

## К ОЦЕНКЕ ВЛИЯНИЯ, АЭРОДИНАМИКИ ГРУЗА НА СВОБОДНЫЕ КОЛЕБАНИЯ ПАРАШЮТНОЙ СИСТЕМЫ

В.М.ЧУРКИН, Е.В.СЕРПИЧЕВА, В.М.СИЛАНТЬЕВ.

*Предлагается приближенная методика расчета свободных колебаний парашютных систем (ПС) с учетом аэродинамики груза. Рассматривается движение геометрически неизменяемой модели ПС в вертикальной плоскости на этапе спуска. Уравнения возмущенного движения ПС заменяются упрощенной системой нелинейных уравнений, в которых удерживаются нелинейные зависимости аэродинамических коэффициентов купола и груза ПС от углов атаки. С помощью метода гармонической линеаризации записываются выражения, позволяющие определять границы области устойчивости установившегося спуска ПС в пространстве начальных возмущений, рассчитывать параметры автоколебаний, возникающих при нарушении этих границ. Приводится численный пример, поясняющий порядок применения полученных выражений для оценки влияния, аэродинамики груза на свободные колебания ПС.*

Большинство авторов публикаций, посвященных исследованиям динамики парашютных систем (ПС) на этапе снижения, пренебрегают воздействием аэродинамического потока на груз, [1] – [6]. Там же, где аэродинамика груза учитывается, анализ динамических характеристик ПС проводится либо по результатам численного эксперимента, либо в линейном приближении, [7]. В данной работе на примере движения геометрически неизменяемой модели ПС описывается приближенная численно-аналитическая методика расчета параметров свободных колебаний ПС с учетом аэродинамики груза в нелинейной постановке.

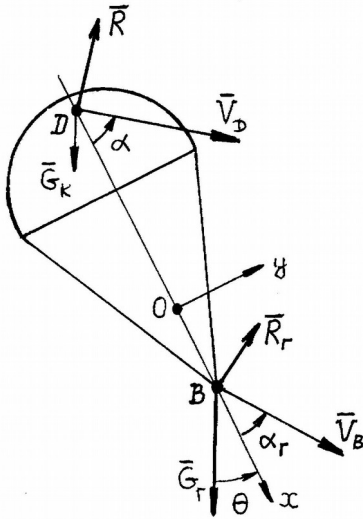
Движение геометрически неизменяемой модели ПС в вертикальной плоскости можно описать следующими уравнениями, [1]

$$\begin{aligned}
 (m + \lambda_{11}) \left( \frac{dV_{ox}}{dt} - V_{oy} \omega \right) - \lambda_{26} \omega^2 &= - \frac{1}{2} \rho S V_D^2 C_T - \frac{1}{2} \rho S_\Gamma V_B^2 C_{T\Gamma} + G \cos \theta; \\
 (m + \lambda_{11}) \left( \frac{dV_{oy}}{dt} + V_{ox} \omega \right) + \lambda_{26} \frac{d\omega}{dt} &= - \frac{1}{2} \rho S V_D^2 C_N - \frac{1}{2} \rho S_\Gamma V_B^2 C_{N\Gamma} - G \sin \theta; \\
 (J + \lambda_{66}) \frac{d\omega}{dt} + \lambda_{26} \left( \frac{dV_{oy}}{dt} + V_{ox} \omega \right) &= \frac{1}{2} \rho S V_D^2 l_D C_N - \frac{1}{2} \rho S_\Gamma V_B^2 l_B C_{N\Gamma}; \\
 \frac{d\theta}{dt} &= \omega;
 \end{aligned} \tag{1}$$

где  $V_{ox}$ ,  $V_{oy}$  - проекции вектора скорости центра масс ПС (точки О) на оси ОХ, ОУ(рис.1);  $V_D$  - скорость центра давления купола (точки D)

$$V_D^2 = V_{ox}^2 + (V_{oy} - \omega l_D)^2;$$

$V_B$  - скорость центра давления груза



$$V_B^2 = V_{ox}^2 + (V_{oy} + \omega l_B)^2;$$

$\omega$  - угловая скорость вращения ПС;  $\theta$  - угол тангажа ПС;  $C_T, C_N$  - коэффициенты касательной и нормальной составляющих аэродинамической силы купола R

