УДК 629.195.4

Л.В.Морозов

МЕТОД ЭКВИВАЛЕНТНЫХ ВОЗМУЩЕНИЙ В ЗАДАЧЕ СИНТЕЗА ТЕРМИНАЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ НАВЕДЕНИЕМ МАЛОРАЗМЕРНОГО ПЛАНИРУЮЩЕГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

I. Для решения ряда прикладных задач – возвращения экипажа орбитальной станции, дистанционного зондирования планет с атмосферой с посадкой на поверхность, оперативной доставки груза с различных орбит в заданные точки поверхности с высокой точностью – представляется целесообразным использование автоматических малоразмерных планирующих космических аппаратов с большим аэродинамическим качеством ($K > I$).

2. Рассматривается многошаговое автономное терминальное управление аппаратом по каналу скоростного угла крена $\gamma_a(t)$ на балансировочном угле атаки. В результате аэродинамического маневра за время спуска в атмосфере $t \in [t_0, t_k]$ с номинальной программой управления $\gamma_{ан}(t \geqslant t_0)$ при невозмущенных условиях движения достигается точка наведения C (L_c, D_c, h_c) на боковом удалении D_c от плоскости орбиты с продольной дальностью L_c в плоскости орбиты на фиксированной высоте h_c введения парашютной системы посадки.

Для парирования влияния случайных возмущений ξ на отклонения ρ_k точек посадки $K(L_k, D_k, h_c)$ от заданной $C(L_c, D_c, h_c)$ в процессе спуска формируется командная программа $\gamma_{ак}(t \geqslant t_0)$ в виде последовательности программ

$$\gamma_{ак}(t \geqslant t_0) = (\gamma_{ак}^{(0)}(t \geqslant t_0), \gamma_{ак}^{(1)}(t \geqslant t_1) \ldots$$
$$\gamma_{ак}^{(j)}(t \geqslant t_j), \cdots, \gamma_{ак}^{(G)}(t \geqslant t_G))$$

по шагам управления $\Delta T_j = t_j - t_{j-1}$, $j = \overline{1,G}$, образованных с помощью кусочно-постоянной модулирующей функции $W_k^{(j)}$

$$\gamma_{ак}^{(j)}(t \geqslant t_j) = W_k^{(j)}(W_{1k}, W_{2k}, \lambda_w)\, \gamma_{ак}^{(j-1)}(t \geqslant t_{j-1}),$$

$$W_{1k} = W_{1k}(t \in [t_j, t_w)), \quad W_{2k} = W_{2k}(t \in [t_w, t_{kj})),$$

$$t_w = t_j + \lambda_w (t_{kj} - t_j), \quad \lambda_w \in [0,1].$$

Ее управляющие параметры $U = (W_{1к}, W_{2к})$ на каждом шаге формируются с использованием линейного метода коррекции /I/ из условия полной компенсации отклонения $\rho_к^{(j)}$ точки $K(L_{кj}, D_{кj}, h_o)$ с координатами, определяемыми в конечный момент времени спуска $t_{кj}$ в результате прогнозов траекторий на интервале $[t_{кj}, t_{кj}]$ с управлением U

$$U^{(j)} = \arg\left\{\rho_к^{(j)}(U) = 0\right\},$$

$$\rho_к^{(j)}(U) = r_o \arccos\left[\sin\frac{D_{кj}}{r_o}\sin\frac{D_o}{r_o} + \cos\frac{D_{кj}}{r_o}\cos\frac{D_o}{r_o}\cos\frac{L_{кj}-L_o}{r_o}\right],$$

$$r_o = R_o + h_o, \qquad L_{кj} = L_{кj}(U),\ D_{кj} = D_{кj}(U).$$

3. Основными возмущениями $\xi = (\delta^{K}, \delta\bar{\sigma}_x, \delta\bar{\rho}_a)$ являются отклонения аэродинамического качества δ^{K}, баллистического коэффициента $\delta\bar{\sigma}_x$ и плотности атмосферы $\delta\bar{\rho}_a$ от их номинальных значений $K_н$, $\sigma_{xн}$, $\rho_{aн}(h)$

$\delta^{K} = \dfrac{k}{K^н} - 1$, $\quad \delta\bar{\sigma}_x = \dfrac{\sigma_x}{\sigma_{xн}} - 1$, $\quad \delta\bar{\rho}_a = \dfrac{\rho_a(h)}{\rho_{aн}(h)} - 1$. В общем случае они носят случайный характер с единственно достоверной информацией о границах их изменения

$$\delta^{K} \in [\delta^{K}_{min}, \delta^{K}_{max}],\ \delta\sigma_x \in [\delta\sigma_{xmin}, \delta\sigma_{xmax}],\ \delta\rho_a \in [\delta\rho_{amin}, \delta\bar{\rho}_{amax}].$$

