

УДК 629.735.33-519.05(045)

¹Я. В. Кондрашов, канд. техн. наук,
²А. К. Арутюнян,
³И. А. Кравчишин

ПРОГНОЗИРОВАНИЕ ТЕРМИНАЛЬНЫХ ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

¹Государственное научно-производственное предприятие «Авиа-радиосервис»

^{2,3}Институт новейших технологий НАУ, e-mail: igorko1311@yandex.ru

Рассмотрен управляемый спуск (привод) с траектории полета в заданный район земной (водной) поверхности беспилотного планирующего летательного аппарата. Показано, что для повышения точности наведения беспилотного планирующего летательного аппарата на заключительном участке спуска целесообразно неавтономное его управление с использованием информации о взаимном положении аппарата и точки посадки при их относительном движении.

Ключевые слова: терминальное управление, параметры движения, посадка БПЛА.

Введение. Рассматривается управляемый спуск (привод) с траектории полета в заданный район земной (водной) поверхности или воздушного пространства беспилотного планирующего летательного аппарата (БПЛА) с большим аэродинамическим качеством ($K > 1$) [1]. Такие аппараты в результате аэродинамического маневра в атмосфере могут значительно изменять свою траекторию спуска (полета) и совершать посадку на нежелательном удалении от назначенной точки пространства.

Задачей управления является наведение аппарата в точку посадки (зависания) с заданными географическими координатами при наличии случайных возмущений действующих на БПЛА в процессе спуска [2]. Поэтому наиболее целесообразным является терминальное управление БПЛА, основанное на прогнозировании координат точки посадки. Ввиду отсутствия радиосвязи на части траектории БПЛА управление является автономным. Прогнозирование осуществляется интегрированием системы дифференциальных уравнений движения с начальными условиями, определяемыми автономной системой навигации. Накапливание в течение спуска ошибки навигации в результате синтеза управления приводят к возникновению не парируемых системой управления рассеиваний точек посадки.

Для повышения точности наведения БПЛА на заключительном участке спуска целесообразно неавтономное управление с использованием информации о взаимном положении аппарата и точки посадки и их относительном движении [3]. В данной работе рассматривается метод синтеза неавтономного терминального двухканального управления БПЛА $U = f(\gamma_a, K)$ по скоростному углу крена $\gamma_a(t)$ и аэродинамическому качеству $K(t)$ при наведении в область радиомаяка всенаправленного действия расположенного в заданной точке пространства.

Постановка задачи. Разработанные в настоящее время формирования неавтономного управления основаны на принципе отслеживания априорно заданных номинальных программ изменения параметров относительного движения аппарата и цели [3].

Применительно к задаче спуска данные методы, в частности метод пропорционального сближения, даже при номинальных условиях движения не обеспечивают требуемой точности наведения ввиду превышения потребными перегрузками допустимых значений в окрестности точки посадки и нарушения сходимости процессов управления [4].

Для обеспечения наведения аппарата с достаточно высокой точностью предлагается способ многошагового адаптивного неавтономного терминального управления на участке ближнего наведения, начинающегося с момента захвата сигнала маяка радиосистемой аппарата [5 – 7].

В момент захвата на борту БПЛА формируется инерциальная система координат $0x_{\text{и}}y_{\text{и}}z_{\text{и}}$, начало которой совмещено с центром масс аппарата, ось $0y_{\text{и}}$ направлена по радиус-вектору $\vec{r}$, а вертикальная плоскость $0x_{\text{и}}z_{\text{и}}$ совмещена с радиомаяком в точке посадки $C(\varphi_c, \lambda_c)$ с географической широтой φ_c и долготой λ_c . В этой системе осуществляется обработка информации для синтеза управления.

Внешней информацией является вектор направления линии визирования на маяк $\vec{D}^0(t)$ и расстояние до него по линии визирования $D(t)$, а внутренней – вектор текущих фазовых координат аппарата

$$\mathbf{x}^{\text{н}} = (V_{\text{к}}^{\text{н}}, \theta^{\text{н}}, \psi^{\text{н}}, h^{\text{н}}, \varphi_{\text{ц}}^{\text{н}}, \lambda^{\text{н}})$$

определяемый автономной навигационной системой и включающий земную скорость $V_{\text{к}}^{\text{н}}$, угол наклона траектории $\theta^{\text{н}}$, угол пути $\varphi^{\text{н}}$, высоту $h^{\text{н}}$, геоцентрическую широту $\varphi_{\text{ц}}^{\text{н}}$ и долготу $\lambda^{\text{н}}$ (рис. 1).