$$C_T = C_T(\alpha); \quad C_N = C_N(\alpha);$$

$\alpha$  - угол атаки купола

$$\alpha = \arctg \left( \frac{V_{oy} - \omega l_D}{V_{ox}} \right);$$

$C_{TГ}, C_{NГ}$  - коэффициенты касательной и нормальной составляющих аэродинамической силы груза  $R_r$

$$C_{TГ} = C_{TГ}(\alpha_r); \quad C_{NГ} = C_{NГ}(\alpha_r);$$

Рис.1.  $\alpha_r$  - угол атаки груза

$$\alpha_r = \arctg \left( \frac{V_{oy} + \omega l_B}{V_{ox}} \right);$$

G - вес ПС

$$G = G_K + G_r;$$

$G_K, G_r$  - вес купола и груза ПС;  $m, J$  - масса и момент инерции ПС;  $\lambda_{11}, \lambda_{26}, \lambda_{66}$  - коэффициенты присоединенных масс купола;  $S, S_r$  - характерные площади купола и груза;  $l_D, l_B$  - расстояния точек D и B до начала O;  $\rho$  - плотность воздуха.

Уравнения (1) выведены в предположении о том, что рассматриваемая модель ПС - осесимметричная с центром масс и центром давления купола, лежащими на оси симметрии ПС. Груз считается точечной массой. При вычислении коэффициентов присоединенных масс купол заменяется твердым телом сферической формы. Уравнения записаны в проекциях на оси связанной системы координат XOY с началом в центре масс ПС.

Для удобства последующего анализа перепишем уравнения (1) в безразмерной форме. Используя скорость центра масс ПС в режиме установившегося спуска  $V_{00}$  и вводя обозначения

$$u = \frac{V_{ox}}{V_{00}}; \quad v = \frac{V_{oy}}{V_{00}}; \quad u_D = \frac{V_D}{V_{00}}; \quad u_B = \frac{V_B}{V_{00}}; \quad r = \frac{\omega l_D}{V_{00}}; \quad \tau = \frac{t V_{00}}{l_D}; \quad \mu = \frac{G_r}{G}; \quad f = \frac{S_r}{S};$$

$$k = \frac{m + \lambda_{11}}{\rho S l_D}; \quad i = \frac{J + \lambda_{66}}{\rho S l_D^3}; \quad \mu_{26} = \frac{\lambda_{26}}{l_D (m + \lambda_{11})}; \quad \eta_{26} = \frac{l_D \lambda_{26}}{J + \lambda_{66}}; \quad \delta = \frac{G l_D}{(m + \lambda_{11}) V_{00}^2};$$

получим

$$\frac{du}{d\tau} - vr - \mu_{26} r^2 = - \frac{u_D^2}{2k} C_T - \frac{u_B^2 f}{2k} C_{TГ} + \delta \cos \theta;$$

$$\frac{dv}{d\tau} + ur + \mu_{26} \frac{dr}{d\tau} = - \frac{u_D^2}{2k} C_N - \frac{u_B^2 f}{2k} C_{NГ} - \delta \sin \theta;$$

$$\frac{dr}{d\tau} + \eta_{26} \left( \frac{dv}{d\tau} + ur \right) = \frac{u_D^2}{2i} \mu C_N - \frac{u_B^2 f}{2i} (1 - \mu) C_{NГ};$$

$$\frac{d\theta}{d\tau} = r. \quad (2)$$

Здесь

$$u_D^2 = u^2 + (v - \mu r)^2; \quad u_B^2 = u^2 + [v + (1 - \mu)r]^2;$$

$$\alpha = \operatorname{arctg} \left( \frac{v - \mu r}{u} \right); \quad \alpha_{\Gamma} = \operatorname{arctg} \left[ \frac{v + (1 - \mu)r}{u} \right].$$

При исследовании свободных колебаний ПС систему (2) заменим упрощенной системой нелинейных уравнений возмущенного движения, [1]. Полагая

$$C_T = C_{T0}; \quad C_{\Gamma} = C_{\Gamma0}; \quad u = \cos \alpha_n + x_1; \quad v = \sin \alpha_n + x_2;$$

$$r = x_3; \quad \theta = \theta_n + x_4; \quad \alpha = \alpha_n + x_5; \quad \alpha_{\Gamma} = \alpha_{\Gamma n} + x_6;$$

