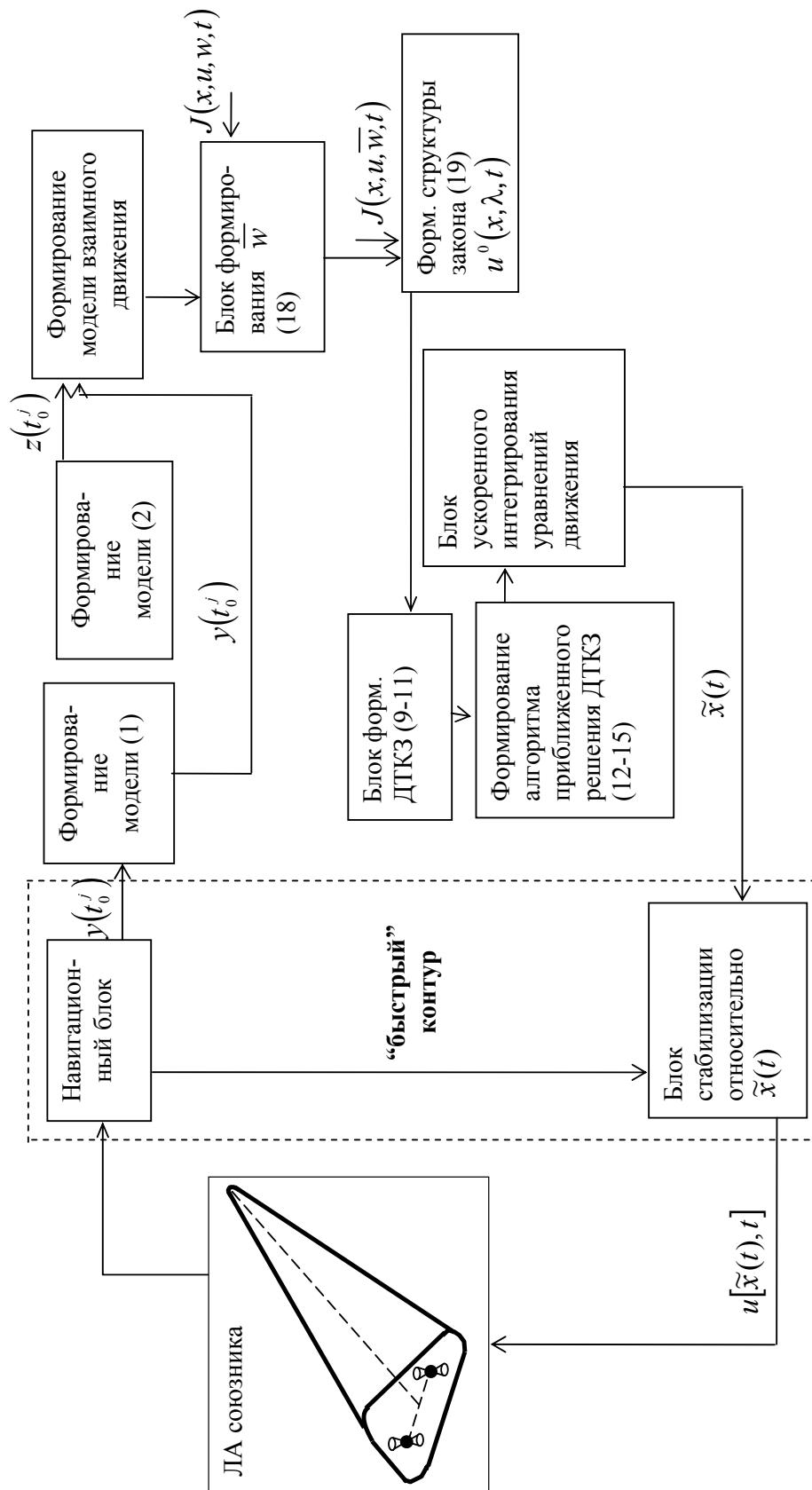
Известно, что алгоритмы с прогнозированием широко используются при построении систем управления (СУ) беспилотных ЛА, спускаемых космических аппаратов (КА), пилотируемых ЛА [7]. Это обусловлено следующими их основными достоинствами: во-первых, задача оптимизации управления решается непосредственно в процессе функционирования объекта (управление в форме синтеза), и, во-вторых, достаточно просто обеспечивается адаптивность синтезируемого управления к текущим условиям функционирования объекта по результатам идентификации его динамических характеристик. Наиболее эффективными, например, для беспилотных ЛА, доставляющих грузы в заданную область пространства с высокой точностью в условиях интенсивных возмущений, жестких ограничений на фазовые переменные и управление (ЛА военного назначения, возвращаемые КА типа «Буран», «Шаттл» и т.п.), являются так называемые терминальные СУ, реализующие адаптивные алгоритмы с прогнозированием [8]. В силу указанных достоинств решение сформулированной задачи может быть получено именно на основе использования идеологии алгоритмов с прогнозирующими моделями.

