УДК 629.78

Морозов Л.В.

УПРАВЛЕНИЕ ВЕРТИКАЛЬНЫМ ПЕРЕМЕЩЕНИЕМ БУКСИРУЕМОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА НА ТРОСОВОЙ СВЯЗИ С САМОЛЁТОМ-НОСИТЕЛЕМ

1. Рассматриваются перемещения летательного аппарата, буксируемого на гибком упругом тросе переменной массы равномерно и горизонтально летящим самолётом – носителем. Перемещения в вертикальной плоскости возможны за счёт изменения силы лобового сопротивления аппарата, изменения массы троса и его длины. Задача перемещения троса возникает, например, при осуществлении стыковки троса с летящим объектом для его последующей буксировки в заданный район посадки.

Рассматривается гипотетический буксируемый летательный аппарат (БЛА) массой m в форме тела вращения диаметром D с затупленной носовой частью и управляемой конической поверхностью в хвостовой части с образующей l (табл. 1) и переменным углом раскрытия $\delta \in [\delta_{min}, \delta_{max}]$ (табл. 2).

Таблица 1. Параметры аппарата

m, кг	D, м	l, м	L_T^*, м	$d_Г$, мм	b_T, мм	h_0, км	h_K, км	M_0	M_K
20,0	0,06	0,05	500,0	5,0	1,0	0,5	18,0	0,3	0,9

Таблица 2. Граничные значения параметров

δ_{min}, град	δ_{max}, град	$L_{T\,min}$, м	$L_{T\,max}$, м	k_{min}	k_{max}	ε, м
10,0	80,0	100,0	500,0	0,0	1,0	0.01

Трос соединён с аппаратом в его центре масс, что обеспечивает аппарату нулевой угол атаки и статическую устойчивость при любых скоростях и высотах полёта носителя (рис. 1). Трос переменной массы представляет собой трубку длиной L_T с внешним диаметром d_T и стенками постоянной толщины b_T (табл. 2). Внутренняя полость троса на конечном отрезке длиной $L_{TR} = kL_T$ в зависимости от параметра $k \in [k_{min}, k_{max}]$ заполнена балластом в виде шариков, свободно перемещающихся под действием силы тяжести при открытии клапанов в начале или конце троса. Координаты аппарата $\xi_L \geq 0$ и $\zeta_L \geq 0$ задаются в связанной с носителем системе координат $O\xi\zeta$ с осью $O\xi$ вдоль вектора скорости воздушного потока **V** и осью $O\zeta$ вдоль вектора ускорения силы тяжести **g** (рис. 1) и определяются в результате интегрирования системы дифференциальных уравнений троса [1]

$$\frac{dx}{ds} = f(x, q, u), \tag{1}$$

$$x = (T, \alpha, \xi, \zeta),\ q = (q_g, q_n, q_v),\ u = (\delta, L_T, k),$$

$$x_0 = (T_0, \alpha_0, \xi_0, \zeta_0),\ x_L = (T_L, \alpha_L, \xi_L, \zeta_L),$$

где x – вектор фазовых координат троса, q – вектор погонных нагрузок на трос, u – вектор управления, s – координата произвольной точки троса вдоль его длины, x_0, x_L – векторы граничных условий в начале и в конце троса.

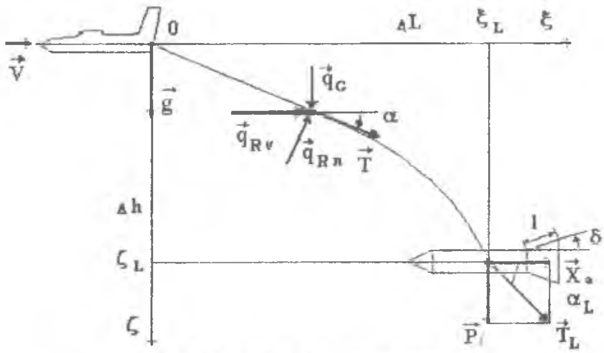

Рис. 1. Схема тросовой системы

В состав вектора x входят величина силы натяжения T(s), угол атаки троса α(s), горизонтальная ξ(s) и вертикальная ζ(s) координаты точки троса. В состав вектора q входят погонная сила тяжести $q_g(s)$, погонная аэродинамическая нормальная сила давления $q_n(s)$ и погонная аэродинамическая сила трения $q_v(s)$ [2].

