УДК 629.75

ОПЕРАТИВНАЯ ОЦЕНКА В ПОЛЕТЕ ОБЛАСТИ ВОЗМОЖНЫХ МАНЕВРОВ АЭРОБАЛЛИСТИЧЕСКИХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ ПРИ ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОМ ТРАЕКТОРНОМ УПРАВЛЕНИИ

к.т.н. А.А. Журавлёв
(представил д.т.н., проф. О.Н. Фоменко)

Рассматривается метод оперативной оценки области возможных траекторий маневров аэробаллистических летательных аппаратов (АБ ЛА) в вертикальной плоскости и поля возможных скоростей на основе виртуальной траекторной системы координат при интеллектуальном траекторном управлении.

Постановка проблемы. При изменении в полете многоцелевого АБ ЛА пространственно-временной целевой обстановки, приводящей к изменению цели управления, возникает необходимость оперативно синтезировать новую оптимальную траекторию. Оперативный синтез желаемой траектории, обеспечивающей выполнение новой целевой задачи с учетом ограничений на управляющие воздействия, проводится на основе сплайн-функциональных моделей [5] траектории. При этом требуется задать в пространстве узловые точки и желаемую ориентацию вектора скорости в этих точках. Необходимым условием физической реализуемости траектории является расположение узловых точек внутри трубки возможных траекторий маневров и согласование желаемой ориентации вектора скорости с полем возможных скоростей.

Возникает задача на борту высокоскоростного АБ ЛА в масштабе реального времени полета оперативно и с достаточной точностью оценить трубку возможных траекторий маневров и поле возможных скоростей. Трудности оценки обусловлены тем, что параметры, описывающие аэрогравитационное поле приземного пространства, а также эффективность аэродинамического управления изменяются в широких диапазонах, в зависимости от высоты полета и числа Маха.

Анализ литературы. Реализация в бортовом цифровом управляющем вычислительном комплексе (БЦУВК) однократного прогнозирования трубки возможных траекторий маневров на основе многократного интегрирования уравнений движения центра масс в ускоренном масштабе времени при различных управляющих функциях [2] не удовлетворяет требованиям оперативности.

Метод, основанный на заблаговременном расчете трубок возможных траекторий маневров с последующей аппроксимацией различными аналитическими выражениями [1, 3], не учитывает фактические условия полета и вариации значений параметров объекта управления. Поэтому этот способ обеспечивает только грубую оценку и не удовлетворяет требованиям по точности оценки. В работе [4] предложено разбить физическое пространство возможных траекторий с широкими диапазонами изменений параметров аэрогравитационного поля на множество локальных подобластей, внутри которых эти параметры аппроксимируются константами. Такой методический прием позволяет оценивать локальные участки трубки возможных траекторий маневров и поля возможных скоростей по аналитическим соотношениям с достаточной точностью и оперативностью.

Цель статьи. Изложить метод оперативной оценки значений параметров области возможных траекторий маневров в вертикальной плоскости и поля возможных скоростей на основе аналитического прогноза участка траектории АБ ЛА в локальной аэрогравитационной подобласти приземного пространства при движении с постоянным значением угла атаки и нулевым значением угла скольжения в процессе интеллектуального траекторного управления.

Основная часть. Для универсализации моделей движения АБ ЛА в различных системах координат, соответствующих локальным подобластям, вводится вектор $\mathbf{q}(t)$ обобщенных координат $q_i(t),\ i=\overline{1,6}$:

$$\mathbf{q}(t) = (\ q_1(t),\ \dots,\ q_6(t)\ ); \qquad t = t' - t_l'; \qquad l = 1, 2, \dots, s,$$

где t' – текущее время полета, отсчитываемое от момента старта t_0; t_l' – момент мгновенного перехода в $\mathbf{q}(t)$ систему координат; l – номер локальной подобласти.

