

Научная статья
УДК 629.734.7; 629.7.015.4
URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=185669>
EDN: <https://www.elibrary.ru/EWNUIX>



Прогнозирование нагрузок, действующих на силовые элементы средств десантирования в процессе введения в действие парашютной системы

Игорь Олегович Аверьянов

МКПК «Универсал» им. А.И. Привалова, Москва, Российская Федерация
i.averyanov@mail.ru

Аннотация. Рассматривается задача прогнозирования нагрузок, действующих на силовые элементы конструкции средств десантирования в процессе введения в действие парашютной системы при парашютном десантировании тяжелых грузов. Приводится описание математической модели «самолет-объект-парашют», расширяющей область применения разработанной в работах [1, 2] модели на случаи выхода груза из грузолука самолета и введения многокупольной парашютной системы каскадного типа в действие. На примере элементов конструкции подвесной системы представлен пример формирования расчетного случая ее нагружения.

Ключевые слова: средства десантирования, многокупольная многокаскадная парашютная система, процесс приземления

Для цитирования: Аверьянов И.О. Прогнозирование нагрузок, действующих на силовые элементы средств десантирования в процессе введения в действие парашютной системы // Вестник Московского авиационного института. 2025. Т. 32. № 3. С. 83-93. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=185669>

Original article

Predicting Loads Affecting Load-Bearing Elements of Cargo-Landing Means While Parachute System Bringing into Action

Igor O. Averyanov

МКПК “Universal” by A.I. Privalov, Moscow, Russian Federation
i.averyanov@mail.ru

Abstract

Heavy cargoes parachute landing is being accomplished as a rule by the cascade multi-canopy parachute systems application (CMPS). Cargo landing systems (CLS) are intended for the safety ensuring of the landing process at all of its stages, i.e. from the cargo exiting from the aircraft fuselage to its straightforwardly landing on the site. The process of the parachute system (PS) bringing into action is the most dangerous from the viewpoint of the PS and CLS structural elements loading. The presented article deals with the problem of the CLS design loads determining in the process of the PS binging into action and forming corresponding computational case of loading. The PS in it was being presented as a one canopy of the main parachute connected with pilot chute by the sling. The presented

work extends the MM [1-2] application area with regard to the CMPS functioning considering at the stage of its bringing into action for the CLS loading problem solving at the specified operating mode. For this purpose the following changes are introduced into the MM:

1 – A movable site, imitating the aircraft cargo floor, was realized to simulate the process of the cargo exiting from the aircraft fuselage;

2 – Operation of the PS and CLS constituent parts was realized for adequacy ensuring of cargo exiting dynamic process;

3 – The cascade principle for the multiple canopy PS is realized.

To confirm the proposed method workability, a problem of loadings on the suspending system structural elements, namely wire-rope system, which is a part of the PS and intended for the cargo strapping to the CLS is being considered. For this purpose, a process of the PS with CMPS landing is being considered. The MM parameters identification is being performed at the first stage by the computational and experimental data comparing. The performed analysis revealed their good agreement in the process of the PS bringing into action, including the one with regard to the suspending system loading. A technique for the computational loading case, corresponding to the mode being considered for the suspending system elements structure is being presented at the second stage. By the results of the conducted study an inference may be drawn on the fidelity of computational characteristics being obtained by the developed method, which do not contradict with the experimental data, and may be employed for the computational cases of the CLS loading at the stage of the PS bringing into action.

Keywords: cargo-landing system, cascade multiple canopy parachute system, landing process

For citation: Averyanov I.O. Predicting Loads Affecting Load-Bearing Elements of Cargo-Landing Means While Parachute System Bringing into Action. *Aerospace MAI Journal*. 2025;32(3):83-93. (In Russ.). URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=185669>

List of Figures

Fig. 1. The “object-parachute” system composition

Fig. 2. The PS putting into action scheme

Fig. 3. The object exit from the aircraft cargo hatch scheme

Fig. 4. Computational parameters of the parachute canopy model

Fig. 5. Computational characteristics of the PCS landing process

Fig. 6. The PCS landing process characteristics

Fig. 7. Experimental and computed acting stresses in the suspending system elements

Fig. 8. To the design load definition in the suspending system element

List of Tables

Table. Computational values of the forces in the suspension system links and the PS mounting point

Введение

В настоящее время для парашютного десантирования тяжелых грузов в основном используются многокупольные парашютные системы каскадного типа [3] с круглыми куполами. Десантируемые грузы оснащаются дополнительными устройствами для обеспечения возможности их безопасного выхода из грузолука самолета, крепления к парашютной системе (ПС) и сохранного приземления средствами десантирования (СД), все вместе – объект. Введение ПС в действие является наиболее критичным режимом работы системы «объект–парашют» (СОП) с точки зрения прочности элементов конструкции как ПС, так и участвующих в удержании объекта СД. Данная работа посвящена актуальной проблеме, стоящей при разработке СД на этапе проектирования, – прогнозированию действующих на них нагрузок на этапе введении ПС в действие и формированию расчетных случаев нагружения.

Анализ отечественных [3–14] и зарубежных [15–18] источников показывает, что достаточно подробно изучен процесс наполнения одиночных куполов [6–8], существуют работы, в которых исследуется работа куполов в связке [18], описывается работа СОП на всем процессе приземления [10]. Однако используемые в этих работах математические модели (ММ) не предполагают их применение к задаче определения нагруженности элементов конструкций СД. В практике проектирования СД для решения данной задачи используются в основном полуэмпирические методы: как правило, нагрузки, приходящие со стороны ПС на СД, предоставляются разработчиками ПС в виде результирующего значения расчетной нагрузки; далее разработчиками СД эти нагрузки распределяются по элементам конструкции исходя из обобщенного опыта разработки подобных систем.

