

Труды МАИ. 2024. № 138
Trudy MAI, 2024, no. 138

Научная статья

УДК 539.39

URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=182678>

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ РАБОТЫ КАСКАДНОЙ ПАРАШЮТНОЙ СИСТЕМЫ С ЖЕСТКИМИ КРУГЛЫМИ КУПОЛАМИ В ЗАДАЧЕ ОПРЕДЕЛЕНИЯ БАЛЛИСТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ПРОЦЕССА ДЕСАНТИРОВАНИЯ ГРУЗОВ

Игорь Олегович Аверьянов

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

Москва, Россия

i.averyanov@mail.ru

Аннотация. Дается описание математической модели объект-парашют, расширяющей область применения разработанной в [1]-[2] на случай введения парашютной системы каскадного типа в действие и позволяющей получить решение задачи многоступенчатой баллистики для грузов, десантируемых парашютным способом.

Ключевые слова: парашютное приземление, многокупольная парашютная система, многокаскадная парашютная система, статистическое моделирование процесса десантирования, процесс приземления, система объект-парашют

Для цитирования: Аверьянов И.О. Математическая модель работы каскадной парашютной системы с жесткими круглыми куполами в задаче определения

баллистических характеристик процесса десантирования грузов // Труды МАИ.
2024. № 138. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=182678>

Original article

CASCADE PARACHUTE SYSTEM WITH STIFF ROUND CANOPIES MATHEMATICAL MODEL IN THE TASK OF PARACHUTE-CARGO SYSTEM BALLISTIC CHARACTERISTICS EVALUATION

Igor O. Averyanov

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

Moscow, Russia

i.averyanov@mail.ru

Abstract. This article describes the mathematical model of parachute-cargo system (PCS) that allows to solve the task of parachute-cargo system multistep ballistics.

In [1]-[2] the model of PCS with dampers was developed for the tasks of its vertical and horizontal 3D-space landings. That model considered the steady regime of PCS flight and transient regime in case of its landing. The model considered in this article extends the field of application of the model developed in [1]-[2] to the case of parachute system (PS) initiation regime.

The following changes are introduced in the model [1]-[2]: 1 – the step of PCS initiation is realized: it is developed the model of single parachute with stiff round canopy that is folded and located on the cargo in the beginning of the process; 2 – PS cascade

principle is realized: additional truss connections between canopies are introduced; 3 – the atmosphere model is developed that allows to get the wind profile with changed middle (depending on PCS height) and turbulent components; 4 – the model of inertialess canopies is realized; 5 – it is realized the model of corrugation device work that takes part in canopy inflation process and defines its regime of work. The developed model simulation veracity is validated by experimental data. Thus the developed PCS mathematical model covers all the regimes needed to solve the task of multistep ballistics.

The task of PCS ballistic characteristics evaluation is considered to demonstrate the work of the developed mathematical model. The PCS consists of two-stage PS – the main and the auxiliary parachutes. To get the stochastic ballistic characteristics the Monte Carlo method is used. It is shown that in case of non-stabilized parachute landing the developed model gives more accurate data than standard methods used in engineering practice.

Keywords: parachute landing, multiple canopy parachute system, multi-cascade parachute system, statistical modelling of landing process, parachute-cargo system

For citation: Averyanov I.O. Cascade parachute system with stiff round canopies mathematical model in the task of parachute-cargo system ballistic characteristics evaluation. *Trudy MAI*, 2024, no. 138. URL:

<https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=182678>

Введение

Возможность десантирования грузов парашютным способом используется в случае необходимости их доставки в короткие временные сроки или в случае труднодоступности географического местоположения зоны доставки. Для десантирования тяжелых грузов (в общем случае – объектов, если речь идет о самом грузе и средствах десантирования) обычно используются многокупольные [1-2] многокаскадные [3] парашютные системы, представляющие собой наборы последовательно вводимых в действие парашютов и позволяющие снизить возникающие при этом нагрузки как на сами парашюты, так и на объект десантирования.

Среди задач, стоящих при проектировании парашютно-десантной техники, есть такие, для которых необходимо рассматривать динамику движения системы объект-парашют (СОП), начиная с момента выхода объекта с борта летательного аппарата и введением парашютной системы (ПС) в действие и заканчивая его приземлением. Задача определения баллистических характеристик процесса десантирования требует рассмотрения всех этапов функционирования СОП, за исключением процесса обжатия амортизации и дальнейшего движения груза [1-2].

Процесс наполнения куполов ПС изучался многими исследователями [3-9]. В инженерной практике общепринятым является подход, в котором СОП представляется в виде материальной точки [9], а данный процесс описывается системой уравнений, представляющих собой уравнения внешней баллистики [10-11] для плоской задачи, с введенным в них сопротивлением парашюта (представляемого

в виде эквивалентного купола), интегрируемых на интервалах, соответствующих основным этапам работы ПС [4-5]. Это позволяет рассмотреть в том числе процесс введения ПС в действие и получить решение рассматриваемой задачи многоступенчатой баллистики. Преимуществом такого подхода является относительная простота получения решения. К недостаткам, среди прочего, следует отнести: 1 – необходимость задания в модель законов наполнения куполов ПС и их поведения на этапе ее введения в действие; 2 – предположение о стационарности движения СОП после наполнения куполов ПС (отсутствия каких-либо колебаний СОП на этапе снижения). Данные допущения не всегда применимы: так, снижение объекта на однокупольной системе в общем случае является неустойчивым – СОП может начать совершать маятниковое движение [12], амплитуда которого может нарастать, например, из-за ветровых нагрузок; в свою очередь, возникновение таких колебаний приводит к изменению скорости снижения СОП.

В работах [1-2] автором разрабатывалась структурная [3] математическая модель (ММ) СОП, в которой парашют рассматривался как многокупольная парашютная система с жесткими симметричными куполами, обладающими переменными массами (учитывающих присоединенные массы воздуха), соединенными упругими связями с объектом, представляемом в виде монолитного жесткого груза и амортизационной системы. Прямое интегрирование полученных уравнений движений данной ММ позволило рассмотреть задачи пространственного парашютного приземления груза с амортизационной системой. Несмотря на учет количества куполов ММ не учитывала каскадность ПС – т.е. эффект от

использования групп парашютов, их взаимные связи и последовательность введения, – что, в общем случае, делает невозможным ее применение в явном виде для моделирования процесса введения ПС в действие.

Целью данной работы является разработка ММ, позволяющей описать пространственное поведение СОП с каскадной ПС на всех этапах ее работы до момента касания объектом площадки приземления, для решения задачи определения баллистических характеристик процесса парашютного десантирования объекта.

Описание математической модели

Рассматривается ММ СОП с двухкаскадной ПС, состоящей из основного парашюта (ОП) и закрепленного парашютным звеном к его полюсу вытяжного парашюта (ВП).

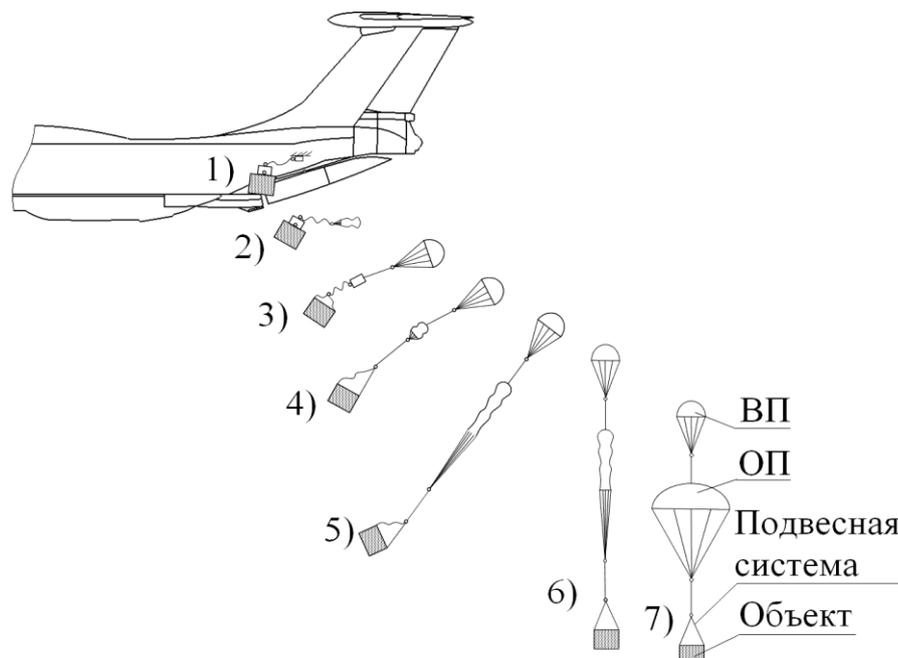


Рисунок 1 – Процесс функционирования двухкаскадной ПС

Процесс функционирования рассматриваемой на рисунке 1 типовой СОП условно можно разделить на следующие шаги: 1 – момент перевала объекта через обрез грузолюка самолета, при котором объект, с закрепленной на нем ПС, и ВП вбрасываются в набегающий воздушный поток; 2 – наполнение ВП; 3 – ВП срывает парашютную камеру с ОП с объекта (камера на схеме не показана); 4 – начало наполнения ОП до его зарифованного состояния; 5 и 6 – движение СОП с зарифованным ОП до момента срабатывания пирорезаков устройства рифления купола ОП; 7 – ОП полностью наполняется, СОП переходит в режим установившегося снижения.