вместо системы (2) будем иметь

$$\frac{dx_1}{d\tau} - b_{11}x_1 - b_{12}x_2 - b_{13}x_3 - b_{14}x_4 = 0;$$

$$\frac{dx_2}{d\tau} - b_2C_N - b_{2\Gamma}C_{\Gamma} - b_{23}x_3 - b_{24}x_4 = 0;$$

$$\frac{dx_3}{d\tau} - b_3C_N - b_{3\Gamma}C_{\Gamma} - b_{34}x_4 = 0;$$

$$\frac{dx_4}{d\tau} - x_3 = 0; \quad (3)$$

Здесь

$$x_5 \cong (x_2 - \mu x_3) \cos \alpha_n - x_1 \sin \alpha_n; \quad x_6 \cong x_5 + x_3 \cos \alpha_n; \quad (4)$$

$$b_{11} = -b_1 \cos \alpha_n; \quad b_1 = \frac{1}{k} (C_{T0} + f C_{\Gamma0}); \quad b_{12} = -b_1 \sin \alpha_n;$$

$$b_{13} = (1 + b_1 \mu - \frac{f}{k} C_{\Gamma0}) \sin \alpha_n; \quad b_{14} = -\delta \sin \theta_n;$$

$$b_2 = -\frac{1 + \mu \eta_{26}}{2\sigma k}; \quad b_{2\Gamma} = -\frac{f}{2\sigma k} [1 + (\mu - 1)\eta_{26}]; \quad b_{23} = -\cos \alpha_n;$$

$$b_{24} = -\left( \frac{\mu_{26} \eta_{26}}{\sigma} - 1 \right) \delta \cos \theta_n; \quad b_3 = \frac{\mu_{26} + \mu}{2i\sigma};$$

$$b_{3\Gamma} = \frac{f}{2\sigma i} (\mu_{26} + \mu - 1); \quad b_{34} = \frac{\delta \eta_{26}}{\sigma} \cos \theta_n; \quad \sigma = 1 - \mu_{26} \eta_{26};$$

$C_{T0}, C_{\Gamma0}, \theta_n, \alpha_n, \alpha_{\Gamma n}$  – значения коэффициентов  $C_T, C_{\Gamma}$  и углов  $\theta, \alpha, \alpha_{\Gamma}$  в режиме установившегося спуска (невозмущенного движения) ПС.

Из уравнений установившегося спуска находим

$$\sin \theta_n = -\frac{1}{2\delta k} (C_{N0} + f C_{\Gamma0}); \quad \alpha_n = \alpha_{\Gamma n}; \quad \mu C_{N0} = (1 - \mu) f C_{\Gamma0}. \quad (5)$$

Решение системы (3) будем искать в виде

$$x_i = x_{i0} + x_{i1}; \quad x_{i1} = A_i \sin \psi_i; \quad \psi_i = \Omega \tau + \varphi_i; \quad i = 1, \dots, 6. \quad (6)$$

Проведем гармоническую линейризацию функций  $C_N = C_N(\alpha)$  и  $C_{NG} = C_{NG}(\alpha_r)$ , т. е. представим

$$C_N \cong \Phi_{05} + \Phi_5 x_{51}; \quad C_{NG} \cong \Phi_{06} + \Phi_6 x_{61}; \quad (7)$$

где  $\Phi_{05}, \Phi_5, \Phi_{06}, \Phi_6$  – коэффициенты гармонической линейризации, [8].  
Если допустить, что

$$C_N = c_1 \alpha + c_3 \alpha^3; \quad C_{NG} = c_2 \alpha_r + c_4 \alpha_r^3; \quad (8)$$

то

$$\Phi_{0i} = c_{i-2} \left[ 2\alpha_n^2 x_{i0} + 3\alpha_n x_{i0}^2 + x_{i0}^3 + \frac{3}{2}(\alpha_n + x_{i0}) A_i^2 \right];$$

$$\Phi_i = c_{i-2} \left[ 2(\alpha_n^2 + 3\alpha_n x_{i0} + \frac{3}{2} x_{i0}^2) + \frac{3}{4} A_i^2 \right]; \quad i = 5, 6.$$

При  $c_1 < 0; c_3 > 0$  выражением (8) аппроксимируют зависимость  $C_N = C_N(\alpha)$  у парашютов, ткань купола которых имеет малую проницаемость (парашюты типа «парашют-крыло»). У парашютов с тканью купола большой проницаемости (осесимметричные парашюты)  $c_1 > 0; c_3 > 0$ ; [1], [2].