Терминальные параметры движения определяются интегрированием уравнений движения с детерминированными прогнозируемыми возмущениями $\xi_п = (\delta^{K}_п, \delta\bar{\sigma}_{xп}, \delta\bar{\rho}_{aп})$, которые могут быть приняты либо нулевыми $\xi_п = (0,0,0)$, соответствующими прогнозированию траекторий с номинальными параметрами k_H, $\sigma_{xн}$, и $\rho_{aн}(h)$, либо граничными, соответствующими предельному расширению $\xi_п = (\delta^{K}_{max}, \delta\bar{\sigma}_{xmin}, \delta\bar{\rho}_{amin})$ или сужению $\xi_п = (\delta^{K}_{min}, \delta\bar{\sigma}_{xmax}, \delta\bar{\rho}_{amax})$ области достижимости /2/.

Как показывают результаты моделирования (табл.) при совпадении прогнозируемых возмущений $\xi_п$ с действующими ξ достигается высокая точность наведения как для прогнозируемых возмущений $\rho_{кw}$, так и для действующих $\rho_{кw}^{\xi}$ при соответствующих начальных отклонениях $\rho_{кo}$ и $\rho_{кo}^{\xi}$. При несовпадении возмущений сходимость процесса коррекций может нарушаться и при этом снижаться точность наведения. Поэтому целесообразно идентифицировать действующие возмущения для прогнозирования терминальных параметров движения.

4. Рассматривается метод определения эквивалентных постоянных возмущений $\tilde{\xi}_п = (\tilde{\xi}_{п1}, \tilde{\xi}_{п2})$ аэродинамического качества $\tilde{\xi}_{п1} = \delta K_п$ и комплексного параметра $\tilde{\xi}_{п2} = \delta(\overline{\sigma p_a})_п$, приводящих к таким же изменениям фазовых координат аппарата, что и при действующих ξ. С этой целью на текущем шаге $\Delta T_j = t_j - t_{j-1}$ в результате интегрирования навигационных уравнений движения в траекторной системе координат с действующими перегрузками $n_{xк}$, $n_{yк}$, $n_{zк}$

$$\dot{x}^н = f(x^н, n_{xк}, n_{yк}, n_{zк}, \gamma_{aк}^{(j-1)}, t), \ t \in [t_{j-1}, \ t_j^н],$$

$$x^н = (V_к^н, \theta^н, \Psi^н, h^н, \varphi^н, \lambda^н), \qquad t_j^н < t_j, \quad x^н(t_{j-1}) = x_{j-1}^*$$

прогнозируется вектор фазовых координат $x^н(t_{j-1}) = x_{j-1}^*$. Затем проводятся три дополнительных прогноза координат $x_j^{(0)}$, $x_j^{(1)}$, $x_j^{(2)}$ по этим уравнениям с модельными перегрузками и с соответствующими постоянными возмущениями $\tilde{\xi}_п^{(0)} = (0,0)$, $\tilde{\xi}_п^{(1)} = (\varepsilon,0)$, и $\tilde{\xi}_п^{(2)} = (0,\varepsilon)$ для определения частных производных $\dfrac{\partial x_{ji}}{\partial \tilde{\xi}_{п1}}$ и $\dfrac{\partial x_{ji}}{\partial \tilde{\xi}_{п2}}$, $i = \overline{1,6}$. Составляющие вектор x_j координаты линеаризуются по возмущениям

$x_{ji} = x_{ji}^{(0)} + \dfrac{\partial x_{ji}}{\partial \tilde{\xi}_{п1}} \tilde{\xi}_{п1} + \dfrac{\partial x_{ji}}{\partial \tilde{\xi}_{п2}} \tilde{\xi}_{п2}$, эквивалентные значения которых $\tilde{\xi}_п^* = (\tilde{\xi}_{п1}^*, \tilde{\xi}_{п2}^*)$ определяются из условия минимума целевой функции невязки с весовыми коэффициентами μ_i

$$\tilde{\xi}_п^* = \arg\min_{\tilde{\xi}_п} F(\tilde{\xi}_п), \ F(\tilde{\xi}_п) = \sum_{i=1}^{6} \mu_i (\Delta \bar{x}_{ji}(\tilde{\xi}_п))^2,$$

составленной из отклонений прогнозируемых координат от навигационных, отнесенных к их предельным значениям

$$\Delta \bar{x}_{ji} = (x_{ji}^н - x_{ji}) X_i^{-1}, \quad X_i = (V_к^н(t_0), \frac{\pi}{2}, \pi, h^н(t_0), \frac{\pi}{2}, 2\pi).$$