Модель движения парашюта. Рассматриваемая в данной работе ММ СОП является развитием разработанных ранее моделей пространственного установившегося снижения СОП [1] и модели пространственного приземления СОП при стационарном ветровом воздействии [2]. СОП представляется в виде объекта, закрепленного на подвесной системе к ПС. Объект – монолитный, абсолютно жесткий; амортизационная система не рассматривается. Подвесная система моделируется упругими невесомыми тросовыми элементами, соединенными между собой через узлы, представленные в виде точечных масс. В качестве многокаскадной системы рассматривается двухкаскадная ПС, состоящая из ОП и ВП. При этом каждый парашют (ОП и ВП) представляется системой двух связанных невесомыми упругими тросовыми элементами (стропы парашюта) твердых тел – купола и коуша. Купол имеет собственную постоянную массу m_n , включающую массу строп и прочих элементов парашюта, и изменяющийся объем (через

изменение площади купола, будет описано далее) и массу присоединенного воздуха. Центр масс (ЦМ) парашюта условно совпадает с центром кромки купола. Коуши парашютов представляются в виде точечных масс. Аэродинамические силы Q приложены в центры давлений (ЦД) куполов и объекта.

Отличием рассматриваемой ММ СОП от [1-2] является то, что: 1 – коуш ВП соединен тросовым элементом к верхнему полюсу купола ОП (задание каскадности ПС); 2 – в начальный момент времени купола имеют малую площадь $F_{п0}$ и вместе со всеми массовыми элементами подвесной и парашютной систем расположены на верхней плоскости объекта (ПС находятся в сложенном состоянии), в то время как в [1-2] в начальном положении купола ПС находились с уже вытянутыми стропами.

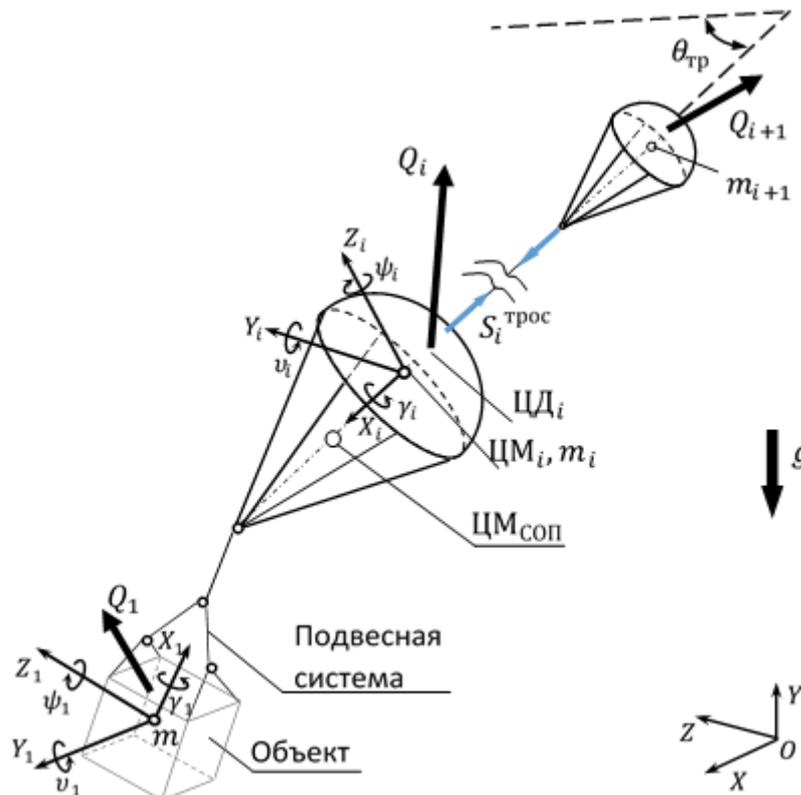


Рисунок 2 – Схема математической модели каскадной СОП

Угол $\theta_{\text{тр}}$ на рисунке 2 соответствует траекторному углу СОП, при установлении движения СОП (переход в установившееся снижение) $\theta_{\text{тр}}$ стремится к 90° . При этом полагается, что $\theta_{\text{тр}}$ лежит в плоскости курса [11] самолета.

В соответствии с [1-2] для каждого массового элемента системы составляются уравнения пространственного движения – уравнения равновесия и динамические уравнения Эйлера (кроме точечных масс – их вращение не рассматривается), а также преобразования для вычислений углов поворота. Рассматриваются следующие системы координат (СК): соответствующая плоскости приземления СОП глобальная система координат $OXYZ$; собственные системы координат рассматриваемых обладающих массой объектов $OX_0Y_0Z_0$ (соответствует показанным на рисунке 2 СК $OX_iY_iZ_i$, где i – номер тела в рассматриваемой системе твердых тел). В общем виде для всех куполов ПС уравнения движения [2] запишутся следующим образом:

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

Здесь: $V_{Oj}, \dot{V}_{Oj}, \omega_j, \dot{\omega}_j$ – соответственно линейные и угловые скорости и ускорения купола в его СК; I_j – проекции полного момента инерции парашюта, включающего

в себя моменты инерции купола, строп и присоединенной массы воздуха, представляемой в виде шара с радиусом, соответствующим радиусу купола ПС; $\lambda_{11}, \lambda_{22}, \lambda_{26}, \lambda_{55}$ – коэффициенты присоединенных масс, определяемые в соответствии с указанным в [1, 13]; R_j, M_j – проекции главного вектора и главного момента приложенных к куполу внешних сил, $j = x, y, z$.

Главный вектор внешних сил R запишется как

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

Члены выражения (2): G_K – вектор силы тяжести купола; $Q_K = f(V_0, \rho, F_n, \alpha)$ – вектор аэродинамической силы купола, приложенный в его ЦД, ρ – плотность воздуха, F_n – характерная площадь поверхности купола, α – угол атаки купола; для купола ОП, в отличие от приведенного в [2], S – вектор усилия, приходящего на кромку купола не только от n строп купола $S^{\text{строп}} = \sum_{n=1}^n S_n$, но и от вытягивающего купол парашютного звена $S^{\text{трое}} (см. рисунок 2)$.

Аналогичным образом запишутся проекции вектора главного момента внешних сил M :

$$\begin{aligned} M_x &= \sum_{n=1}^n S_y z + \sum_{n=1}^n S_z y_k, \\ M_y &= \sum_{n=1}^n S_x z + \sum_{n=1}^n S_z x + S_z^{\text{трое}} r_K, \\ M_z &= \sum_{n=1}^n S_x y + \sum_{n=1}^n S_y x - S_y^{\text{трое}} r_K. \end{aligned} \quad (3)$$

Здесь: y, z – проекции радиус-вектора, направленного из точки ЦМ_{*i*} в точку крепления стропы к куполу, в СК кромки купола $O_i X_i Y_i Z_i$; плечо x соответствует расстоянию от центра тяжести купола до центра окружности, образованного его кромкой; r_K – текущий радиус купола, определяемый в процессе расчета из закона нарастания площади купола F_n (см. рисунок 3). Компоненты $S_z^{\text{трoс}} r_K$ и $S_y^{\text{трoс}} r_K$ в уравнениях (3) относятся только к куполу ОП.