Для реализации процедуры многошагового синтеза управления начальная длительность участка ближнего наведения $T_0 = t_{\text{к0}} - t_0$ от момента захвата маяка t_0 до прогнозируемого момента $t_{\text{к0}}$ достижения аппаратом сферы приведения радиусом $r_c = R_0 + h_{\text{к}}$ на поверхности которой на высоте $h_{\text{к}}$ над поверхностью Земли с радиусом R_0 располагается маяк, разбивается на N_0 интервалов

$$\Delta T_v = t_v - t_{v-1}, \quad v = \overline{2, N_0 + 1}, \quad t_{N_0} = t_{\text{к0}}, \quad T_0 = \sum_{v=1}^{N_0} \Delta T_v.$$

В конце интервала ΔT_1 , исходя из прогнозов времени достижения сферы приведения $t_{\text{к}j}$, длительность спуска $T_1 = t_{\text{к1}} - t_1$ разбивается на N_1 интервалов

$$\Delta T_v = t_v - t_{v-1}, \quad v = \overline{1, N_0}, \quad t_{N_0} = t_{\text{к0}}, \quad T_1 = \sum_{v=2}^{N_0+1} \Delta T_v.$$

Таким образом, для текущего момента коррекции t_j , оставшаяся прогнозируемая длительность спуска $T_j = t_{\text{к}j} - t_j$ разбивается на N_j интервалов

$$\Delta T_v = t_v - t_{v-1}, \quad v = \overline{j+1, N_j + j}, \quad t_{N_j} = t_{\text{к}j}, \quad T_j = \sum_{v=j+1}^{N_j+j} \Delta T_v.$$

В конце каждого интервала производится коррекция программы управления и на оставшемся участке $t \in [t_j, t_{\text{к}j}]$ спуск осуществляется с командной программой

$$\mathbf{u}_{\text{ком}}^{(j)}(t \geq t_j) = (\gamma_{\text{аком}}^{(j)}(t \geq t_j), \mathbf{K}^{(j)}(t \geq t_j)).$$

Целью управления на каждом шаге ΔT_j , $j = 1, 2, \dots$ является формирование траектории, проходящей через точку посадки C в прогнозируемый момент времени спуска $t_{\text{к}j}$ на поверхность сферы приведения. При двухпараметрическом управлении отклонение прогнозируемого конечного положения аппарата от требуемого фиксируется на плоскости наведения двумя координатами – дальностью R и углом Φ (рис. 1), определяющими положение точки пересечения с ней конечного вектора скорости аппарата $\vec{V}_{\text{кт}} = \vec{V}_{\text{к}}(t_{\text{к}j})$.

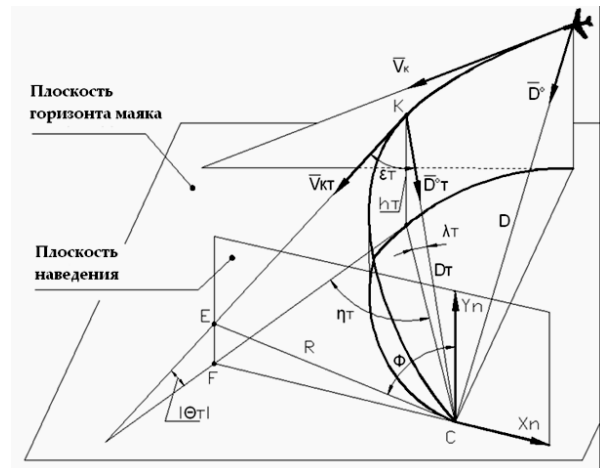


Рис. 1. Схема спуска БПЛА

Плоскость наведения перпендикулярна как плоскости горизонта маяка, так и проекции на нее вектора скорости аппарата в конечный момент времени спуска. В плоскости наведения строится ортогональная система координат $Cx_n y_n z_n$, ось Cy_n которой направлена по радиус-вектору точки C .