При описании движения центра масс АБ ЛА обобщенным координатам $q_i = q_i(t)$ присваиваются кинематические параметры движения материальной точки в стартовой системе координат (ССК) $\mathbf{X} = \{O;\ x, y, z\}$:

$$\{q_1 := x;\ q_2 := y;\ q_3 := z;\ q_4 := V;\ q_5 := \theta;\ q_6 := \Psi\},$$

где x, y, z – декартовые координаты ССК; V – модуль вектора скорости; θ – угол наклона вектора скорости и Ψ – угол курса.

Движение многоцелевого АБ ЛА описывается векторными дифференциальными уравнениями с непрерывным и дискретным временем:

$$d\mathbf{q}(t)/dt = \mathbf{f}\,(\mathbf{q}(t), \mathbf{u}(t_n),\ \mathbf{k_x}, \mathbf{k_c}, \boldsymbol{\xi}(t), t, t_n); \qquad (1)$$

$$\mathbf{q} = \mathbf{q}(t) \in \Omega_{\mathbf{q}э} \subset \Omega_{\mathbf{q}}; \quad \mathbf{u} = \mathbf{u}(t_n) \in \Omega_{Uэ} \subset \Omega_U; \quad \boldsymbol{\xi} = \boldsymbol{\xi}(t) \in \Omega_{\xi\,э} \subset \Omega_{\xi};$$

$$\mathbf{k_x} \in \Omega_{\mathbf{k}}; \quad \mathbf{k_c} \in \Omega_{\mathbf{c}}; \quad t \in [t_0, t_K]; \quad t_n - t_{n-1} = T; \quad n = 1, 2, \dots ,$$

при начальных условиях $\mathbf{q}(t_0) = \mathbf{q_0}$, (2)
где $\mathbf{q}(t)$ – вектор состояния размерности $\dim(\mathbf{q}) = n_q$; $\mathbf{f}$ – нелинейная вектор-функция; t_K – заранее нефиксированный момент окончания полета; t_n – дискретное время; T – такт выдачи управляющих сигналов; $\mathbf{u}(t)$ – вектор управлений размерности $\dim(\mathbf{u}) = n_u$; $\mathbf{k_x}$ – вектор конструктивных параметров объекта размерности $\dim(\mathbf{k_x}) = n_{kx}$; $\mathbf{k_c}$ – вектор параметров моделей геофизических условий полета размерности $\dim(\mathbf{k_c}) = n_{kc}$; $\boldsymbol{\xi}(t)$ – вектор случайных процессов; $\Omega_{\mathbf{q}э}$, $\Omega_{Uэ}$, $\Omega_{\xi э}$ – эксплуатационные области состояний, управлений и возмущений; $\Omega_{\mathbf{q}}$, Ω_U, Ω_{ξ} – области состояний, управлений и возмущений; $\Omega_{\mathbf{k}}$, $\Omega_{\mathbf{c}}$ – область вектора параметров объекта и геофизических условий.

Граничные условия на правом конце траектории определяются

$$S_K(\mathbf{q}_Ц(t_K), \mathbf{q}(t_K), \mathbf{k_S}, t) = 0, \tag{3}$$

где $\mathbf{q}_Ц(t_K)$ – известные обобщенные координаты целевой точки; $\mathbf{k_S}$ – вектор параметров, доставляющих семейству траекторий требуемые свойства.

Наблюдаемый процесс $\mathbf{z}(t)$ является результатом нелинейного преобразования $\mathbf{q}(t)$ при шуме $\boldsymbol{\eta}(t)$:

$$\mathbf{z}(\mathbf{q}, t) = \mathbf{h}(\mathbf{q}(t), \mathbf{u}(t_n), \mathbf{k_z}, \boldsymbol{\eta}(t), t); \tag{4}$$

$$\mathbf{z} = \mathbf{z}(\mathbf{q}, t) \in \Omega_{Zэ} \subset \Omega_Z; \quad \mathbf{k_z} \in \Omega_{\mathbf{k}}; \qquad \boldsymbol{\eta} = \boldsymbol{\eta}(t) \in \Omega_{\eta э} \subset \Omega_{\eta},$$

где $\mathbf{h}$ – известная функция указанных аргументов; $\mathbf{k_z}$– вектор конструктивных параметров наблюдателя размерности $\dim(\mathbf{k_z}) = n_{kz}$; $\boldsymbol{\eta}(t)$ – случайная функция с известными статистическими характеристиками; $\Omega_{Zэ}$, $\Omega_{\eta э}$ – эксплуатационные области наблюдений и возмущений; Ω_Z, Ω_{η} – области наблюдений и возмущений.