Пусть купол ОП находится в сложенном состоянии (в условной парашютной камере) и закреплен на объекте – шаги 1-2 на рисунке 1. Тогда страгивание ОП происходит при появлении усилия $S^{\text{трoс}}$ в тросовом элементе, закрепленном к его полюсу, большего некой величины $S_{\text{кр}}^{\text{трoс}}$ (достаточной, для вытягивания ОП из камеры) – шаги 3-4. Далее вытягиваются соединенные стропами купол и коуш; купол обладает начальной площадью, а потому на него действует также аэродинамическая сила; данная система тел находится в движении до появления натяжения в стропах – шаг 5; после чего парашют функционирует в зарифованном состоянии. Уравнения движения данной системы тел аналогичны рассмотренным в [2], за исключением введенных в выражения (2) и (3) изменений. Для их решения также используется метод прямого интегрирования. Поэтому отличием рассматриваемой ММ от [2] в части динамики движения тел является, прежде всего, программная реализация решения рассмотренных уравнений движения – в данном случае задания начальных условий положения купола, величины $S_{\text{кр}}^{\text{трoс}}$, а также

выбор подходящего шага интегрирования Δt . Далее во всех нижеприведенных задачах используется подобранный для рассматриваемой ММ СОП опытным путем $\Delta t = 0,0003$ с.

Модель атмосферы. В первом приближении рассматривается модель турбулентной атмосферы, в которой отсутствуют порывы ветра и вертикальное движение воздушных масс. Тогда, представляемый в виде параллельного поверхности Земли вектора, ветер \vec{W} записывается [13] в виде суммы его средней скорости W_{cp} , выражаемой через степенную зависимость, и турбулентной составляющей W_T , определяемой через задания плотности пульсаций $S(\omega)$ (в данном случае по известной модели Драйдена):

$$W_{cp} = W_0 \left(\frac{h}{h_0} \right)^n, \quad (4)$$

$$S(\omega) = \frac{2\sigma_w^2 L}{\pi(1 + L^2 \omega^2)}.$$

В выражениях (4) n – показатель степени, h_0 – опорная высота, W_0 – математическое ожидание средней скорости ветра на опорной высоте, L – масштаб турбулентности; σ_w – среднеквадратичная скорость пульсаций ветра.

Таким образом, скорость ветра полагается функцией от высоты СОП $W(H)$, определена в каждый момент времени и задана вектором $W = \|W_x, W_y, W_z\|$ в ГСК. Исходя из многочисленных наблюдений за динамикой движения ПС можно положить, что поведение куполов рассматриваемой в данной работе двухкаскадной

ПС на этапе ее введения в действие (до наполнения ОП) соответствует представлению о их инерционности. После наполнения ОП парашют хорошо увлекается ветром – становится почти безынерционным [14] – что описывается введением в уравнения (1) поправок на компоненты поступательной скорости (5). Для этого вектор скорости ЦМ купола ОП (в общем случае ЦМ системы, состоящей из ОП) в ГСК записывается как

$$V_{ЦМ_{ОП}} = \|V_x - W_x, V_y, V_z - W_z\|. \quad (5)$$

Следует отметить, что первое из выражений (4) описывает среднюю скорость ветра в приземном слое – до 500 м [14]. На бóльших высотах вектор W_{cp} может неоднократно менять свое направление [12], [15], поэтому далее профиль ветра на больших высотах для определения баллистических характеристик СОП не учитывается.

Модель наполнения купола. Для типового круглого купола ПС на рисунке 3 показан типовой график его наполнения. Индексация параметров соответствует нумерации шагов работы СОП на рисунке 1: t_{34} – время движения купола до натяжения строп; t_{45} – время наполнения купола до зарифованного состояния; t_{56} – время работы купола в зарифованном состоянии; t_{67} – время наполнения купола до его полного раскрытия; t_{78} – время установления аэродинамического сопротивления купола. Также на рисунке 3 приведен график аэродинамического сопротивления купола, определяемого [16] как $Q = \frac{\rho \cdot V^2}{2} F_n \cdot c_n$, где значения плотности воздуха ρ

и скорости набегающего потока V фиксированы (для наглядности графика), площадь купола F_n задается указанной на том же рисунке функцией, а коэффициент аэродинамического сопротивления c_n соответствует расчетному значению коэффициента аэродинамического сопротивления c_x жесткого купола [14], расположенного по набегающему потоку воздуха. Разница между максимальным аэродинамическим сопротивлением купола и его сопротивлением при установлении движения в ММ задается в виде коэффициента динамичности K_d .

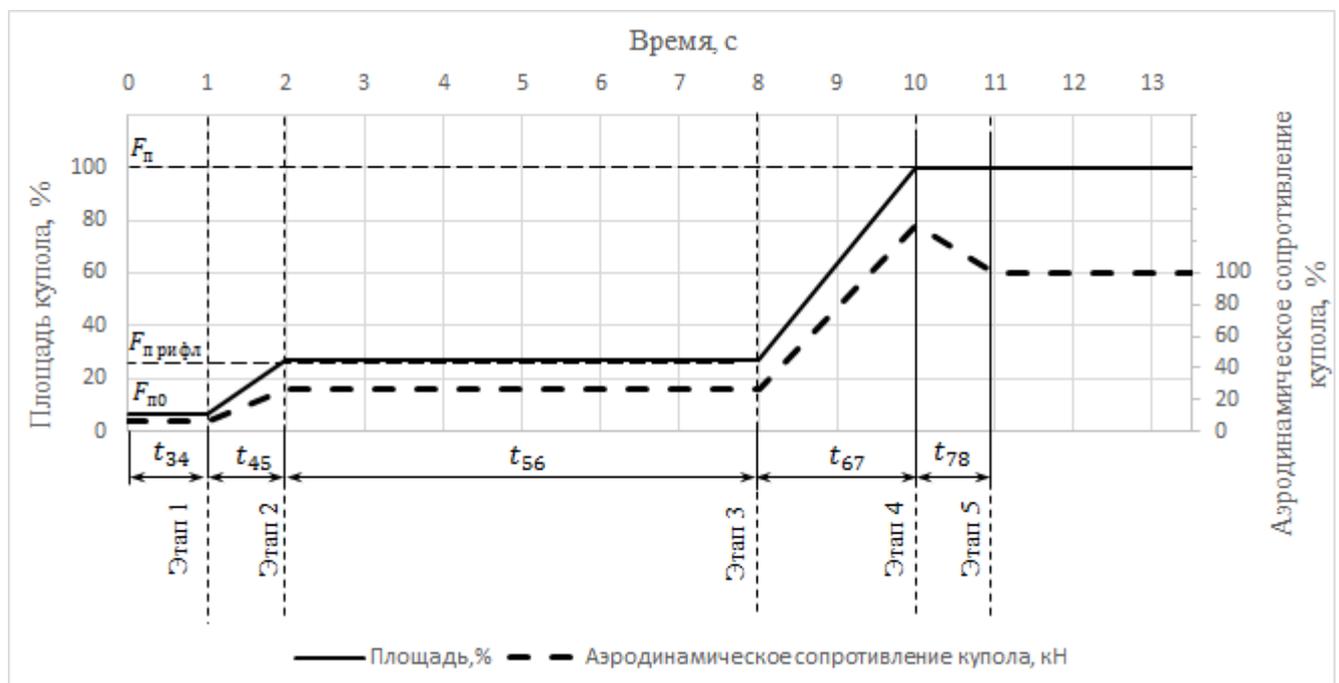


Рисунок 3 – Процесс наполнения купола ПС

Следует отметить, что t_{34} и t_{56} являются характеристиками расчета, а не задаваемыми: первая – обуславливается динамикой движения купола как твердого тела и вычисляется исходя из заданного значения начальной площади $F_{п0}$ и условий состояния ПС, а именно – этап 1 завершается после появления усилий в стропях; вторая – определяется условием срабатывания устройства рифления купола и

заданной величиной площади рифления $F_{\text{рифл}}$ (определяется по тексту ниже). Параметры t_{45} , t_{67} , t_{78} определены экспериментально, в модели заданы в качестве исходных данных в виде функций $f(\rho, V)$. Следует отметить, что даже при фиксированных параметрах ρ и V время наполнения одиночного купола парашюта в общем случае является случайной величиной со своим законом плотности ее распределения [17]. Данное обстоятельство не отражено в рассматриваемых ниже статистических расчетах.

