

Морозов Л.В.

## ФОРМИРОВАНИЕ ПАРАМЕТРОВ БУКСИРУЕМОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ДЛЯ ДИАПАЗОНА СКОРОСТЕЙ ПОЛЕТА НОСИТЕЛЯ

1. Рассматривается установившееся состояние движения гипотетического буксируемого летательного аппарата (БЛА) на гибкой тросовой связи с горизонтально летящим самолетом-носителем. Тросовые системы, состоящие из носителя, троса и буксируемого аппарата, предназначены для решения специальных прикладных задач, например, мониторинга состава атмосферы в труднодоступных местах после техногенных или природных катастроф.

Буксируемый аппарат предполагается в виде тела вращения с переменной геометрией конической поверхности в хвостовой части с образующей  $l$  и углом раскрытия конуса  $\delta$  (рис. 1). Номинальные значения длины троса  $L_t$ , диаметра  $d_t$  и плотности материала  $\rho_t$ , высоты полета носителя  $h_n$ , а также образующей  $l_0$  и угла  $\delta_0$ , определенных как минимальные из условия эффективного демпфирования колебаний относительно центра масс, приведены в табл. 1.

Рассматривается крепление троса к аппарату в его центре масс  $C$  на оси симметрии. При такой подвеске аппарат стабилизируется в горизонтальном положении при любых скоростях и высотах полета носителя. При этом ось  $C_x$  связанной системы координат аппарата  $O_{ан}x_{ан}$  совпадает с осью  $O_{ан}x_{ан}$  скоростной системы координат носителя  $O_{ан}x_{ан}y_{ан}$  с началом в точке крепления к нему троса, и вся тросовая система располагается в вертикальной плоскости, содержащей вектор ускорения силы тяжести  $g$  (рис. 1). Координатами центра масс БЛА являются его продольное  $\Delta L = -\xi_L$  и вертикальное  $\Delta h = -\zeta_L$  смещения в скоростной системе носителя, определяемые через координаты конца троса во вспомогательной системе координат  $O_{ан}\xi\zeta$  с осями, противоположными осям скоростной системы носителя  $\xi = -x_{ан}$ ,  $\zeta = -y_{ан}$ . Координаты  $\xi_L$  и  $\zeta_L$  являются решением системы дифференциальных уравнений равновесного состояния троса под действием векторов распределенных нагрузок силы тяжести  $q_G$ , аэродинамических сил трения  $q_{RV}$  и давления  $q_{RN}$ , а также сосредоточенных сил тяжести аппарата  $G$  и лобового сопротивления  $X_a$ , совместно образующих силу натяжения троса  $T_L$  под углом  $\alpha$  к оси  $O_{ан}\xi$ .

Ставится задача об определении минимальной массы аппарата  $m^*$ , образующей тормозного конуса  $\Gamma^*$  и программы раскрытия конуса  $\delta^*(V_n)$ , формирующих постоянную величину  $\Delta h_c \in [-I_{\text{тр}}, 0]$  вертикального смещения  $\Delta h(V_n, m, l, \delta)$  в заданном диапазоне скоростей полета носителя  $V_n \in [V_{n1}, V_{n2}]$  на постоянной высоте полета  $h_n$ .

2. Для аппарата неизменной геометрии с фиксированными параметрами тормозного конуса  $l_0$  и  $\delta_0$  его масса  $m_c$  однозначно определяется величиной смещения  $\Delta h_c$  и скоростью носителя  $V_n$  в результате решения трансцендентного уравнения

$$m_c = \arg\{\Delta h(V_n, m, l_0, \delta_0) - \Delta h_c = 0\}.$$

С возрастанием скорости постоянное смещение возможно при увеличении массы аппарата, а при неизменной массе абсолютная величина смещения убывает и высота полета БЛА возрастает (рис.2).

При изменении геометрии тормозного конуса с увеличением его угла раскрытия  $\delta_k$  наибольшей величины  $\delta_k$  при фиксированной длине образующей  $l_0$  для малых значений массы аппарата и абсолютных значений смещения его величина  $\Delta h_c$  реализуется в диапазоне скоростей полета носителя (рис.2). При одновременном изменении угла раскрытия конуса  $\delta \in [\delta_0, \delta_k]$  и длины образующей  $l \geq l_0$  маневренные возможности аппарата расширяются (рис.3). Предельные вертикальные смещения соответствуют нулевой массе БЛА. Увеличение длины образующей при наибольшем угле раскрытия конуса  $\delta_k$  приводит к более значительным изменениям вертикального смещения  $\Delta h$  по сравнению с наименьшим углом  $\delta_0$  и с уменьшением массы аппарата такая тенденция усиливается.

