

ПРИВЕДЕНИЕ РЕЖИМА КОПРОВОГО СБРАСЫВАНИЯ ОБЪЕКТА С АМОРТИЗАЦИОННЫМ УСТРОЙСТВОМ ЭКВИВАЛЕНТНОМУ ПО ХАРАКТЕРИСТИКАМ БЕЗОПАСНОСТИ ВЕРТИКАЛЬНОМУ ПАРАШЮТНОМУ ПРИЗЕМЛЕНИЮ

И.О. Аверьянов

i.averyanov@mail.ru

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

Аннотация

Одним из этапов экспериментальной отработки функционирования амортизационного устройства средств десантирования является этап копровых сбрасываний объекта, на котором воспроизводятся условия его парашютного приземления для оценки характеристик безопасности приземления. Влияние воздействия парашютной системы на динамику процесса обжатия амортизационного устройства при проведении копровых сбрасываний объекта учитывается с помощью подбора параметров сбрасываний. Приведено описание метода расчетного определения параметров копрового сбрасывания объекта, позволяющих воспроизвести режим работы амортизационного устройства при поддержке объекта парашютной системой и учете значений соответствующих характеристик приземления. Предлагаемая математическая модель включает в себя известные модели парашютной и подвесной систем, а также амортизационной системы, состоящей из пневматических тканевых амортизаторов. Приведен алгоритм определения характеристик безопасности приземления по результатам математического эксперимента. Разработан метод определения параметров эквивалентного сбрасывания. Рассмотрены задачи определения эквивалентных парашютному приземлению режимов копровых сбрасываний объекта по критериям равенства максимальных значений перегрузок для воспроизведения приходящихся на объект максимальных ударных воздействий, избыточных давлений в камерах амортизаторов для оценки их прочности, также по критерию максимального соответствия характе-

Ключевые слова

Средства десантирования, амортизационное устройство, режимы копрового сбрасывания, парашютное приземление

ристик перегрузки для формирования при приземлении эквивалентного импульса ударного воздействия, передаваемого с амортизационного устройства на объект с экипажем на борту

Поступила 16.04.2025

Принята 15.12.2025

© Автор(ы), 2026

Введение. Одной из задач при проектировании средств десантирования (СД) является обеспечение безопасного парашютного приземления груза (или техники) с экипажем на борту. Безопасность приземления такого груза зависит от работы парашютной системы (ПС) при условии обеспечения допустимой скорости снижения [1–3] и амортизационных систем при непосредственном приземлении груза на площадку [4–8]. К таким системам относятся амортизационные устройства (АУ), входящие в состав СД и десантируемого груза (в том числе кресел членов экипажа). Как правило, АУ прикрепляется к грузу (вместе — объект). В некоторых случаях в состав системы объект–парашют (СОП) входят и другие устройства гашения скорости снижения перед приземлением [9, 10].

В процессе приземления СОП при обжати АУ груз, поддерживаемый ПС, испытывает ударное воздействие. К характеристикам такого воздействия относят значение и длительность перегрузки, темп ее нарастания, а также потерянную при ударе скорость [11, 12]. Приземление безопасно, если АУ выполняет свое функциональное назначение и указанные характеристики приземления не превышают значений, заданных в соответствующей нормативной документации [13].

На этапе проектирования СД работоспособность АУ подтверждается копровыми испытаниями — сбрасыванием объекта с некоторой высоты, обеспечивающей характеристики копрового приземления, эквивалентные характеристикам парашютного приземления, с точки зрения оказываемого на груз ударного воздействия. Термин «приземление» означает стадию процесса парашютного или копрового приземления объекта, начинающуюся с момента начала обжатия АУ и заканчивающуюся полной остановкой объекта на поверхности приземления. При этом проводятся сбрасывания объекта со сносом [4] и вертикальные сбрасывания [5]. Сбрасывания со сносом имитируют приземление СОП с горизонтальной составляющей скорости снижения и необходимы для подтверждения устойчивости объекта в процессе приземления. Рассматриваемые в настоящей работе вертикальные сбрасывания объекта проводятся для подтверждения работоспособности АУ в целом, прочности элементов конструкции АУ и иных систем СД, а также для оценки безопасности приземления с учетом ударных воздействий на груз и экипаж.

Цель настоящей работы — разработка метода приведения расчетных параметров копрового сбрасывания объекта на площадку параметрам эквивалентного вертикального сбрасывания объекта с учетом нагружения АУ и характеристик безопасности, в том числе для объектов с экипажем на борту.

Математическая модель. Итоговое ударное воздействие на груз (или на членов экипажа) при приземлении зависит от динамики работы СОП с описанной комплексной амортизационной системой, а также от механических характеристик самого груза (податливости конструкции) и площадки приземления, представляющей собой в общем случае вязко-упругопластическую среду. Процессу моделирования обжатия АУ при копровом сбрасывании объекта посвящено множество работ отечественных [8, 14–17] и зарубежных [18–20] авторов, значительно меньше — исследованиям того же процесса, но с учетом воздействия ПС. Например, в [21] моделирование такого процесса осуществляется с помощью современных программных сред, реализующих совместное конечно-элементное (упругие элементы конструкции и поверхность приземления) и конечно-объемное (воздушная среда) решения. Главным недостатком такого подхода являются большие временные затраты [22]. Альтернативой могут служить полуаналитические математические модели (ММ) [3–6], разработанные в целях дальнейшего использования в задачах, предполагающих итерационность решения.