В течение такта T формирования управляющего сигнала в БЦУВК на основе проведения серии текущих измерений, занимающих интервал времени $\Delta t_{из}$, получаются множества дискретных значений наблюдателя, (сигналы измерителей квантуются в дискретные моменты времени $[nT_1]$ с номером n):

$$\mathbf{z}^{\text{и}}[nT_1] \in \Omega_{Zэ} \subset \Omega_Z;\ \mathbf{u}^{\text{и}}[nT_1] \in \Omega_{Uэ} \subset \Omega_U;\ n = 1, 2, \dots, N;\ NT_1 \le \Delta t_{из} < T, \tag{5}$$

где T_1 – такт квантования по времени наблюдаемых процессов; N – количество моментов квантования по времени.

Желаемая траектория, удовлетворяющая краевым условиям (2) и (3), задается в функции обобщенного аргумента $\chi(t){:} = \{q_1(t), s(t)\}$, которому в зависимости от номера $N_э{:} = (1, 2)$ этапа синтеза траектории присваивается значение обобщенной координаты $q_1(t)$, либо $s(t)$ – пути вдоль траектории:

$$q_i{}^*(\chi) = \sum_{k=1}^{K} \Lambda_k(\chi)\left(\sum_{m=0}^{4} a_{q_i\, m}\, \Delta\chi^m\right); \quad \Lambda_k(\chi) = \begin{cases} 1, & \chi(t) \in [\chi_k, \chi_{k+1}); \\ 0, & \chi(t) \notin [\chi_k, \chi_{k+1}); \end{cases} \tag{6}$$

$$\chi(t) := \begin{cases} q_1(t); & \text{при } N_э = 1; \\ s(t); & \text{при } N_э = 2, \end{cases} \quad i = \begin{cases} 2, 3; & \text{при } N_э = 1; \\ 1, 2, 3; & \text{при } N_э = 2, \end{cases} \quad \chi(t) \in [0, \chi_K];$$

$$q_1 = q_1(t) > 0;\ \ s = s(t) > 0;\ \ \chi = \chi(t);\ \ \Delta\chi = \chi(t) - \chi_k;\ \ k = 1, \dots, K.$$

Для синтеза программной траектории (6) на отрезке $[0, \chi_K]$ задается разбиение $\overline{\Delta} : 0 < \chi_1 < \dots < \chi_K$; и в узлах χ_k $(k = 1, \dots, K)$ неравномерной сетки $\overline{\Delta}$ задаются значения $q_i^{*\,(\eta)}(\chi_k) \in \Omega_{qi(\eta)}$ производных по аргументу χ, где $\Omega_{qi(\eta)}$ – область возможных значений координат и их производных; $\eta = 0, 1, 2$ – порядок производной:

$$q_i^{*\,(\eta)}(\chi_k - \delta_\chi) = q_i^{*\,(\eta)}(\chi_k + \delta_\chi); \qquad \delta_\chi > 0, \text{ при } \delta_\chi \to 0;\ \ \eta = 0, 1, 2.$$

Правый конец желаемой траектории (6) располагается на точке цели с известными координатами, что определяется условиями:

$$q_{iK}^*(\chi_K) = q_{iЦ}; \quad q_{iK}^{*\,\prime} = C_{qi\,K}^*;\ \ C_{qi\,K}^* \in \Omega_{Cq\,K},$$

где $C_{qi\,K}^*$ определяют желаемую ориентацию вектора скорости в точке цели.

Если по условию целевой задачи допустима вариация ориентации вектора скорости АБ ЛА в точке цели, то коэффициенты $C_{qi\,K}^*$ являются варьируемыми параметрами, обеспечивающими требуемые свойства заключительному участку траектории при подлете к цели.