Устройство рифления купола. Рифление купола парашюта используется для уменьшения действующей в момент его наполнения перегрузки и заключается в опоясывании шнуром входной кромки купола для уменьшения его аэродинамического сопротивления. Для учета этого эффекта используется параметр рифления [18], определяемый как

$$\Theta = l_p / 2\pi R. \quad (6)$$

В формуле (6) l_p – длина шнура рифления, R – раскройный радиус купола парашюта. Функция устройства рифления заключается в разрезании специальным резакром шнура рифления при наступлении заданных условий для его срабатывания. В качестве устройства рифления купола рассматривается парашютный прибор ППК-У [19], имеющий в составе часовой механизм и анероидное устройство, вводящие прибор в действие по истечению заданного времени $t_{\text{разр}}$ и заданной высоты $H_{\text{разр}}$ соответственно. До выполнения этих условий купол находится в зарифованном состоянии – см. 3 этап, определяющий параметр t_{56} на рисунке 3. Его

профильная проекция принимает геометрию «полусферы-усеченного конуса» [9] – см. купол ОП на рисунке 1, шаги 5-6. При этом аэродинамическое сопротивление купола в этом состоянии не эквивалентно сопротивлению купола типа полусфера (который рассматривается в данной работе для ВП и ОП при их наполнении [2]). Предполагая, что причиной такого несоответствия служит, прежде всего, фактор формы купола, а также то, что изменение параметра рифления Θ в рамках одной рассматриваемой ПС незначительно повлияет на эту форму, вводится подбираемый экспериментально параметр $k_{\text{рифл}}$. Тогда с учетом формулы (6) эквивалентную площадь сопротивления зарифованного купола можно записать как

$$F_{\text{п рифл}} = F_{\text{п}} \cdot k_{\text{рифл}} \cdot \Theta^2. \quad (7)$$

Представленная ММ расширяет описанную ранее в работах [1-2] модель пространственного приземления объекта на многокупольной парашютной системе: 1 – реализован начальный этап функционирования СОП – введение ПС в действие; 2 – реализована возможность задания принципа каскадности ПС, заключающегося в введении в модель дополнительного тросового элемента «полюс купола ОП – коуш ВП» для обеспечения страгивания купола ОП при натяжении парашютного звена от ВП; 3 – введена модель атмосферы, позволяющая получать профиль ветра, с учетом изменяющейся по высоте средней скорости ветра и его турбулентной составляющей; 4 – реализована возможность безынерционного поведения куполов ОП путем введения соотношения (5) в систему уравнений (1) для обеспечения динамического подобия поведения СОП на режиме установившегося снижения

(через подбор соответствующих коэффициентов); 5 – реализована модель работы устройства рифления, участвующего в процессе наполнения купола ОП и определяющего режим его работы на этапе введения в действие.

Таким образом, с учетом [1-2], разработанная математическая модель полностью охватывает процесс функционирования СОП – от введения ПС каскадного типа в действие и ее работы на режиме установившегося снижения до непосредственного приземления на площадку.

Идентификация параметров математической модели и ее валидация

Для обоснования коэффициентов присоединенных масс в уравнениях (1), выбранных в первом приближении исходя из рекомендаций [1, 13], и определения аэродинамических характеристик куполов ПС выполнен комплекс расчетов и проведено сопоставление результатов моделирования с экспериментальными данными. Во всех расчетах далее принято: заданное время устройства рифления $t_{разр} = 5$ с, высота площадки приземления над уровнем моря $H_{пл} = 0$ м, значения параметров атмосферы выражений (4) в соответствии с [14] $n = 0,2$, $h_0 = 10$ м, $W_0 = 3,5$ м/с, $L = 200$ м, $\sigma_w = 1,33$ м/с; параметры наполнения купола t_{45} , t_{67} , t_{78} и K_d подобраны из анализа результатов сбрасывания №1 (см. рисунок 4); прочие параметры – приняты в соответствии с данными экспериментов.

Приняты следующие допущения:

- 1 – в начальный момент времени оба парашюта находятся в сложенном состоянии. При реальном сбрасывании объекта ВП вбрасывается в поток вместе с ним, при этом стропы ВП частично вытянуты;
- 2 – в начальный момент времени траекторный угол $\theta_{тр} = 0^\circ$, угловые скорости объекта $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ нулевые;
- 3 – начальная скорость СОП соответствует приборной скорости самолета V_{np} ;
- 4 – скорость ветра до наполнения ОП равна нулю.

Рассматривались следующие экспериментальные данные по парашютному десантированию объектов с различными массами: (1) – $H_{разр} = 500$ м, $V_{np} = 300$ м/с, $H = 600$ м, $\Theta_{оп} = 0,11$; (2) – $H_{разр} = 350$ м, $V_{np} = 300$ м/с, $H = 500$ м, $\Theta_{оп} = 0,15$; (3) – $H_{разр} = 3400$ м, $V_{np} = 380$ м/с, $H = 8300$ м, $\Theta_{оп} = 0,15$; (4) – $H_{разр} = 3200$ м, $V_{np} = 380$ м/с, $H = 7300$ м, $\Theta_{оп} = 0,15$.

На рисунке 4 приведено сопоставление расчетных и экспериментальных данных для сбрасывания № 1. На рисунке 4-а представлены графики изменения координат СОП в процессе приземления, при этом изменение ее высоты (координата Y) сопоставляется с данными альтиметра. Перемещения СОП в горизонтальной плоскости зависит от задаваемого в расчете профиля ветра (см. рисунок 5-б), экспериментальные данные для которого отсутствуют, но необходимость задания, которого обусловлена сходимостью расчетных и

экспериментальных данных по скорости снижения СОП – см. рисунок 4-г, анализ графика представлен по тексту ниже.

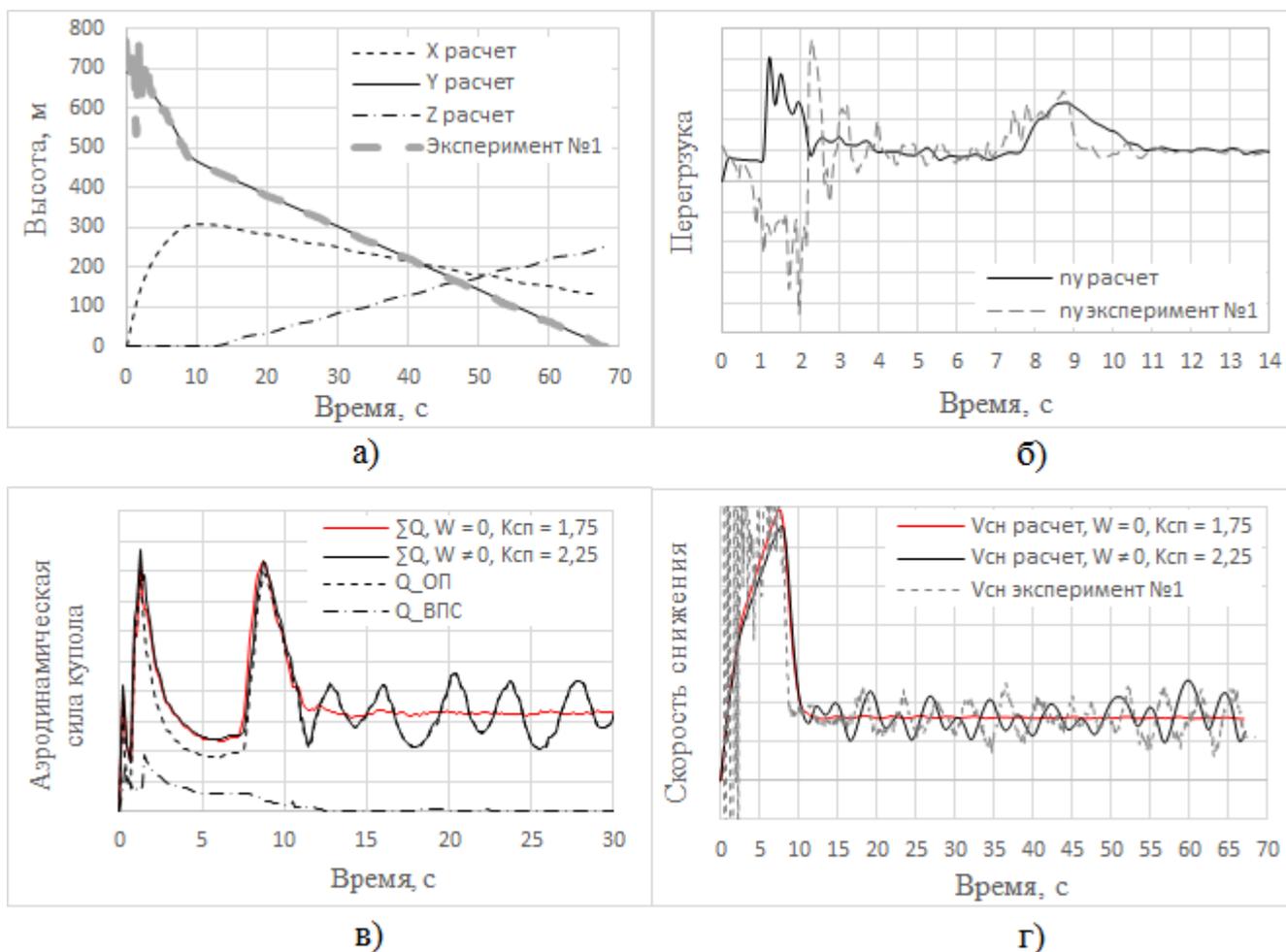


Рисунок 4 – Сбрасывание 1. Расчетно-экспериментальные характеристики процесса десантирования

