

Научная статья
УДК 539.39
DOI: [10.34759/trd-2022-127-02](https://doi.org/10.34759/trd-2022-127-02)

ИССЛЕДОВАНИЕ ДИНАМИКИ ВЕРТИКАЛЬНОГО ПАРАШЮТНОГО ПРИЗЕМЛЕНИЯ ОБЪЕКТА С СИСТЕМОЙ АМОРТИЗАЦИИ

Игорь Олегович Аверьянов

АО «МКПК «Универсал» им. А.И. Привалова», Москва, Россия

i.averyanov@mail.ru

Аннотация. Одной из задач, стоящих при проектировании средств десантирования, является прогнозирование расчетных характеристик приземляющегося объекта после его контакта с площадкой приземления. В данной работе рассматривается процесс вертикального парашютного приземления объекта с амортизирующим устройством на жесткую площадку: представлена математическая модель системы парашют - объект с амортизирующим устройством (в качестве примера рассмотрена пневмоамортизация), проведено сравнение результатов расчета с экспериментальными данными, проведен анализ динамики работы системы.

Ключевые слова: парашютное приземление, пневматический амортизатор, пневмоамортизатор, тканевая оболочка, система мягкой посадки, воздухопроницаемость, статистическое моделирование процесса приземления

Для цитирования: Аверьянов И.О. Исследование динамики вертикального парашютного приземления объекта с системой амортизации // Труды МАИ. 2022. № 127. DOI: [10.34759/trd-2022-127-02](https://doi.org/10.34759/trd-2022-127-02)

Original article

CARGO WITH DAMPERS PARACHUTE VERTICAL LANDING DYNAMICS RESEARCH

Igor O. Averyanov

JSC «МКПК «Universal» by A.I. Privalov», Moscow, Russia

i.averyanov@mail.ru

Abstract. There are a lot of researches related to parachute landing dynamics and almost all of them consider the system of parachute-cargo (SPC) that works on its flight regimes, before it contacts the landing area. There are a few researches that consider the task of SPC landing, where a pneumatic actuator is used instead of the cargo. Nevertheless these researches are focused on the behavior of canopy. In case of cargo with dampers landing researches dropped cargo regime is considered. This is a commonly used practice to consider this regime on design phase of a cargo damper system. This article considers a parachute landing process for the cargo with dampers on the phase of its contact with the landing area. The aim of this research is to compare these two regimes of landing - with and without parachute influence to the landing process – to define the load cases for

damper system (air fiber dampers are considered). This work considers only a vertical parachute landing process.

Mathematical model (MM) of the parachute landing process consists of differential equations of motion for two separate objects - the cargo and the canopy. The canopy is symmetrical. Air dampers are attached to the cargo. Both objects are considered as absolutely rigid. Straps are modeled as a function of distance between the corresponding points on the cargo and on the canopy. Parachute straps are elastic. Euler's ratios are used to transform the angular velocities to the angles.

Here the two tasks are considered: 1 - the drop case is presented to show that MM gives reliable results for the considered structure of the cargo and the system of air dampers; 2 – parachute landing. Comparison of the calculation results and experimental data shows their good correlation.

Analysis shows that the parachute system has an essential influence on landing process dynamics of the cargo with dampers. This influence has to be taken into account in the case of damper's design phase, analysis of cargo drop tests. It recommends to use this MM for statistical mathematical modelling of the parachute landing process in the task of reliability index evaluating.

Keywords: parachute landing, soft landing system, air damper, dropped cargo landing, fabric permeability, landing process statistical modeling

For citation: Averyanov I.O. Cargo with dampers parachute vertical landing dynamics research. *Trudy MAI*, 2022, no. 127. DOI: [10.34759/trd-2022-127-02](https://doi.org/10.34759/trd-2022-127-02)

Введение

Для десантирования тяжелой техники и грузов (далее – грузов) используется такой вид авиационной техники, как парашютно-десантная. Несмотря на многообразие ее конструкторского исполнения парашютно-десантную технику условно можно разделить на парашютную систему (ПС) и средства десантирования (СД), предназначенные для обеспечения сохранности груза при приземлении. Для рассматриваемой в данной работе задачи о парашютном приземлении грузов СД – это амортизационная система (АУ) и средства, обеспечивающие монолитность груза и АУ (все вместе – объект).

Исследованию динамики работы системы объект-парашют (СОП) посвящены многие работы отечественных [1-10] и зарубежных авторов [11-15]. В них основной интерес вызывало изучение поведения СОП в полете, до контакта с площадкой приземления (ПП). В работах [11, 12] рассматривалась задача о приземлении СОП на ПП, где объект представлял собой пневматический демпфер, подвешенный на упругие стропы. При этом, объектом изучения был купол ПС, а именно исследовалось влияние ослабления натяжения в стропях – при контакте демпфера с ПП – на его формоизменение. Таким образом, в известных исследованиях движения СОП фокус внимания смещен в сторону ПС.

Для разработчиков СД задача о приземлении объекта – это, прежде всего, задача о выборе рациональных параметров АУ [17-18], отладка под прогнозируемые режимы эксплуатации которого происходит с помощью копровых испытаний (т.е.

приземление объекта с установленным на нем АУ без ПС). Именно динамика копрового приземления объекта традиционно рассматривается на этапе проектирования АУ [17-20] в качестве определяющей его (АУ) расчетные режимы функционирования, по результатам исследования которых разрабатывается конструкция АУ.

Таким образом, при разработке СД актуальной является задача прогнозирования расчетных характеристик поддерживаемого ПС объекта на этапе начала его взаимодействия с ПП, а именно определение:

- скорости снижения $V_{сн}$ СОП;
- кинетической энергии системы $\frac{mV_{сн}^2}{2}$ к моменту контакта АУ с ПП, определяющей работу сжатия АУ, а также потенциальной энергии mgh_0 в момент начала обжатия АУ (h_0 - соответствующая высота);
- вектора максимального значения перегрузки $\overline{n_{max}}$, градиента $\frac{dn(t)}{dt}$ ее переднего фронта и функции перегрузки $n(t)$ во времени (с целью дальнейшей оценки характера колебательного движения в системе (отскоки) и расчета прочности оболочек АУ).

В данной работе проводится исследование динамики вертикального парашютного приземления объекта, представляющего собой груз с установленным

на нем АУ, на жесткую площадку приземления. В качестве АУ рассмотрена пневмоамортизационная система.

Постановка задачи

При десантировании тяжелых грузов в основном используются многокупольные парашютные системы (МПС), имеющие в своем составе следующие блоки (см. рисунок 1): вытяжная ПС, основная ПС, тормозная ПС [7].