Задача синтеза управления ставится следующим образом. Для каждого дискретного момента времени t_j , $j = 1, 2, \dots$ требуется определить оптимальное командное управление

$$u_{\text{ком}}^{(j)}(t \geq t_j) = (\gamma_{\text{аком}}^{(j)}(t \geq t_j), K^{(j)}(t \geq t_j)).$$

Для всего оставшегося участка спуска $t \in [t_j, t_{kj}]$, минимизирующее прогнозируемую дальность R в конечный момент времени спуска на сферу приведения

$$u_{\text{ком}}^{(j)}(\gamma_{\text{аком}}^{(j)}, K_{\text{ком}}^{(j)}) = \arg \min_u R(y(t_{kj}), u).$$

В результате многошаговой коррекции формируется командная программа управления в виде последовательности промежуточных программ

$$u_{\text{ком}}(t \geq t_0) = (u_{\text{ком}}^{(0)}, u_{\text{ком}}^{(1)}, u_{\text{ком}}^{(2)}, \dots, u_{\text{ком}}^{(j)}, \dots).$$

Здесь $u_{\text{ком}}^{(0)}(t \geq t_0) = (\gamma_a^{(0)}(t \geq t_0), K^{(0)}(t \geq t_0))$ является командной программой, сформированной в конце участка автономного управления.

Метод прогнозирования параметров движения БПЛА. Вектор фазовых координат БПЛА $y = (V_{KT}, h_T, \Theta_T, D_T, \varepsilon_T, \eta_T, \alpha_T)$, составляющие которого определены на прогнозируемый конечный момент времени t_{kj}

$$y(t_{kj}) = (V_k(t_{kj}), h(t_{kj}), \Theta(t_{kj}), D(t_{kj}), \varepsilon(t_{kj}), \eta(t_{kj}), \alpha(t_{kj})),$$

включает в себя прогнозируемые значения земной скорости аппарата V_{KT} , высоты h_T , угла наклона траектории Θ_T , дальности до маяка по линии визирования D_T , угла визирования ε_T , относительного угла курса η_T , угла наклона линии визирования α_T .

Угол визирования ε_T представляет собой угол между вектором скорости $\vec{V}_{KT}$ и направлением линии визирования $\vec{D}_T^0$. Относительный угол курса η_T определяется в горизонтальной плоскости маяка между проекциями на нее векторов $\vec{V}_{KT}$ и $\vec{D}_T^0$. Угол α_T является углом между линией визирования и горизонтальной плоскостью маяка (рис. 1).

Параметры движения $V_{KT}, h_T, \Theta_T, D_T$ можно определять в результате интегрирования соответствующих уравнений движения. Однако для синтеза управления требуется многократное численное интегрирование системы уравнений движения 4-го порядка с нелинейной правой частью, что при достаточно высокой частоте коррекций требует значительного быстродействия БЦВМ. В тоже время многошаговая процедура синтеза управления позволяет снизить требования к точности прогноза терминальных значений параметров, поскольку получаемая при этом ошибка управления будет корректироваться на последующих шагах. Поэтому целесообразно перейти к конечно-разностной форме дифференциальных уравнений спуска. Для этого прогнозируемая длительность $T_j = t_{kj} - t_j$ разбивается на G интервалов постоянной величины

$$\Delta\tau_i = \Delta\tau = \tau_i - \tau_{i-1} = \text{const}, \quad i = \overline{1, G}, \quad \tau_i = \tau_{i-1} + \Delta\tau, \quad \tau_0 = 0, \quad \tau_G = T_j, \quad T_j = \Delta\tau \cdot G.$$

Высота h_i , величина радиуса-вектора r_i и дальность D_i определяются на основании дискретизации движения (рис. 2)

$$h_i = h_{i-1} + V_{ki-1} \sin \Theta_{i-1} \cdot \Delta\tau, \quad r_i = r_{i-1} + V_{ki-1} \sin \Theta_{i-1} \cdot \Delta\tau, \quad D_i = D_{i-1} - V_{ki-1} \cos \varepsilon_{i-1} \cdot \Delta\tau.$$