Рассматриваемый в данной работе процесс введения ПС в действие условно можно разделить на два этапа: первый — выход объекта из грузолука самолета под действием вытяжного парашюта, заканчивающийся перевалом объекта через обрез грузолука и отсоединением от самолета; второй — маятниковое движение объекта, закрепленного с помощью подвесной системы к ПС, сопровождающееся механическими процессами, реализующими механизм задеирования каскадов ПС. При этом ПС можно представить в виде подвижного шарнира, массово-инерционные свойства которого, наряду с габаритно-жесткостными характеристиками звеньев подвесной и парашютной систем, аэродинамическим сопротивлением объекта и начальными условиями его движения, определяют динамику работы СОП. В качестве начальных условий здесь выступают векторы поступательной и угловой скоростей объекта, соответствующие моменту его отделения от самолета (завершение первого этапа).

Целью данной работы является получение расчетной оценки нагруженности СД (на примере звеньев подвесной системы) при введении ПС в действие путем моделирования динамики работы СОП с учетом структурной схемы крепления объекта к ПС и его начальных условий работы.

1. Постановка задачи

В работе [1] рассматривалась ММ процесса приземления СОП с многокупольной системой на площадку в условиях ветрового сноса. В ней: ПС представляется в виде набора жестких тел-куполов, обладающих переменными массами; взаимодействие куполов ПС друг с другом осуществляется с помощью наложенных на них контактных условий; стропы и звенья ПС задаются в виде упругих связей; объекту задаются соответствующие массово-инерционные свойства; крепление объекта к ПС осуществляется через упругие звенья подвесной системы, воспроизводящие ее реальную конструкцию; сочленения тросовых элементов производится через массовые точечные элементы; в начальном положении купола СОП задавались расправленными, траекторный угол 0° . Дальнейшим развитием ММ являлась работа [2], в которой рассматривался режим введения ПС в действие. При этом ПС представлялась однокупольной с вытяжным парашютом, начальное положение ПС соответствовало ее размещению на объекте в сложенном состоянии, траекторный угол СОП — 90° , скорость движения СОП соответствовала скорости движения самолета. Для достижения цели исследования рассматривается динамика работы системы «самолет—объект—парашют», для чего проводится расширение области

применения разработанных ранее ММ СОП [1–2], а именно: 1 — реализация движения площадки, имитирующей движение самолета и позволяющей моделировать процесс выхода объекта из самолета и перевал его через обрез грузолука; 2 — реализация работы системы перецепки парашютных звеньев и условий срабатывания составных частей ПС для обеспечения адекватности динамического процесса работы СОП; 3 — реализация принципа каскадности для многокупольной ПС, имеющей в своем составе блоки куполов различного назначения. С использованием разработанной ММ: 4 — по экспериментальным данным проводится ее идентификация; 5 — представлен подход для формирования расчетных случаев нагружения СД для рассматриваемого режима работы СОП.

2. Описание математической модели

Рассматриваемая ММ парашютной системы состоит в общем случае из: ВП — вытяжного парашюта, ДВП — дополнительного вытяжного парашюта, блок ТП — тормозных парашютов, блок ОП — основных парашютов. ОП и ТП закреплены через общий коуш к подвесной системе. Купола ОП, ТП и ДВП имеют в своем составе парашютные звенья, соединяющих полюсы куполов с другими звеньями ПС. Назначения этих звеньев разное: в случае ТП — стабилизация движения куполов, ОП — вытягивания при введении ПС в действие и стабилизация дальнейшего движения, ДВП — только вытягивание. Монолитный объект закреплен с помощью подвесной системы к коушу ПС. Для визуализации процесса работы рассматриваемой структурной ММ СОП (рис. 1, 2) используется разработанная компьютерная программа [1], в которой купола парашютов представляются в виде шаров,

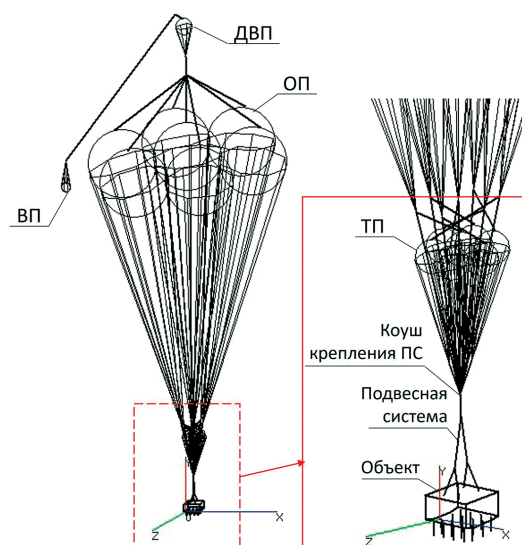


Рис. 1. Состав системы «объект—парашют»

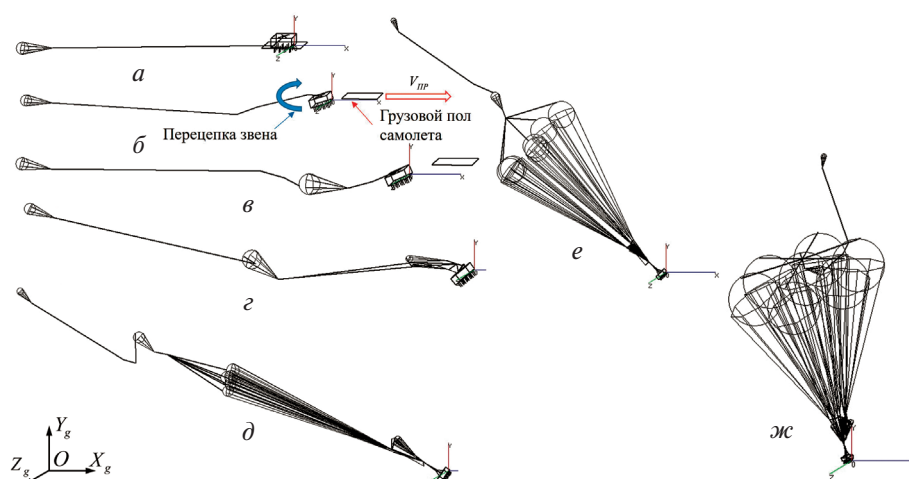


Рис. 2. Схема ввода в действие парашютной системы

символизирующих представления о присоединенных массах воздуха, тросовые элементы конструкции представлены линиями, объект — каркасным отображением.