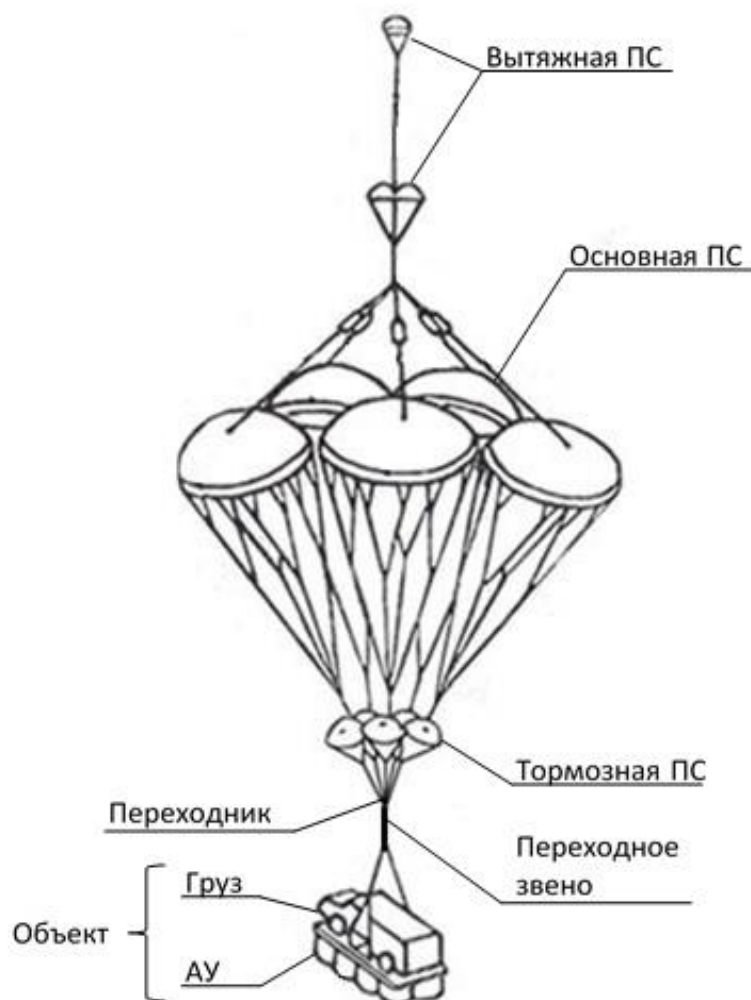


Рисунок 1. Система объект-парашют. Схематический вид

Все эти блоки необходимы для реализации ввода в действие ПС, после осуществления которого движение СОП начинает устанавливаться (в смысле равномерности движения и отсутствия раскачивания) и в итоге переходит в фазу установившегося снижения. На этом режиме все купола основной ПС и тормозной ПС раскрыты. В данной работе рассматривается заключительная фаза работы СОП - режим установившегося снижения, за которым следует контакт объекта с ПП.

Основная ПС состоит из нескольких осесимметричных с плоским кругом купола в раскрое парашютов, соединённых стропами в коуши, а те, в свою очередь, сходятся в один узел (переходник) и через переходное звено осуществляется крепление ПС к грузу. В виду того, что в данном исследовании рассматривается задача о вертикальном парашютном приземлении объекта, то принимаются следующие допущения:

- в качестве АУ рассматривается система, состоящая из изолированных тканевых пневматических амортизаторов;
- ПП принимается абсолютно жесткой;
- так как суммарная площадь куполов основной ПС существенно превышает суммарную площадь куполов тормозной и вытяжной ПС, то сопротивлением движению, оказываемому их куполами, пренебрегается;

- МКС рассматривается в виде одного эквивалентного жесткого симметричного купола с соответствующими геометрическими, конструктивными (количество строп) и массово-инерционными параметрами;
- коуш эквивалентного купола крепится непосредственно к грузу;
- предполагается, что во время приземления воздействие ПС на груз происходит до тех пор, пока имеются усилия в стропях. После того, как усилия в стропях пропадают происходит потеря куполом формы [11, 12] и дальнейшее его наполнение становится невозможным, поддержка груза более не осуществляется.

Таким образом, задачи исследования формулируются следующим образом:

- 1) разработка математической модели (ММ) СОП на основе принятых допущений; ММ должна отражать процесс работы СОП при контакте объекта с ПП, после своего движения на режиме установившегося вертикального снижения;
- 2) анализ влияния воздействия ПС на динамику приземления объекта с помощью разработанной ММ.

Описание математической модели

Рассматриваемая ММ СОП с упругими стропами на этапе вхождения объекта в контакт с ПП схематично представлена на рисунке 2.

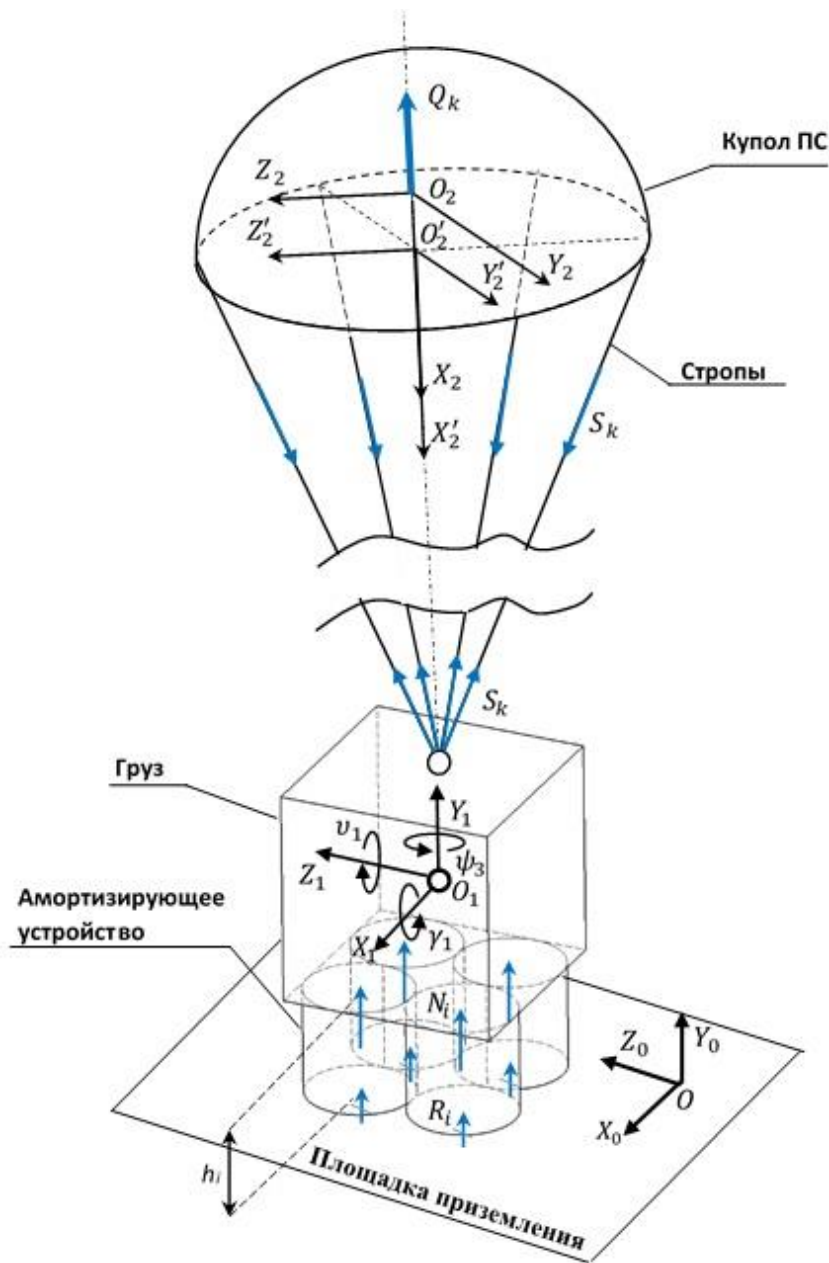


Рисунок 2. Модель системы объект-парашют

На рисунке 2 показаны основные системы координат (СК): глобальная СК $OX_0Y_0Z_0$ расположена на ПП; связанная с грузом СК $O_1X_1Y_1Z_1$ расположена в его центре тяжести; СК $O_2X_2Y_2Z_2$ связана с куполом ПС и расположена в центре давления купола; СК $O'_2X'_2Y'_2Z'_2$ расположена в плоскости кромки купола. Цветом

отображены вектора действующих на СОП сил и реакций; их описание представлено далее по тексту.