Рассмотрим модельную задачу сравнения парашютного приземления и копрового сбрасывания объекта. Схемы рассматриваемых процессов приведены на рис. 1.

В обоих случаях абсолютно жесткий груз массой m_T с закрепленным на нем АУ приземляется вертикально на жесткую горизонтальную поверхность. В первом случае груз подвешен к ПС (рис. 1, а, б). Второй случай (рис. 1, в) соответствует копровому сбрасыванию объекта на площадку. Математическая модель груза — это пространственное жесткое тело, к нижнему основанию которого прикреплено АУ, представляющее собой набор из нескольких однокамерных цилиндрических тканевых пневматических амортизаторов (ПА) со стравливающими клапанами, модель работы которых описана в [7, 8] и основана на следующих допущениях:

- ПА работают изолированно и идентично;
- газ в оболочке сжимается по адиабатическому закону;
- давление и температура внутри ПА распределяются равномерно по объему;
- материал оболочки упругий.

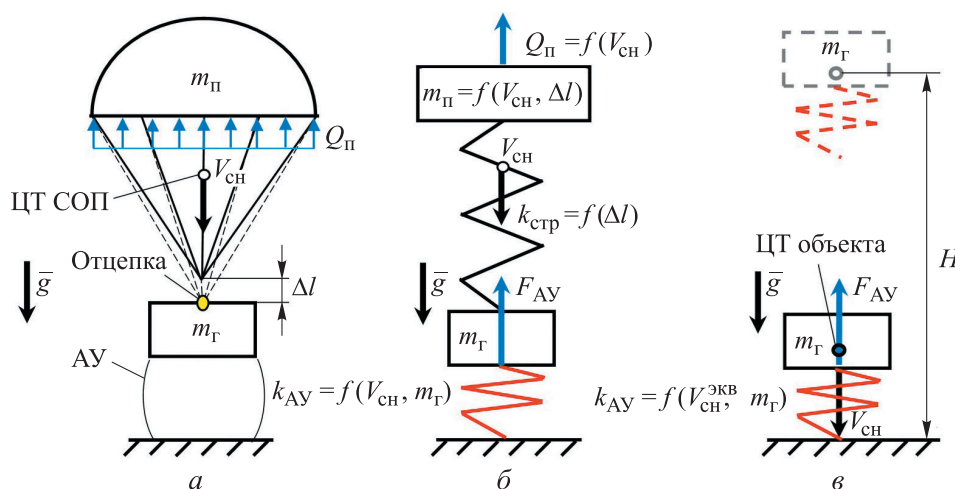


Рис. 1. Схемы процессов приземления СОП (а), обжатия АУ при парашютном приземлении (б) и копровом сбрасывании (в) объекта:
 m_p — масса парашюта (с присоединенной массой воздуха); m_r — масса груза;
 V_{ch} — скорость снижения СОП; $V_{экв}$ — эквивалентная скорость снижения объекта при копровом сбрасывании; H — высота сбрасывания; Q_p — аэродинамическая сила парашюта; Δl и $k_{стр}$ — удлинение и жесткость строп парашюта; k_{AU} — жесткость АУ; F_{AU} — сила сопротивления АУ обжатию; $\bar{g}$ — вектор ускорения свободного падения (ЦТ — центр тяжести)

В соответствии с [8] процесс обжатия АУ представляется квазистационарным, на каждом шаге интегрирования определяется сила $F_{AU} = \sum_{i=1}^k F_{AU i}$, где k — число ПА. Предположим, что ПА расположены так,

что при воздействии на груз не происходит его вращения. В качестве парашютной и подвесной систем используется структурная ММ [3], в которой ПС представляется многокупольной, с жесткими круглыми куполами, соединенными с коушем с помощью упругих связей. Подвесная система закреплена к коушу ПС и представляет собой набор тросовых элементов с односторонней жесткостью, сочлененных между собой в узлах. Узлы и коуши моделируются точечными массовыми элементами. Модель воспроизводит пространственную структуру многокупольной ПС и подвесной системы. При приземлении СОП ПС отсоединяется от объекта с помощью специального устройства — отцепки. Будем использовать введенную в [4] ММ отцепки, где момент отсоединения ПС (расчетовка отцепки) в процессе обжатия АУ регулируется условием достижения некоторого усилия в звене подвесной системы $P_{расчек}$.

На этапе установившегося снижения СОП изменение скорости снижения обуславливается прежде всего увеличением плотности воздуха по мере уменьшения высоты над площадкой приземления. Ввиду того, что процесс обжатия АУ при приземлении СОП кратковременен (составляет доли секунды), скорость снижения СОП перед приземлением рассматривается постоянной, т. е. в момент начала обжатия АУ объект, поддерживаемый ПС, движется без ускорения. В случае копровых сбрасываний объекта расчетные скорости парашютного приземления к моменту начала обжатия АУ достигаются подбором высоты сбрасывания объекта H , т. е. исходя из баланса кинетической $mV_{\text{сн}}^2/2$ и потенциальной mgH энергий. В связи с этим в момент начала обжатия АУ объект движется с равномерным ускорением. При этом при парашютном приземлении в процессе обжатия АУ на объект действует сила со стороны ПС. Таким образом, динамика движения приземляющегося объекта, поддерживаемого ПС, при обжатии АУ отлична от случая копрового сбрасывания объекта на протяжении всего процесса обжатия, в том числе с точки зрения начальных условий работы рассматриваемой системы.