В этом случае блок-схема алгоритма синтеза управления уклоняющимся ЛА при приведении его в заданную терминальную область пространства имеет вид, представленный на рисунке. Сущность его заключается в следующем.

По текущей навигационной информации определяются начальные условия $x(t_0^j) = x_0^j$ ($j = 0, 1, 2, \dots$ – номер итерации решения задачи в медленном контуре) и в медленном контуре прогнозируется субоптимальная траектория $\tilde{x}^j(t)$ на последующий интервал движения ЛА $t \in [t_0^j, T]$ ($t_0^0 = t_0, t_0^j > t_0$).

В быстром контуре решается задача стабилизации относительно субоптимальной траектории $\tilde{x}(t)$.

Такт решения задачи в быстром контуре определяется динамическими характеристиками ЛА-союзника, запасами его аэродинамической устойчивости. При уменьшении временного интервала решения задачи в медленном контуре формируемое таким образом кусочно-программное управление все более стремится к управлению в форме синтеза. Такт решения задачи в



Блок-схема алгоритма синтеза управления уклоняющимся ЛА

медленном контуре определяется вычислительными возможностями бортовых ЦВМ.

Синтезируемая субоптимальная траектория $\tilde{x}(t)$ адаптируется к текущим условиям функционирования ЛА-союзника по результатам идентификации его динамических характеристик.

3. Пример

С целью обоснования реализуемости и оценки вычислительной эффективности представленного подхода выполнено численное моделирование следующего практического примера. В качестве ЛА союзника использовалась модель гипотетического беспилотного высокоскоростного ЛА, описанного в работе [2].

В качестве противника (ПР) использовалась простейшая модель осесимметричного ЛА ракетной схемы. Пространственное движение обоих ЛА задавалось в единой скоростной системе координат в виде (1), (2),

где

$$y(t) = \begin{vmatrix} V_x & V_y & V_z & x & y & z \\ y_1 & y_2 & y_3 & y_4 & y_5 & y_6 \end{vmatrix}^T;$$

$$z(t) = \begin{vmatrix} V_x^{np} & V_y^{np} & V_z^{np} & x^{np} & y^{np} & z^{np} \\ z_1 & z_2 & z_3 & z_4 & z_5 & z_6 \end{vmatrix}^T =$$

$$u(t) = |\alpha \quad \beta|^T = |u_1 \quad u_2|^T;$$

$$w(t) = |P(t)/m \quad \alpha_y \quad \beta_x| = |w_1 \quad w_2 \quad w_3|^T;$$

$$f_y(y, t) = \begin{vmatrix} -c_x \frac{\rho_0 e^{-\beta_0 y_3} \sqrt{y_1^2 + y_2^2 + y_3^2}}{2m} S y_1 - (g_r \frac{y_4 - x_c}{r} + g_\omega \frac{\omega_{zx}}{\omega_3}) \\ -c_x \frac{\rho_0 e^{-\beta_0 y_3} \sqrt{y_1^2 + y_2^2 + y_3^2}}{2m} S y_2 - m(g_r \frac{y_5 - y_c}{r} + g_\omega \frac{\omega_{zy}}{\omega_3}) \\ -c_x \frac{\rho_0 e^{-\beta_0 y_3} \sqrt{y_1^2 + y_2^2 + y_3^2}}{2m} S y_3 - (g_r \frac{y_6 - z_c}{r} + g_\omega \frac{\omega_{z\epsilon}}{\omega_3}) \\ y_4 \\ y_5 \\ y_6 \end{vmatrix};$$

$$g_u(u, y, t) = \begin{vmatrix} -c_y \frac{\rho_0 e^{-\beta_0 y_3} \sqrt{y_1^2 + y_2^2 + y_3^2}}{2m} S y_2 u_1 \\ -c_y \frac{\rho_0 e^{-\beta_0 y_3} \sqrt{y_1^2 + y_2^2 + y_3^2}}{2m} S y_1 u_1 \\ -c_y \frac{\rho_0 e^{-\beta_0 y_3} \sqrt{y_1^2 + y_2^2 + y_3^2}}{2m} S u_2 \end{vmatrix};$$