Для рассматриваемой конфигурации системы груз-парашют, в соответствии с [1, 5], уравнения движения для симметричного парашюта запишутся следующим образом:

$$\begin{aligned}
 (m_{\text{п}} + \lambda_{11})\dot{V}_{ox} - V_{oy}\omega_z(m_{\text{п}} + \lambda_{22}) + V_{oz}\omega_y(m_{\text{п}} + \lambda_{22}) - \lambda_{26}(\omega_y^2 + \omega_z^2) &= R_x, \\
 (m_{\text{п}} + \lambda_{22})(\dot{V}_{oy} - V_{oz}\omega_x) + \lambda_{26}(\dot{\omega}_z + \omega_x\omega_y) + (m + \lambda_{11})V_{ox}\omega_z &= R_y, \\
 (m_{\text{п}} + \lambda_{22})(\dot{V}_{oz} + V_{oy}\omega_x) - \lambda_{26}(\dot{\omega}_y - \omega_x\omega_z) - (m + \lambda_{11})V_{ox}\omega_y &= R_z, \\
 J_x\dot{\omega}_x &= M_x, \\
 (J_y + \lambda_{55})\dot{\omega}_y - \lambda_{26}(\dot{V}_{oz} - V_{ox}\omega_y + V_{oy}\omega_x) + (J_x - J_z - \lambda_{55})\omega_x\omega_z &= M_y, \\
 (J_z + \lambda_{55})\dot{\omega}_z + \lambda_{26}(\dot{V}_{oy} - V_{oz}\omega_x + V_{ox}\omega_z) - (J_x - J_y - \lambda_{55})\omega_y\omega_x &= M_z.
 \end{aligned} \tag{1}$$

Здесь: $m_{\text{п}}$ - масса парашютной системы; $\lambda_{11}, \lambda_{22}, \lambda_{26}, \lambda_{55}$ - коэффициенты присоединенных масс; R_j, M_j - проекции главного вектора и главного момента приложенных к куполу внешних сил в СК купола $O_2X_2Y_2Z_2$, $j = x, y, z$. Все компоненты уравнений (1) записываются в СК $O_2X_2Y_2Z_2$.

В соответствии с [5] коэффициенты присоединенных масс для осесимметричного парашюта могут быть определены как $\lambda_{11} = \lambda_{22} = (B_m/6)\pi\rho d_0^3$, $\lambda_{55} = (B_i/60)\pi\rho d_0^5$. Здесь: ρ - плотность воздуха; d_0 - диаметр сферы, равный максимальному диаметру наполненного купола; B_m, B_i - коэффициенты, зависящие от геометрической воздухопроницаемости купола ($0,03 \leq B_m \leq 0,7$; $0,04 \leq B_i \leq 0,23$). Согласно [5] коэффициент λ_{26} мало влияет на

динамику СОП, в связи с чем в рассматриваемой постановке задачи принимается равным нулю.

Главный вектор внешних сил R складывается из сил тяжести купола $G_K = m_K g$ (g - вектор ускорения свободного падения), аэродинамических сил купола Q_K , усилий от строп $S = \sum_{k=1}^{n_k} S_k$ (S_k - усилие в k -й стропе; n_k - количество строп купола)

$$R = G_K + Q_K + S. \quad (2)$$

В формуле (2) вектор аэродинамической силы представляется как сумма нормальной и касательной составляющих:

$$Q_K = N + T. \quad (3)$$

Так как в данной работе рассматривается случай вертикальной посадки, то принимается $T = 0$. Нормальная составляющая аэродинамической силы выражается как

$$N = \frac{\rho F_{\Pi}}{2} C_N V_{O_2}^2. \quad (4)$$

Здесь: F_{Π} - характерная площадь поверхности купола; C_N - коэффициент нормальной составляющей аэродинамической силы купола; V_{O_2} - скорость точки O_2 , к которой приложена аэродинамическая сила купола, в направлении оси $O_2 X_2$ СК купола.

Главный момент внешних сил M образуется усилиями в стропях S_k , приложенными на соответствующих плечах x_k, y_k, z_k , причем x_k - плечо, соответствующее расстоянию $O_2O'_2$ - расстоянию от центра давления купола до центра окружности, образованного его кромкой. Усилия S_k приложены в СК кромки купола $O'_2X'_2Y'_2Z'_2$. В проекциях на оси СК $O_2X_2Y_2Z_2$ главный момент запишется как

$$\begin{aligned} M_x &= \sum_{k=1}^{n_k} S_{y_k} z_k + \sum_{k=1}^{n_k} S_{z_k} y_k, \\ M_y &= \sum_{k=1}^{n_k} S_{x_k} z_k + \sum_{k=1}^{n_k} S_{z_k} x_k, \\ M_z &= \sum_{k=1}^{n_k} S_{x_k} y_k + \sum_{k=1}^{n_k} S_{y_k} x_k. \end{aligned} \quad (5)$$

Усилия в k -й стропе определяется как функции расстояния l_k между соответствующими точками закреплений стропы на грузе и кромке купола. Для вычисления расстояний l_k положения купола и груза приводятся в СК $OX_0Y_0Z_0$. Для стропы, длина которой в ненагруженном состоянии составляет l_{k0} , с площадью сечения A и модулем упругости E (удлинение стропы обозначено как $\Delta l = l_k - l_{k0}$)

$$S_k = \begin{cases} 0, & \Delta l \leq l_0, \\ \frac{\Delta l}{l_0} EA, & \Delta l > l_0. \end{cases} \quad (6)$$

Математическая модель процесса пространственного приземления груза с амортизирующим устройством была рассмотрена в [19]: груз рассматривается как абсолютно жесткое тело; при контакте АУ с ПП на груз действуют усилия с АУ.

Добавляя в правые части уравнений движения груза усилия от строп, а также аэродинамическую силу на груз, получим (в СК груза $O_1X_1Y_1Z_1$)

$$\begin{aligned}
m_r(\dot{V}_x + V_z\omega_y - V_y\omega_z) &= m_r \cdot g_x + \sum_{i=1}^n (N_{x_i} + R_{x_i}) + \sum_{k=1}^{n_k} S_{x_k} + \sum_{i=1}^n Q_{x_i}, \\
m_r(\dot{V}_y + V_x\omega_z - V_z\omega_x) &= m_r \cdot g_y + \sum_{i=1}^n (N_{y_i} + R_{y_i}) + \sum_{k=1}^{n_k} S_{y_k} + \sum_{i=1}^n Q_{y_i} + Q_r, \\
m_r(\dot{V}_z + V_y\omega_x - V_x\omega_y) &= m_r \cdot g_z + \sum_{i=1}^n (N_{z_i} + R_{z_i}) + \sum_{k=1}^{n_k} S_{z_k} + \sum_{i=1}^n Q_{z_i}, \\
I_x\dot{\omega}_x + (I_z - I_y)\omega_y\omega_z &= \sum_{i=1}^n (N_{z_i} + R_{z_i})y_i + \sum_{k=1}^{n_k} S_{z_k}y_k - \sum_{i=1}^n (N_{y_i} + R_{y_i})z_i - \\
&\quad - \sum_{k=1}^{n_k} S_{y_k}z_k + \sum_{i=1}^n Q_{z_i}(y_i - h_i) - \sum_{i=1}^n Q_{y_i}z_i, \\
I_y\dot{\omega}_y + (I_x - I_z)\omega_z\omega_x &= \sum_{i=1}^n (N_{x_i} + R_{x_i})z_i + \sum_{k=1}^{n_k} S_{x_k}z_k - \sum_{i=1}^n (N_{z_i} + R_{z_i})x_i - \\
&\quad - \sum_{k=1}^{n_k} S_{z_k}x_k + \sum_{i=1}^n Q_{x_i}z_i + \sum_{i=1}^n Q_{z_i}x_i, \\
I_z\dot{\omega}_z + (I_y - I_x)\omega_x\omega_y &= \sum_{i=1}^n (N_{y_i} + R_{y_i})x_i + \sum_{k=1}^{n_k} S_{y_k}x_k - \sum_{i=1}^n (N_{x_i} + R_{x_i})y_i - \\
&\quad - \sum_{k=1}^{n_k} S_{x_k}y_k + \sum_{i=1}^n Q_{y_i}x_i - \sum_{i=1}^n Q_{x_i}(y_i - h_i).
\end{aligned} \tag{7}$$

Здесь: m_r – масса груза; n – количество амортизаторов на грузе; $j = x, y, z$; V_j – проекции вектора скорости поступательного движения центра масс объекта; g_j – проекции ускорения свободного падения; N_j – проекции нормальных составляющих сил, действующих на груз при обжати АУ; R_j – проекции реактивных составляющих сил, действующих на груз со стороны площадки приземления; Q_j – проекции боковых составляющих сил, действующих на объект при обжати АУ, приложенных в плоскости ПП; Q_r – аэродинамическая сила, действующая на

груз; ω_j - проекции вектора угловой скорости; I_j - главные центральные моменты инерции объекта; x_i, y_i, z_i - координаты точки приложения усилий i -го АУ, приходящие на основание груза.