Граничные условия уравнений (1) на концах троса заданы частично

$$\xi_0 = 0,\ \zeta_0 = 0,$$

$$T_L = (P^2 + X_a^2)^{0,5},\ \alpha_L = \mathrm{arctg}(P/X_a),\ P = mg,\ X_a = c_{xa}q_\infty S_M,\ S_M = \pi D^2/4,$$

где P – сила тяжести аппарата, X_a – сила лобового сопротивления аппарата, c_{xa} – коэффициент лобового сопротивления, q_∞ – скоростной напор невозмущённого потока, S_M – площадь миделя аппарата.

Недостающие граничные условия в конце троса ξ_L и ζ_L являются решением соответствующей двухпараметрической краевой задачи [1].

Координаты конца троса ξ_L и ζ_L определяют вертикальные $\Delta h = -\zeta_L \le 0$ и горизонтальные $\Delta L = -\xi_L \le 0$ смещения аппарата относительно носителя, зависящие от высоты h и числа Маха M полёта, длины L_T и диаметра d_T троса, массы аппарата m и параметров управления $u = (\delta, L_T, k)$:

$$\Delta h = \Delta h(h, M, L_T, d_T, m, u), \ \Delta L = \Delta L(h, M, L_T, d_T, m, u).$$

Траекторные параметры $W = (h, M) \in F$ являются координатами точек дозвуковой части F области манёвра носителя (рис. 2), (табл. 1):

$$F = \{h : h \in \Delta H; M : M \in \Delta M\}, \quad \Delta H = [h_0, h_k], \quad \Delta M = [M_0, M_k]$$

Граница этой части G(F) состоит из одного криволинейного участка A(F) с переменными параметрами $W^A = (h^A, M^A)$ и двух прямолинейных B(F) и C(F) с постоянными значениями параметров $M^B = M_K$ и $h^C = h_0$, соответственно.

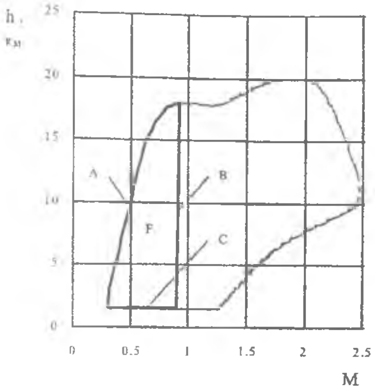

Рис. 2. Область манёвра носителя

Ставится задача формирования программы управления величиной вертикального смещения аппарата $u(\Delta h) = (\delta(\Delta h), L_T(\Delta h), k(\Delta h))$ в заданных пределах $\Delta h \in \Delta_h$ при фиксированном горизонтальном смещении $\Delta L(\Delta h) = \Delta L^*$ и ограничениях на управление $u \in U$.

2. При заданных параметрах троса и аппарата с минимальным углом раскрытия конуса δ_{min} (табл. 1, 2) на рис. 3 для всего рассматриваемого диапазона чисел Маха $M \in [M_0, M_K]$ приведены предельные нижние вертикальные $\Delta h^A(k_{max})$ смещения конца троса с полным балластом ($k = k_{max}$) при движении носителя по границе A(F) и наибольшие значения вертикальных предельных верхних смещений Δh^C_{max} (k_{min}) при максимальном числе Маха M_K для пустотелого троса ($k = k_{min}$) при движении носителя по границе C(F) на минимальной высоте h_0. При полёте носителя на постоянной высоте выше минимальной $h \in (h_0, h_K]$ вертикальные смещения троса $\Delta h(k_{max})$ с полным балластом $k = k_{max}$ и с минимальным углом раскрытия конуса $\delta = \delta_{min}$ образуют нижнюю

границу смещений, возрастающих при увеличении числа Маха на интервале между точкой $W^A = (h^A, M^A)$, $h^A = h$ на границе A(F) и максимальным значением M_K. Наименьшая величина смещений на нижней границе $\Delta h_{min}(k_{max})$ совпадает с нижним предельным вертикальным смещением $\Delta h^A(k_{max})$ в точке W^A, а наибольшая величина $\Delta h_{max}(k_{max})$ достигается при максимальном числе Маха.

При постоянной высоте полёта носителя во всём возможном диапазоне чисел Маха для этой высоты вертикальное перемещение аппарата между нижней границей смещений $\Delta h^A(k_{max})$ и произвольным смещением величиной $\Delta h(\Delta L^*) \in \Delta_{h}$, $\Delta_{h^-} = [\Delta h^A(k_{max}), \Delta h^C{}_{max}(k_{min})]$ при фиксированной величине продольного смещения $\Delta L^* = const$ осуществляется при оптимальных значениях параметров управления $u_{opt}(\Delta h) = (\delta_{opt}, L_{Topt}, k_{opt})$. Оно формируется в результате одного или двух последовательных этапов двухпараметрического управления с переменным составом управляющих параметров.