В рассматриваемой ММ в качестве начальных условий полагается, что объект закреплен на грузовом полу самолета, ВП вытянут и наполнен.

Схематично рассматриваемый процесс выхода объекта из грузолука самолета и ввод в действие ПС представлен на рис. 2: *a* — выход объекта под действием ВП; *б* — перевал через обрез грузолука самолета, перецепка звеньев, начало вытягивания ДВП; *в* — введение в действие ДВП, вытягивание ТП; *г* — начало наполнения ТП, вытягивание ОП; *д* — ТП наполнены, начало наполнения ОП; *е* — работа ОП в стадии рифления; *ж* — разрифление ОП, установление движения СОП.

Модель самолет–объект–парашют. Самолет, представляется в виде площадки, имитирующей пол грузолука. Площадка движется поступательно с постоянной скоростью, соответствующей приборной скорости самолета $V_{пр}$. Объект размещен на этой площадке на некотором расстоянии от ее края — обреза грузолука. Возможные варианты размещения объекта в грузолуке самолета определяются при проектировании СД и, как правило, регламентированы списком гнезд — специальных мест в элементах конструкции грузового пола самолета, предназначенных для закрепления объекта от продольного смещения.

Схема взаимодействия грузового пола самолета и объекта в процессе его выхода из грузолука самолета, соответствующая показанным этапам на рис. 2, *a* и *б*, схематично представлена на рис. 3.

Размещенный в грузолуке самолета объект удерживается на грузовом полу элементами СД — передний и задний узлы, обозначенные треугольными маркерами на рис. 3, *a*. Стрелками обо-

значены направления закреплений: u_x и u_z является симметричным, u_y — только «вверх». Закрепление объекта по направлению «вниз» осуществляется условием контакта объекта с грузовым полом в соответствии с описанным в работе [19] (контакт груза с жесткой плоскостью). Передний узел соответствует положению гнезда на грузовом полу самолета, обеспечивающему возможность удержания объекта по направлению u_x .

ПС находится в сложенном состоянии и размещена на объекте. В данной работе ВП рассматривается уже вытянутым и наполненным в начале расчета. Усилие от него приходит на передний узел СД, который, в свою очередь, соединен с ПС с помощью парашютного звена. После открытия ramпы самолета размещенный в грузолуке объект извлекается с помощью ВП (рис. 3, *б*). При этом с переднего узла снимается возможность закрепления

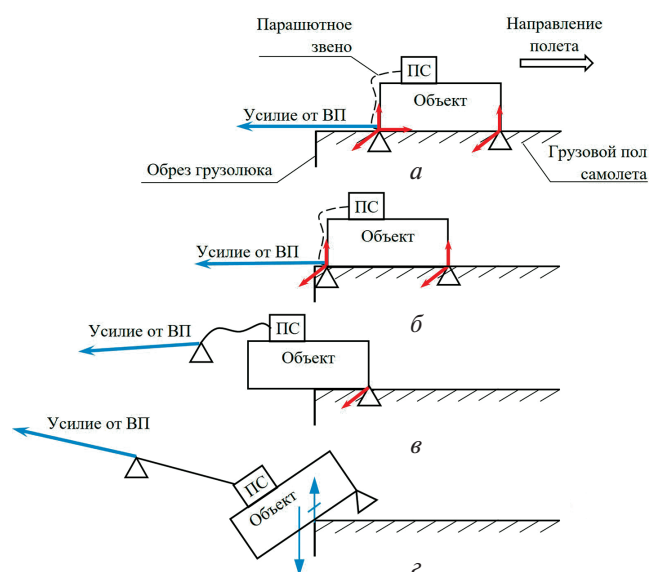


Рис. 3. Схема выхода объекта из грузолука самолета

по направлению u_x . При выходе объекта за обрез грузолука самолета (рис. 3, в) происходит перецепка — отсоединение переднего узла-шарнира от объекта и введение в действие парашютного звена. При этом с заднего узла-шарнира снимается возможность закрепления по направлению u_y «вверх». Далее происходит натяжение парашютного звена и введение ПС в действие (рис. 3, з). При перевале через обрез грузолука объект продолжает на него опираться (условие контактного взаимодействия объекта с грузовым полом), из-за чего объект приобретает вращательную составляющую движения.

Наблюдения за процессом вытягивания объекта из грузолука самолета показывают, что в течение этого процесса направление действия (а в общем случае и величина) вытягивающего усилия от ВП изменяется (отражено на рис. 2), что объясняется изменением пространственного положения самолета и самого ВП, находящегося за самолетом и реагирующего на его аэродинамический след и иные атмосферные воздействия. Таким образом, подойдя к обрезу грузолука, объект обретает поступательную и угловую скорости, векторы которых описываются некоторым распределением. После выхода из грузолука самолета положение объекта в пространстве и векторы его скоростей определяют начальные условия динамики работы СОП в процессе введения в действие ПС.

Модель атмосферы. При определении характеристик приземления СОП в ММ используются физические параметры атмосферы — такие как плотность, давление и температура. В соответствии с принятым в практике решения задач динамики полета [5] принимается условная стандартная атмосфера. В практике проектирования ПС при рассмотрении режима ее введения в действие таким явлением, как ветер, обычно пренебрегают. В настоящей работе при рассмотрении данного режима, ветер вводится прежде всего для того, чтобы вывести процесс маятниковое движение СОП (см. рис. 2) из плоскости курса самолета, тем самым придав большую вариатив-

ность получаемым расчетным характеристикам, что является важным фактором в задачах статистической динамики (пример будет рассмотрен по тексту далее). Реальный профиль ветра изменчив по высоте и вдобавок характеризуется хаотичными возмущениями [20] относительно своего среднего значения. Для решения рассматриваемой задачи применяется степенная модель атмосферы (задающая средние значения ветра по высоте), в которой направление вектора ветра $\vec{W}$ задается равновероятным (лежит в горизонтальной плоскости). Задавая показатель степени n , опорную высоту h_0 и математическое ожидание средней скорости ветра на опорной высоте W_0 , среднее значение ветра на высоте H определяется как:

$$W = W_0 \left(\frac{H}{h_0} \right)^n. \quad (1)$$

Таким образом, в рассматриваемой ММ задается плоскость изменяющегося по высоте ветра, воздействующего на инерционные купола ПС, начиная с момента их введения в действие.