- а) перемещения СОП; б) перегрузки на объекте;
- в) аэродинамическая сила куполов ПС; г) скорость снижения объекта

На рисунке 4-б приведено сопоставление экспериментальных и расчетных перегрузок, замеренных на объекте, на этапе введения ПС в действие – первые 11 с полного процесса функционирования СОП. Анализируя эти данные следует отметить: 1 – совпадение основных пиков графиков, соответствующих этапам введения в действие ПС – сначала ВП, потом ОП; 2 – соответствие перегрузок по их

амплитудным значениям; 3 – в целом их качественное соответствие. Несоответствие знака экспериментального графика перегрузки на этапе введения в действие ВП расчетным значениям объясняется тем обстоятельством, что принятое выше допущение №2 (о нулевых значениях траекторного угла и угловых скоростей объекта в начальный момент времени) не соответствует условию рассматриваемого эксперимента: в данном случае объект в момент начала действия усилия от ВП находился в развернутом на 180° положении относительно направления этого усилия. Это обстоятельство отражается на представленном графике резкой сменой знака перегрузки на 2 с (разворот объекта) и дальнейшим установлением его положения относительно продольной оси СОП, выраженном в виде колебаний в период 2-5 с.

На рисунке 4-в представлены графики изменения расчетного значения аэродинамической силы ПС – как по отдельности от ВП и ОП, так и суммарного. На рисунке 4-г сопоставляются расчетные и экспериментальные значения скоростей снижения СОП.

Анализ представленных выше данных показывает, что ветер оказывает существенное влияние на динамику движения рассматриваемой однокупольной (двухкаскадной) ПС. Так на графиках 4-в и 4-г приведены значения соответствующих расчетных характеристик для случая снижения СОП в безветрие (красными линиями, $W = 0$ м/с) и с учетом заданного профиля ветра (черными сплошными линиями, $W \neq 0$ м/с). Периодические колебания рассматриваемых графиков при $W \neq 0$, начинающиеся после 11 с, указывают на маятниковое

движение СОП при установившемся снижении (соответствует данным эксперимента – см. данные на рисунке 4-г). При этом при заданных одинаковых аэродинамических характеристиках купола ОП скорость снижения «раскачивающейся» СОП будет отличаться от скорости при ее стабилизированном снижении. Для представленного на рисунках 4-в и 4-г сравнительного анализа использовался коэффициент масштабирования $K_{сп}$, участвующий в определении характеристик аэродинамического сопротивления купола [2] $\bar{c}_x = K_{сп} \cdot c_x$, $\bar{c}_y = K_{сп} \cdot c_y$, $\bar{m}_z = K_{сп} \cdot m_z$, где $c_x(\alpha)$, $c_y(\alpha)$, $m_z(\alpha)$ – базовые аэродинамические коэффициенты, определенные в [14] для жестких симметричных куполов (см. рисунок 5-а).

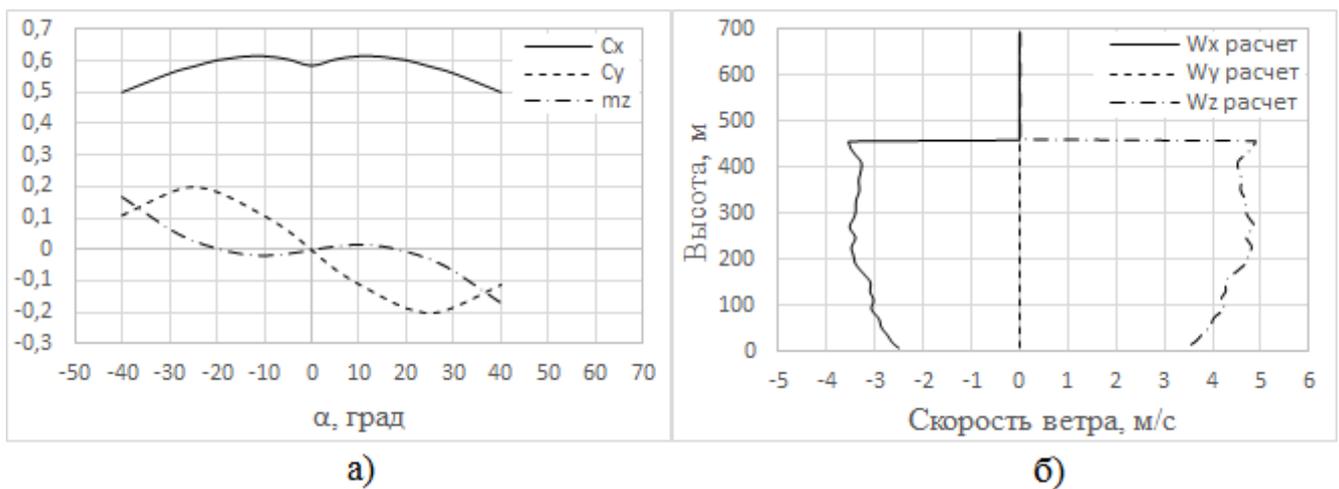


Рисунок 5 – Расчетные зависимости

а) аэродинамические коэффициенты купола [14]; б) задаваемый профиль ветра

Так, рассмотренная скорость снижения СОП в случае ее стабилизированного снижения может быть обеспечена куполом ОП, обладающего аэродинамическим сопротивлением в $2,25/1,75 = 1,29$ раз меньшим, чем требуется в случае маятникового движения СОП.

На рисунке 6 представлено сопоставление расчетных и экспериментальных данных по изменению высоты СОП для сбрасываний № 2-4 для заданных параметров экспериментов и определенных выше расчетных параметров СОП.

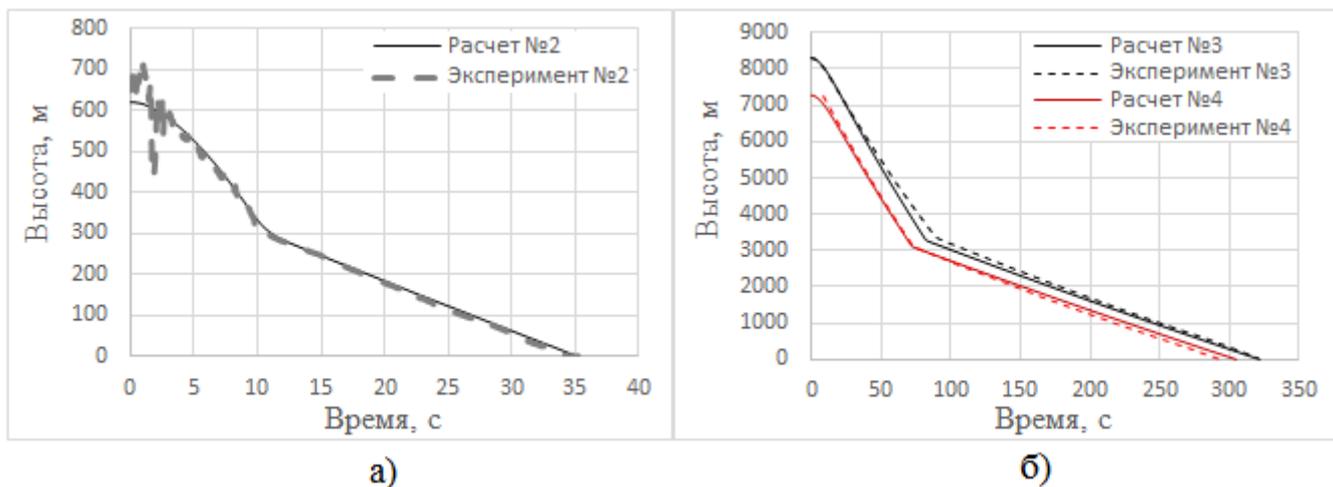


Рисунок 6 – Сбрасывания 2 – 4. Изменение высоты СОП

Таким образом, на основании сопоставления данных расчета с данными сбрасывания №1 проведена идентификация параметров математической модели, рассматриваемой СОП, а на основании сопоставления с данными сбрасываний № 2-4 (с отличными от сбрасывания № 1 условиями работы СОП) можно утверждать о достоверности результатов расчета, полученных с использованием разработанной ММ в целом.