Проиллюстрируем изложенное выше на примере модельной задачи сравнения расчетных характеристик парашютного приземления и копрового сбрасывания объекта. Зависимости расчетных характеристик от времени парашютного приземления и копрового сбрасывания при скорости снижения СОП на момент начала обжатия АУ $V_{\text{сн}} = 7,73$ м/с приведены на рис. 2. Использовались следующие параметры: $m_{\text{г}} = 13\,000$ кг, $k = 8$, $h = 1,5$ м. Радиус основания одного ПА 0,7 м, клапаны ПА представляют собой круглые отверстия с суммарной площадью $0,03$ м², оболочка — мембрану с модулем упругости 300 МПа. Усилие расчеховки отцепки $P_{\text{расчек}}$ составляет 20 % массы груза.

Согласно рис. 2, режим копрового сбрасывания объекта при равенстве скоростей снижения в начальный момент времени жестче с точки зрения возникающих на нем перегрузок и значений избыточных давлений в оболочках АУ. В связи с этим в общем случае приведение копрового сбрасывания объекта к условиям парашютного приземления требует корректировки начальных параметров сбрасывания объекта. К регулируемым параметрам в общем случае относятся масса груза и скорость снижения на момент начала обжатия АУ, для реализации которой подбираются высоты сбрасывания H (см. рис. 1, в). Условия для определения высоты и массы груза запишем следующим образом:

$$H = \frac{(V_{\text{сн}} - \Delta V)^2}{2g}; \quad (1)$$

$$m = m_{\text{г}} + \Delta m,$$

где Δm , ΔV — регулируемые значения массы и скорости снижения.

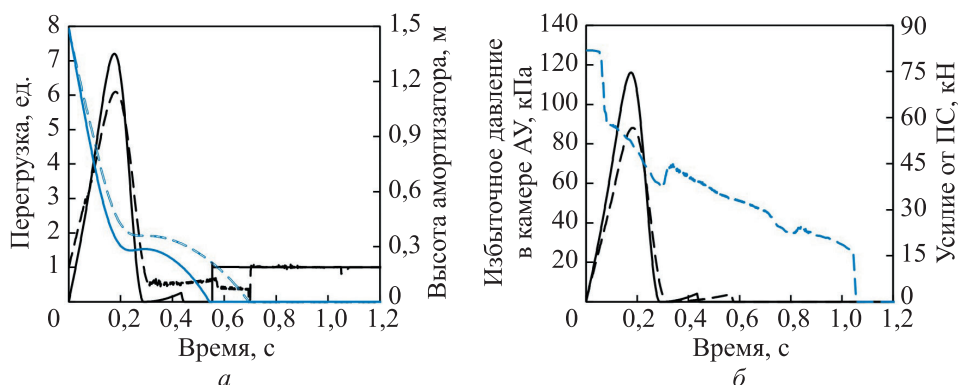


Рис. 2. Зависимости расчетных характеристик от времени парашютного приземления (штриховые кривые) и копрового сбрасывания (сплошные кривые) объекта при скорости снижения СОП $V_{\text{сн}} = 7,73$ м/с на момент начала обжатия АУ:

а — перегрузка (черные кривые) и высота АУ (синие); *б* — избыточное давление в камере АУ (черные кривые) и усилие от ПС (синие)

Характеристики приземления. Для сопоставления характеристик ударного воздействия на объект в процессе приземления проведем схематизацию графиков расчетной перегрузки и скорости ее изменения (рис. 3). В связи с тем, что использование описанной ММ СОП предполагает прямое интегрирование уравнений движения объекта [3], в качестве результата расчета получим i отсчетов, описывающих движение объекта.

По левой шкале ординат на рис. 3 отложены значения расчетной перегрузки объекта во времени. Максимальная перегрузка и скорость ее нарастания определяются по выражениям:

$$n_{\text{max}} = \max(n_i); \quad (2)$$

$$\tau = \frac{n_{\text{max}}}{t(n_{\text{max}})},$$

где n_i — перегрузка объекта на i -м отсчете; $t(n_{\text{max}})$ — момент времени, соответствующий действию максимальной перегрузки.