После подстановки выражений (7) в уравнения системы (3) получим гармонически линейризованные уравнения, которые разделяются на две системы, соответствующие постоянным и переменным составляющим искомого решения (6). Из системы для постоянных составляющих находим

$$x_{50} = x_{60}; \quad (b_3 b_{24} - b_2 b_{34}) \Phi_{05} + (b_{3\Gamma} b_{24} - b_{2\Gamma} b_{34}) \Phi_{06} = 0. \quad (9)$$

Систему для переменных составляющих запишем в операторной форме

$$(p - g_{11})x_{11} - g_{13}x_{13} - g_{14}x_{14} - g_{15}x_{15} = 0;$$

$$(p - g_{3\Gamma} \Phi_6 \cos \alpha_n) x_{31} - g_{34}x_{41} - (g_{35} \Phi_5 + g_{3\Gamma} \Phi_6) x_{51} = 0;$$

$$x_{31} - p x_{41} = 0;$$

$$g_{51}x_{11} + (g_{53} + g_{5\Gamma} \Phi_6 \cos \alpha_n) x_{31} + g_{54}x_{41} - (p - g_{55} - g_5 \Phi_5 - g_{5\Gamma} \Phi_6) x_{51} = 0; \quad (10)$$

где  $g_{11} = -b_1 \sec \alpha_n$ ;  $g_{13} = (1 - \frac{f}{k} C_{\Gamma\Gamma 0}) \sin \alpha_n$ ;  $g_{53} = \frac{f}{k} C_{\Gamma\Gamma 0} \sin^2 \alpha_n - 1$ ;

$$g_{14} = b_{14}; \quad g_{15} = -b_1 \operatorname{tg} \alpha_n; \quad g_{3\Gamma} = b_{3\Gamma}; \quad g_{34} = b_{34}; \quad g_{35} = b_3; \quad g_{51} = -g_{15};$$

$$g_{5\Gamma} = (b_{2\Gamma} - \mu b_{3\Gamma}) \cos \alpha_n; \quad g_{54} = (b_{24} - \mu b_{34}) \cos \alpha_n - b_{14} \sin \alpha_n;$$

$$g_{55} = g_{51} \sin \alpha_n; \quad g_5 = (b_2 - \mu b_3) \cos \alpha_n; \quad p = \frac{d}{d\tau}.$$

Системе (10) соответствует характеристическое уравнение

$$p^4 + B_1 p^3 + B_2 p^2 + B_3 p + B_4 = 0; \quad (11)$$

где

$$B_1 = -g_{11} - g_{55} - g_5 \Phi_5 - (g_{5\Gamma} + g_{3\Gamma} \cos \alpha_n) \Phi_6;$$

$$B_2 = g_{11} g_{3\Gamma} \Phi_6 \cos \alpha_n - g_{15} g_{51} - g_{34} - (g_{35} \Phi_5 + g_{3\Gamma} \Phi_6)(g_{53} + g_{5\Gamma} \Phi_6 \cos \alpha_n) + (g_{11} + g_{3\Gamma} \Phi_6 \cos \alpha_n)(g_{55} + g_5 \Phi_5 + g_{5\Gamma} \Phi_6);$$

$$B_3 = g_{34}(g_{11} + g_{55} + g_5 \Phi_5 + g_{5\Gamma} \Phi_6) - [g_{11}(g_{55} + g_5 \Phi_5 + g_{5\Gamma} \Phi_6) + g_{15} g_{51}] g_{3\Gamma} \Phi_6 \cos \alpha_n + (g_{35} \Phi_5 + g_{3\Gamma} \Phi_6) [g_{11}(g_{53} + g_{5\Gamma} \Phi_6 \cos \alpha_n) - g_{51} g_{13} - g_{54}];$$

$$B_4 = g_{11} [(g_{35} \Phi_5 + g_{3\Gamma} \Phi_6) g_{54} - g_{34}(g_{55} + g_5 \Phi_5 + g_{5\Gamma} \Phi_6)] + g_{51} [g_{15} g_{34} - g_{14}(g_{35} \Phi_5 + g_{3\Gamma} \Phi_6)].$$

После подстановки  $p = j\Omega$  в уравнение (11) будем иметь

$$\begin{aligned} \Omega^4 - B_2 \Omega^2 + B_4 &= 0; \\ B_1 \Omega^2 - B_3 &= 0. \end{aligned} \quad (12)$$