Задача определения баллистических характеристик СОП

Задачам определения баллистических характеристик отделяемых от летательного аппарата неуправляемых объектов посвящено много работ [9-11], [20-23], в большинстве своем относящихся к комплексам вооружения. В практике

проектирования ПС описанные в них подходы также используются применительно к решению задачи баллистики СОП [9]. Далее рассматривается задача определения баллистических характеристик процесса парашютного приземления двухкаскадной СОП. Схематично параметры и характеристики расчета показаны на рисунке 7.

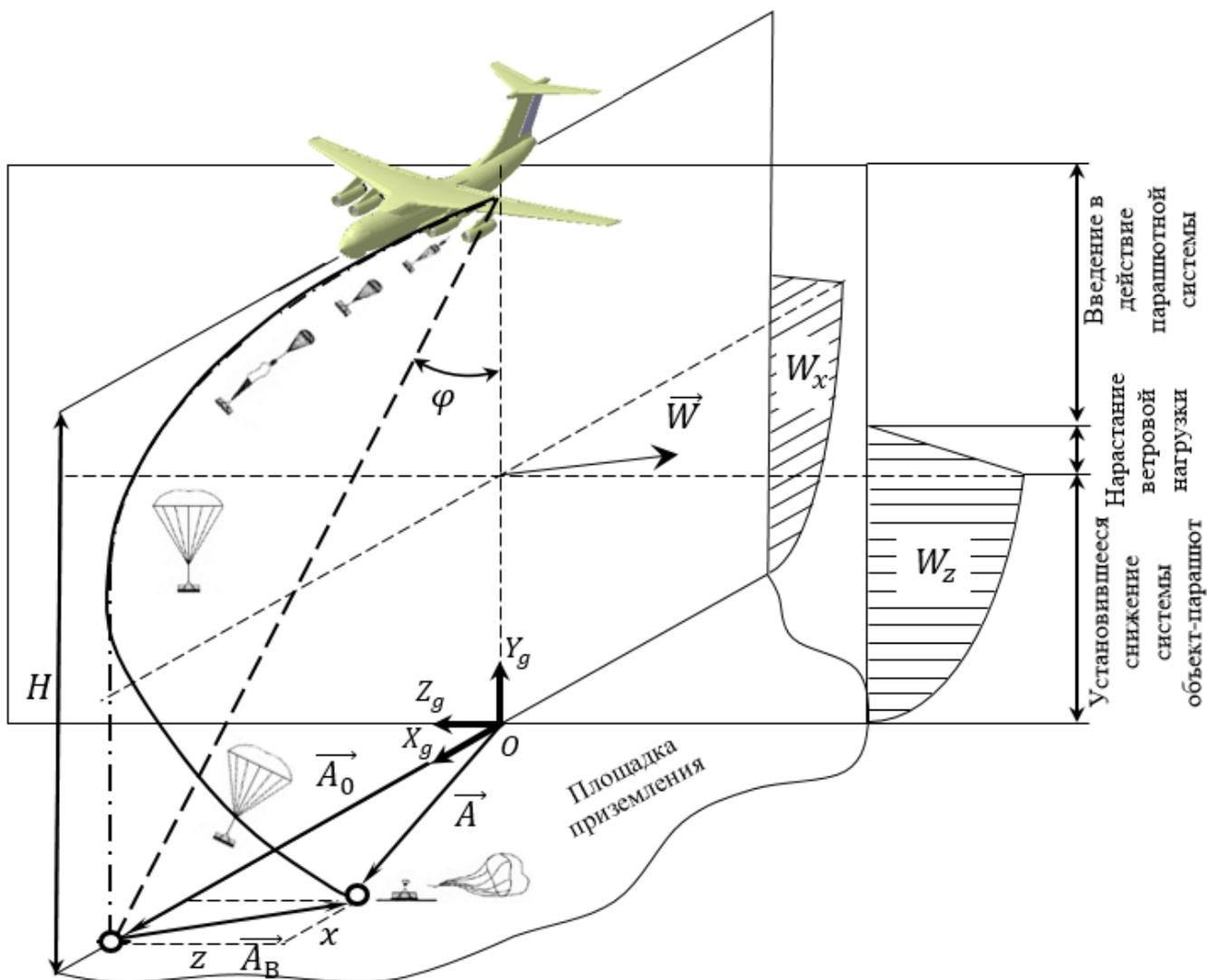


Рисунок 7 – Схема парашютного десантирования объекта

В качестве основных баллистических характеристик (см. рисунок 7) далее рассматриваются вектор относительного движения \vec{A} , представляемый в виде суммы штилевого \vec{A}_0 [10] и ветрового относительного \vec{A}_B , угол прицеливания φ , а также время приземления $t_{\text{приз}}$

и скорость снижения $V_{\text{сн}}$ СОП, определяемая на момент контакта объекта с площадкой приземления. В некоторых случаях [10], [23] необходимо определить характеристики рассеивания искомых величин. Для этого применяется метод статистического моделирования (в данном случае метод Монте-Карло) процесса десантирования объекта.

При определении профиля ветра значения параметров атмосферы выражений (4) принимались в соответствии с указанным в предыдущем разделе, кроме W_0 – для учета распределение ветра его средняя скорость на опорной высоте принимается распределенной по закону Рэля [14]; в приведенном далее статистическом расчете выбор направления вектора ветра \vec{W} задается равновероятным; прочие параметры атмосферы приведены к условиям международной стандартной атмосферы¹; $H_{\text{ПП}} = 0$ м. Основные параметры СОП: $m = 500$ кг, $F = 150 \text{ м}^2$, $t_{\text{разр}} = 5$ с, $H_{\text{разр}} = 500$ м, $\Theta_{\text{ОП}} = 0,15$, $\theta_{\text{тр}} = 0^\circ$. Параметры режима полета: $V_{\text{пр}} = 320 \pm 20$ м/с; $H = 1100 \pm 100$ м.

На основании изложенного ранее на этапе введения ПС в действие (в т.ч. полета СОП с зарифованным ОП) ветровая нагрузка на ПС незначительная и не рассматривается, в то же время при раскрытии ОП скорость его горизонтального движения соответствует скорости горизонтального движения воздушных масс (т.е. ветра). Обозначенная на рисунке 7 зона переходного процесса, связанного с нарастанием ветровой нагрузки, мала по сравнению с зоной установившегося снижения – см. профиль ветра на рисунке 5-б, – т.е. не приводит к ощутимой

¹ ГОСТ 4401-81 Атмосфера стандартная. Параметры

разнице при определении величины отношения СОП. На рисунке 8 приведены расчетные характеристики рассеивания координат приземления СОП.

