

Беркович Г.М, Морозов Л.В.

ОЦЕНКА ВОЗМОЖНОСТЕЙ БУКСИРОВКИ САМОЛЁТОМ-НОСИТЕЛЕМ НА ТРОСОВОЙ СВЯЗИ ВОЗВРАЩАЕМЫХ РАЗГОННЫХ БЛОКОВ РАКЕТ

1. В настоящее время тросовые системы используются для запуска и буксировки планеров, дозаправки самолётов в воздухе и грузоподъёмных операций. Рассматривается возможность транспортировки на тросовой связи самолётом-носителем тяжёлых разгонных блоков ракет-носителей в район старта с обеспечением возможности их мягкой посадки. Необходимым условием захвата тросовой системой разгонного блока является существование у его траектории спуска горизонтального участка на высоте ниже 15 км с дозвуковыми скоростями полёта. В качестве гипотетического разгонного блока рассматривается тело вращения с носовой и цилиндрической частями длиной L_n и L_c соответственно, диаметром D , массой m и крылом с размахом $l_{кр}$, бортовой b_b и концевой b_k хордами (табл. 1).

Таблица 1 — Параметры разгонного блока

m , т	L_n , м	L_c , м	D , м	$l_{кр}$, м	b_b , м	b_k , м
50,0	5,0	30,0	4,0	20,0	5,0	2,0

Моделирование динамики движения разгонного блока после отделения от ракеты-носителя показало, что при достижении высоты 10 км угол наклона траектории составляет около -5° , а число Маха уменьшается до 0,5. Такая высота и скорость соответствуют характеристикам большинства существующих транспортных самолётов, что обуславливает реальную возможность захвата и транспортировки разгонного блока с помощью тросовой системы.

Рассматривается установившееся горизонтальное движение самолёта-носителя и соединённого с ним тросом разгонного блока (рис. 1). Силы, действующие на трос и буксируемый аппарат, заданы в связанной с самолётом-носителем системе координат $O\eta\xi$ с осью $O\xi$ вдоль вектора скорости воздушного потока V и осью $O\eta$ вдоль вектора ускорения свободного падения g .

На аппарат действуют сила лобового сопротивления X_a и сила тяжести G , образующие силу натяжения троса T_L в точке крепления его к аппарату под углом α_L к горизонту

$$T_L = (X_a^2 + G^2)^{0,5}, \quad \alpha_L = \arctg(G/X_a),$$

$$X_a = c_{x\alpha} q_\alpha S_M, \quad G = m g,$$

$$q_{\infty} = \rho_A V^2/2, \quad S_M = \pi D^2/4, \quad V = M a,$$

где $c_{\text{жа}}$ – коэффициент лобового сопротивления, q_{∞} – скоростной напор невозмущённого потока, S_M – площадь миделя аппарата, ρ_A – плотность атмосферы, M – число Маха, a – скорость звука.

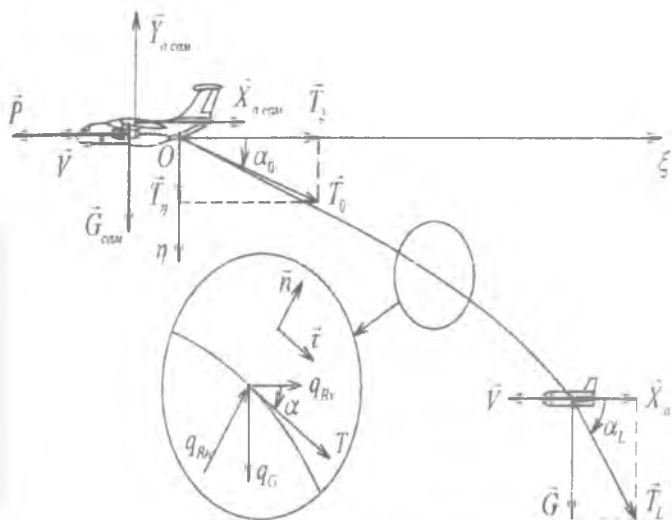


Рис. 1. Схема тросовой системы

На трос действуют погонная сила тяжести троса q_G , погонные аэродинамические силы нормального давления q_{Rn} и трения q_{Rv} :

$$q_G = m_T g/L_T, \quad q_{Rn} = c_n q_{\infty} d_T, \quad q_{Rv} = c_t \pi q_{\infty} d_T,$$

где m_T – масса троса, L_T – длина троса, d_T – диаметр троса. c_n – коэффициент силы нормального давления, c_t – коэффициент силы сопротивления трения.