Первые три коэффициента полинома $a_{q_i m}$, $m = 0, 1, 2$ определяются только обобщенными координатами q_i и их производными q_i' и q_i'' на левом конце k-го участка траектории по выражениям:

$$a_{q_i\,0} = q_i\,(\chi_k); \qquad a_{q_i\,1} = q_i'\big|_{\chi=\chi_k}; \qquad a_{q_i\,2} = 0{,}5\,q_i''\big|_{\chi=\chi_k}, \tag{7}$$

а два коэффициента $a_{q_i m}$, $m = 3, 4$ определяются с учетом требуемых значений обобщенных координат q_i^* и их производных $(q_i^*)'$ и $(q_i^*)''$ на правом конце k-го участка траектории по выражениям:

$$a_{q_i 3} = \left[4\overline{\Delta}q_i \,/\, \overline{\Delta}\chi - 3a_{q_i 1} - 2\overline{\Delta}\chi\, a_{q_i 2} - C_{q_i k}\right] / \,\overline{\Delta}\chi^2;$$

$$a_{q_i 4} = \left[-3\overline{\Delta}q_i \,/\, \overline{\Delta}\chi + 2\,a_{q_i 1} + \overline{\Delta}\chi\, a_{q_i 2} + C_{q_i k}\right] / \,\overline{\Delta}\chi^3; \tag{8}$$

$$C_{q_i k} = (q_i^*)'\big|_{\chi=\chi_{k+1}};\ \ \overline{\Delta}\,q_i = q_i^*(\chi_{k+1}) - q_i^*(\chi_k);\ \ \overline{\Delta}\,\chi = \chi_{k+1} - \chi_k,$$

где $C_{q_i k}$ – варьируемые параметры, обеспечивающие на k-м участке траектории допустимые значения нормальной и боковой перегрузок.

Производные q_i' и q_i'' в (7) при $\chi_k - \delta_\chi \le \chi(t) \le \chi_k$ выражаются через параметры траектории q_4, q_5, q_6 по следующим соотношениям:

1) $\chi(t) := q_1(t)$ $\qquad q_2' = \mathrm{tg}\,q_5\,(1 + \mathrm{tg}^2 q_6)^{1/2}$; $\quad q_3' = -\,\mathrm{tg}\,q_6$;

$$q_2'' = (1 + \mathrm{tg}^2 q_5)^{3/2}\,(1 + \mathrm{tg}^2 q_6)\,[\,a_n - a_b\,\mathrm{tg}\,q_5\,\mathrm{tg}\,q_6\,(1 + \mathrm{tg}^2 q_5)^{-1/2}\,] / q_4^2;$$

$$q_3'' = -\,a_b\,(1 + \mathrm{tg}^2 q_5)\,(1 + \mathrm{tg}^2 q_6)^{3/2} / q_4^2; \tag{9}$$

2) $\chi(t) := s(t)$ $\qquad q_1' = \cos q_5 \cos q_6$; $\quad q_2' = \sin q_5$; $\quad q_3' = -\cos q_5 \sin q_6$;

$$q_1'' = -\,(a_n \sin q_5 \cos q_6 + a_b \sin q_6) / q_4^{\,2}; \quad q_2'' = a_n \cos q_5 \; / q_4^{\,2};$$
$$q_3'' = (a_n \sin q_5 \sin q_6 - a_b \cos q_6) / q_4^{\,2}, \qquad (10)$$
где a_n, a_b – нормальная и боковая составляющие вектора действительного ускорения соответственно. Значения a_n, a_b, q_4, q_5, q_6 оцениваются в результате решения навигационной задачи по результатам наблюдения (4). Для того чтобы в программе (6) оперативно задавать узловые точки $q_i^*(\chi_k) \in \Omega_{qi}$, необходимо по фактическим значениям $\mathbf{q}(t)$ и условиям полета оценить область Ω_{qi} возможных траекторий маневров. В вертикальной плоскости (на интервале времени Δt_i прогноза) область возможных маневров с вершиной в текущей точке $\mathbf{q}(t)$ будем характеризовать тремя возможными участками траектории (рис. 1). Участок О-О$_В$ формируется при полете АБ ЛА с $\alpha(t) = 0$ и $\beta(t) = 0$. Участок О-В (верхняя граница области) при $\alpha(t) = +\,\alpha_д$ и $\beta(t) = 0$. Участок О-Н (нижняя граница) формируются при $\alpha(t) = -\,\alpha_д$ и $\beta(t) = 0$, где $\alpha_д$ – максимально допустимое значение угла α.