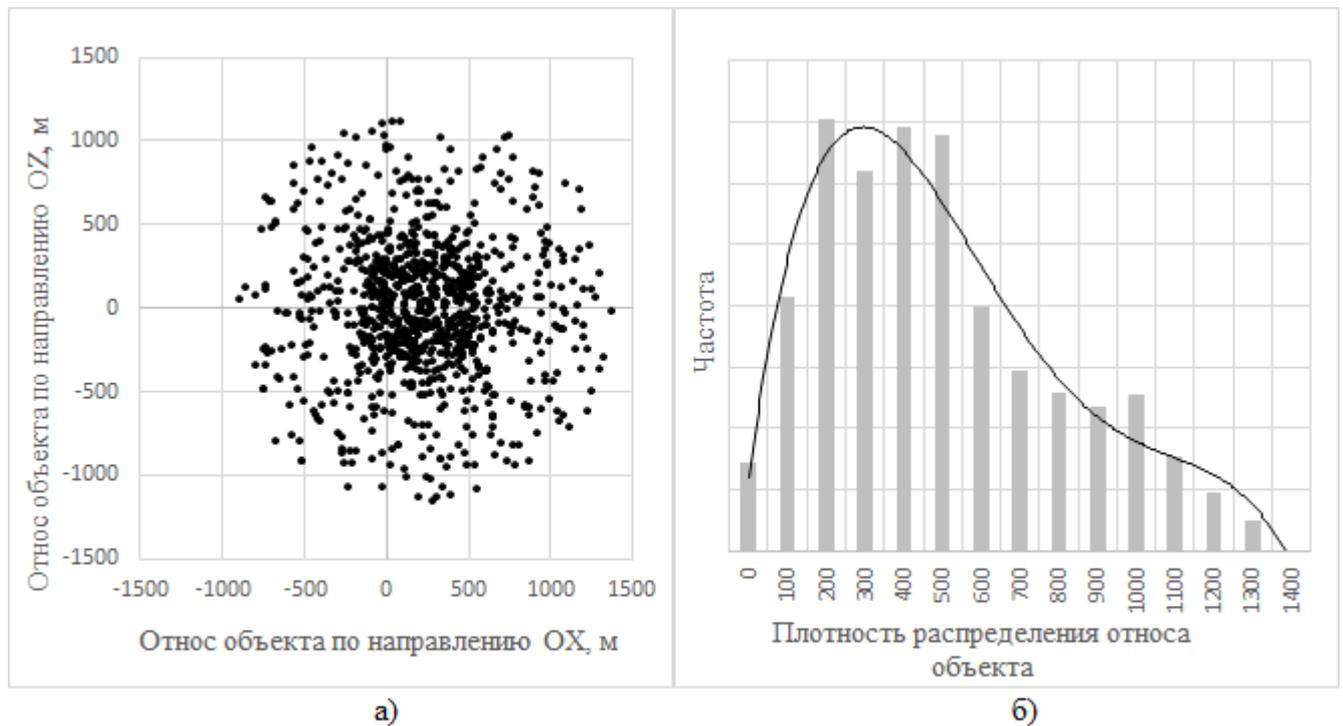


Рисунок 8 – Расчетные характеристики приземления СОП.

Средние значения по соответствующим направлениям указанных характеристик рассеивания отношения объекта составят $m_x = 226$ м и $m_z \approx 0$ м, что соответствует величине штилевого отношения $\vec{A}_0 = \sqrt{m_x^2 + m_z^2} = 226$ м. Среднеквадратические отклонения $\sigma_x \approx \sigma_z = 408$ м. Тогда, в соответствии с заданным доверительным интервалом (пусть это будет 3σ), ветровой откос составит $|\vec{A}_B| = 3\sigma = 1224$ м. Тогда полный откос находится в пределах: $\vec{A}_x = \vec{A}_0 \pm 3\sigma$: $|\vec{A}_{x \max}| = 1450$ м, $|\vec{A}_{x \min}| = -992$ м, $|\vec{A}_z| = \pm |\vec{A}_B| = \pm 1224$ м. Вид такой площади приземления представлен рассеиванием на рисунке 8-а. Угол прицеливания

составит: $\varphi = \arctan\left(\frac{|A_0|}{H}\right) = -0,2 \text{ рад} \quad (-11,5^\circ)$. Аналогичным образом на

рассматриваемом интервале $\pm 3\sigma$ определяются: время снижения $t_{\text{приз}} = 78,4 \pm 18,9 \text{ с}$,

скорость снижения $V_{\text{сн}} = 9,9 \pm 3,9 \text{ м/с}$.

Использование разработанной ММ применительно к рассматриваемой задаче позволяет учесть влияние динамики движения СОП на характеристики расчета – прежде всего это связано с режимом ее снижения при наполненном ОП и возможностью возникновения ее маятникового движения. На рисунке 9 приведены характеристики приземления рассматриваемой СОП для случаев отсутствия ($W = 0$) и наличия ($W \neq 0$) ветра, при прочих одинаковых параметрах расчета.

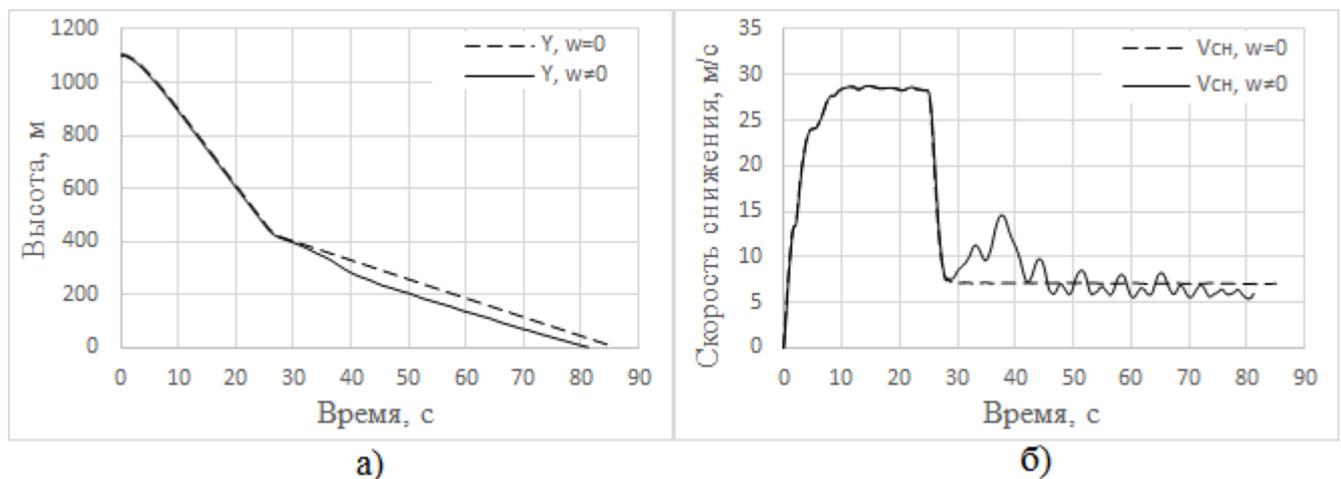


Рисунок 9 – Расчетные характеристики процесса десантирования.

а) изменение высоты СОП, б) скорость снижения объекта

В связи с наличием маятникового движения разница в характеристиках $t_{\text{приз}}$ (рисунок 9-а) и $V_{\text{сн}}$ (рисунок 9-б) составит 5% и 16% соответственно.

Таким образом, использование разработанной ММ в задаче многоступенчатой баллистики СОП позволяет получить необходимые расчетные характеристики, в том числе стохастические, а в случае возникновения маятниковых колебаний системы дает более точные результаты, по сравнению с общепринятыми подходами.

Заключение

1. Разработана математическая модель функционирования многокаскадной (на примере двухкаскадной) парашютной системы с жесткими круглыми куполами и упругими связями, расширяющая модели [1-2] и позволяющая решать задачи пространственного движения системы объект-парашют, описывая ее поведение на основных этапах работы – от начала введения парашютной системы в действие, до момента приземления груза.
2. Достоверность результатов моделирования процесса парашютного десантирования груза подтверждается их сопоставлением с экспериментальными данными.
3. Рассмотрена задача определения баллистических характеристик процесса парашютного десантирования объектов, на примере которой показана возможность определения искомых характеристик приземления с использованием разработанной математической модели методами статистической динамики.

Список источников

1. Аверьянов И.О. Исследование динамики вертикального парашютного приземления объекта с системой амортизации // Труды МАИ. 2022. № 127. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=170322>. DOI: [10.34759/trd-2022-127-02](https://doi.org/10.34759/trd-2022-127-02)
2. Аверьянов И.О. Математическая модель процесса парашютного приземления недеформируемого груза с амортизирующим устройством на жесткую площадку в условиях стационарного поля ветра. Труды МАИ. 2023. № 131. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=175907>. DOI: [10.34759/trd-2023-131-01](https://doi.org/10.34759/trd-2023-131-01)
3. Лялин В.В., Морозов В.И., Пономарев А.Т. Парашютные системы. Проблемы и методы их решения. – М.: Физматлит, 2009. – 576 с.
4. Трямкин А.В., Скиданов С.Н. Исследование процесса наполнения парашютных систем // Труды МАИ. 2001. № 3. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=34686>
5. Трямкин А.В, Емельянов Ю.Н. Интегрирование уравнений движения системы “груз-парашют” // Вопросы авиационной науки и техники. Сер. Стандартизация и унификация авиационной техники. 2000. № 2. С. 34-44.
6. Алексеев В.В., Лебедев В.В., Плиплин А.А. Задача прицеливания при парашютном десантировании грузов // Вестник Воронежского института МВД России. 2012. № 1. С. 198-204.
7. Чуркин В.М. Программный модуль приближенного исследования раскрытия купола парашюта // Труды МАИ. 2011. № 49. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=27969>