3. Процедура определения минимальной массы аппарата  $m^*$  с переменными параметрами тормозного конуса  $l$  и  $\delta$  для поддержания заданного вертикального смещения  $\Delta h_c$  в диапазоне скоростей полета носителя  $V_n \in [V_{n1}, V_{n2}]$  рассматривается при условии отсутствия ограничений на массу аппарата и длину образующей.

Параметры  $m^*$  и  $\Gamma^*$  определяются в один или два этапа в зависимости от величины наименьшей скорости  $V_{n1}$ .

На первом этапе вначале для наибольшей скорости носителя  $V_{n2}$  и номинальных значений длины  $l_0$  и угла  $\delta_0$  определяется масса аппарата  $m_1$  в результате решения соответствующего трансцендентного уравнения

$$m_1 = \arg\{\Delta h(V_{n2}, m, l_0, \delta_0) - \Delta h_c = 0\}.$$

Затем для наименьшей скорости носителя  $V_{н1}$  определяется угол  $\delta_1$  из условия минимума модуля разности текущего вертикального смещения  $\Delta h$  и заданного  $\Delta h_c$  в результате решения задачи одномерной минимизации методом нулевого порядка [2]:

$$\delta_1 = \arg \min_{\delta \in D} \Delta H(\delta),$$

$$\Delta H(\delta) = |\Delta h(V_{н1}, m_1, l_0, \delta) - \Delta h_c|,$$

$$D = \{ \delta : \delta \in [\delta_0, \delta_k] \}, \quad \Delta H_{\min} = \Delta H(\delta_1).$$

При удовлетворении минимумом отклонения заданной точности  $\Delta H_{\min} \leq \epsilon_H$  решением оставленной задачи являются параметры  $m^* = m_1, l^* = l_0, \delta^*(V_{н1}) \in [\delta_0, \delta_1], \delta_1 \leq \delta_k$ .

Если заданная точность не достигается, то на втором этапе определяется длина обрабатываемой  $l_2$  для наибольшего угла раскрытия конуса  $\delta_k$  из условия минимума разности величин оптимальной длины  $l_1$  при наименьшей скорости  $V_{н1}$  и длины  $l_0$  при наибольшей скорости  $V_{н2}$ :

$$l_2 = \arg \min_{l > l_0} \Delta L(l),$$

$$\Delta L_{\min} = \Delta L(l_2), \quad \Delta L(l) = |l_1 - l|,$$

$$l_1 = \arg \min_{l > l_0} \{ \Delta h(V_{н1}, m_2, l, \delta_k) - \Delta h_c = 0 \},$$

$$m_2 = \arg \min_m \{ \Delta h(V_{н2}, m, l, \delta_0) - \Delta h_c = 0 \}.$$

При удовлетворении минимумом отклонения заданной точности  $\Delta L_{\min} \leq \epsilon_L$  решением оставленной задачи являются параметры  $m^* = m_2, l^* = l_2, \delta^*(V_{н1}) \in [\delta_0, \delta_k]$ .

Оптимальная программа угла раскрытия конуса  $\delta^*(V_{н1})$  для заданного диапазона скоростей  $V_{н1} \in [V_{н1}, V_{н2}]$  формируется для определенных параметров аппарата:

$$\delta^*(V_{н1}) = \arg \min_{\delta \in D} \{ \Delta h(V_{н1}, m^*, l^*, \delta) - \Delta h_c = 0 \}.$$

В результате численного моделирования для номинальных параметров тросовой системы (табл.1), заданного смещения  $\Delta h_c$  и скоростей полета носителя  $V_{н1}$  и  $V_{н2}$  (табл.2) получены значения параметров аппарата (табл.2), соответствующие им программа угла  $\delta^*(V_{н1})$  и величина вертикального смещения  $\Delta h^*(\delta^*(V_{н1}))$  (рис.4). Для полученных параметров  $m^*$  и  $l^*$  и некоторых величин вертикального смещения  $\Delta h_c \in [-L_{тр}, 0]$  границы скоростей  $V_{н1}$  и  $V_{н2}$  соответствуют предельным вертикальным смещениям

$$\Delta h_{\max} = \Delta h(V_{н1}, m^*, l^*, \delta_k),$$

$$\Delta h_{\min} = \Delta h(V_{н1}, m^*, l^*, \delta_0)$$

и для двух значений  $\Delta h_{c1} = -50$  м и  $\Delta h_{c2} = -15$  м программы угла  $\delta_1(V_H)$  и  $\delta_2(V_H)$  и соответствующие им смещения  $\Delta h_1$  и  $\Delta h_2$  приведены на рис.4. Диапазон скоростей сокращается при уменьшении фиксированной величины смещения.