Угол α_i находится из рис. 2. Местная горизонтальная плоскость, ортогональная радиусу-вектору $\vec{r}_i$ и проходящая через точку C , пересекает вертикальную плоскость, проходящую через радиус-вектор $\vec{r}_i$ и точку C , по прямой PC . Из треугольников CPM и CPO_r определяется разность высот Δh_i при известной величине радиуса-вектора маяка $\vec{r}_c$, а из треугольника CPM – угол α_i :

$$\Delta h_i = \frac{D_i^2 - r_c^2 + r_i^2}{2r_i}, \alpha_i = \arcsin\left(\frac{\Delta h_i}{D_i}\right).$$

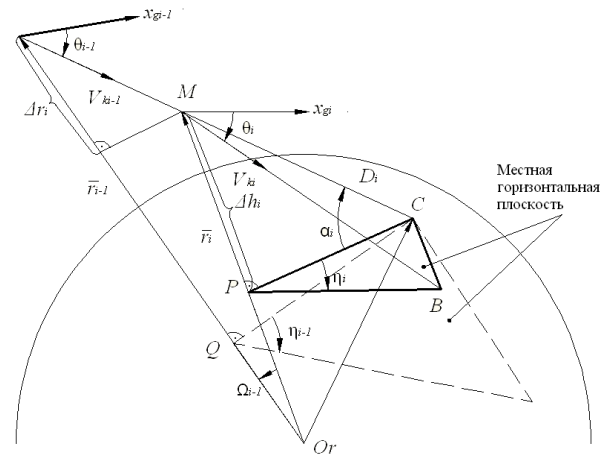


Рис. 2. Дискретные значения параметров

Для определения величины угла η_i делается допущение о постоянстве, в течение времени Δt , положения плоскости местного горизонта, ортогональной текущему радиусу-вектору и проходящей через точку C . Это допущение не приводит к большим ошибкам, поскольку максимальный угол между радиусами $\vec{r}_i$ и $\vec{r}(t_0)$ не превышает нескольких градусов, а угловое смещение радиусов $\vec{r}_{i-1}$ и $\vec{r}_i$ составляет доли градуса. За время Δt радиус-вектор переместится на угол Ω_i

$$\Omega_i = \frac{V_{ki-1} \cos \Theta_{i-1}}{r_{i-1}} \Delta t,$$

а в горизонтальной плоскости на величину S_i (рис. 3), $S_i = (r_{i-1} - D_{i-1} \sin \alpha_{i-1}) \Omega_i$.

За это время угол курса изменится за счет его угловой скорости $\dot{\eta}_{i-1}$ и за счет перемещения проекции дальности на горизонтальную плоскость на угол μ_i

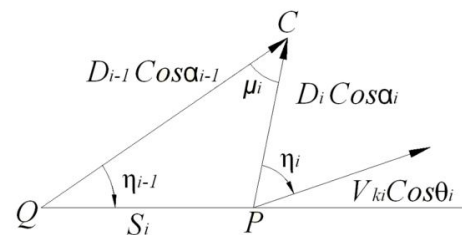


Рис. 3. Проекция параметров движения на местную горизонтальную плоскость

$$\mu_i = \arcsin\left(\frac{S_i}{D_i \cos \alpha_i} \sin \eta_{i-1}\right), \quad \eta_i = \eta_{i-1} + \mu_i - \eta_{i-1} \Delta t.$$

Угол визирования ε_i определяется из тетраэдра $СМВР$ (рис. 4), в котором сторона L_i представляет собой расстояние от аппарата до плоскости местного горизонта вдоль вектора скорости $\vec{V}_{ki}$. Выражая сторону α через L_i и D_i и их проекции l и d

$$l = L_i \cos \Theta_i, \quad d = D_i \cos \varepsilon_i, \quad L_i = \frac{\Delta h_i}{\sin |\Theta_i|}, \quad D_i = \frac{\Delta h_i}{\sin \alpha_i},$$

находится угол ε_i : $\cos \varepsilon_i = \cos \eta_i \cos \Theta_i \cos \alpha_i + \sin |\Theta_i| \sin \alpha_i$.

Величина скорости $V_k(t)$ и угол наклона траектории $\Theta(t)$ в течение времени спуска на участке ближнего наведения в результате интенсивного торможения значительно изменяются по нелинейному закону. При прогнозировании текущих и конечных значений функции $V_k(t)$ и $\Theta(t)$ аппроксимируются нелинейными аналитическими зависимостями $V_k(t)$ и $\Theta(t)$ на коротких отрезках времени $\tau \in \Delta t$, на которые разбивается прогнозируемая длительность спуска.