В рассматриваемом случае о вертикальном приземлении СОП действующая на груз аэродинамическая сила Q_r определяется исключительно сопротивлением груза в направлении его движения (т.е. оси O_1Y_1 СК груза $O_1X_1Y_1Z_1$, совпадающей с ГСК $OX_0Y_0Z_0$), в связи с чем входит лишь во второе уравнение (7) и может быть определена как

$$Q_r = \frac{\rho F_r}{2} C_y V_{o_1}^2. \quad (8)$$

Здесь: F_r - максимальная площадь сечения груза, получаемая его рассечением вдоль оси O_1Y_1 плоскостью параллельной плоскости $X_1O_1Z_1$; C_y - коэффициент сопротивления (принимается равным 1,0); V_{o_1} - скорость снижения груза.

Вычисление углов поворота $\vartheta_1, \gamma_1, \psi_1$ для груза и $\vartheta_2, \gamma_2, \psi_2$ - для парашютной системы, происходит по-отдельности. Т.к. в данной постановке задачи не предполагается больших углов поворота купола или груза ни при задании их начальных положений, ни в процессе движения СОП, то для их определения используются кинематические соотношения Эйлера:

$$\begin{aligned}\dot{\vartheta} &= \omega_y \sin \gamma + \omega_z \cos \gamma, \\ \dot{\gamma} &= \omega_x - \operatorname{tg} \vartheta \cdot (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma), \\ \dot{\psi} &= (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma) / \cos \vartheta.\end{aligned}\tag{9}$$

В качестве АУ рассматривается система, состоящая из изолированных самонаполняемых тканевых пневматических амортизаторов, стравливание газа в которых происходит с помощью клапанов [17, 19], а также за счет воздухопроницаемости тканевых оболочек [21].

Процесс вертикального парашютного приземления груза с АУ на ПП описывается уравнениями (1) - (9) и уравнениями газодинамики по методикам [17, 21] для вычисления приходящих на груз с АУ реакций, решаемых методом их прямого интегрирования по времени.

Задача о вертикальном приземлении

Для оценки корректности работы ММ с рассматриваемым типом конструкции груза и АУ в начале рассматривается задача о приземлении без воздействия парашютной системы. На рисунке 3 приведена кинограмма копрового сбрасывания груза, массой 17 т с высоты 2,56 м. При начале работы АУ груз достигает вертикальной скорости 7,48 м/с.

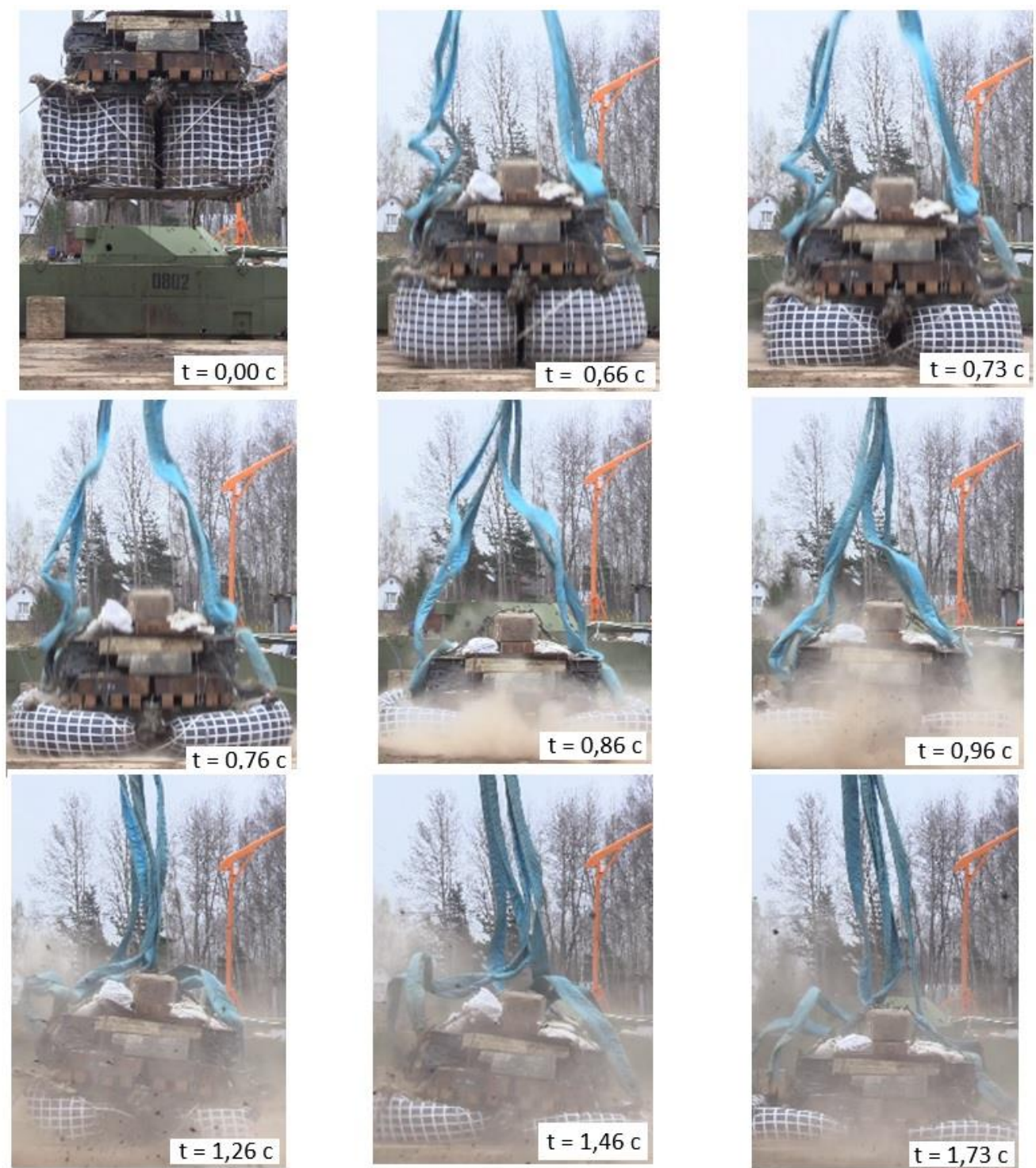


Рисунок 3. Кинограмма копрового сбрасывания груза с АУ, $V_y = -7,48$ м/с

На рисунке 4 представлены сравнения экспериментальных и расчетных характеристик приземления для копрового сбрасывания.

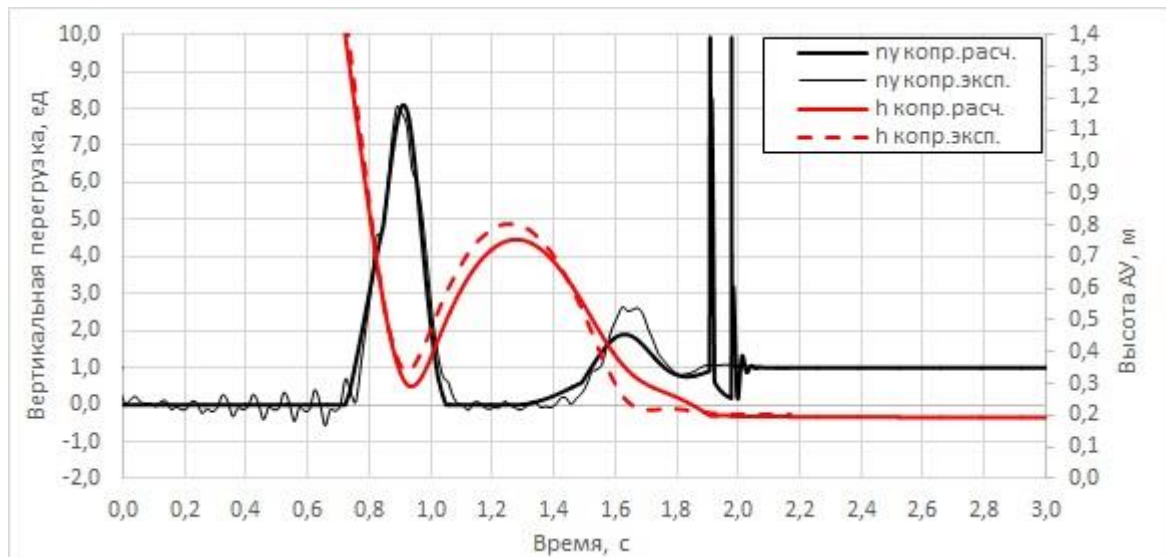


Рисунок 4. Изменения вертикальной перегрузки в ЦМ груза / высоты АУ при копровом сбрасывании, $V_y = -7,48$ м/с