Модель купола. В соответствии с принятым в работе [1] каждый купол ПС рассматривается как инерционный — т. е. воздействие ветра на купол выражается приложением соответствующего усилия, приложенным в центр тяжести купола в уравнениях его движения. Принимается введенная в работе [2] модель жесткого круглого купола парашюта, типовой график наполнения для которого сплошной линией представлен на рис. 4, а. На нем указаны следующие параметры: t_1 — время движения купола с заданной начальной площадью F_{n0} до натяжения строп; t_2 — время наполнения купола до его зарифованного состояния; t_3 — время работы купола в зарифованном состоянии с эквивалентной площадью F_n рифл; t_4 — время наполнения купола до его полного раскрытия (площадь F_n); t_5 — время до установления аэродинамического сопротивления купола (график аэродинамического сопротивления не показан). Параметр

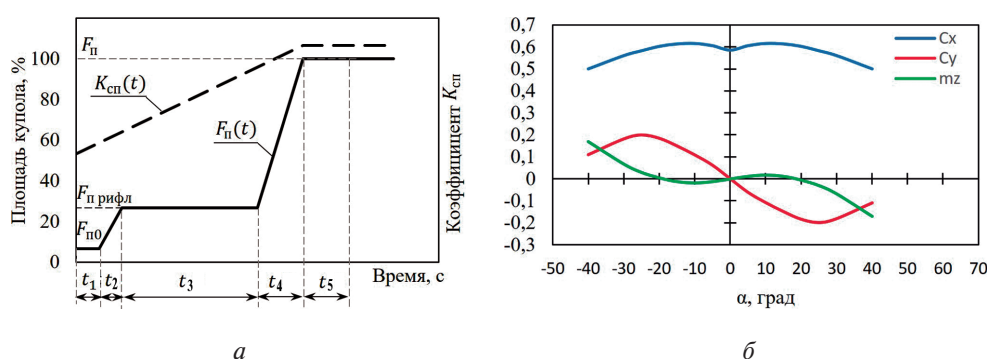


Рис. 4. Расчетные параметры модели купола парашюта

t_1 определяется динамикой движения системы связанных тел купол-коуш, где в качестве связей выступают стропы парашюта. Параметр t_3 определяется режимом работы устройства рифления [2, 13], в дальнейших расчетах зависящий только от заданных параметра рифления и временной задержки устройства. Таким образом, параметры t_1 и t_3 являются характеристиками расчета, остальные — задаются в качестве исходных данных.

В соответствии с принятыми в работе [2] расчетными значениями характеристик аэродинамического сопротивления купола определяются как

$$\bar{c}_x = K_{\text{сп}} \cdot c_x; \bar{c}_y = K_{\text{сп}} \cdot c_y; \bar{m}_z = K_{\text{сп}} \cdot m_z, \quad (2)$$

где $c_x(\alpha)$, $c_y(\alpha)$, $m_z(\alpha)$ — базовые аэродинамические коэффициенты сопротивления круглого жесткого купола, определенные в [5] и представленные на рис. 4,б; $K_{\text{сп}}$ — коэффициент масштабирования. В работе [2] коэффициент $K_{\text{сп}} = \text{const}$, что не предполагало влияния изменения формы купола на его аэродинамические сопротивление — изменялся только диаметр, форма в процессе открытия оставалась полусферой. В данной работе $K_{\text{сп}} = f(t_n)$ и задается в виде линейной функции времени на заполнения купола

$$t_n = \sum_{i=1}^5 t_i,$$

где $\min(K_{\text{сп}}) = f(t_1)$; $\max(K_{\text{сп}}) = f(t_4) = f(t_5)$ — показан пунктирной линией на рис. 4,а.

Время наполнения одного купола t_n парашюта является случайной величиной, с присущей ему плотностью распределения [12]. Соответственно то же относится к процессу наполнения куполов в связке (блоков ТП и ОП). В дальнейшем в задачах статистической динамики параметры t_2 , t_4 и t_5 задаются в виде случайных величин с равномерным распределением и его интервалами, характерными для соответствующего типа купола.

Взаимодействие куполов ПС в связке осуществляется с помощью наложенных на каждый купол контактных условий, представленных в виде входящих в уравнения движения куполов вычисленных усилий, приложенных в их центры тяжести [1]. Контакт задается односторонним. При этом рассматривается взаимодействие только между куполами, принадлежащими одному и тому же блоку.

Аэродинамическое сопротивление объекта соответствует сопротивлению пластины эквивалентной площади. Полагается, что после полного выхода из грузозюка самолета объект попадает в ламинарный поток. При этом переходные состояния — частично вышедший из грузозюка объект — не рассматриваются. Вектор набегающего потока раскладывается на компоненты в системе координат объекта, каж-

дой из которых сопоставляется соответствующая площадь—проекция объекта.

3. Идентификация математической модели

Для дальнейшего применения разработанной ММ к задаче прогнозирования нагруженности СД на рассматриваемом режиме работы СОП необходимо идентифицировать некоторые ее параметры, определяющие искомые расчетные характеристики. К таким параметрам относятся: входящие в соотношение (2) аэродинамические характеристики куполов ПС $K_{\text{сп}} = f(t_1)$ и $K_{\text{сп}} = f(t_5)$, входящие в уравнения движения куполов ПС коэффициенты присоединенных масс, а также коэффициенты демпфирования [1] для точечных масс, тросовых элементов и контактных условий.