4. Рассмотренный алгоритм определения массы и параметров тормозного конуса применим для определения соответствующих параметров ЛА с раскрываемым тормозным устройством различных конструкций, для которых известен аэродинамический коэффициент лобового сопротивления. Алгоритм формирования программы угла раскрытия тормозного устройства позволяет проводить эту операцию в адаптивном режиме в реальном масштабе времени.

### БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Морозов Л.В. Условия гарантированной сходимости численного решения краевой задачи в равновесном состоянии гибкого троса воздушного буксира // Изв. вузов. Авиационная техника. 2003. № 3. С. 16 – 19.
2. Васильев Ф.П. Численные методы решения экстремальных задач. М.: Наука, 1988.

Таблица 1. – Параметры тросовой системы

$h_{н}$ , км	$l_{тр}$ , м	$d_{тр}$ , мм	$\rho_{тр}$ , г/см <sup>3</sup>	$l_0$ , м	$\delta_0$ , град	$\delta_k$ , град
1,0	100,0	1,6	7,8	0,050	10,0	85,0

Таблица 2. – Результирующие параметры аппарата

$\Delta h_c$ , м	$V_{н1}$ , м/с	$V_{н2}$ , м/с	$m^*$ , кг	$l^*$ , м
-26,9	100,0	300,0	10,91	0,147



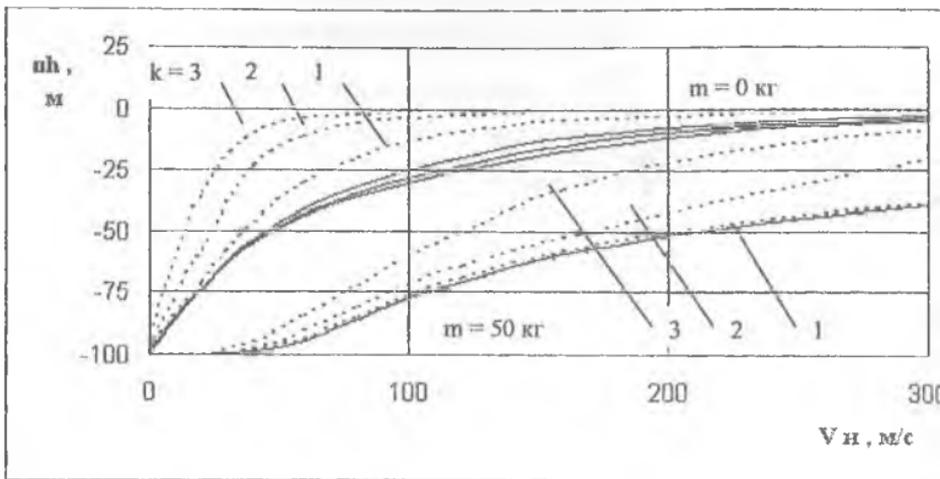


Рис. 3. Вертикальное смещение в зависимости от длины образующей конуса  $l = k l_0$  и угла его раскрытия  
 —  $\delta_0 = 10^\circ$  - - -  $\delta_k = 85^\circ$

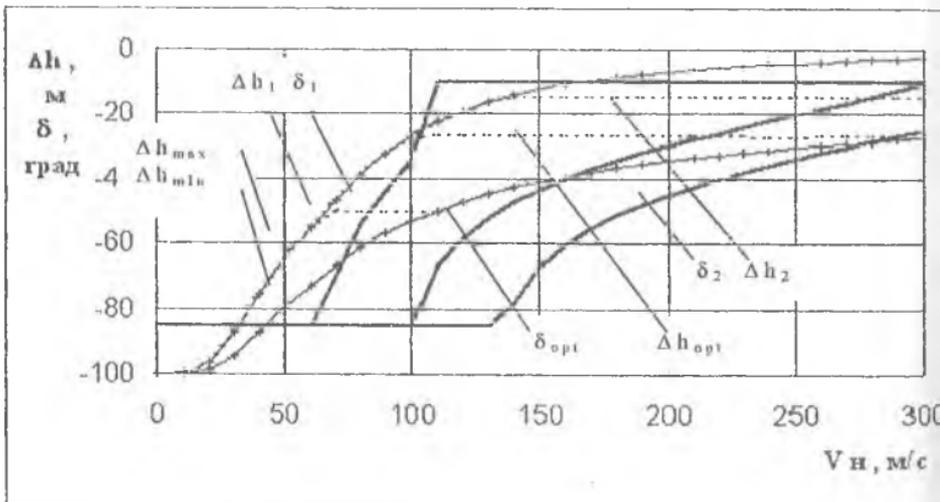


Рис. 4. Программы угла раскрытия тормозного конуса