Уравнения троса составлены в естественной системе координат с координатой s вдоль троса [1] и с граничными условиями, заданными частично в начале ($s = 0$) и в конце ($s = L_T$) троса:

$$s = 0: \quad \xi(0) = 0, \quad \eta(0) = 0; \quad s = L_T: \quad T(L_T) = T_L, \quad \alpha(L_T) = \alpha_L.$$

Недостающие граничные условия в конце троса определяются в результате решения краевой задачи [1], после чего интегрированием уравнений троса находятся значения силы натяжения в начале троса T_0 и угла её наклона α_0 .

Ставится задача определения минимального диаметра троса d_T^* при максимальной силе его натяжения $T_{0\text{max}}$ и предельном напряжении растяжения σ_B , а также макси-

мальной вертикальной нагрузки на самолёт-носитель $T_{\Gamma 0 \max}$, определяющей его необходимую грузоподъёмность для полёта с буксируемым аппаратом в зоне E дозвуковой части F области манёвра самолётов с граничными участками A(F), B(F) и C(F) (рис. 2).

2. Максимумы сил T_0 и $T_{\Gamma 0}$ имеют место при соответствующих траекторных параметрах носителя $W^* = (h^*, M^*)$ и $W^{**} = (h^{**}, M^{**})$ на границе его области манёвра $W^* \in G(F)$, $W^{**} \in G(F)$. Для исключения рассмотрения конкретных форм буксируемых аппаратов моделирование проводилось для аппарата в форме шара с коэффициентом лобового сопротивления $c_{x0}(h, M)$, не зависящего от диаметра шара D_0 . Рассматривался трос с постоянным диаметром 0,01 м и шар с диаметрами 1,0 м, 1,5 м, 2,0 м с различной массой m_0 в диапазоне значений от нулевой до некоторой максимальной:

$$W^* = \underset{W \in G(F)}{\operatorname{argmax}} T_0(W, m_0, D_0, L_T, d_T), \quad T_{0 \max} = T_0(W^*, m_0, D_0, L_T, d_T),$$

$$W^{**} = \underset{W \in G(F)}{\operatorname{argmax}} T_{\Gamma 0}(W, m_0, D_0, L_T, d_T), \quad T_{\Gamma 0 \max} = T_{\Gamma 0}(W^*, m_0, D_0, L_T, d_T).$$

В результате, независимо от диаметра и массы шара, максимум силы натяжения $T_{0 \max}$ соответствовал траекторным параметрам $h^* = 500$ м и $M^* = 0,9$, а максимум силы $T_{\Gamma 0 \max}$ и соответствующие ему параметры h^{**} и M^{**} зависели от угла α_1 .

Для разгонного блока с заданными параметрами (табл. 1) и коэффициентом лобового сопротивления при нулевом угле атаки $c_{x0}(h, M)$ минимальный диаметр троса $d_{T \min}$ соответствует точке W^* и находится из условия равенства напряжения растяжения в начале троса $\sigma_0(d_T)$ и предела прочности материала троса σ_B :

$$d_{T \min} = \operatorname{arg} \{ \sigma_0(W^*, m, L_T, d_T) - \sigma_B \}, \quad \sigma_0 = T_{0 \max} / S_T, \quad S_T = \pi d_T^2 / 4.$$

Этому диаметру соответствует стандартный многожильный стальной трос с пределом прочности $\sigma_B = 140$ кгс/мм² в тонкой оболочке круглого сечения [2]. Связь площади поперечного сечения составляющих трос проволочек $S_{T \text{ст}}$ с его внешним диаметром $d_{T \text{ст}}$ устанавливалась аппроксимацией табличных данных. Диаметр стандартного троса $d_{T \text{ст}}^*$ выбирался ближайшим к минимальному $d_{T \text{ст}}^* \geq d_{T \min}$ и составил 42 мм с напряжением растяжения 138 кгс/мм². Этот диаметр соответствует статическим нагрузкам и является предельно минимальным. При наличии динамических нагрузок диаметр троса возрастает.

Вертикальная составляющая силы натяжения троса с диаметром $d_{T \text{ст}}^*$ достигает максимума $T_{\Gamma 0 \max}$ в точке $h^{**} = 15450$ м, $M^{**} = 0,66$ и составляет 496223 Н. Буксировка данного разгонного блока возможна самолётом Ил-76 ТД-90 с массой в снаряжённом состоянии 145 т и грузоподъёмностью 50 т [3].