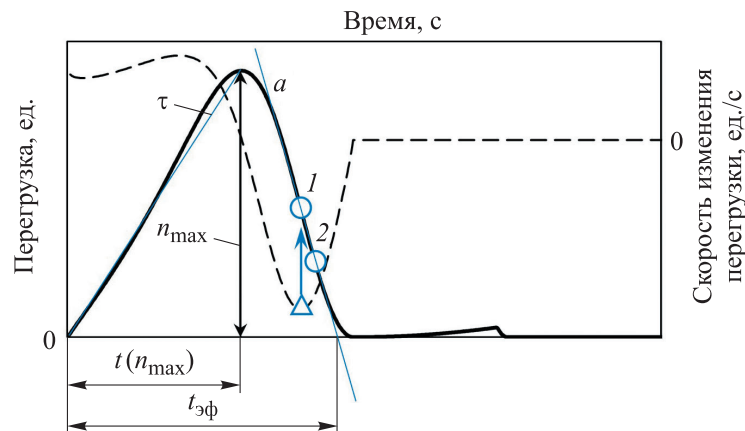


Рис. 3. Схематизация графиков расчетной перегрузки (сплошная кривая) и скорости ее изменения (штриховая) в процессе приземления объекта:
 $n_{\max}$ — максимальное значение перегрузки; τ — скорость нарастания перегрузки; $t_{\text{эф}}$ — время действия перегрузки; a — прямая, соответствующая максимальной скорости спада перегрузки

Для определения времени эффективного действия перегрузки $t_{\text{эф}}$ принято условно проводить прямую, соответствующую максимальному спаду перегрузки (прямая a , см. рис. 3). Пересечение прямой a с осью абсцисс позволяет получить искомую характеристику $t_{\text{эф}}$. Определим способ получения данной кривой, для чего по правой шкале ординат отложим скорость изменения перегрузки. В качестве дополнительного ограничения предположим, что точки, определяющие прямую a , располагаются правее значения $t(n_{\max})$, т. е. выполняется условие

$$\dot{n}_i = \frac{n_i - n_{i-1}}{\Delta t_i} \Big|_{t_i > t(n_{\max})}.$$

Координаты точек прямой a (круглые маркеры 1 и 2, см. рис. 3) рассчитываются следующим образом:

$$\begin{aligned} x_1 &= t(\min(\dot{n}_i)), & y_1 &= n(x_1); \\ x_2 &= x_1 + \Delta t_i, & y_2 &= n(x_2), \end{aligned}$$

где $\min(\dot{n}_i)$ — минимальное значение скорости изменения перегрузки (треугольный маркер, см. рис. 3); Δt_i — расстояние по оси абсцисс до следующего отсчета. Тогда, вычисляя коэффициенты уравнения прямой a как $k = (y_2 - y_1)/(x_2 - x_1)$ и $b = y_1 - kx_1$, найдем искомое значение характеристики $t_{\text{эф}}$:

$$t_{\text{эф}} = -\frac{b}{k}. \quad (3)$$

Рассмотрим график изменения избыточного давления в камере АУ (см. рис. 2, б) при приземлении объекта. Следуя вышеприведенным рассуждениям, для известных замеров расчетных значений избыточного давления Δp_i в камере АУ при приземлении объекта определим максимальное избыточное давление

$$\Delta p_{\text{max}} = \max(\Delta p_i). \quad (4)$$

Таким образом, используя выражения (2) и (3), однозначно определим характеристики ударного воздействия на объект при приземлении, а с помощью выражения (4) — значение максимального избыточного давления. Для сравнения этих характеристик в случае парашютного приземления и копрового сбрасывания объекта введем следующие величины:

$$\begin{aligned} \varepsilon_n &= 100 \left(1 - \frac{n_{\text{max п}}}{n_{\text{max к}}} \right); \quad \varepsilon_\tau = 100 \left(1 - \frac{\tau_{\text{max п}}}{\tau_{\text{max к}}} \right); \\ \varepsilon_{\dot{n}} &= 100 \left(1 - \frac{\dot{n}_{\text{max п}}}{\dot{n}_{\text{max к}}} \right); \quad \varepsilon_{\Delta p} = 100 \left(1 - \frac{\Delta p_{\text{max п}}}{\Delta p_{\text{max к}}} \right). \end{aligned} \quad (5)$$

Параметры ε_n , ε_τ , $\varepsilon_{\dot{n}}$, $\varepsilon_{\Delta p}$ отражают процентную разность соответствующих характеристик сравниваемых режимов парашютного (п) приземления и копрового (к) сбрасывания объекта.

Постановка задачи. Предположим, что характеристики парашютного приземления известны. Для этого, применяя ММ СОП для исследуемого режима приземления, получаем решение в виде приведенных на рис. 2 характеристик приземления. Условимся, что указанную ранее потерянную скорость при приземлении [11, 12], являющуюся одной из характеристик данного процесса, далее не будем учитывать из-за малого ее значения, что обусловлено рассмотренными режимами работы и типом АУ.

Пусть разность исследуемых параметров перегрузки выражается параметром ε , в общем случае зависящим от ε_n , ε_τ , $\varepsilon_{\dot{n}}$, $\varepsilon_{\Delta p}$. Тогда сформулируем задачу исследования следующим образом: на примере приведенной модельной задачи, полагая определяемые выражениями (2)–(4) характеристики парашютного приземления известными, определяем параметры Δt и ΔV (1) копрового сбрасывания объекта так, чтобы $\varepsilon \rightarrow \min$, т. е. ε в данной постановке задачи является функцией невязки.