Уравнения (9) и (12) дополним уравнением связи между переменными  $x_5$  и  $x_6$ . С помощью равенств (4) и первых двух уравнений системы (10) запишем

$$x_6 = \left( \frac{G_1}{G_2} \right) x_5; \quad (13)$$

где

$$\begin{aligned} G_1 &= b_3 \Phi_5 (p^2 - b_{34} + b_3 \Phi_5 p \cos \alpha_n); \\ G_2 &= b_3 \Phi_5 (p^2 - b_{34}) + (g_{3\Gamma} \Phi_6)^2 p \cos \alpha_n. \end{aligned}$$

Подстановка  $p = j\Omega$  в равенство (13) дает

$$A_6 = A_5 b_3 \Phi \frac{\sqrt{G_3}}{G_4}; \quad (14)$$

где

$$\begin{aligned} G_3 &= (b_3 \Phi_5)^2 [(\Omega^2 + b_{34})^2 + (g_{3\Gamma} \Phi_6 \Omega \cos \alpha_n)^2]^2 + \\ &+ \Omega^2 (\Omega^2 + b_{34}) [(b_3 \Phi_5)^2 - (g_{3\Gamma} \Phi_6)^2]^2 \cos^2 \alpha_n; \\ G_4 &= (b_3 \Phi_5)^2 (\Omega^2 + b_{34})^2 + \Omega^2 (g_{3\Gamma} \Phi_6)^4 \cos^2 \alpha_n. \end{aligned}$$

Из совместного решения уравнений (9), (12) и (14) определяются значения основных параметров искомым колебаний ПС: амплитуд  $A_5$ ,  $A_6$ , частоты  $\Omega$ , смещений центров колебаний  $x_{50}$  и  $x_{60}$ . Проверку колебаний на устойчивость удобно проводить одним из приближенных критериев, предназначенным для исследования как свободных, так и вынужденных колебаний, [8]. Согласно критерию периодическое решение системы, имеющей характеристическое уравнение 4-го порядка, устойчиво, если все коэффициенты этого уравнения положительны и, кроме того, соблюдается неравенство

$$\left\{ \frac{\partial H_{n-1}}{\partial A_5} \right\} > 0;$$

где  $H_{n-1}$  - предпоследний определитель Гурвица.

Изложенную методику приближенного исследования периодических колебаний ПС можно распространить и на случай непериодических колебаний ПС, [1]. При этом в характеристическом уравнении (11) и в равенстве (13) используется подстановка  $p = \xi + j\Omega$ , где  $\xi, \Omega$  - медленно меняющиеся показатели затухания и частота искомого непериодического колебательного процесса.

Полученные выше выражения позволяют приближенно оценивать возможные режимы движения ПС с учетом аэродинамики груза, определять границы области устойчивости установившегося спуска ПС в пространстве начальных возмущений, рассчитывать параметры автоколебаний, возникающих при нарушении этих границ.

Пример. Требуется исследовать влияние аэродинамики груза на свободные периодические колебания геометрически неизменяемой модели ПС при следующих значениях ее параметров

$$\mu = 0.999; f = 0.05; k = i = 1.0; \mu_{26} = \eta_{26} = -0.09; \delta = 0.35;$$

$$C_{T0} = 0.7; C_{TГ0} = 0.1; c_1 = -0.22; c_3 = 0.552; c_2 = 0.05; c_4 = 0.0083.$$

Решая уравнения (5), (9) и (12), находим значения параметров установившегося спуска и колебательных режимов ПС:

$$\alpha_n = 0.631; \theta_n = -0.044; \Omega = 0.376;$$

$$(x_{50})_1 = -0.631; (x_{50})_2 = -0.0554; (x_{50})_3 = -1.2066;$$

$$(A_5)_1 = 1.012; (A_5)_2 = (A_5)_3 = 0.566.$$

Проверяя полученные решения на устойчивость, устанавливаем следующее: первое решение с параметрами

$$\Omega = 0.376; x_{50} = -0.631; A_5 = 1.012;$$

соответствует режиму симметричных автоколебаний ПС относительно установившегося спуска с нулевым углом атаки;

второе решение с параметрами

$$\Omega = 0.376; x_{50} = -0.0554; A_5 = 0.566;$$

и третье решение с параметрами

$$\Omega = 0.376; x_{50} = -1.2066; A_5 = 0.566;$$

характеризуют неустойчивые периодические колебания ПС относительно установившегося спуска с углом атаки  $\alpha_n = 0.631$ .