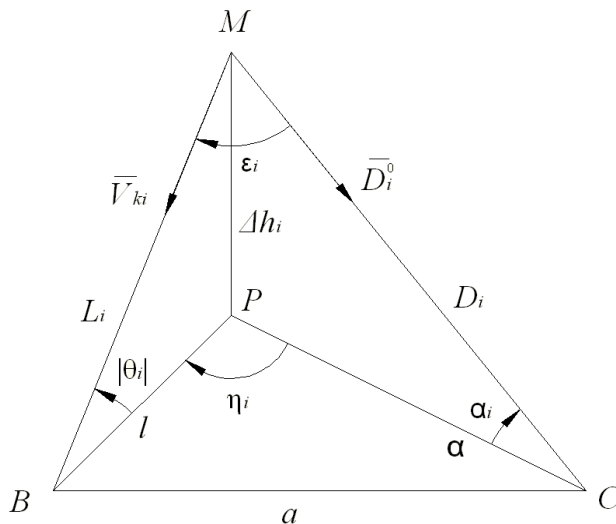


Рис. 4. Определение угла визирования

Для получения аналитической зависимости $V_k(\tau)$ принимаются допущения о постоянстве на интервале $\Delta\tau$ баллистического коэффициента δ_x , аэродинамического качества K , ускорения силы тяжести g , плотности атмосферы ρ и угла наклона траектории Θ . Численные значения этих параметров принимаются на начало текущего интервала времени

$$\begin{aligned}\delta_{xo} &= \delta_x(\tau_{i-1}), K_0 = K(\tau_{i-1}), g_0 = g(\tau_{i-1}), \\ \rho_0 &= \rho(\tau_{i-1}), \Theta_0 = \Theta(\tau_{i-1}).\end{aligned}\quad (1)$$

В силу принятых допущений управление изменения скорости в центральном гравитационном поле принимает вид

$$\dot{V}_k = -\delta_{xo} \frac{\rho_0}{2} V_k^2 - g_0 \sin \Theta_0. \quad (2)$$

После введения обозначений

$$B = 0,5\delta_{xo}\rho_0 > 0, C = -g_0 \sin \Theta_0 > 0 \quad (3)$$

в результате интегрирования уравнения (5)

$$\int_{V_{k0}}^{V_k(\tau)} \frac{dV_k}{BV_k^2 - C} = -\int_0^\tau dt$$

закон изменения скорости будет иметь выражение

$$V_k(\tau) = \sqrt{\frac{C}{B}} \cdot \frac{1 + \exp(-2\sqrt{BC}\tau - \ln Q)}{1 - \exp(-2\sqrt{BC}\tau - \ln Q)}, \quad (4)$$

где $Q = \frac{\sqrt{BV_{k0}} + \sqrt{C}}{\sqrt{BV_{k0}} - \sqrt{C}}$ – постоянная величина, определяемая начальными условиями (1).

Зависимость угла наклона траектории от времени $\Theta(t)$ на основании результатов математического моделирования управляемого спуска аппроксимируется параболой

$$\Theta(t) = a_\Theta \tau^2 + b_\Theta \tau + c_\Theta, \quad (5)$$

постоянные коэффициенты которой, a_Θ , b_Θ , c_Θ , определяются значениями угла и его производными в начале интервала

$$a_\Theta = 0,5\ddot{\Theta}_0, \quad b_\Theta = \dot{\Theta}_0, \quad c_\Theta = \Theta_0. \quad (6)$$