Используем следующие допущения:

- в соответствии с данными из [3–5] для ММ ПС присоединенная масса воздуха куполов ПС постоянна при наличии натяжения в стропях (удлинения строп $\Delta l \neq 0$) и мгновенно обнуляется при его отсутствии;
- ПА АУ расположены таким образом, что при воздействии на груз они не вызывают его вращения;
- масса груза существенно больше масс членов экипажа и кресел; жесткости других амортизационных систем груза не влияют на динамику работы рассматриваемой системы связанных тел;
- получаемые математическим моделированием расчетные характеристики как парашютного приземления, так и копрового сбрасывания объекта достоверны на всем диапазоне исследуемых параметров (в данном случае масс и скоростей снижения);
- площадка приземления ровная и абсолютно жесткая.

Метод решения. Описанная задача сводится к задаче минимизации функции ε по изменяемым параметрам m_T и V_{CH} . Каждая расчетная итерация представляет собой полноценный математический эксперимент, описывающий копровое сбрасывание, аналогичный приведенному на рис. 2. Обработка характеристик приземления объекта проводится в соответствии с описанным подходом и сводится к расчету ε_n , ε_τ , $\varepsilon_{\dot{n}}$, $\varepsilon_{\Delta p}$ по выражениям (5) и ε , определяемой в соответствии с постановкой конкретной задачи. Разность текущих значений параметров m_T и V_{CH} и их исходных значений, соответствующих случаю парашютного приземления объекта, определяют искомые параметры Δm и ΔV .

Проведение множества расчетных итераций с различными сочетаниями m_T и V_{CH} образуют поверхность решения E , которая затем исследуется на наличие глобальных экстремумов с использованием метода перебора значений параметров m_T и V_{CH} с фиксированными шагами 0,1 м/с по скорости снижения и 100 кг по массе груза.

Для получения уточненного решения используем методы теории оптимизации. Проведенное далее исследование поверхностей решения E показывает их соответствие поверхностям овражного типа¹. Воспользуемся методом покоординатного спуска [23], при этом введя в него осреднение значения определяющей направление движения производной — параметр k_w . Данный подход, придающий импульсность методу покоор-

¹ Ильин В.П., Карпов В.В., Масленников А.М. Численные методы решения задач строительной механики: Справочное пособие. Минск, Выш. шк., 1990.

динатного спуска и позволяющий избежать локальных экстремумов на поверхности E , является модификацией метода тяжелого шарика.

Пусть x^k — искомое значение исследуемого параметра функции $f(x^k)$, значение которой в точке k соответствует ε . Пусть e_i — координатные орты, $i = 1, \dots, n$, $\gamma_k \geq 0$ — длина шага, α_k — длина пробного шага. Шаги делаются по координатным осям (m_T и V_{CH} , т. е. $n = 2$):

$$\begin{aligned} x_i^{k+1} &= x_i^k - \gamma_k \overline{s^k}; \\ \overline{s^k} &= \frac{\sum_{w=0}^{k_w-1} s^{k-w}}{k_w}; \\ s^k &= \sum_{i=1}^m (2\alpha_k)^{-1} [f(x^k + \alpha_k e_i) - f(x^k - \alpha_k e_i)]. \end{aligned} \quad (6)$$

В (6) $\overline{s^k}$ является средним арифметическим значением s^k ; $s^k = \nabla f(x^k)_i e_i + \varepsilon^k$, где ε^k — остаточный член, образованный из-за аппроксимации $f(x)$ разностным отношением [23].

Итерационные шаги γ_k , α_k задаются адаптивными, для чего на них накладываются следующие условия:

$$\begin{aligned} \gamma_k &= \alpha_k / 2; \\ \alpha_k &:= \begin{cases} \alpha_k / 2, & \text{если } \operatorname{sgn}(s^k) \neq \operatorname{sgn}(s^{k-1}); \\ 2\alpha_k, & \text{если } \operatorname{sgn}(s^k) = \operatorname{sgn}(s^{k-1}) \wedge |s^k| > |s^{k-1}|; \\ \alpha_k, & \text{иначе.} \end{cases} \end{aligned} \quad (7)$$

Пусть $\varepsilon_1, \varepsilon_2, \varepsilon_3$ — заданные положительные числа. Тогда критерием окончания итеративного расчета является выполнение любого из условий [23]:

$$\begin{aligned} |x_1^{k+1} - x_1^k| &< \varepsilon_1 \wedge |x_2^{k+1} - x_2^k| < \varepsilon_1; \\ |f(x_1^{k+1}) - f(x_1^k)| &< \varepsilon_2 \wedge |f(x_2^{k+1}) - f(x_2^k)| < \varepsilon_2; \\ |s^k| &< \varepsilon_3. \end{aligned} \quad (8)$$

В выражениях (7) и (8) знак $\wedge$ означает логическое «и».

В соответствии с целью настоящей работы и для апробации предложенных алгоритма схематизации характеристик приземления и метода поиска оптимальных параметров копрового сбрасывания объекта рассмотрим несколько типовых задач, встречающихся при проектировании СД.