Рассматривается процесс парашютного десантирования объекта с использованием семикупольной ПС (7 ОП + 7 ТП + 1 ДВП + 1 ВП) с высоты $H = 400$ м, приборная скорость самолета $V_{\text{пр}} = 280$ км/ч. Высота площадки приземления над уровнем моря $H_{\text{пп}} = 0$ м. Сбрасывание происходит в безветрие. Параметры атмосферы в формуле (1) заданы в соответствии с рекомендациями [5]: $n = 0,2$; $h_0 = 10$ м, $W_0 = 3,5$ м/с. Параметр рифления для куполов блока ОП $\Theta_{\text{оп}} = 0,15$, заданное время устройства рифления $t_{\text{разр}} = 4$ с. Для остальных куполов ПС рифление отсутствует. В данном расчете параметры наполнения куполов ПС t_2 , t_4 и t_5 задавались в соответствии с данными эксперимента. Объект размещен на минимально возможном расстоянии до обреза грузозюка (гнездо № 1).

Сопоставление расчетных характеристик с экспериментальными данными представлено на рис. 5—7. На рис. 5,а представлены графики изменения положения центра тяжести объекта: сбрасывание происходит в плоскости курса самолета — ХОУГСК (см. рис. 2); график смещения объекта по оси ОХ показывает, что СОП после отделения от самолета двигалась по инерции 550 м, после 15 с ее движение перешло в фазу стабилизации; красной линией показано вертикальное перемещение объекта; расчетное время приземления СОП составляет 34 с, что соответствует эксперименту — треугольным маркером отмечено экспериментальное время приземления СОП 33,3 с.

На рис. 5,б представлены графики изменений компонент скоростей объекта, качественный анализ которых позволяет сделать вывод об адекватности представленных характеристик. Так, вертикальная скорость объекта при стабилизации движения СОП составляет 7,5—8,3 м/с, что соответствует опытным наблюдениям; компонента горизонтальной скорости V_x в начале расчета составляет 77,8 м/с (соответствует заданной $V_{\text{пр}} = 280$ км/ч), ее колебательный характер после 15 с соотносится с графиком перемещений на

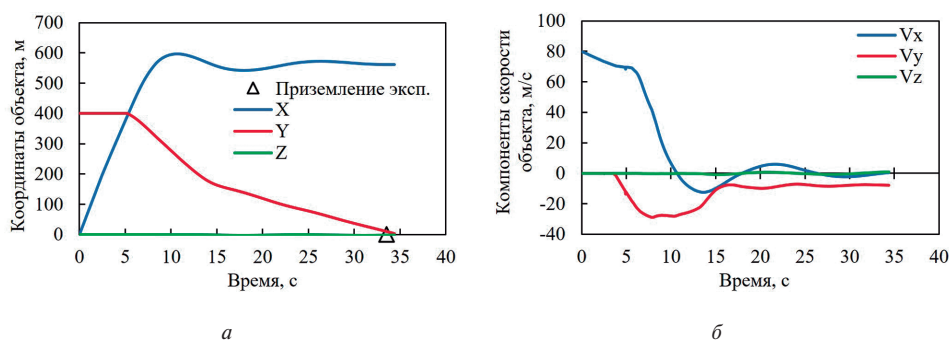


Рис. 5. Расчетные характеристики процесса приземления СОП

рис. 5,а и говорит о маятниковом характере движения СОП в плоскости курса самолета.

На рис. 6,а представлено сопоставление расчетных и экспериментальных данных замеров усилий от ПС в процессе ее введения в действие. Цифровые отметки соответствуют основным этапам работы ПС: 1 – в начале процесса происходит установление вытяжного усилия от ВП (0–0,5 с), после чего объект срагивается и движется по грузовому полу; на 3,8 с происходит перевал объекта через обрез грузолока и перецепка звена ПС – сопровождается падением усилия на интервале 3,8–4,5 с; 2 – введение ДВП в действие отражается на графике пиком усилия на 5,5 с; 3 – следующий пик усилия на 6,5 с соответствует введению ТП; 4 – пик усилий на 8,5 с обусловлен началом введения ОП и их наполнением до зарифованного состояния; 5 – на интервале 10–13 с СОП движется с зарифованными ОП; 6 – на 13 с начинается разрифовка ОП и их наполнение, что вызывает очередной пик усилия на 14 с. На рис. 6,б показаны графики изменения угла тангажа объекта в процессе введения ПС в действие. Следует отметить, что экспериментальный график был получен путем снятия соответствующих угловых замеров с видеозаписи сбрасывания. Поэтому гладкость экспериментальной кривой обусловлена прежде всего особенностями аппроксимации точек-замеров, полученных с шагом $\sim 0,15\text{--}4,2$ с, в то время как дискретизация расчетных данных составляет 0,003 с.

На рис. 7 сопоставляются искомые характеристики усилий в звеньях подвесной системы: черными линиями показаны расчетные результаты, серыми – экспериментальные.

Сопоставление расчетных и экспериментальных данных показывает, что математический эксперимент в целом соответствует натурному – по основным гармоникам сигналов наблюдается сходство как по их периодичности, так и по амплитудам. На основании проведенного анализа расчетных характеристик математического моделирования процесса парашютного десантирования объекта (процесса введения ПС в действие в частности) можно сделать вывод о том, что разработанная ММ достаточно качественно описывает динамику закрепленного на подвесной системе к ПС объекта, не противоречит данным эксперимента и показывает адекватный уровень нагруженности силовых звеньев СД.

4. Формирования расчетного случая нагружения

Для оценки прочности элементов конструкции подвесной системы необходимо определить действующие в ее звеньях расчетные нагрузки, как это было сделано ранее (рис. 7). Однако при этом необходимо учесть вариативность условий работы ММ системы «самолет–объект–парашют». Для решения этой задачи применяется метод Монте-Карло [21] – проводится статистическое моделирование процесса парашютного десантирования объекта.