Т. о., колебания ПС в окрестности установившегося спуска с углом атаки  $\alpha_n = 0.631$  будут затухающими, если начальные значения угла атаки удовлетворяют условию

$$0.0096 < \alpha(0) < 1.142. \quad (15)$$

Нарушение условия (15) ведет к возбуждению симметричных автоколебаний ПС с амплитудой  $A_5 = 1.012$  и частотой  $\Omega = 0.376$  относительно установившегося спуска с углом тангажа  $\theta_n = -0.044$  и углом атаки  $\alpha_n = 0$ .

Сравним полученные результаты с результатами расчетов, проводимых без учета аэродинамики груза. Решая уравнения (5), (9) и (12) при  $f = 0$ , находим следующие три периодических решения  
первое решение с параметрами

$$\Omega = 0.438; x_{50} = -0.632; A_5 = 1.177;$$

соответствующее режиму симметричных автоколебаний ПС относительно установившегося спуска с нулевым углом атаки;

второе решение с параметрами

$$\Omega = 0.438; x_{50} = -0.0554; A_5 = 0.2067;$$

и третье решение с параметрами

$$\Omega = 0.376; x_{50} = -1.2096; A_5 = 0.2067;$$

характеризующие неустойчивые периодические колебания ПС относительно установившегося спуска с углом атаки  $\alpha_n = 0.632$ .

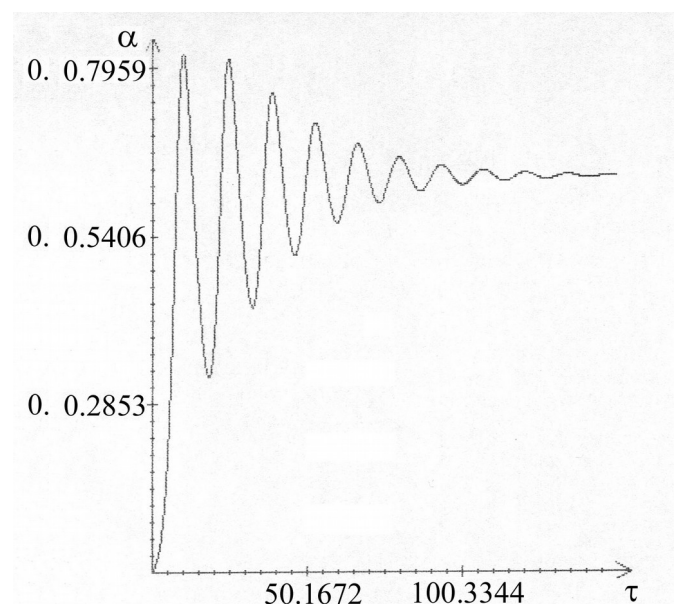
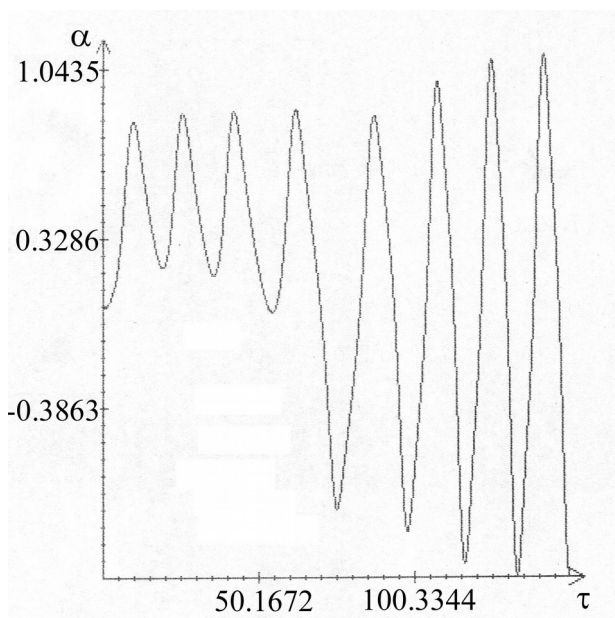
Т. е. в данном случае колебания ПС в окрестности установившегося спуска с углом атаки  $\alpha_n = 0.632$  будут затухающими при соблюдении условия

$$0.37 < \alpha(0) < 0.784. \quad (16)$$

При нарушении неравенства (16) устанавливается режим симметричных автоколебаний ПС с амплитудой  $A_5 = 1.177$  и частотой  $\Omega = 0.438$ .