8. Апаринов В.А., Зайчук Р.М., Пономарев А.Т. Моделирование нагружения парашютов с учетом деформирования купола // Известия академии наук. Механика твердого тела. 2003. № 3. С. 155-172. URL: <https://mtt.ipmnet.ru/ru/get/2003/3/155-172>
9. Иванов П.И. Исследование парашютных систем и парапланерных летательных аппаратов: монография. – Феодосия: Изд-во РА «Арт-Лайф», 2022. – 736 с.
10. Лысенко Л.Н. Наведение и навигация баллистических ракет. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2007. – 671 с.
11. Гладков Д.И., Балуев В.М., Григорьев В.Г., Дорофеев А.Н., Герасимов В.М., Дмитриев Н.В., Закутаев В.Д., Иванушкин А.М., Семенцов П.А., Федяй Н.Ф. Боевая авиационная техника: Авиационное вооружение. – М.: Воениздат, 1987. – 279 с.
12. Журин С.В., Леонов С.В., Мехоношин Ю.Г. Обработка и анализ данных натурного эксперимента по определению характеристик движения круглого парашюта по траектории в виде спирали на больших высотах // Научный вестник МГТУ ГА. 2015. № 211. URL: <https://avia.mstuca.ru/jour/article/view/378>
13. 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.
14. Антоненко А.И., Рысев О.В., Фатыхов Ф.Ф., Чуркин В.М., Юрцев Ю.Н. Динамика движения парашютных систем. – М.: Машиностроение, 1982. – 152 с.
15. Журин С.В., Гвоздев Ю.Н., Лыков А.Д. Обработка и анализ данных натурного эксперимента по определению траекторных характеристик круглого парашюта на больших высотах // Научный вестник МГТУ ГА. 2015. № 211. URL: <https://avia.mstuca.ru/jour/article/view/377>

16. Лобанов Н.А. Основы расчета и конструирования парашютов. – М.: Машиностроение, 1965. – 363 с.
17. Иванов П.И., Куринный С.М., Криворотов М.М. Параметры, подлежащие определению в летных испытаниях многокупольной парашютной системы с целью оценки ее эффективности // Вестник Московского авиационного института. 2020. Т. 27. № 3. С. 49-59. DOI: [10.34759/vst-2020-3-49-59](https://doi.org/10.34759/vst-2020-3-49-59)
18. Андросенков В.А., Зайчук Р.М. Исследование влияния рифления на упругие и аэродинамические характеристики осесимметричного парашюта // Материалы Сороковых Научных Чтений памяти К.Э. Циолковского (Калуга, 13-15 сентября 2005): сборник тезисов докладов. – Калуга: ГМИК им. К.Э. Циолковского. С. 132-133. URL: <https://gmik.ru/muzeinaya-rabota/nauchnyie-chteniya-pamyati-k-e-tsiolkovskog/>
19. Герасименко И.А. Воздушно-десантная подготовка. Часть I. Парашютно-десантные средства, их подготовка и десантирование личного состава (грузов). – М.: Воениздат, 1986. – 407 с.
20. Краснов А.М. Управление поражением цели в комплексе авиационного вооружения со случайным изменением структуры // Труды МАИ. 2011. № 49. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=27946>
21. Краснов А.М. Основы анализа процесса прицеливания в авиационных системах управления вооружением // Труды МАИ. 2012. № 61. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=35640>

22. Воскобойников М.А., Подстригаев А.С., Давыдов В.В. Моделирование и оценка ветровых воздействий на парашютируемый модуль радиомониторинга // Труды МАИ. 2019. № 104. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=102392>
23. Торрес Санчес К.Х., Воронцов В.А. Оценка проектных параметров малого спускаемого аппарата с учетом неопределенности исходных данных // Труды МАИ. 2018. № 101. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=97035>

References

1. Averyanov I.O. *Trudy MAI*, 2022, no. 127. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=170322>. DOI: [10.34759/trd-2022-127-02](https://doi.org/10.34759/trd-2022-127-02)
2. Averyanov I.O. *Trudy MAI*, 2023, no. 131. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=175907>. DOI: [10.34759/trd-2023-131-01](https://doi.org/10.34759/trd-2023-131-01)
3. 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.
4. Tryamkin A.V., Skidanov S.N. *Trudy MAI*, 2001, no. 3. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=34686>
5. Tryamkin A.V., Emel'yanov Yu.N. *Voprosy aviatsionnoi nauki i tekhniki. Ser. Standartizatsiya i unifikatsiya aviatsionnoi tekhniki*, 2000, no. 2, pp. 34-44.
6. Alekseev V.V., Lebedev V.V., Pliplin A.A. *Vestnik Voronezhskogo instituta MVD Rossii*, 2012, no. 1, pp. 198-204.

3. Churkin V.M. *Trudy MAI*, 2011, no. 49. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=27969>
8. Aparinov V.A., Zaichuk R.M., Ponomarev A.T. *Izvestiya akademii nauk. Mekhanika tverdogo tela*, 2003, no. 3, pp. 155-172. URL: <https://mtt.ipmnet.ru/ru/get/2003/3/155-172>
9. Ivanov P.I. *Issledovanie parashyutnykh sistem i paraplanernykh letatel'nykh apparatov* (Research of parachute systems and paragliding flying machines): monografiya. Feodosiya, Izd-vo RA «Art-Laif», 2022, 736 p.
10. Lysenko L.N. *Navedenie i navigatsiya ballisticheskikh raket* (Guidance and navigation of ballistic missiles), Moscow, Izd-vo MGTU im. N.E. Baumana, 2007, 671 p.
11. Gladkov D.I., Baluev V.M., Grigor'ev V.G., Dorofeev A.N., Gerasimov V.M., Dmitriev N.V., Zakutaev V.D., Ivanushkin A.M., Sementsov P.A., Fedyai N.F. *Boevaya aviatsionnaya tekhnika: Aviatsionnoe vooruzhenie* (Military aviation equipment: Aviation weapon), Moscow, Voenizdat, 1987, 279 p.
12. Zhurin S.V., Leonov S.V., Mekhonoshin Yu.G. *Nauchnyi vestnik MGTU GA*, 2015, no. 211. URL: <https://avia.mstuca.ru/jour/article/view/378>
13. Rysev O.V., Vishnyak A.A., Churkin V.M., Yurtsev Yu.N. *Dinamika svyazannykh tel v zadachakh dvizheniya parashyutnykh sistem* (Dynamics of connected bodies in the tasks of parachute systems movement), Moscow, Mashinostroenie, 1992, 288 p.
14. Antonenko A.I., Rysev O.V., Fatykhov F.F., Churkin V.M., Yurtsev Yu.N. *Dinamika dvizheniya parashyutnykh sistem* (Dynamics of parachute systems motion), Moscow, Mashinostroenie, 1982, 152 p.

15. Zhurin S.V., Gvozdev Yu.N., Lykov A.D. *Nauchnyi vestnik MGTU GA*, 2015, no. 211.
URL: <https://avia.mstuca.ru/jour/article/view/377>
16. Lobanov N.A. *Osnovy rascheta i konstruirovaniya parashyutov* (Fundamentals of calculation and design of parachutes), Moscow, Mashinostroenie, 1965, 363 p.
17. Ivanov P.I., Kurinnyi S.M., Krivorotov M.M. *Aerospace MAI Journal*, 2020, vol. 27, no. 3, pp. 49-59. DOI: [10.34759/vst-2020-3-49-59](https://doi.org/10.34759/vst-2020-3-49-59)
18. Androsenkov V.A., Zaichuk R.M. *Materialy Sorokovykh Nauchnykh Chtenii pamyati K.E. Tsiolkovskogo: sbornik tezisov dokladov*. Kaluga, GMIK im. K.E. Tsiolkovskogo, pp. 132-133. URL: <https://gmik.ru/muzeinaya-rabota/nauchnyie-chteniya-pamyati-k-e-tsiolkovskog/>
19. Gerasimenko I.A. *Vozdushno-desantnaya podgotovka. Chast' I. Parashyutno-desantnye sredstva, ikh podgotovka i desantirovanie lichnogo sostava (gruzov)* (Airborne training. Part I. Airborne equipment, its preparation and crew (cargo) parachute landing. Moscow, Voenizdat, 1986, 407 p.
20. Krasnov A.M. *Trudy MAI*, 2011, no. 49. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=27946>
21. Krasnov A.M. *Trudy MAI*, 2012, no. 61. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=35640>
22. Voskoboinikov M.A., Podstrigaev A.S., Davydov V.V. *Trudy MAI*, 2019, no. 104.
URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=102392>
23. Torres Sanches K.Kh., Vorontsov V.A. *Trudy MAI*, 2018, no. 101. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=97035>

Статья поступила в редакцию 22.08.2024

Одобрена после рецензирования 24.08.2024

Принята к публикации 25.10.2024

The article was submitted on 22.08.2024; approved after reviewing on 24.08.2024;
accepted for publication on 25.10.2024