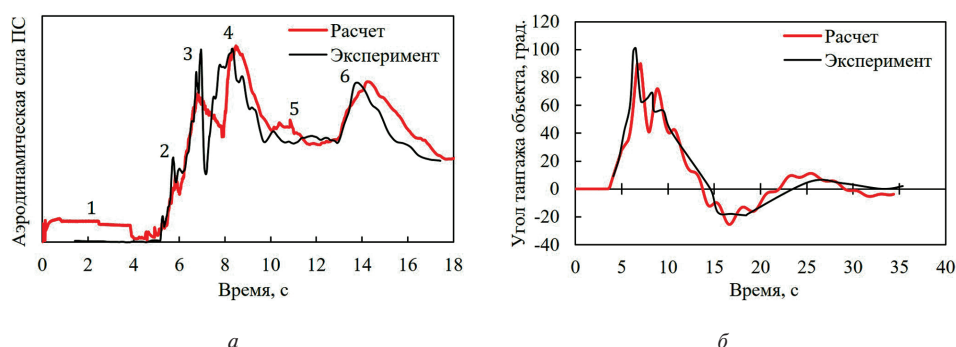


Рис. 6. Характеристики процесса приземления СОП

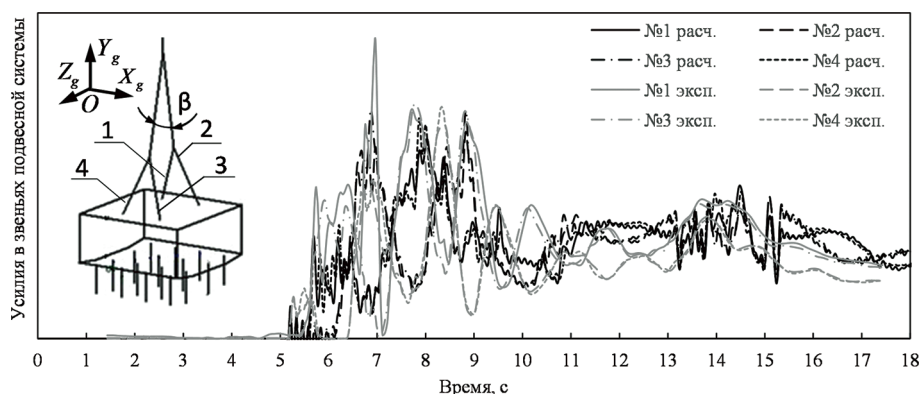


Рис. 7. Экспериментальные и расчетные действующие усилия в звеньях подвесной системы

Рассматривается аналогичный приведенному ранее процесс парашютного десантирования объекта с использованием той же ПС со следующими диапазонами распределенных равномерно расчетных параметров: высота десантирования 500 – 2000 м; приборная скорость самолета 300–400 км/ч; высота площадки приземления над уровнем моря 0 – 2500 м. Интервал разброса параметров наполнения куполов t_2 , t_4 и t_5 для ТП и ОП принят исходя из данных наблюдений за испытаниями данной СОП. Также учтена возможность несрабатывания одного из куполов блоков ТП и ОП – положена вероятность несрабатывания 10%. Распределение параметра начального положения объекта в грузолуке самолета – равномерное, на фиксированных интервалах, соответствующих заданному набору гнезд грузового пола самолета (возможных положений объекта относительно обреза грузолука). Параметры атмосферы соответствуют принятым для предыдущего случая. Сбрасывание проводится в условиях ветровой нагрузки.

В качестве примера на рис. 8 приведены характеристики нагружения для четвертого звена подвесной системы (нумерация звеньев представлена как на рис. 7), полученные по результатам 1000 проведенных итераций процесса парашютного сбрасывания объекта.

На рис. 8,а представлен разброс действующих расчетных нагрузок в звене для всех рассмотренных итераций во временной области. На рис. 8,б столбчатой диаграммой приведен спектр действующих максимальных нагрузок в том же звене. Анализ плотности распределения расчетных усилий в звеньях подвесной системы, выполненный с использованием критерия согласия χ^2 Пирсона, показывает, что она может быть описана нормальным законом распределения (уровень значимости 5%) – показано сплошной линией на рис. 8,б. На этом основании расчетное значение нагрузки в звене подвесной системы может быть представлено как

$$R^P = R_{\text{ср max}}^{\text{Э}} \cdot (1 + t \cdot v) \cdot K_B, \quad (3)$$

где $R_{\text{ср max}}^{\text{Э}}$ – средние значения максимальных эксплуатационных нагрузок в каждом звене; v – коэффициент вариации нагрузки; K_B – дополнительный коэффициент безопасности; t – коэффициент, определяемый заданным доверительным уровнем γ для одностороннего α -квантиля нормального распределения.

Положим $\gamma = 0,999$, тогда $t = 3,09$. В таблице представлены полученные по формуле (3) расчетные нагрузки для звеньев подвесной системы 1–4 (в соответствии с обозначениями на рис. 7) и на-

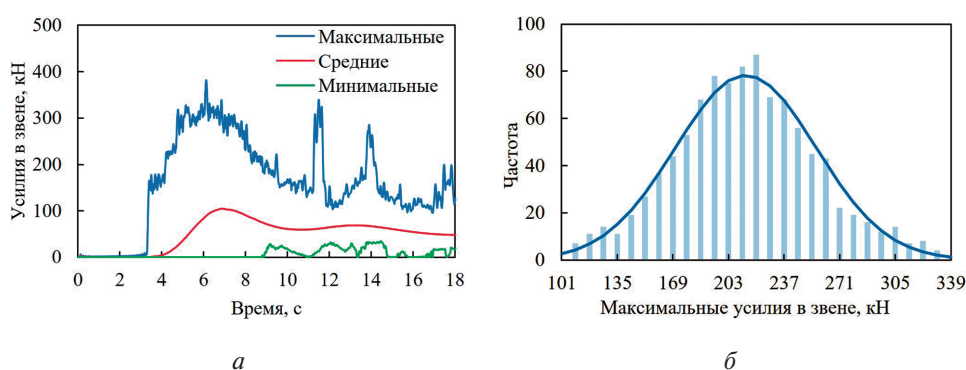


Рис. 8. К определению расчетной нагрузки в звене подвесной системы

Расчетные значения усилий в звеньях подвесной системы
и коуше крепления ПС

Звено Параметр	1	2	3	4	ПС
$R_{\max}^{\text{э}}, \text{Н}$	337590	382026	339838	329415	951255
$R_{\text{ср max}}^{\text{э}}, \text{Н}$	204916	186792	187909	205338	513850
ν	0,21	0,20	0,20	0,21	0,22
$t = 3,09; K_{\text{Б}} = 1,00$					
$R^{\text{П}}, \text{Н}$	337002	299488	302025	338757	863204

грузки от ПС, приходящие на коуш ее крепления к подвесной системе.