Необходимые условия минимума целевой функции формируют системулинейных уравнений относительно эквивалентных возмущений

$$\left. \begin{aligned} a_{11}\tilde{\xi}_{п1}^* + a_{12}\tilde{\xi}_{п2}^* &= a_{10}, \\ a_{21}\tilde{\xi}_{п1}^* + a_{22}\tilde{\xi}_{п2}^* &= a_{20} \end{aligned} \right\}$$

$$a_{11} = \sum_{i=1}^{n} A_{ji}^2, \quad a_{12} = \sum_{i=1}^{n} A_{ji} B_{ji}, \quad a_{10} = -\sum_{i=1}^{n} C_{ji} A_{ji},$$

$$a_{21} = a_{11}, \quad a_{22} = \sum_{i=1}^{n} B_{ji}^2, \quad a_{20} = -\sum_{i=1}^{n} C_{ji} B_{ji},$$

$$A_{ji} = -\frac{1}{X_i} \frac{\partial x_{ji}}{\partial \xi_{n1}}, \quad B_{ji} = -\frac{1}{X_i} \frac{\partial x_{ji}}{\partial \xi_{n2}}, \quad C_{ji} = \Delta \bar{x}_{ji}.$$

С полученными возмущениями проводится дополнительное прогнозирование фазовых координат $\bar{x}_j$, принимаемых в качестве исходных для прогнозирования терминальных параметров движения и синтеза управления. При постоянных по траектории возмущениях ξ=fixe определение эквивалентных возмущений является идентификацией действующих.

5. Оценка точности наведения с идентификацией возмущений и без идентификации проводилась численным моделированием спуска аппарата с номинальным аэродинамическим качеством I,4 в атмосфере невращающейся сферической Земли с радиусом R_o=637I км при условии идеальной навигации и стабилизации аппарата.

За одну итерацию на каждом шаге управления ошибка идентификации

Таблица

Точность наведения с линейным методом коррекции

Действующие возмущения			Без идентификации возмущений							С идентификацией возмущений	
			Прогнозируемые возмущения			Начальные отклонения		Конечные отклонения		Конечные отклонения	
δ^k %	$\delta\bar{\sigma}_x$ %	$\delta\bar{\rho}_a$ %	$\delta^k_п$ %	$\delta\bar{\sigma}_{xп}$ %	$\delta\bar{\rho}_{aп}$ %	ρ^{ξ}_{ko} км	ρ_{ko} км	ρ^{ξ}_{kw} км	ρ_{kw} км	ρ^{ξ}_{kw} км	ρ_{kw} км
I0	-5	-5	I0	-5	-5	I089,I	I089,I	0,0	0,0	0,I	0,I
			0	0	0		39,3	0,4	0,3		
			-I0	5	5		I0I8,3	8,6	9,0		
-I0	5	5	I0	-5	-5	I066,2	I04I,6	603,9	6II,7	4,I	4,0
			0	0	0		I9,9	278,2	28I,9		
			-I0	5	5		I066,2	0,2	0,2		

аэродинамического качества составила около 10%, а комплексного параметра не более 1%, что в итоге позволило сформировать сходящиеся процессы коррекции и повысить точность наведения.

Список литературы

1. Балакин В.Л., Морозов Л.В. Алгоритмы формирования командного угла крена при входе в атмосферу космического аппарата с большим аэродинамическим качеством //Космические исследования. - 1979. - т.XVII, №6. - С.852-857.

2. Балакин В.Л., Морозов Л.В. Адаптивные алгоритмы управления спуском в атмосфере Земли космического аппарата с большим аэродинамическим качеством //Космические исследования. - 1981. - т.XIX, №3. - С.359-366.

Я.А.Мостовой

К ОПРЕДЕЛЕНИЮ ВЕРОЯТНОСТИ ПРИСУТСТВИЯ ОШИБОК В ПРОГРАММНОМ ОБЕСПЕЧЕНИИ

Вероятность проявления ошибок, имеющихся в программном обеспечении (ПО), падает по мере возрастания отлаженности программ. Известная гипотеза Джелинского-Моранды /1/ связывает интенсивность проявления ошибок $\lambda=dn/dt$ с числом оставшихся ошибок, где n - количество обнаруженных ошибок.

Эта гипотеза внешне не имеет видимой связи с реальным физическим процессом отладки ПО, проводимым последовательно по различным вариантам работы ПО на различных наборах исходных данных. Однако, в рамках гипотезы Моранды существует возможность более адекватной интерпритации ее следствий.

Рассмотрим марковский процесс типа чистого размножения (рис.) (гибели) с конечным числом состояний N_o, для которого интенсивность переходов из состояния в состояние не является величиной постоянной, а является функцией состояния.