Рассматривается управляемое движение материальной точки O_1 постоянной массы в аэрогравитационном поле Земли под действием силы $\overline{G}$ земного тяготения и $\overline{R}_a$ аэродинамической силы на промежутке времени $t \in [t_i,\ t_i+\Delta t_i] \subset [t_n,\ t_K]$ с постоянными значениями углов $\alpha(t) = \alpha_i$ (α_i = const, i = 1, 2, …) и $\beta(t) = 0$ и с начальными условиями $\mathbf{q}(t_0) = \mathbf{q_0}^{\mathbf{1}}$.

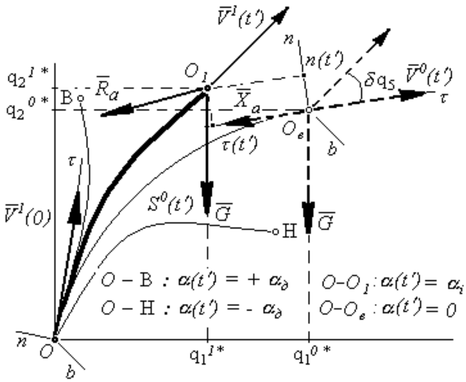

Рис. 1. Оценка локальной области возможных траекторий маневра материальной точки на основе виртуальной траекторной системы координат

Для прогнозирования траектории материальной точки O_1 на интервале $t \in [t_i,\ t_i + \Delta t_i]$ вводится виртуальная траекторная система координат (ВТ СК) $\{O_в;\ \tau,\ n,\ b\}$ и время $t' = t - t_i$. Точка $O_в$ неравномерно движется под действием сил $\overline{G}$ Земного тяготения и $\overline{X}_a$ лобового сопротивления при $\alpha(t) = 0$ и $\beta(t) = 0$ при начальных условиях $\mathbf{q_0}^{\mathbf{0}} = \mathbf{q_0}^{\mathbf{1}}$. Ось τ направлена по вектору виртуальной скорости $\overline{V}^0$ точки $O_в$. Ось n перпендикулярна оси τ и располагается в плоскости векторов $\overline{G}$ и $\overline{V}^0$. Ось b дополняет систему до правой.

Применяются гипотезы, что управляемое движение АБ ЛА на интервале времени $t \in [t_i,\ t_i + \Delta t_i]$ будет происходить 1) с выключенным двигателем; 2) в вертикальной плоскости, проходящей через вектор скорости $\overline{V}(t_n)$ центра масс АБ ЛА; 3) в невозмущенной атмосфере сферической Земли; 4) с нулевыми значениями углов атаки $\alpha(t') = 0$ и скольжения $\beta(t') = 0$. Эти гипотезы позволяют применить для описания траектории виртуальной точки $O_в$ в ССК математическую модель [5] в виде:

$$q_2^{0*} = d_3 (q_1)^3 + d_2 (q_1)^2 + d_1 q_1 + d_0; \quad (11)$$

$$d_0 = q_{2\,0}; \quad d_1 = \operatorname{tg} q_{5\,0}; \quad d_2 = -g_c / [2(q_{4\,0})^2 \cos^2 q_{5\,0}];$$

$$d_3 = 2\, d_2\, b_3 /3; \quad b_3 = \rho_c S_M c_k / m,$$

где верхним индексом (*) – обозначены прогнозируемые значения; S_M – площадь миделя; $c_к$ – коэффициент; m – масса АБ ЛА; g_c, ρ_c – значения параметров аэрогравитационного поля локальной подобласти.