Т. о., наиболее существенное влияние аэродинамика груза оказывает на границы области устойчивости установившегося спуска ПС в пространстве начальных возмущений, которые определяются неравенствами (15), (16). Пренебрежение аэродинамикой груза ведет к незначительному увеличению амплитуды автоколебаний и частоты устойчивых и неустойчивых периодических колебаний ПС. Следует отметить, что оценку влияния аэродинамики груза на границы области устойчивости в пространстве начальных возмущений удастся получить только в нелинейной постановке задачи.

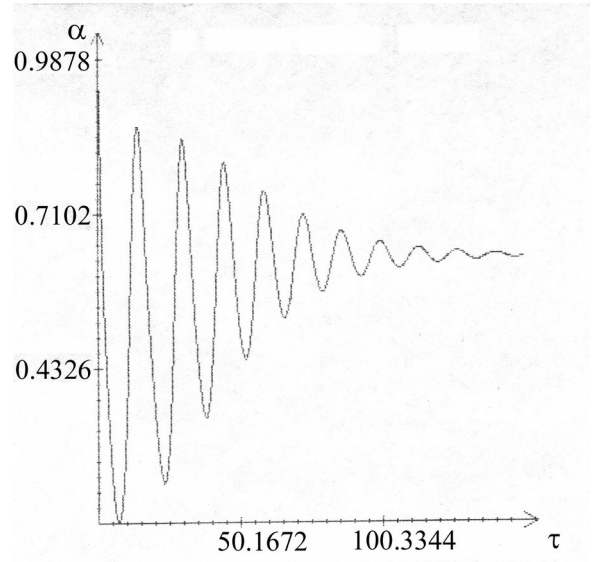
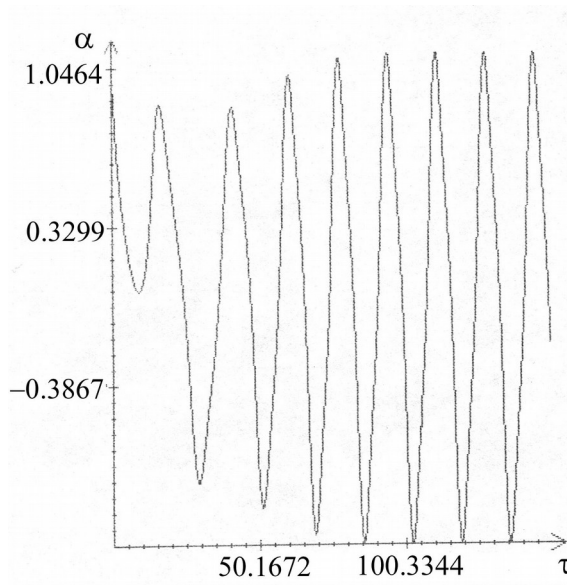
Эти выводы подтверждаются результатами численного интегрирования системы (2), представленными на рис. 2 – 4. Графики зависимости  $\alpha = \alpha(\tau)$ , на рис.2 и рис.3, рассчитаны при  $\alpha(0) = 0.03$  и  $\alpha(0) = 1.01$ , соответственно, для случаев, когда  $f = 0$  (рис.2а, рис.3а) и  $f = 0.05$  (рис.2б, рис. 3б). При выбранных значениях начальных возмущений в случае, когда учитывается аэродинамика груза, условие (15) соблюдается и колебательный процесс ПС затухает в



а)

б)

Рис. 2.