Так, для рассматриваемого процесса введения ПС в действие максимальная расчетная нагрузка в звеньях подвесной системы возникает в звене № 4 и составляет $R^{\text{П}} = 338787 \text{ Н}$. Расчетная нагрузка, приходящая на подвесную систему от ПС, составляет $R_{\text{ПС}}^{\text{П}} = 863204 \text{ Н}$, что при задании веса объекта позволяет получить значение действующей на объект расчетной перегрузки $n^{\text{П}} = R_{\text{ПС}}^{\text{П}}/G$.

В инженерной практике для прогнозирования нагруженности звеньев подвесной системы при введении ПС в действие часто используется следующий подход: консервативно полагается, что из-за изменения тангажа объекта после его выхода из грузолюка самолета (см. рис. 6,б) нагрузку от вводимой в действие ПС воспримут только два звена — соответствуют звеньям 1 и 4 на рис. 7; также полагается, что звенья 1 и 4 нагружены неравномерно и воспринимают нагрузку в некотором соотношении — пусть это будет 60%–40%, что соответствует коэффициенту неравномерности $k_{\text{неравн}} = 1,2$; обозначенный на том же рисунке угол между этими звеньями для рассматриваемой СОП составляет $\beta = 20^\circ$. Пусть нагрузка от ПС известна — определена разработчиком ПС — и соответствует определенной ранее $R_{\text{ПС}}^{\text{П}}$. Положим как и в предыдущем случае $K_{\text{Б}} = 1,00$. Тогда действующая нагрузка в наиболее нагруженном звене определится как

$$R_{\text{инж}}^{\text{П}} = \frac{R_{\text{ПС}}^{\text{П}}}{2 \cos\left(\frac{\beta}{2}\right)} \cdot k_{\text{неравн}} =$$

$$= \frac{863204}{2 \cos\left(\frac{20}{2}\right)} \cdot 1,2 = 525912 \text{ Н}.$$

Таким образом, данная консервативная оценка действующей в звене расчетной нагрузки завышает ее значение в $R_{\text{инж}}^{\text{П}}/R^{\text{П}} = 525912/338787 = 1,55$ раз, по сравнению с полученным ранее с помощью разработанного метода.

Выводы

Введение в ММ СОП [1, 2] модели «самолета» (подвижной площадки), реализация принципа каскадности для ММ многокупольной ПС и механизма перецепки парашютных звеньев позволяют обеспечить корректное задание начальных условий работы СОП и проводить адекватное математическое моделирование динамического процесса ее движения при введении ПС в действие. Проведенный анализ показывает, что получаемые с помощью разработанной ММ «самолет-объект-парашют» характеристики движения СОП отражают общую динамику движения натурной СОП на рассматриваемом неустановившемся режиме работы и динамику движения закрепленного на подвесной системе к ПС объекта.

На примере подвесной системы представлен метод формирования расчетного случая нагружения, позволяющий получать обоснованные значения расчетной перегрузки и действующих в элементах конструкции СД расчетных нагрузок, возникающих на рассматриваемом режиме работы.

Список источников

1. 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: <https://trudymai.ru/published.php?ID=175907>
2. 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>
3. Лялин В.В., Морозов В.И., Пономарев А.Т. Парашютные системы. Проблемы и методы их решения. М.: Физматлит, 2009. 576 с.
4. Рысев О.В., Вишняк А.А., Чуркин В.М. и др. Динамика связанных тел в задачах движения парашютных систем. М.: Машиностроение, 1992. 288 с.

5. Антоненко А.И., Рысев О.В., Фатыхов Ф.Ф. и др. Динамика движения парашютных систем. М.: Машиностроение, 1982. 152 с.
6. Чуркин В.М. Программный модуль приближенного исследования раскрытия купола парашюта // Труды МАИ. 2011. № 49. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=27969>
7. Апаринов В.А., Зайчук Р.М., Пономарев А.Т. Моделирование нагружения парашютов с учетом деформирования купола // Известия Российской академии наук. Механика твердого тела. 2003. № 3. С. 155–172.
8. Леонов С.В., Морозов В.И., Пономарев А.Т. Моделирование формообразования и прочностных характеристик парашютов // Известия Российской академии наук. Механика твердого тела. 2011. № 2. С. 183–198.
9. Бугримов А.Л., Васильченко А.Г., Леонов С.В. Методы инженерного расчета и математического моделирования работы парашютов // Вестник Московского государственного областного университета. Серия: Физика–математика. 2011. № 3. С. 90–96.
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. Иванов П.И. Исследование парашютных систем и парапланерных летательных аппаратов: Монография. Феодосия: Ясон, 2022. 736 с.
12. 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
13. 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
14. Иванов П.И., Криворотов М.М., Куринный С.М. Информативность эксперимента в летных испытаниях парашютных систем. Принятие решений // Вестник Московского авиационного института. 2021. Т. 28. № 1. С. 126–136. DOI: 10.34759/vst-2021-1-126-136
15. Tutt B.A. Fluid Structure Interaction Parachute Benchmark Models in LS-DYNA // AIAA Aerodynamic Decelerator Systems (ADS) Conference (25–28 March 2013; Daytona Beach, Florida). DOI: 10.2514/6.2013-1384
16. Kim Y., Peskin C.S. 3D Parachute simulation by the immersed boundary method // Computers & Fluids. 2009. Vol. 38. No. 6, pp. 1080–1090. DOI: 10.1016/j.compfluid.2008.11.002
17. Stein K., Tezduyar T.E., Sathe S., et al. Fluid-structure interaction modeling of parachute soft-landing dynamics // International Journal for Numerical Methods in Fluids. 2004. Vol. 47. No. 6–7, pp. 619 – 631. DOI: 10.1002/fld.835
18. Stein K.R., Tezduyar T.E., Kumar V., et al. Charles. Numerical simulation of soft landing for clusters of cargo parachutes // European Congress on Computational Methods in Applied Sciences and Engineering (24–28 July 2004; Jyväskylä, Finland).
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>
20. Журинов 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. С. 71–78.
21. Соболев И.М. Метод Монте-Карло. М: Наука, 1968. 64 с. (Популярные лекции по математике. Вып. 46).