Прогнозируемые значения $q_{5\,1}^{0*}$ угла наклона и $q_{4\,1}^{0*}$ модуля вектора скорости точки $O_в$ в ССК вычисляются по соответствующим соотношениям

$$q_{5\,1}^{0*} = \operatorname{arctg}(F); \; q_{4\,1}^{0*} = q_{4\,0} \{(F^2 + 1) / (d_1^2 + 1)\}^{1/2} \exp\{-q_{1\,1} b_3 (d_1^2 + 1)^{1/2}\}, \quad (12)$$

где $F = 3\, d_3 (q_{11})^2 + 2\, d_2\, q_{11} + d_1$.

Прогнозируемое значение t^* времени движения точки $O_в$ оценивается по соотношению

$$t^* = [\, 1 + 2f - \exp\{-b_3 q_{1\,1} / f\}\, (\, 1 + 2f + 2\, b_3 q_{1\,1})\,] / (b_3 q_{4\,0}), \quad (13)$$

где $f = (F^2 + 1)^{-1/2}$.

Проектируя $\overline{V}^1$ вектор скорости материальной точки O_1 на оси τ, n, b, получим систему дифференциальных уравнений

$$d\tau /dt = q_4^0(\cos\delta q_5 - 1) + \delta q_4 \cos\delta q_5; \; dn/dt = q_4^0 \sin\delta q_5 + \delta q_4 \sin\delta q_5, \quad (14)$$

где $\delta q_4 = q_4^1(t') - q_4^0(t')$; $\delta q_5 = q_5^1(t') - q_5^0(t')$; при $t'= 0$ $\delta q_4 = 0$ и $\delta q_5 = 0$, δq_4, δq_5 – изохронные отклонения $q_4^1(t')$ модуля вектора скорости и $q_5^1(t')$ угла наклона вектора скорости от их виртуальных значений $q_4^0(t')$ и $q_5^0(t')$.

Производные по времени от δq_4, δq_5 описываются уравнениями:

$$d\delta q_4 /dt = -\rho_c\, \sigma\, (q_4^0)^2[c_x (2 + \delta q_4/q_4^0)\, \delta q_4/q_4^0 + c_x^{\alpha} \alpha^2] - \delta q_5\, g_c \cos q_5^0;$$

$$d\delta q_5 /dt = \rho_c\, \sigma\, c_y\, q_4^0 + (2\rho_c\sigma\, c_y - (dq_5^0/dt)/q_4^0)\, \delta q_4 - \delta q_5\, g_c \sin\theta^0/q_4^0. \quad (15)$$

Отбрасывая в (15) слагаемые второго порядка малости, получим:

$$d\,\delta q_4 /dt \approx -\rho_c\, \sigma\, q_4^0\, (q_4^0\, c_x^{\alpha}\alpha^2 + 2\, c_x\, \delta q_4); \; d\,\delta q_5 /dt \approx \rho_c\, \sigma\, c_y q_4^0. \quad (16)$$

Интегрирование выражения для $d\,\delta q_5/dt$ в (16) по времени дает решение

$$\delta q_5 = \rho_c\, \sigma\, c_y\, s^0(t'), \quad (17)$$

где $s^0 = \int q_4^0\, dt'$ – путь вдоль виртуальной траектории за $t' = \Delta t_i$.

Исключая в системе уравнений (16) dt, получим

$$d\,\delta q_4 / d\delta q_5 = -q_4^0\, c_{\alpha} - 2\, K_a\, \delta q_4, \quad (18)$$

где $c_{\alpha} = (c_x^{\alpha}/c_y^{\alpha})\alpha$; $K_a = c_y / c_x$.

Интегрирование по частям выражения (18) дает решение

$$\delta q_4 = 0.5\, q_4^0\, K_a\, c_{\alpha} [\, \exp(\,\lambda\,) - 1], \quad (19)$$

где $\lambda = 2\ \delta q_5 / K_a$.