По правой шкале ординат отложены графики изменения высоты АУ: красной пунктирной линией отложены экспериментальные значения, полученные путем обработки видео записи, красной сплошной - расчетные. По левой шкале ординат отложены вертикальные перегрузки: тонкой сплошной черной линией показаны экспериментальные значения, полученные по данным установленных на грузе (на платформе) датчиков перегрузок, толстой – расчетные. При рассмотрении полученных графиков перегрузок, необходимо учитывать, что объектом исследования в данном случае являются кратковременные значения перегрузок, отображаемые на графиках характерными «волнами» и отражающие процесс приземления груза на АУ. Мгновенные перегрузки, отображенные резкими всплесками, соответствуют процессу удара груза (в данном случае платформы) о грунт при выработке хода АУ. Амплитудные значения таких перегрузок зависят от

жесткостных свойств соударяемых тел. В рассматриваемой ММ груз представляется абсолютно жестким телом, податливость грунта не учтена, их контактная жесткость [19] обусловлена лишь настройками условий контакта.

Приведенный сравнительный анализ характеристик приземления показывает удовлетворительное совпадение расчетных и экспериментальных данных, что позволяет сделать вывод о корректности работы ММ для задачи о динамике вертикального копрового сбрасывания груза с АУ.

Переходя к задаче о парашютном приземлении груза с АУ необходимо отметить, что условно рассматриваемый процесс приземления можно разделить на два этапа: 1 – полет СОП с установлением скорости снижения; 2 – соприкосновение АУ и ПП, с последующим движением груза на АУ, его контактом с ПП и остановкой движения. Решение данных задач рассматриваемым методом (прямым интегрированием уравнений движения по времени) показывает, что значение шага интегрирования для них различается на два и более порядков, в зависимости от жесткости АУ и заданных параметров контакта с ПП [19]. На данном этапе разработки ММ шаг интегрирования по времени берется постоянным. В связи с этим рассмотрение непрерывного процесса парашютного приземления неудобно, в виду необходимости установления минимального (для указанных этапов) шага интегрирования на всем рассматриваемом процессе для обеспечения возможности решения уравнений движения, что приводит к значительному увеличению времени счета и неудобству рассмотрения заключительного этапа приземления из-за разных

продолжительностей этих этапов. Поэтому далее процесс парашютного приземления груза с АУ рассматривается поэтапно.

Для сопоставления результатов расчета по разработанной ММ парашютного приземления груза с АУ с экспериментальными данными, рассматривается случай парашютного приземления груза при установившейся скорости снижения СОП - 7,72 м/с и горизонтальной скоростью, составляющей примерно 6,0 м/с. В эксперименте использовалась многокупольная парашютная система (МПС) из 7-ми круглых куполов, имеющих характерные площади 760 м². В рамках данного исследования (вертикальное парашютное приземление груза с АУ) горизонтальная составляющая скорости приземления не рассматривается.

Для решения задачи о парашютном приземлении груза с АУ (2-й этап) необходимо определить начальные условия – в данном случае определить усилия в стропах (т.е. необходимо уравновесить СОП при установлении скорости снижения – 1-й этап). Для решения этой задачи используется та же ММ с отключением алгоритма контактного взаимодействия со стороны ПП [19] – т.е. в правых частях уравнений (7) обнуляются компоненты N_j, R_j, Q_j . МПС рассматривается как однокупольная ПС с эквивалентной характерной площадью, количеством строп и коэффициентом присоединенной массы $\lambda_{11}^{экив} = 7 \cdot \lambda_{11}^{1\text{-го купола}}$. Из уравнений (1) следует, что в случае вертикального приземления в первых 3-х уравнениях отличным от нуля будет только 1-е, а уравнения 4-6 обнуляются из-за симметричности рассматриваемого эквивалентного круглого купола и отсутствием

угловых скоростей $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ (движение СОП при установлении движения строго поступательное). За начальную скорость снижения принималось $V_y^0 = -10$ м/с. Данная величина задана лишь для математической инициации динамического процесса движения СОП. После некоторого времени (~ 20 с) движение СОП устанавливается. Расчетные характеристики для процесса установившегося снижения СОП приведены на рисунке 5.

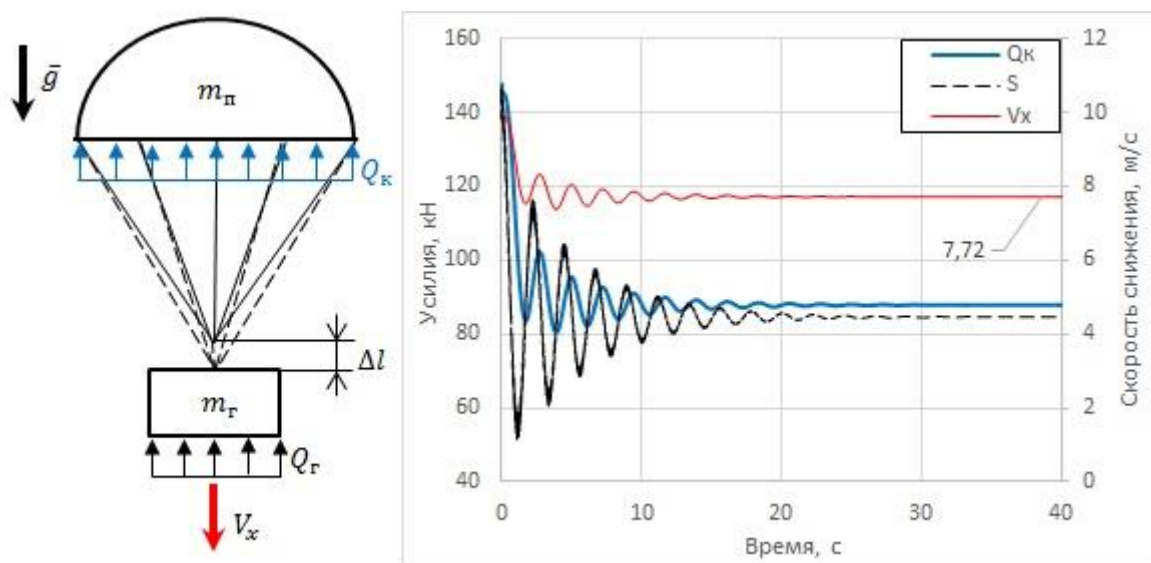


Рисунок 5. Установившееся снижение СОП, $V_y = -7,72$ м/с

Регулировка работы ПС для обеспечения заданной (экспериментальной) скорости снижения 7,72 м/с проводилась за счет подбора коэффициента C_N - см. формулу (4). Для рассматриваемого в ММ эквивалентного купола значение составило $C_N = 0,874$, что согласуется с данными, приведенными в [9] для средних значений коэффициента сопротивления системы. На рисунке 5 по правой оси ординат отложен график изменения скорости снижения (красной линией). По левой оси ординат отложены графики изменения усилий: синей линией показана

аэродинамическая сила, действующая на купол Q_k ; черной пунктирной линией – суммарное усилие от строп S . Разница в значениях Q_k и S соответствует значению $m_k \cdot g$, где m_k - масса ненаполненного купола, включающая в себя массу строп. При установлении режима снижения стропы удлиняются на суммарную величину Δl .