Производные $\dot{\Theta}_0$ и $\ddot{\Theta}_0$ находятся из уравнений движения аппарата в центральном поле тяготения

$$\begin{aligned}\dot{\Theta}_0 &= \frac{1}{V_{k0}} \left(\frac{K_0 \delta_{xo} \rho_0}{2} V_{k0}^2 \cos \gamma_{a0} - g_0 \cos \Theta_0 + \frac{V_{k0}^2 \cos \Theta_0}{R_0 + h_0} \right), \\ \ddot{\Theta}_0 &= \frac{K_0 \delta_{xo} \rho_0}{2} \dot{V}_{k0} \cos \gamma_{a0} + \frac{g_0}{V_{k0}^2} \left(\dot{\Theta}_0 V_{k0} \sin \Theta_0 + \dot{V}_{k0} \cos \Theta_0 \right) +\end{aligned}\quad (7)$$

$$+ \frac{1}{(R_0 + h_0)^2} \left[(\dot{V}_{k0} \cos \Theta_0 - \dot{\Theta}_0 V_{k0} \sin \Theta_0) \cdot (R_0 + h_0) - \dot{h}_0 V_{k0} \cos \Theta_0 \right],$$

$$\dot{V}_{k0} = -\delta_{xo} \frac{\rho_0 V_{k0}^2}{2} - g_0 \sin \Theta_0, \quad \dot{h}_0 = V_{k0} \sin \Theta_0.$$

Приведенные соотношения (1 – 7) позволяют получить промежуточные $V_k(\tau)$, $\Theta(\tau)$, $\tau \in [\tau_{i-1}, \tau_i]$ и граничные $V_{ki} = V_k(\tau_i)$, $\Theta_i = \Theta(\tau_i)$ значения скорости и угла наклона траектории по их значениям на начало интервала $\Delta\tau$

$$V_{ki-1} = V_k(\tau_{i-1}), \quad \Theta_{i-1} = \Theta(\tau_{i-1}).$$

Принятые допущения (1) позволяют определить угловую скорость относительного угла курса $\dot{\eta}_{i-1}$. Учитывая, что он, в отличие от угла пути ψ , отсчитывается от проекции линии визирования на местную горизонтальную плоскость, их угловые скорости одинаковы и определяются уравнениями движения в центральном поле

$$\dot{\eta}_{i-1} = \dot{\psi}_{i-1} = -\frac{K_0 \delta_{xo} \rho_0 V_{k0}}{2 \cos \Theta_0} \cos \gamma_{ao} - \frac{V_{k0} \cos \Theta_0}{R_0 + h_0} \cos \psi_0 \operatorname{tg} \Phi_0.$$

Угол пути $\psi_0 = \psi_{i-1} = \psi(\tau_{i-1})$ дискретно изменяется в точках конца интервалов $\Delta\tau = \tau_i - \tau_{i-1}$

$$\psi_i = \psi_{i-1} + \dot{\eta}_{i-1} \cdot \Delta\tau.$$

Широта Φ_0 в связи с малостью её изменения на участке ближнего наведения в течение прогнозируемого времени спуска T_j принимается постоянной и равной её навигационному значению $\Phi_0 = \Phi^H(t_j)$ на момент коррекции t_j .

Прогнозируемая длительность спуска аппарата T_j на поверхность сферы приведения из точки коррекции траектории на высоте h_j определяется как решение трансцендентного уравнения

$$T_j = \arg \left(h_k - h_j - \int_{t_j}^{T_j + t_j} V_k(t) \sin \Theta(t) dt = 0 \right),$$

которое в конечно-разностной форме имеет вид

$$m = \arg \left(h_k - h_j - \Delta\tau_0 \sum_{n=1}^m V_{kn-1} \sin \Theta_{n-1} = 0 \right), \quad T_j = \Delta\tau_0 \cdot m.$$

В результате определения конечного времени спуска $t_{kj} = t_j + T_j$ и параметров движения $V_{ki}, h_i, \Theta_i, D_i, \varepsilon_i, \eta_i, \alpha_i$ в дискретных точках $\tau_j, i = \overline{1, G}$ интервала T_j формируется вектор терминальных параметров движения

$$y(t_{kj}) = (V_{kT}, h_T, \Theta_T, D_T, \varepsilon_T, \eta_T, \alpha_T). \quad (8)$$

Учитывая приближенный характер определения этих параметров, прогнозируемая точка посадки К с фазовыми координатами аппарата в ней (8) может располагаться либо перед плоскостью наведения $\left(|\eta_T| \leq \frac{\pi}{2} \right)$, либо за ней $\left(|\eta_T| > \frac{\pi}{2} \right)$.

В первом случае на плоскости наведения определяется точка пересечения с ней вектора конечной скорости $\vec{V}_{kT}$ и её координаты R и Φ (рис. 5).