Выражения (17) и (19) позволяют при $t^* = t'$ по значениям $s^0(t^*)$ длины виртуальной траектории и $q_4^{\,0}(t^*)$ модуля вектора скорости прогнозировать значения $q_5^{\,1\,*}(t^*)$ и $q_4^{\,1\,*}(t^*)$:

$$q_4^{\,1\,*}(t^*) = q_4^{\,0}(t^*) + \delta q_4; \qquad q_5^{\,1\,*}(t^*) = q_5^{\,0}(t^*) + \delta q_5. \qquad (20)$$

В уравнениях (14) заменим независимый аргумент t на δq_5, получим:

$$d\tau / d\delta q_5 = C_1 \{\cos \delta q_5 [\, 1 + c_\alpha \delta q_5 (1 + 2\ \delta q_5 / K_a)\,] - 1\};$$

$$d\, n / d\delta q_5 = C_1 [1 + c_\alpha (1 + 2\ \delta q_5 / K_a)] \sin \delta q_5. \qquad (21)$$

Интегрирование (21) по аргументу δq_5 дает решение, позволяющее оценить значения координат (τ, n) точки O_1 в ВТ СК:

$$\tau = C_1 \{\sin \delta q_5 [1 - 4c_\alpha / K_a + c_\alpha \delta q_5 (1+\lambda)] + \cos \delta q_5\, c_\alpha (1+2\lambda) - \delta q_5 - c_\alpha\};$$

$$n = C_1(1+c_\alpha)\,[1 - \cos \delta q_5 (1 + \lambda\, C_2) + (2C_2 / K_a) \sin \delta q_5], \qquad (22)$$

где $C_1 = 1/(\rho_c\, \sigma\, c_y)$; $C_2 = c_\alpha / (1 + c_\alpha)$.

Прогнозируемые значения координат ($q_1^{\,1*}$, $q_2^{\,1\,*}$) точки O_1 в ССК определяются по соотношениям:

$$q_1^{\,1*} = q_1^{\,0*} - \tau \cos q_5^{\,0} - n \sin q_5^{\,0}; \quad q_2^{\,1*} = q_2^{\,0*} - \tau \sin q_5^{\,0} + n \cos q_5^{\,0}. \quad (23)$$

Выводы. 1. Разбиение области пространства возможных траекторий АБ ЛА с широкими диапазонами изменения параметров аэрогравитационного поля на совокупность локальных подобластей, внутри которых соответствующие параметры аппроксимируются константами, позволяет формировать оперативные оценки параметров области возможных траекторий маневра и поля возможных скоростей. 2. Использование виртуальной траекторной системы координат позволило получить аналитические выражения (17), (19), (20), (22) и (23), по которым в БЦУВК проводится оперативная оценка параметров локальной области возможных траекторий и поля возможных скоростей. 3. При интеллектуальном траекторном управлении АБ ЛА возникает дополнительная задача оперативной идентификации текущей локальной подобласти, в которой находится АБ ЛА.

ЛИТЕРАТУРА

1. *Фоменко О.Н., Журавлёв А.А. Аналитические модели траекторий аэробаллистических летательных аппаратов при универсализации терминального управления // СОІ. – Х.: ХВУ. – 2003. – Вип. 4. – С. 157 – 165.*
2. *Лебедев А.А., Герасюта Н.Ф. Баллистика ракет.– М.: Машиностроение. – 1970. – 244 с.*
3. *Аппазов Р.Ф., Сытин О.Г. Методы проектирования траекторий носителей и спутников Земли. – М.: Наука, 1987. – 440 с.*
4. *Фоменко О.Н. Исследование точности нелинейных систем автоматического управления со случайными параметрами // Техническая кибернетика. – М.: Изв. АН СССР. – 1967. – № 1. – С. 18 – 20.*

Поступила 13.05.2004

ЖУРАВЛЁВ Александр Александрович*, к.т.н, доц., докторант ХВУ. В 1984 году окончил ХВВКИУ. Область научных интересов – методы и математические модели универсализации систем управления движением беспилотных аэробаллистических ЛА.*