Одномерные задачи. В инженерной практике приведение режима вертикального парашютного приземления к эквивалентному копровому сбрасыванию объекта часто осуществляется исходя из критерия равенства максимального значения перегрузки, при этом масса объекта, как правило, не регулируется. Параметр $V_{\text{сн}}$ регулируется путем подбора высоты сбрасывания объекта H (см. рис. 1, в). На примере рассматриваемой модельной задачи получим решение в указанной постановке с использованием описанного ранее метода расчета. Для этого определим целевую функцию как

$$\varepsilon = \varepsilon_n. \quad (9)$$

Проведем исследование поверхности решения E данной задачи. Для этого сопоставим характеристики парашютного приземления и копрового сбрасывания объекта, принимая во внимание условие (9), т. е. в рассматриваемом случае учитывается только первое выражение (5). При этом масса объекта и скорость снижения в момент начала обжатия АУ для парашютного приземления фиксированы и составляют $m_{\Gamma} = 13\,000$ кг и $V_{\text{сн}0} = 7,73$ м/с, для копрового — изменяются в заданных диапазонах. На рис. 4 приведена поверхность решения E в плоском (а) и пространственном (б) отображениях, полученная методом перебора значений с указанными ранее шагами. Зона, где целевая функция ε принимает значение, близкое к нулевому, отмечена на рис. 4, а штриховой рамкой.

Анализ спектра распределения значений ε показывает ожидаемый результат — для фиксированного сочетания значений массы груза и скорости снижения при парашютном приземлении можно подобрать множество аналогичных сочетаний параметров копровых сбрасываний, т. е. добиться необходимого значения перегрузки по условию (9) для случая копрового сбрасывания объекта можно множеством способов, изменяя соответствующим образом значения исследуемых параметров m_{Γ} и $V_{\text{сн}}$. На рис. 4, б видно значительное расхождение (негладкость поверхности решения) характеристик парашютного приземления и копрового сбрасывания в диапазонах $m_{\Gamma} = [14\,000; 18\,000]$ кг и $V_{\text{сн}} = [9,0; 7,5]$ м/с, что имеет значение при определении границ исследуемой области в рассматриваемых задачах оптимизации.

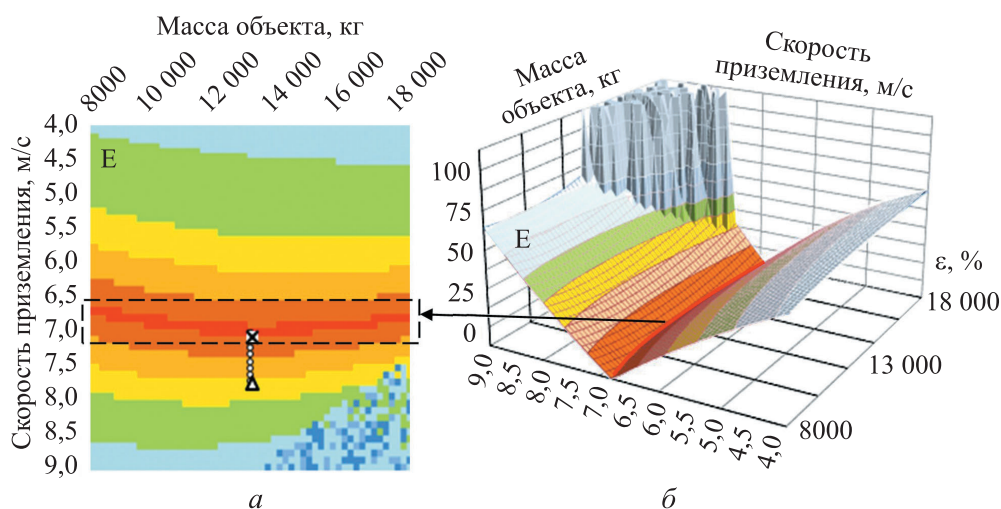


Рис. 4. Плоское (а) и пространственное (б) отображения поверхности решения E при минимизации функции $\varepsilon(\varepsilon_n)$ и фиксированных параметрах парашютного приземления:

Δ , $\circ$, $\times$ — начальное, промежуточные и результирующее значения параметров $V_{\text{сн}}$ и m_T ; красный цвет спектра поверхности E соответствует минимальным значениям ε , синий — максимальным

Уточним решение задачи, используя описанный ранее модифицированный метод покоординатного спуска. В связи с одномерной постановкой задачи зафиксируем значение $m_T = 13\,000$ кг, параметр $V_{\text{сн}}$ является изменяемым. В связи с этим в выражении (6) $n = 1$. Зададим в (6)–(8) следующие условия: $k_w = 3$, $\alpha_k = 0,1$, $\varepsilon_1 = \varepsilon_2 = \varepsilon_3 = 10^{-4}$. Предположим, как и для парашютного приземления, что начальное значение скорости снижения объекта при копровом сбрасывании $V_{\text{сн}0} = 7,73$ м/с (треугольный маркер, см. рис. 4, а). Круглыми маркерами на рис. 4, а обозначены промежуточные значения итеративного расчета, крестообразным маркером — результат расчета $V_{\text{сн}} = 7,07$ м/с. Таким образом, искомый параметр $\Delta V = V_{\text{сн}0} - V_{\text{сн}} = 7,73 - 7,07 = 0,66$ м/с. На рис. 5, а приведены исходная и результирующая зависимости перегрузки от времени для парашютного приземления ($V_{\text{сн}0} = 7,73$ м/с) и копрового сбрасывания объекта ($V_{\text{сн}0} = 7,07$ м/с). Там же для справки приведены графики изменения избыточного давления в камере АУ. Точность решения $\varepsilon = 1,96 \cdot 10^{-5} \%$, число итераций 89. Таким образом, полученное решение удовлетворяет условию сходимости ($\varepsilon < 10^{-4}$).