$$f_z(z, t) = \begin{vmatrix} -c_x^{np} \frac{\rho_0 e^{-\beta_0 z_3} \sqrt{z_1^2 + z_2^2 + z_3^2}}{2m^{np}} S^{np} z_1 - \frac{2P \sin(\varphi^{np} - \gamma_3^{np})}{m^{np}} \\ - (g_r \frac{z_4 - x_c^{np}}{r^{np}} + g_\omega \frac{\omega_{zx}}{\omega_3}) \\ -c_x^{np} \frac{\rho_0 e^{-\beta_0 z_3} \sqrt{z_1^2 + z_2^2 + z_3^2}}{2m^{np}} S^{np} z_2 + \frac{2P \cos(\varphi^{np} - \gamma_3^{np})}{m^{np}} \\ - (g_r \frac{z_5 - y_c^{np}}{r^{np}} + g_\omega \frac{\omega_{zy}}{\omega_3}) \\ c_x^{np} \frac{\rho_0 e^{-\beta_0 z_3} \sqrt{z_1^2 + z_2^2 + z_3^2}}{2m^{np}} S^{np} z_3 - (g_r \frac{z_6 - z_c^{np}}{r^{np}} + g_\omega \frac{\omega_{z\epsilon}}{\omega_3}) \\ z_4 \\ z_5 \\ z_6 \end{vmatrix};$$

$$g_w(w, z, t) = \begin{vmatrix} \frac{w_1 \cos(\varphi^{np} - \gamma_3^{np})}{m^{np}} - c_y^{np} \frac{\rho_0 e^{-\beta_0 z_3} \sqrt{z_1^2 + z_2^2 + z_3^2}}{2m^{np}} S^{np} z_2 w_2 \\ \frac{w_1 \sin(\varphi^{np} - \gamma_3^{np})}{m^{np}} + c_y^{np} \frac{\rho_0 e^{-\beta_0 z_3} \sqrt{z_1^2 + z_2^2 + z_3^2}}{2m^{np}} S^{np} z_1 w_2 \\ \frac{w_1 (\gamma_1^{np} \sin \varphi^{np} - \gamma_2 \cos \varphi^{np})}{m^{np}} - c_y^{np} \frac{\rho_0 e^{-\beta_0 z_3} (z_1^2 + z_2^2 + z_3^2)}{2m^{np}} S^{np} w_3 \end{vmatrix};$$

$V_x, V_y, V_z, V_x^{np}, V_y^{np}, V_z^{np}$ – составляющие векторов скорости летательных аппаратов в скоростной системе координат;

$x, y, z, x^{np}, y^{np}, z^{np}$ – составляющие радиус-векторов летательных аппаратов в скоростной системе координат.

α, β – угол атаки и скольжения ЛА союзника ($|\alpha(t)| \leq \alpha_{max}, |\beta(t)| \leq \beta_{1max}$);

α^{np}, β^{np} – угол атаки и скольжения ЛА противника;

$\gamma_3^{np} = \omega_{z\epsilon} t$;

$c_x, c_y, c_x^{np}, c_y^{np}$ – аэродинамические коэффициенты летательных аппаратов;

m, m^{np}, S, S^{np} – массы и площади мидела ЛА союзника и ЛА противника;

x_c, y_c, z_c – координаты центра Земли в нецентральной стартовой системе координат;

P – удельная тяга двигательной установки ЛА противника;

$\omega_{zx}, \omega_{zy}, \omega_{z\epsilon}$ – составляющие угловой скорости вращения Земли по осям координат;

r, r^{np} – расстояние от центра Земли до ЛА союзника и противника соответственно;

ρ_0 – начальная плотность воздуха;

g_r – ускорение земного притяжения, направленное к центру Земли;

g_ω – ускорение земного притяжения, направленное параллельно оси вращения Земли в направлении экваториальной плоскости;

β_0 – градиент плотности атмосферы;

φ – широта точки старта ЛА.

Условия приведения ЛА союзника в цель задавались следующими терминальными ограничениями – координатами цели в инерциальной СК:

$$x(T) = x_{ц}(T); \quad z(T) = z_{ц}(T); \quad y(T) = 0. \quad (16)$$

Неотрицательная скалярная функция, характеризующая расстояние между объектами имела вид

$$Q[y(t_k), z(t_k)] = \sqrt{(x - x^{np})^2 + (y - y^{np})^2 + (z - z^{np})^2}. \quad (17)$$

Тогда компоненты вектора управления $\bar{w}(t)$ ЛА противника задаются уравнениями

$$\begin{aligned} \bar{w}_1 &= -\lambda_7 \frac{\cos(\gamma_3 - \varphi)}{m} + \\ &+ \lambda_8 \frac{\sin(\gamma_3 - \varphi)}{m} - \lambda_9 \frac{(\gamma_2 \cos \varphi - \gamma_1 \sin \varphi)}{m}; \\ \bar{w}_2 &= \lambda_7 \frac{1}{2} c_y S \rho_0 e^{-\beta_0 x_{11}} \frac{\sqrt{x_7^2 + x_8^2 + x_9^2}}{m} x_8 - \\ &- \lambda_8 \frac{1}{2} c_y S \rho_0 e^{-\beta_0 x_{11}} \frac{\sqrt{x_7^2 + x_8^2 + x_9^2}}{m} x_7; \\ \bar{w}_3 &= \lambda_9 \frac{1}{2} c_y S \rho_0 e^{-\beta_0 x_{11}} \frac{\sqrt{x_7^2 + x_8^2 + x_9^2}}{m}, \end{aligned} \quad (18)$$