На первом этапе параметрами управления являются угол раскрытия конуса δ и длина троса L_T при постоянном максимальном значении коэффициента заполнения троса балластом: $k = k_{max}$. Управляющие параметры δ^* и L_T^* являются результатом минимизации целевой функции рассогласования J(u) с ограничениями

$$u^* = \arg\min_{u \in U} J(u), \tag{2}$$

$$u = (\delta, L_T, k_{max}),\ u^* = (\delta^*, L_T^*, k_{max}),\ J^* = J(u^*),$$

$$U = \{\delta : \delta \in \Delta_\delta;\ L_T : L_T \in \Delta_{L_T},\ k : k \in \Delta_k\},$$

$$\Delta_\delta = [\delta_{min}, \delta_{max}],\ \Delta_{L_T} = [L_{T\,min}, L_{T\,max}],\ \Delta_k = [k_{min}, k_{max}],$$

$$J(u) = |\Delta h(u) - \Delta h^*| + |\Delta L(u) - \Delta L^*|,$$

$$\Delta h = \Delta h(h, M, L_T, d_T, m, u),\ \Delta L = \Delta L(h, M, L_T, d_T, m, u).$$

При достижении минимумом целевой функции заданной точности $J^* \leq \varepsilon$ формируется оптимальное управление: $\delta_{opt} = \delta^*$, $L_{Topt} = L_T^*$, $k_{opt} = k_{max}$.

Второй этап управления проводится при двух условиях – равенстве угла δ^* граничному значению δ_{max} и превышении минимумом J^* заданной точности. Параметрами управления в этом случае являются длина троса L_T и коэффициент k при постоянном максимальном значении угла раскрытия управляющего конуса $\delta = \delta_{max}$. Управляющие параметры L_T^{**} и k^{**} являются результатом минимизации целевой функции рассогласования J(u) с ограничениями

$$u^{**} = \arg\min_{u \in U} J(u), \qquad (3)$$

$$u = \left(\delta_{max}, L_T, k\right),\ u^{**} = \left(\delta_{max}, L_T^{**}, k^{**}\right),\ J^{**} = J\left(u^{**}\right).$$

При достижении минимумом целевой функции заданной точности $J^{**} \leq \varepsilon$ формируется оптимальное управление: $\delta_{opt} = \delta_{max}$, $L_{Topt} = L_T^{**}$, $k_{opt} = k^{**}$.

На рис. 4 приведены зависимости параметров управления δ_{opt}, L_{Topt}, k_{opt} от величины вертикального смещения Δh при поддержании постоянного продольного смещения $\Delta L^{*} = -478{,}121$ м при полёте носителя на высоте 16000 м с числом Маха 0,7. Результаты показывают, что при изменении угла раскрытия конуса в допустимых пределах масса троса остаётся неизменной, а при достижении ограничения становится переменной.

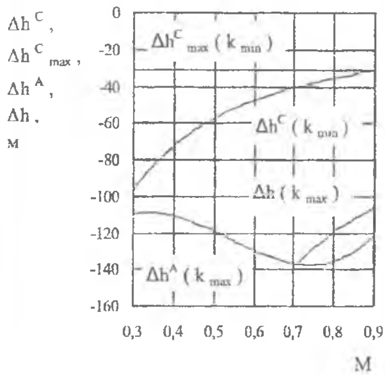

Рис. 3. Вертикальные смещения аппарата

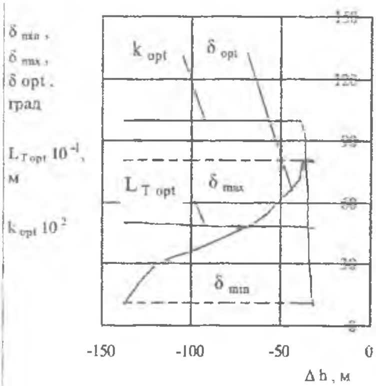

Рис. 4. Управление вертикальным смещением аппарата

Библиографический список

1. Морозов, Л.В. Условия гарантированной сходимости численного решения краевой задачи о равновесном состоянии гибкого троса воздушного буксира [Текст]/ Л.В. Морозов // Известия ВУЗов. Авиационная техника. – 2003. – №3. – С. 16-19.
2. Шлихтинг, Г. Теория пограничного слоя [Текст]/ Г. Шлихтинг. – М.: Наука, 1974. – 712 с.