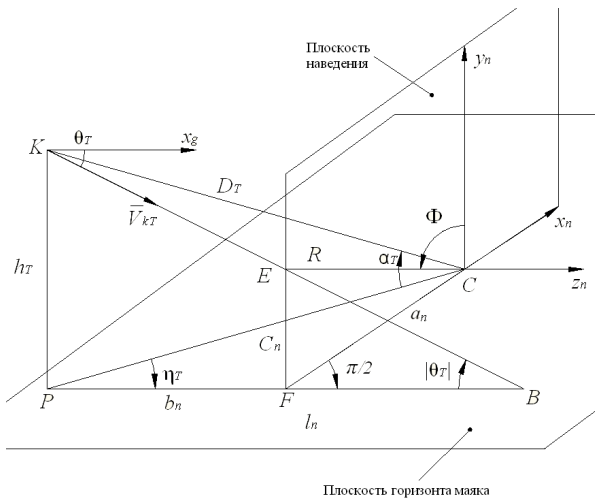


Рис. 5. К определению целевой функции

С этой целью из рис. 5 после введения обозначений отрезков CF , PF , PB и EF , соответственно, через a_{Π} , b_{Π} , l_{Π} , c_{Π} и определения их величины $a_{\Pi} = D_T \cos \alpha_T \sin |\eta_T|$, $b_{\Pi} = D_T \cos \alpha_T \cos \eta_T$, $l_{\Pi} = (h_T - h_K) \operatorname{ctg} \Theta_T$,

$$c_{\Pi} = \begin{cases} -(h_T - h_K) \left(\frac{b_{\Pi}}{l_{\Pi}} - 1 \right), & \text{при } h_T \geq h_K \text{ и } l_{\Pi} < b_{\Pi}; \\ (l_{\Pi} - b_{\Pi}) \operatorname{tg} |\Theta_T|, & \text{при } h_T \geq h_K \text{ и } l_{\Pi} \geq b_{\Pi}; \\ -(b_{\Pi} + |l_{\Pi}|) \operatorname{tg} |\Theta_T|, & \text{при } h_T < h_K, \end{cases}$$

находятся прогнозируемые значения дальности R и угла Φ .

$$R = (a_{\Pi}^2 + c_{\Pi}^2)^{0,5},$$

$$\Phi = \left(\frac{\pi}{2} - \operatorname{arctg} \frac{c_{\Pi}}{a_{\Pi}} \right) \operatorname{sign} \eta_T.$$

Во втором случае дальность R и угол Φ определяется на момент времени $\tau_j, i = \overline{1, G}$

при достижении углом курса $|\eta_i|$ величины $\frac{\pi}{2}$

$$R = D_i, \quad \Phi = \left(\frac{\pi}{2} - \alpha_i \right) \operatorname{sign} \eta_i$$

Таким образом, по известным фазовым координатам аппарата $x^H(t_j)$, направлению линии визирования $\bar{D}^0(t_j)$ и расстоянию до маяка $D(t_j)$ на момент коррекции управления t_j прогнозируются терминальные параметры движения $y(t_{kj})$ на момент окончания спуска t_{kj} и определяется целевая функция $R^{(j)}$ на плоскости наведения.

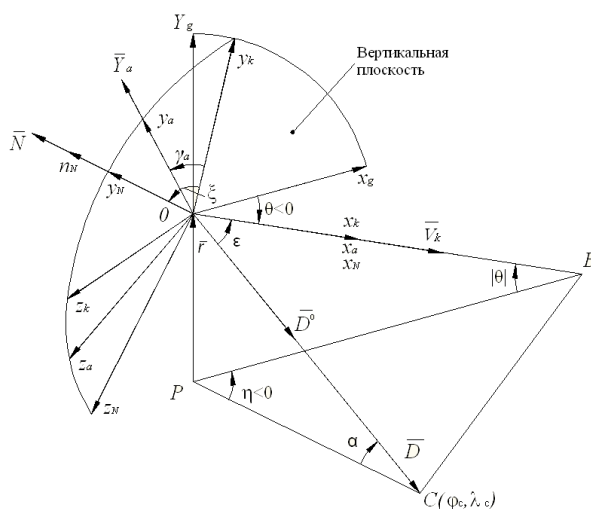


Рис. 6. Системы координат

Текущие фазовые координаты аппарата $x^H(t) = (V_K^H(t), \Theta^H(t), \psi^H(t), h^H(t), \varphi^H(t), \lambda^H(t))$