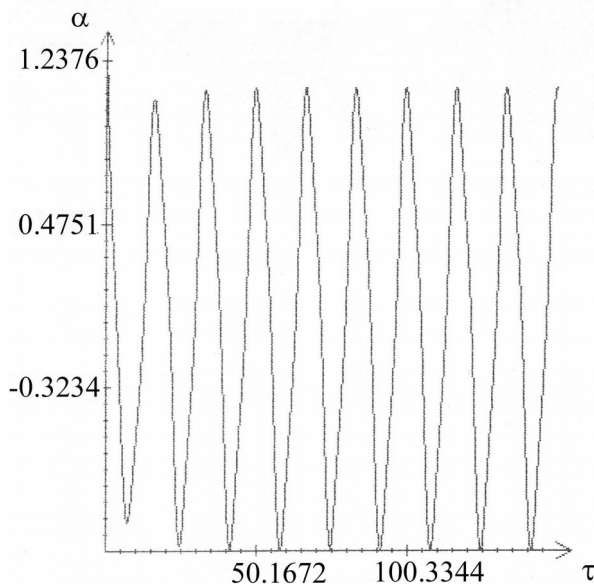
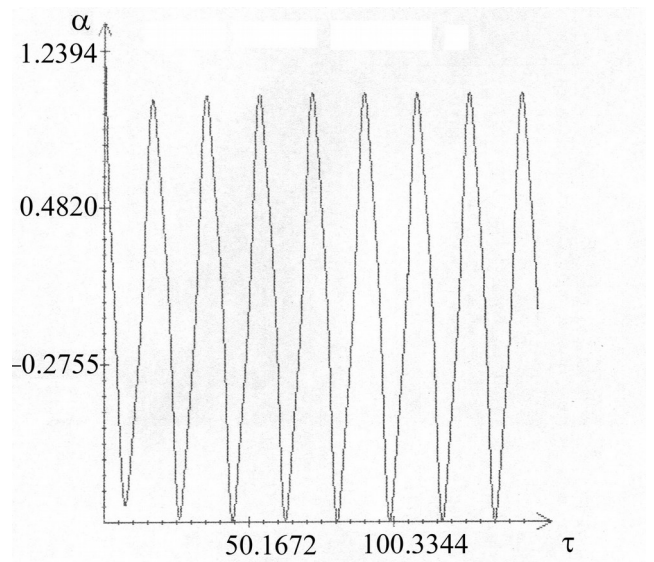
а)

б)

Рис. 3.

окрестности установившегося спуска со скольжением (рис.2б, рис.3б). В случае пренебрежения аэродинамикой груза условие (16) нарушается и ПС переходит в режим автоколебаний относительно вертикального спуска (рис. 2а, рис. 3а).

Графики зависимости  $\alpha = \alpha(\tau)$ , рассчитанные при значениях начальных возмущений, нарушающих условие (15), изображены на рис.4. Как видно, спуск

а)  
б)



#### Рис. 4.

ПС происходит в режиме автоколебаний, независимо от того, учитывается (рис.4б) или нет (рис.4а) аэродинамика груза. Автоколебания, совершаемые ПС в том и в другом случаях, имеют незначительные отличия по амплитуде и частоте.

#### Список использованных источников

1. Динамика связанных тел в задачах движения парашютных систем / О.В.Рысев, А.А.Вишняк, В.М.Чуркин, Ю.Н.Юрцев.- М.: Машиностроение, 1992.- 288 с.
2. White F.M., Wolf D.F. A Theory of Three-Dimensional Parachute Dynamic Stability // J. Aircraft, 1968, v. 5, N 1, pp. 86-92.
3. Wolf D. The Dynamic Stability of a Nonrigid Parachute and Payload System // AIAA Paper, 1970, N 209, pp. 1-13.
4. Бюшгенс А.Г., Шилов А.А. Анализ плоских слабодемпфированных колебаний парашюта в свободном установившемся снижении // Ученые записки ЦАГИ, т. IV, N 1, 1973, с. 137-143.
5. Doherr K-F., Hamel P. Beitrage der DFVLR zur Untersuchung von Rettungs- und Bergungssystemen // Z. Flugwiss. 22 (1974), Heft 5, s. 153-163.
6. Локшин Б.Я., Привалов В.А. Устойчивость движения двухзвенной системы «груз-парашют» // Некоторые задачи динамики осесимметричного твердого тела. М.: МГУ, 1980, с. 37-48.
7. Вишняк А.А., Пономарев А.Т., Рысев О.В. Исследование продольного движения системы груз-однооболочковый парашют-крыло // Исследование аэродинамики, аэроупругости и динамики полета дельтапланов и парашютов-крыльев. М.: ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 1985, с. 181-190.
8. Попов Е.П., Пальтов И.П. Приближенные методы исследования нелинейных автоматических систем.- М.: Физматгиз, 1960.- 789 с.

---

#### СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

*Чуркин Валерий Михайлович, профессор кафедры теоретической механики Московского авиационного института (технического университета)*

*Серпичева Елена Викторовна, старший преподаватель кафедры машиноведения и деталей машин Московского авиационного института (технического университета)*

*Силантьев Виктор Михайлович, аспирант кафедры теоретической механики Московского авиационного института (технического университета)*