Для расчета 2-го этапа приземления (схема соответствует приведенной на рисунке 2) задействуется алгоритм контактного взаимодействия груза с АУ и ПП [19]. В качестве начальных условий задаются найденные на предыдущем этапе скорость установившегося снижения 7,72 м/с, а также значения удлинений Δl_k и усилий S_k в стропях. В качестве начальных параметров работы АУ принималось: отсутствие избыточного давления, соответствующие условиям эксперимента атмосферное давление и температура окружающей среды. ПС рассматривается также - в виде эквивалентного купола.

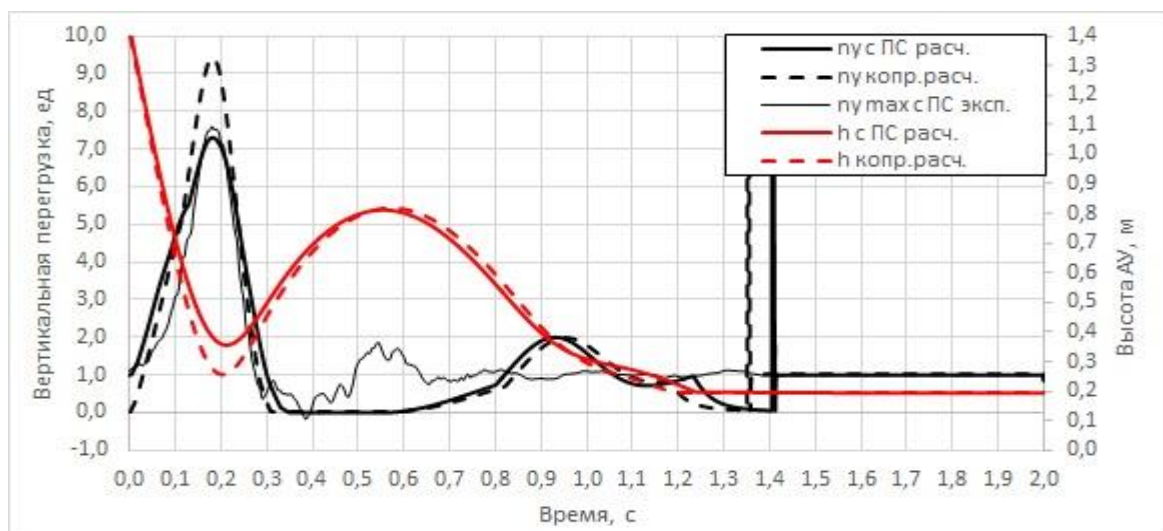


Рисунок 6. Изменения вертикальной перегрузки в ЦМ груза / высоты АУ в процессе парашютного приземления и копового сбрасывания, $V_y = -7,72$ м/с

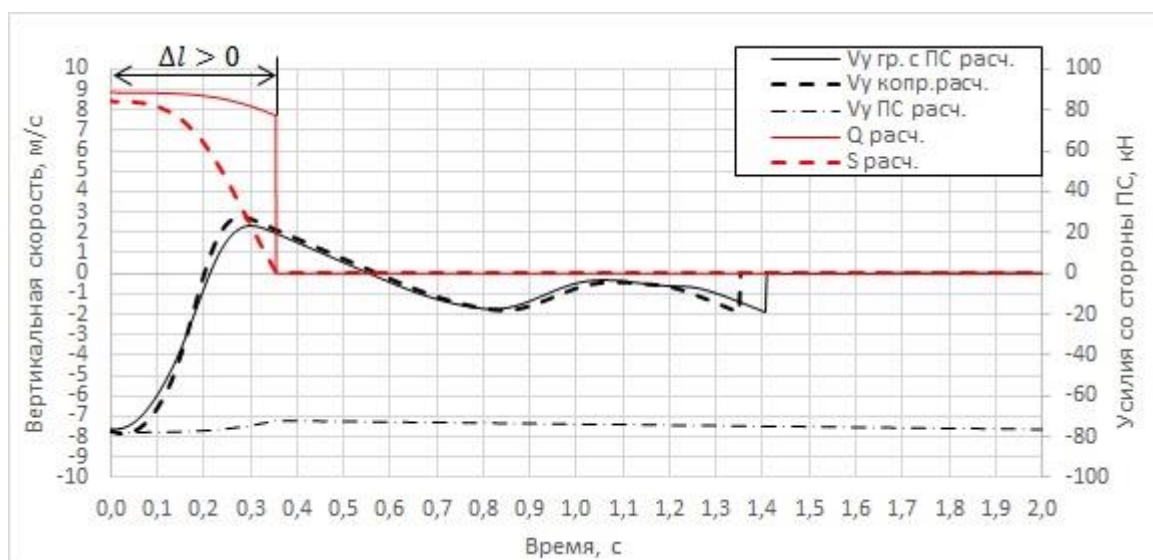


Рисунок 7. Изменения вертикальной скорости / усилий со стороны ПС в процессе парашютного приземления и копрового сбрасывания, $V_y = -7,72$ м/с

На рисунке 6 приведен экспериментальный график изменения вертикальных перегрузок n_y для скорости приземления $V_y = -7,72$ м/с (отображен тонкой черной линией, отложен по левой шкале ординат). Там же наложены графики сравнительного анализа расчетных параметров приземления груза с АУ для случаев копрового сбрасывания и парашютного приземления при эквивалентных условиях: жирной черной сплошной линией приведен график вертикальных перегрузок для случая парашютного приземления, пунктирной линией – для копрового сбрасывания; по правой оси ординат красными линиями отложены графики изменения высоты АУ для парашютного приземления (сплошной линией) и копрового сбрасывания (пунктирной линией). На рисунке 7 отображены иные расчетные характеристики приземления того же процесса: по левой оси ординат отложены графики изменения вертикальных скоростей V_y для копрового и

парашютного приземления; по правой – аэродинамической силы, действующей на купол Q_k и суммарного усилия в стропах S .

Анализ результатов

Представленные на рисунке 7 графики расчетных скоростей купола ПС и груза, показывают, что в период удерживания ПС груза (0 - 0,35 с) значение скорости снижения купола ПС снизилось на 0,19 м/с, что отражает влияние взаимодействия груза и купола ПС на динамику работы рассматриваемой СОП.

Анализируя графики перегрузок на рисунке 6 можно заключить, что для рассмотренного случая приземления расчетные значения по разработанной ММ удовлетворительно совпадают с экспериментальными значениями в период времени 0 – 0,35 с. Данный период времени соответствует времени воздействия ПС на груз – см. графики усилий на рисунке 6: в начальный момент времени аэродинамическая сила Q_k и суммарное усилие в стропах S (соответствующая общему удлинению строп Δl) соответствуют значениям, найденным на 1-м этапе расчетов; конец временного интервала – завершению этого воздействия, обусловленному сокращению удлинения в стропах Δl до нуля. При том, согласно ранее сделанному допущению, после исчезновения усилий в стропах S ПС более не воздействует на груз, что выражается в обнулении аэродинамической силы купола Q_k . В период времени 0,35 – 1,4 с экспериментальный и расчетный графики перегрузок заметно отличаются. Данное обстоятельство объясняется следующими причинами:

1) в рамках рассматриваемой задачи не учитывается горизонтальная скорость, которая имела место быть в эксперименте: совершая движение в плоскости ПП, груз вызывает неравномерное обжатие АУ, что приводит к отклонению траектории его движения от вертикальной, рассматриваемой в расчете;

2) местом установки датчика ускорения: в расчете значение перегрузки определяется по перемещениям центра тяжести груза, в то время как в эксперименте датчик ускорения устанавливается весьма произвольным образом, что дает эффект тем больший, чем более неравномерным является движение груза на АУ.

Движение груза продолжается до момента времени, соответствующему 1,4 с, после чего значение перегрузки устанавливается равным 1,0 (соответствует режиму покоя груза). В части момента остановки движения наблюдается совпадение расчетных и экспериментальных данных.

Таким образом, по результатам сравнения расчетных и экспериментальных данных в части действующих на груз перегрузок для случая парашютного приземления груза с АУ можно заключить об их удовлетворительном совпадении. Сопоставляя полученные характеристики процесса парашютного приземления с аналогичными расчетными данными, полученными для копрового сбрасывания груза с АУ (рисунок 6), можно заключить, что разница в значении кратковременной перегрузки существенна и составляет более 22%. Также необходимо отметить, что поддержка груза ПС увеличивает общее время обжатия АУ (до момента соударения груза с ПП) – в рассматриваемом случае с 1,35 до 1,4 с.