определяются автономной навигационной системой в результате интегрирования системы дифференциальных уравнений движения в траекторной системе координат $Ox_K y_K z_K$. Её начало совмещено с центром масс аппарата, ось Ox_K совпадает с направлением вектора земной скорости $\bar{V}_K$, ось Oy_K лежит в вертикальной плоскости и ось Oz_K дополняет систему до правой (рис. 6). Угол наклона траектории отсчитывается от плоскости местного горизонта, определяемой координатной плоскостью $Ox_g z_g$ нормальной земной системы координат $Ox_g y_g z_g$, с

началом, совмещенным с центром масс аппарата, осью Oy_g по местной вертикали, осью Ox_g в местной вертикальной плоскости, проходящей через радиус-вектор $\vec{r}$ и вектор скорости $\vec{V}_K$, осью Oz_g , дополняющей систему до правой (рис. 6).

Выводы. Параметры взаимного положения аппарата и маяка $\vec{D}^0(t)$ и $D(t)$ определяются по результатам измерений радиосистемой аппарата и формируются в инерциальной бортовой системе координат $Ox_n y_n z_n$, которая строится в момент радиозахвата сигнала маяка.

Список литературы

1. Иван Самборский Беспилотные летательные аппараты: тенденции применения и особенности развития. Научно-виробничий журнал «Арсенал-XXI», №1, К., 2007, С. 25 – 29.
2. Кондрашов Я. В. Метод управления полетом легких летательных аппаратов. Тезисы докладов Международной научно-технической конференции «Проблемы совершенствования радиоэлектронных комплексов и систем обеспечения полетов»: Киевский ин-т инженеров гражданской авиации, К., 22-24.09.1992, – С. 23 – 24.
3. Кринецкий Е. И. Системы самонаведения. – М.: Машиностроение, 1970 – 236 с.
4. Каменков Е. Ф. Маневрирование спускаемых систем – М.: Машиностроение – 1983 – 184 с.
5. Кондрашов Я. В. Система автоматического приземления грузового парашюта. Тезисы докладов научно-технической конференции «Развитие легкомоторной авиации», Киевский международный университет гражданской авиации – Киевский институт военно-воздушных сил, Киев-Харьков, 9-12.12, 1995 – С. 14 – 15.
6. Кондрашов Я. В. Радионавигационная система управления полетом планирующих летательных аппаратов // Сб. Радиоэлектронные системы для мониторинга окружающей среды / Я. В. Кондрашов, В. В. Цветнов Московский государственный технический университет гражданской авиации, М.: – 1994 – С. 99 – 122.
7. Кондрашов Я. В. Оценка точностных характеристик радионавигационных дальномерных систем управления легкими летательными аппаратами / Я. В. Кондрашов, В. В. Цветнов // Сб. Моделирование радиоэлектронных систем и комплексов обеспечения полетов, Киевский международный ун-т гражданской авиации, К. – 1996 – С. 45 – 59.

Я. В. Кондрашов, А. К. Арутюнян, І. О. Кравчишин

Прогнозування термінальних параметрів руху безпілотних літальних апаратів

Розглянуто керований спуск з траєкторії польоту в заданий район земної (водної) поверхні безпілотного планеруючого літального апарату. Показано, що для збільшення точності наведення безпілотного планеруючого літального апарату на кінцевому відрізку спуску доцільне неавтономне його керування з використанням інформації про взаємне місцезнаходження апарату і точки посадки при їхньому відносному русі.

Ja. V. Kondrashov, A. K. Arutyunyan, I. O. Kravchyshyn

The method of prediction of unmanned aerial vehicle motion parameters

The controlled descent (drive) from a trajectory of a flight to the specified area of earth (water) surface of unmanned gliding aerial vehicle (UGAV) is considered. It is shown, that to increase an accuracy of UGAV guidance at the final part of the descent a non-autonomous control of it is reasonable, which uses information about relative position of the vehicle and a point of landing at their relative motion.