References

1. Averyanov IO. Mathematical model of non-deformed cargo parachute landing system with dampers on rigid plane in case of stationary wind field. *Trudy MAI*. 2023(131). (In Russ.). URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=175907>
2. Averyanov IO. Cascade parachute system with stiff round canopies mathematical model in the task of parachute-cargo system ballistic characteristics evaluation. *Trudy MAI*. 2024(138). (In Russ.). URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=182678>
3. Lyalin VV, Morozov VI, Ponomarev AT. *Parachute systems. Problems and methods of their solution*. Moscow: Fizmatlit; 2009. 576 p. (In Russ.).
4. Rysev OV, Vishnyak AA, Churkin VM, et al. *Dynamics of connected bodies in the problems of movement of parachute systems*. Moscow: Mashinostroenie; 1992. 288 p. (In Russ.).
5. Antonenko AI, Rysev OV, Fatykhov FF, et al. *Dynamics of movement of parachute systems*. Moscow: Mashinostroenie; 1982. 152 p. (In Russ.).
6. Churkin VM. Program module approximate research deployment parachute canopy. *Trudy MAI*. 2011(49). (In Russ.). URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=27969>
7. Aparinov VA, Zaichuk RM, Ponomarev AT. Modeling parachute loading taking into account dome deformation. *Izvestiya Rossiiskoi akademii nauk. Mekhanika tverdogo tela*. 2003(3):155–172. (In Russ.).
8. Leonov SV, Morozov VI, Ponomarev AT. Modeling of formation and strength characteristics of parachutes. *Izvestiya Rossiiskoi akademii nauk. Mekhanika tverdogo tela*. 2011(2):183–198. (In Russ.).
9. Bugrimov A, Wasilchenko A, Leonov S. Methods of engineering calculation and mathematical modelling of work of parachutes. *Vestnik Moskovskogo gosudarstvennogo oblastnogo universiteta. Seriya: Fizika–matematika*. 2011(3):90–96. (In Russ.).
10. Tryamkin AV, Skidanov SN. Research on parachute systems filling process. *Trudy MAI*. 2001(3). (In Russ.). URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=34686>

11. Ivanov PI. *Research of parachute systems and paragliding aircraft*. Feodosia: Jason; 2022. 736 p. (In Russ.).
12. Ivanov PI, Kurinnyi SM, Krivorotov MM. Parameters liable to be defined while a multi-dome parachute system flight-testing for its efficiency estimation. *Aerospace MAI Journal*. 2020;27(3):49-59. (In Russ.). DOI: 10.34759/vst-2020-3-49-59
13. Ivanov PI, Berislavskii NY. Problematic issues of functioning of multi-dome parachute systems. *Aerospace MAI Journal*. 2020;27(1):43-52. (In Russ.). DOI: 10.34759/vst-2020-1-43-52
14. Ivanov PI, Krivorotov MM, Kurinnyi SM. Experiment informativity in flight tests of parachute systems. Decision making. *Aerospace MAI Journal*. 2021;28(1):126-136. (In Russ.). DOI: 10.34759/vst-2021-1-126-136
15. Tutt BA. Fluid Structure Interaction Parachute Benchmark Models in LS-DYNA. *AIAA Aerodynamic Decelerator Systems (ADS) Conference (March 25-28, 2013; Daytona Beach, Florida)*. DOI: 10.2514/6.2013-1384
16. Kim Y, Peskin CS. 3D Parachute simulation by the immersed boundary method. *Computers & Fluids*. 2009;38(6):1080-1090. DOI: 10.1016/j.compfluid.2008.11.002
17. Stein K, Tezduyar TE, Sathe S, et al. Fluid-structure interaction modeling of parachute soft-landing dynamics. *International Journal for Numerical Methods in Fluids*. 2004;47(6-7):619 – 631. DOI: 10.1002/fld.835
18. Stein KR, Tezduyar TE, Kumar V, et al. Charles. Numerical simulation of soft landing for clusters of cargo parachutes. *European Congress on Computational Methods in Applied Sciences and Engineering (July 24-28, 2004; Jyväskylä, Finland)*.
19. Averyanov IO, Zinin AV. Mathematical model of non-deformed cargo landing system with dampers to rigid plane landing process. *Trudy MAI*. 2022(124). (In Russ.). URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=34686>
20. Zhurin SV, Leonov SV, Mekhonoshin YuG. Processing and analysis of flight experiment data for determining the characteristics of the motion of a round parachute on a spiral trajectory at high altitudes. *Civil Aviation High Technologies*. 2015(211):71-78. (In Russ.)
21. Sobol' IM. *The Monte Carlo method*. Moscow: Nauka; 1968. 64 p. (Popular lectures on mathematics. Issue 46). (In Russ.).

Статья поступила в редакцию / Received 06.07.2025
Одобрена после рецензирования / Revised 18.07.2025
Принята к публикации / Accepted 21.07.2025