Рассматриваемую СОП на этапе взаимодействия с ПП схематично можно представить в виде системы, состоящей из масс с упругими связями, закрепленной на основании (см рисунок 8). Здесь единственной постоянной величиной является масса груза с АУ, все остальные параметры являются функциями: жесткость АУ k_{AU} является нелинейной односторонней функцией скорости его обжатия; жесткость строп ПС $k_{стр}$ в данном случае является линейной функцией их удлинения Δl (допущение, принятое для упрощения решения – известны более точные модели, описывающие нелинейное поведение строп, например [16]); аэродинамическая сила на куполе ПС Q_k также является функцией скорости набегающего потока, при постоянстве остальных параметров – см. формулу (4).

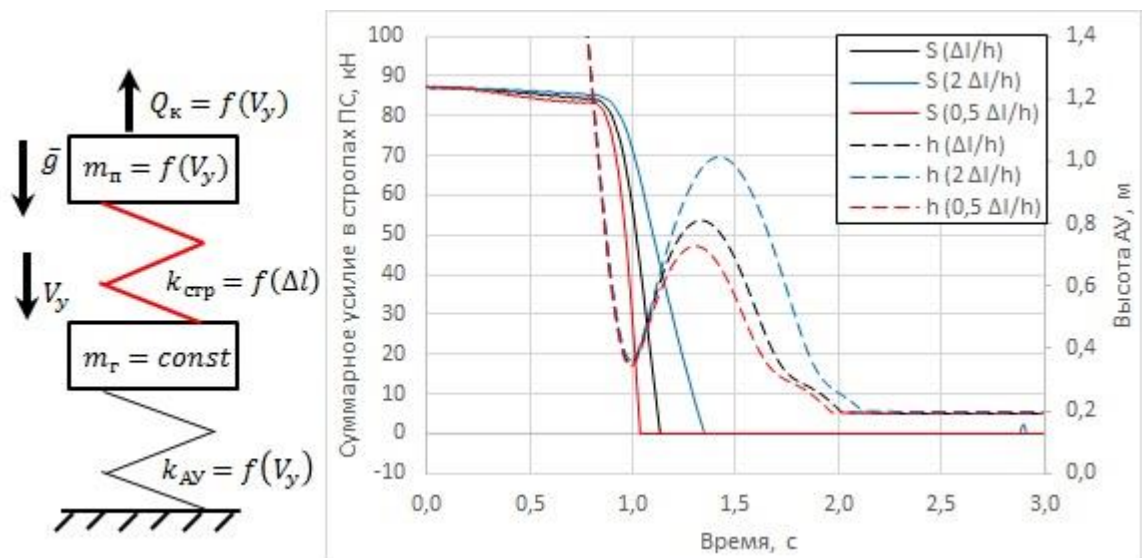


Рисунок 8. К оценке влияния жесткости строп на траекторию движения груза при вертикальном парашютном приземлении, $V_y = -7,72$ м/с

В рассматриваемом ранее примере (рисунки 6-7) фаза приложения нагрузок с ПС была такова, что воздействие ПС на груз прекращалось в самом начале отскока

груза (0,35 с). На рисунке 8 приведены результаты сравнительного анализа величины отскока груза при аналогичном парашютном приземлении от фазы приложения усилий с ПС, определяемой жесткостью строп $k_{стр}$ и задаваемой в виде безразмерного параметра $\Delta l/h$, где h - высота АУ. Черными линиями показаны графики суммарных усилий в стропах S (отложены по левой оси ординат) и высоты АУ h (по правой оси ординат) для рассмотренного ранее примера (см. рисунок 6). В соответствии с формулой (6) увеличение параметра $\Delta l/h$ означает уменьшение жесткости строп (линии синего цвета), уменьшение – их ужесточение (линии красного цвета). Приведенные на рисунке 8 сравнительные расчетные характеристики процесса приземления груза при различных параметрах $\Delta l/h$ получены при фиксированном значении соотношения $m_{п}/m_{г}$, которое определяет скорость приземления (4), т.к. $m_{п}$ - функция площади купола $F_{п}$ (при неизменных параметрах окружающей среды). Очевидно, что изменение остальных параметров системы, приведенной на рисунке 8, тоже повлияет на поведение этой системы, однако в виду ее высокой нелинейности, привести аналогичный сравнительный анализ, перебирая эти параметры, затруднительно.

Из вышеизложенного можно заключить, что, в общем случае, задача прогнозирования поведения СОП на этапе ее взаимодействия с ПП не может сводиться к задаче о копровом сбрасывании груза с АУ, а должна решаться в полной постановке (учетом воздействия ПС). Для случая вертикального парашютного приземления целесообразно рассматривать описанную в данной работе ММ.

Заключение

1) Разработана математическая модель процесса вертикального парашютного приземления груза с АУ на жесткую площадку. В рамках данной работы:

– проведено сравнение расчетных характеристик приземления груза с АУ и экспериментальных данных для случая копрового сбрасывания, показавшее их удовлетворительное совпадение, что подтверждает корректность работы ММ с рассматриваемым типом конструкции груза и АУ (пневмоамортизация);

– проведено сравнение расчетных характеристик парашютного приземления груза с АУ с экспериментальными данными, показавшее их удовлетворительное совпадение.

2) Проведенный анализ характеристик приземления груза с АУ показал, что влияние ПС на процесс приземления существенно: изменяются величины кратковременной перегрузки, амплитуды отскока груза, а также общее время его движения на АУ.

Таким образом, можно заключить, что ПС оказывает существенное влияние на динамику процесса приземления грузов с АУ, что должно быть принято во внимание при проектировании средств десантирования – прежде всего, при выборе параметров работы АУ и устройств отцепа ПС, при анализе данных копровых испытаний, а также при математическом моделировании процесса десантирования грузов в задаче прогнозирования надежности средств десантирования [20].

Список источников

1. Антоненко А.И., Рысев О.В., Фатыхов Ф.Ф., Чуркин В.М., Юрцев Ю.Н. Динамика движения парашютных систем. – М.: Машиностроение, 1982. - 152 с.
2. Чуркин В.М. К анализу динамики парашютной системы со свободно подвешенным грузом // Труды МАИ. 2011. № 49. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=27754>
3. Чуркин В.М. Программный модуль приближенного исследования раскрытия купола парашюта // Труды МАИ. 2011. № 49. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=27969>
4. Чуркин В.М. Вынужденные колебания парашютной системы с упругими стропами // Труды МАИ. 2015. № 84. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=63004>
5. Рысев О.В., Вишняк А.А., Чуркин В.М., Юрцев Ю.Н. Динамика связанных тел в задачах движения парашютных систем. – М.: Машиностроение, 1992. – 288 с.
6. Рысев О.В., Пономарев А.Т., Васильев М.И., Вишняк А.А., Днепров И.В., Мосеев Ю.В. Парашютные системы. – М.: Наука. Физматлит, 1996. – 288 с.
7. Лялин В.В., Морозов В.И., Пономарев А.Т. Парашютные системы. Проблемы и методы их решения. – М.: Физматлит, 2009. – 576 с.
8. Лобанов Н.А. Основы расчета и конструирования парашютов. – М.: Машиностроение, 1965. – 363 с.