а вектор управления $u^0(t)$ ЛА союзника – уравнениями

$$u_1^0 = \frac{\pi}{12} \text{sign}(H_2(u_1)); \quad u_2^0 = \frac{\pi}{16} \text{sign}(H_3(u_2)), \quad (19)$$

где

$$\begin{aligned} H_2(u_1) &= \frac{-c_y \rho_0 e^{-\beta_0 x_5} \sqrt{x_1^2 + x_2^2 + x_3^2}}{2m} S x_2 u_1; \\ H_3(u_2) &= \frac{-c_y \rho_0 e^{-\beta_0 x_5} \sqrt{x_1^2 + x_2^2 + x_3^2}}{2m} S u_2. \end{aligned}$$

Ввиду громоздкости соотношения (12)–(14) не приводятся.

При моделировании реальное "неизвестное" ЛА-союзнику управление противника синтезировалось оптимально по Беллману путем минимизации функции (18). Предполагалось упрощающее рассуждение, не влия-

ющее на общность полученных результатов, что противнику "мгновенно" известна текущая информации о взаимном расположении обоих объектов и его управление синтезируется без временной задержки.

Моделировались два практических случая управления союзником. В первом случае задавалось программное релейное управление. При этом ракета противника поражала ЛА союзника на 61-й секунде. Во втором случае синтезировалось управление союзником на основе сформированной методики. Тогда ЛА союзника выполнял маневр уклонения и обходил ЛА противника за счет преимуществ в скорости и энергетике, а затем выходил в заданную конечную область пространства (16).

Размерность интегрируемой в прямом времени системы дифференциальных уравнений при этом была равна 300, а затраты на реализацию одной итерации разработанного алгоритма решения задачи синтеза управления ЛА союзника составляли $\approx 0,048 \cdot 10^6$ КОп, что, при выбранном шаге интегрирования $h=0,1$ с требует быстродействия вычислителя $\approx 4,8 \cdot 10^6$ КОп/с. При увеличении шага интегрирования до 0,5 требуется быстроедействие вычислителя составляет примерно $5 \cdot 10^6$ КОп/с и соответствует сегодняшнему уровню развития бортовых ЦВМ.

Известно, что использование классических методов теории дифференциальных игр и традиционных минимаксных подходов на основе решения уравнения в частных производных Айзекса требует существенно больших вычислительных затрат и в рассмотренном случае высоких размерностей уравнений динамических объектов практически нереализуемо [3].

Полученные результаты позволяют сделать вывод об эффективности рассмотренной методики и о возможности управления выведением ЛА в заданную конечную область пространства при одновременном совершении маневра уклонения от ЛА противника, оснащённого системой самонаведения.

Литература

1. Пантелеев АВ, Бортакровский АС. Теория управления в примерах и задачах. М.: Высш. шк., 2003.
2. Лысенко ЛН. Наведение и навигация баллистических ракет: Учебное пособие. – М.: Издат-во МГТУ им. НЭ.Баумана, 2007. – 672 с.: ил.
3. Аптазов Р.Ф., Сытин О.Г. Методы проектирования траекторий носителей и спутников Земли. – М.: Наука, 1987.-440 с.
4. Щербань ИВ. Эффективный субоптимальный алгоритм управления игроком-союзником в конфликтной задаче // Изв.РАН. ТиСУ. 2007. №1. С.7–12.
5. Соколов С.В., Щербань ИВ. Решение задачи синтеза оптимального управления в конфликтной задаче // Изв.РАН. ТиСУ. 2003. №5. С.35–40.
6. Первачев С.В., Перов АИ. Адаптивная фильтрация сообщений. М.: Радио и связь, 1991.
7. Барков В.В., Кочетков ЮА. Краевая задача оптимального управления нелинейными детерминированными системами // ТиСУ, №6.
8. Буков ВН. Адаптивные прогнозирующие системы управления полетом. М.: Наука, 1987.
9. Щербань ИВ, Иванов С.В. Модифицированный алгоритм оптимально-терминального управления гиперзвуковым боевым элементом. // Оборонная техника.2008.№6. С. 17–21.

Материал поступил в редакцию 30. 11. 2009 г.