3. Транспортировка разгонного блока самолёт-носителем Ил-76 ТД-90 во

можно в области манёвра $E \subset F$, границы которой $G(E)$ формируются на основании соотношения сил, действующих на носитель при его равномерном горизонтальном полёте. В горизонтальном направлении действуют сила тяги двигателей P , сила лобового сопротивления $X_{всам}$ и проекция силы натяжения троса $T_{0\xi}$ (рис. 1). В вертикальном – сила тяжести носителя $G_{сам}$, подъёмная сила $Y_{всам}$ и проекция силы натяжения троса $T_{0\eta}$. При равномерном полёте между силами устанавливается динамическое равновесие. Сила тяги $P \in [0, P_{\max}(h)]$ и подъёмная сила $Y_{всам}(M, h, \alpha)$, $\alpha \in [\alpha_{\min}, \alpha_{\max}]$ являются регулируемыми в ограниченных диапазонах изменения. Максимальные размеры области манёвра E соответствуют максимальным значениям тяги. Очевидно, что внутри области манёвра функции Δf_{ξ} и Δf_{η} одновременно должны быть положительными:

$$\Delta f_{\xi} = P - X_{всам} - T_{0\xi} > 0, \quad \Delta f_{\eta} = Y_{всам} - G_{сам} - T_{0\eta} > 0.$$

Зависимость максимальной тяги двигателей самолёта от высоты полёта принимается линейной, а угол атаки – постоянным:

$$P_{\max}(h) = P_0 + k \cdot h, \quad P_0 = 16000 \text{ кгс}, \quad k = -1,1 \text{ кгс/м.}$$

где P_0 – тяга одного двигателя на нулевой высоте, k – угловой коэффициент.

На границе области манёвра E одна из функций Δf_{ξ} или Δf_{η} должна принимать нулевое значение, а другая должна быть неотрицательной. Границы этой области $G(E)$ с параметрами движения носителя $W^E = (h^E, M^E)$ формировались в результате минимизации целевой функции R по высоте полёта носителя при фиксированных числах Маха $M \in [M^C_{\min}, M^C_{\max}]$, $M^C_{\min} = 0,3$, $M^C_{\max} = 0,9$ на границе $C(F)$, для которой в априори произведение функций Δf_{ξ} и Δf_{η} положительно:

$$h^E(M) = \arg \min_{h \in [h^C, h^*]} R(h, M, P_{\max}(h), \alpha),$$

$$R(h, M, P_{\max}(h), \alpha) = \Delta f_{\xi} \cdot \Delta f_{\eta}.$$

Области манёвра E_1 и E_2 построены для двух значений угла атаки α величиной 10° и $12,5^\circ$, соответственно. Результирующая область манёвра E представляет собой пересечение этих областей $E = E_1 \cap E_2$ (рис. 3).

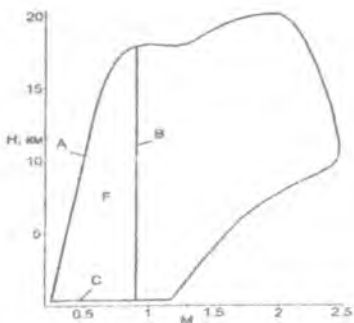


Рис. 2. Область манёвра самолёта

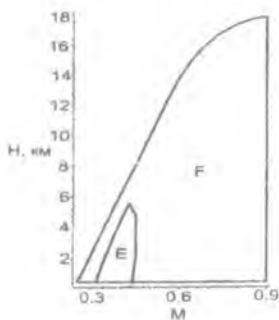


Рис. 3. Зона манёвра самолёта Ил-76 ТД-90 с разгонным блоком на буксире

В результате моделирования определена область совместного манёвра самолёта носителя Ил-76 ТД-90 с разгонным блоком массой 50 т на тросовой связи. Эта область касается нижней границы $C(F)$ области манёвра самолёта с минимальной высотой полёта, что показывает возможность совершения разгонным блоком мягкой посадки при малых скоростях полёта.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Морозов Л.В. Условия гарантированной сходимости численного решения краевой задачи о равномерном состоянии гибкого троса воздушного буксира. // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. – 2003. – № 3 – С. 16-19
2. ГОСТ 2688-80 Канат двойной свивки типа ЛК-Р. – М.: Изд-во стандартов, 1996.
3. Бехтир П.Т., Бехтир В.П. Практическая аэродинамика самолёта Ил-76Т. – М.: Машиностроение, 1979.