9. Иванов П.И., Бериславский Н.Ю. Проблемные вопросы функционирования многокупольных парашютных систем // Вестник Московского авиационного института. 2020. Т. 27. № 1. С. 43-52. DOI: [10.34759/vst-2020-1-43-52](https://doi.org/10.34759/vst-2020-1-43-52)
10. Трямкин А.В., Скиданов С.Н. Исследование процесса наполнения парашютных систем // Труды МАИ. 2001. № 3. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=34686>
11. Keith R. Stein, Tayfun E. Tezduyar, Vinod Kumar, Sunil V. Sathe, Richard J. Benney, Richard D. Charles. Numerical simulation of soft landing for clusters of cargo parachutes // ECCOMAS, 2004. URL: https://www.researchgate.net/publication/228858965_Numerical_simulation_of_soft_landing_for_clusters_of_cargo_parachutes
12. K. Stein, T.E. Tezduyar, S. Sathe, R. Benney, and R. Charles. Fluid-structure interaction modeling of parachute soft-landing dynamics // International Journal for Numerical Methods in Fluids, 2004. URL: <https://doi.org/10.1002/flid.835>
13. Benn Tutt. Fluid Structure Interaction Parachute Benchmark Models in LS-DYNA // AIAA Aerodynamic Decelerator Systems (ADS) Conference, 2013. URL: <https://airborne-sys.com/wp-content/uploads/2016/09/Fluid-Structure-Interaction-Parachute-Benchmark.pdf>
14. Yongsam Kim, Charles S. Peskin. 2-D Parachute simulation by the immersed boundary method // SIAM Journal Scientific Computing, 2006, vol. 28, no. 6, pp. 2294-2312. DOI: [10.1137/S1064827501389060](https://doi.org/10.1137/S1064827501389060)

15. Yongsam Kim, Charles S. Peskin. 3D Parachute simulation by the immersed boundary method // Computers & Fluids, 2009, vol. 38, issue 6, pp. 1080-1090.
DOI: [10.1016/j.compfluid.2008.11.002](https://doi.org/10.1016/j.compfluid.2008.11.002)
16. Васильченко А.Г., Свириденко А.Н. Феноменологическая модель стропы из синтетического материала // Научный вестник МГТУ ГА. 2010. № 151. С. 143-149.
17. Пономарев П.А. Исследование и выбор рациональных параметров пневматического амортизатора для посадки дистанционно-пилотируемых летательных аппаратов. Дисс. ... к.т.н., Москва, МАИ, 2000, 145 с.
18. Пономарев П.А., Скиданов С.Н., Тимохин В.А. Расширение диапазона применения пневмоамортизаторов в системах мягкой посадки с использованием разрывных элементов // Труды МАИ. 2000. № 2. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=34708>
19. Аверьянов И.О., Зинин А.В. Математическая модель процесса приземления недеформируемого груза с амортизирующим устройством на жесткую площадку // Труды МАИ. 2022. № 124. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=167067>. DOI: [10.34759/trd-2022-124-12](https://doi.org/10.34759/trd-2022-124-12)
20. Аверьянов И.О. Применение метода Монте-Карло для прогнозирования надежности процесса приземления систем мягкой посадки с пневмоамортизаторами // Труды МАИ. 2020. № 115. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=119896>. DOI: [10.34759/trd-2020-115-03](https://doi.org/10.34759/trd-2020-115-03)

21. Аверьянов И.О., Васильченко А.Г. Математическая модель пневматического амортизатора с воздухопроницаемой тканевой оболочкой // Труды МАИ. 2022. № 125. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=168173>. DOI: [10.34759/trd-2022-125-11](https://doi.org/10.34759/trd-2022-125-11)

References

1. Antonenko A.I., Rysev O.V., Fatihov F.F., Churkin V.M., Yurcev Y.N. *Dinamika dvizheniya parashutnih system* (Dynamics of parachute systems motion), Moscow, Mashinostroenie, 1992, 152 p.
2. Churkin V.M. *Trudy MAI*, 2011, no. 49. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=27754>
3. Churkin V.M. *Trudy MAI*, 2011, no. 49. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=27969>
4. Churkin V.M. *Trudy MAI*, 2015, no. 84. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=63004>
5. Rysev O.V., Vishnyak A.A., Churkin V.M., Yurtsev Yu.N. *Dinamika svyazannykh tel v zadachakh dvizheniya parashyutnykh system* (Dynamics of connected bodies in the tasks of parachute systems movement), Moscow, Mashinostroenie, 1992, 288 p.
6. Rysev O.V., Ponomarev A.T., Vasil'ev M.I., Vishnyak A.A., Dneprov I.V., Moseev Yu.V. *Parashyutnye sistemy* (Parachute systems), Moscow, Nauka.Fizmatlit, 1996, 288 p.
7. Lyalin V.V., Morozov V.I., Ponomarev A.T. *Parashyutnye sistemy. Problemy i metody ikh resheniya* (Parachute systems. Problems and methods of their solving), Moscow, Fizmatlit, 2009, 576 p.

8. Lobanov N.A. *Osnovy rascheta i konstruirovaniya parashutov* (Fundamentals of calculation and design of parachutes), Moscow, Mashinostroenie, 1965, 363 p.
9. Ivanov P.I., Berislavskii N.Yu. Problematic issues of functioning of multi-dome parachute systems, *Aerospace MAI Journal*, 2020, vol. 27, no. 1, pp. 43-52. DOI: DOI: [10.34759/vst-2020-1-43-52](https://doi.org/10.34759/vst-2020-1-43-52)
10. Tryamkin A.V., Skidanov S.N. *Trudy MAI*, 2001, no. 3. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=34686>
11. Keith R. Stein, Tayfun E. Tezduyar, Vinod Kumar, Sunil V. Sathe, Richard J. Benney, Richard D. Charles. Numerical simulation of soft landing for clusters of cargo parachutes, *ECCOMAS*, 2004. URL: https://www.researchgate.net/publication/228858965_Numerical_simulation_of_soft_landing_for_clusters_of_cargo_parachutes
12. K. Stein, T.E. Tezduyar, S. Sathe, R. Benney, R. Charles. Fluid-structure interaction modeling of parachute soft-landing dynamics, *International Journal for Numerical Methods in Fluids*, 2004. URL: <https://doi.org/10.1002/flid.835>
13. Benn Tutt. Fluid Structure Interaction Parachute Benchmark Models in LS-DYNA, *AIAA Aerodynamic Decelerator Systems (ADS) Conference*, 2013. URL: <https://airborne-sys.com/wp-content/uploads/2016/09/Fluid-Structure-Interaction-Parachute-Benchmark.pdf>
14. Yongsam Kim, Charles S. Peskin. 2-D Parachute simulation by the immersed boundary method, *SIAM Journal Scientific Computing*, 2006, vol. 28, no. 6, pp. 2294-2312. DOI: [10.1137/S1064827501389060](https://doi.org/10.1137/S1064827501389060)

15. Yongsam Kim, Charles S. Peskin. 3D Parachute simulation by the immersed boundary method, *Computers & Fluids*, 2009, vol. 38, issue 6, pp. 1080-1090. DOI: [10.1016/j.compfluid.2008.11.002](https://doi.org/10.1016/j.compfluid.2008.11.002)
16. Vasilchenko A.G., Sviridenko A.N. Phenomenological model slings from a synthetic material, *Nauchnyi Vestnik MGTU GA*, 2010, no. 151, pp. 143-149.
17. Ponomarev P.A. *Issledovanie i vybor ratsional'nykh parametrov pnevmaticheskogo amortizatora dlya posadki distantsionno-pilotiruemykh letatel'nykh apparatov* (Analysis and choice of rational parameters of pneumatic shock absorber for the landing aircrafts), Doctor's thesis, Moscow, MAI, 2000, 145 p.
18. Ponomarev P.A., Skidanov S.N., Timokhin V.A. *Trudy MAI*, 2000, no. 2. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=34708>
19. Averyanov I.O., Zinin A.V. *Trudy MAI*, 2022, no. 124. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=167067>. DOI: [10.34759/trd-2022-124-12](https://doi.org/10.34759/trd-2022-124-12)
20. Averyanov I.O. *Trudy MAI*, 2020, no. 115. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=119896>. DOI: [10.34759/trd-2020-115-03](https://doi.org/10.34759/trd-2020-115-03)
21. Averyanov I.O., Wasilchenko A.G. *Trudy MAI*, 2022, no. 125. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=168173>

Статья поступила в редакцию 30.09.2022

Статья после доработки 02.10.2022

Одобрена после рецензирования 06.10.2022

Принята к публикации 26.12.2022

The article was submitted on 30.09.2022; approved after reviewing on 06.10.2022; accepted for publication on 26.12.2022