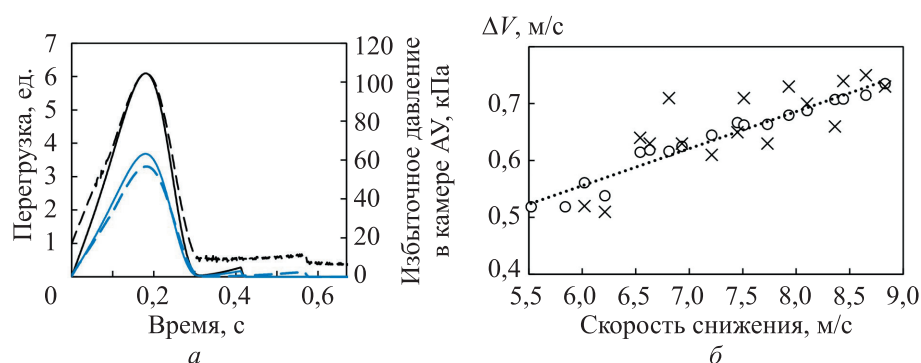


Рис. 5. Зависимости перегрузки (черные кривые) и избыточного давления в камере АУ (синие кривые) от времени для парашютного приземления (штриховая) и эквивалентного копрового сбрасывания объекта (сплошная) для $\Delta V = 0,66$ м/с (а); зависимость параметра ΔV от скорости снижения для $m_T = 13\,000$ кг (x, o — глобальные и локальные экстремумы, штриховая кривая аппроксимирует расчетные данные) (б)

Значение скорости снижения СОП в момент приземления обычно лежит в пределах некоторого диапазона [1], что находит отражение в программах копровых сбрасываний. Поэтому удобно пользоваться зависимостями $\Delta V(V_{\text{сн}})$, являющимися обобщенными характеристиками работы конкретной СОП. Режим парашютного приземления характеризуется скоростью снижения СОП, интересующее нас значение которой достигается за счет изменения аэродинамических свойств ПС. На рис. 5, б приведена зависимость параметра ΔV от скорости снижения СОП для той же фиксированной массы объекта, но на интервале $V_{\text{сн}} = [5,5; 9,0]$ м/с. Точечные оценки проводились в соответствии с подходом, при котором глобальные экстремумы определялись в результате анализа поверхностей вида Е, а локальные экстремумы, уточняющие эти значения, — решением задач оптимизации. Распределение точечных оценок ΔV для рассматриваемой задачи можно аппроксимировать линейной зависимостью, использование которой для выбора параметра ΔV (в данном случае $\Delta t = 0$) в выражениях (1) удобно для практического применения результатов проведенного исследования.

Как отмечалось ранее, копровые сбрасывания объекта проводятся в том числе для оценки прочности АУ, являющейся в соответствии с используемой ММ [7, 8] для заданной конструкции АУ функцией избыточного давления Δp в его камере. Приведем решение задачи о выборе эквивалентного режима в схожей с предыдущим случаем постановке,

но в качестве критерия вместо максимальной перегрузки зададим максимальное избыточное давление. Тогда целевую функцию определим как

$$\varepsilon = \varepsilon_{\Delta p}. \quad (10)$$

Результаты решения данной задачи приведены на рис. 6. Анализируя полученные с помощью условий (9) и (10) решения, определили, что выбирать режим копрового сбрасывания, эквивалентный режиму парашютного приземления в смысле нагруженности АУ, целесообразно из условия равенства избыточного давления в камерах амортизаторов (10) (прежде всего для подтверждения прочности). Использование условия (9) приводит к завышению избыточного давления, что отражено зависимостями $\Delta V(V_{\text{сн}})$ на рис. 5, а и б, б (для $\Delta V = 1,07$ м/с). Параметр ΔV меньше на всем рассматриваемом диапазоне скоростей снижения $V_{\text{сн}}$, а значит, высота сбрасывания объекта H в выражении (1) при подборе эквивалентного режима его приземления будет завышена.

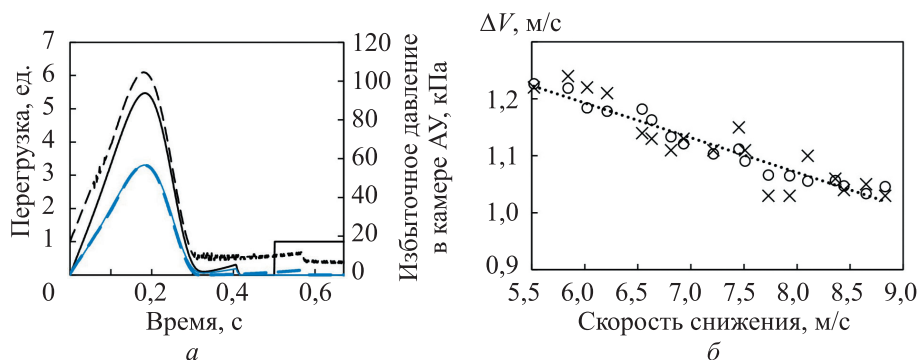


Рис. 6. Расчетные параметры режима копрового сбрасывания объекта при его приведении к режиму парашютного приземления при минимизации целевой функции $\varepsilon(\varepsilon_{\Delta p})$:

а, б — см. рис. 5

Многомерная задача. Рассмотрим задачу о приведении копрового сбрасывания объекта к заданному парашютному приземлению с точки зрения безопасности воздействия ударной перегрузки на членов экипажа. В [11, 12] утверждается, что для оценки возможности переносимости человеком ударной перегрузки недостаточно знать значение максимальной перегрузки, а необходимо рассматривать форму импульса ударного воздействия. Учитывая приведенные ранее характеристики приземления, сформулируем требования, предъявляемые к этому процессу, следующим образом: с точки зрения воздействия на человека режим копрового сбрасыва-

ния эквивалентен парашютному приземлению тогда, когда характеристики приземления на этих режимах, определяемые выражениями (2), (3), совпадают, т. е. при копровых сбрасываниях объекта речь идет не только об оценке неперевышения значениями этих характеристик по отдельности требуемых в нормативной документации значений, но и об их одновременном совпадении со значениями характеристик парашютного приземления. В связи с этим определим целевую функцию как

$$\varepsilon = \max(\varepsilon_n, \varepsilon_\tau, \varepsilon_{\dot{n}}). \quad (11)$$

Все исходные данные соответствуют предыдущим задачам, за исключением того, что теперь оба параметра m_T и V_{CH} являются изменяющимися, их начальные значения соответствуют используемым при парашютном приземлении. В выражении (6) параметр $n = 2$. Начальные значения $k_w = 5$, $\alpha_k(V_{CH}) = 0,1$, $\alpha_k(m_T) = 100$, $\varepsilon_1 = \varepsilon_2 = \varepsilon_3 = 10^{-4}$. Аналогично предыдущим случаям проведено исследование поверхности решения E , результат приведен на рис. 7. На рис. 7, а маркерами показана траектория поиска оптимального решения, результатом которого являются значения $V_{CH} = 6,82$ м/с и $m_T = 16\,817$ кг, что соответствует исследуемым параметрам $\Delta V = 0,91$ м/с, $\Delta m = 3\,817$ кг, точность решения $\varepsilon = 3,93$ %. Следует отметить, что постановка данной задачи такова, что возможно существование множества решений, удовлетворяющих условию (11). Тем не менее при-

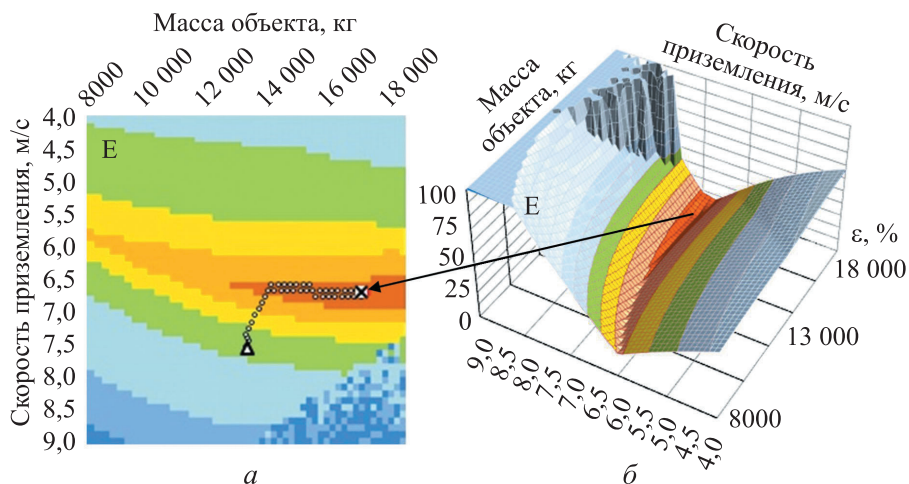


Рис. 7. Плоское (а) и пространственное (б) отображение поверхности решения E при минимизации целевой функции $\varepsilon(\varepsilon_n, \varepsilon_\tau, \varepsilon_{\dot{n}})$ и фиксированных параметрах парашютного приземления (обозначения см. на рис. 4)

веденная на рис. 7, а траектория позволяет сделать вывод о том, что с помощью разработанного метода оптимизации возможно находить решения задач рассматриваемого класса, в том числе со сложными поверхностями решения.

На рис. 8 приведены результаты решения задачи с определенными ранее параметрами ΔV и Δm . Большая разность значений избыточного давления (см. рис. 8, б) обусловлена тем, что определяемая выражением (11) целевая функция не содержит переменной $\varepsilon_{\Delta p}$ в качестве аргумента. Из рис. 8, а следует, что несмотря на появившуюся разность амплитудных значений перегрузки (определяется параметром ε_n), пологость левых частей графиков практически сравнялась ($\varepsilon_{\dot{n}}$), как и время эффективного действия перегрузки (ε_τ). Значения данных параметров будут

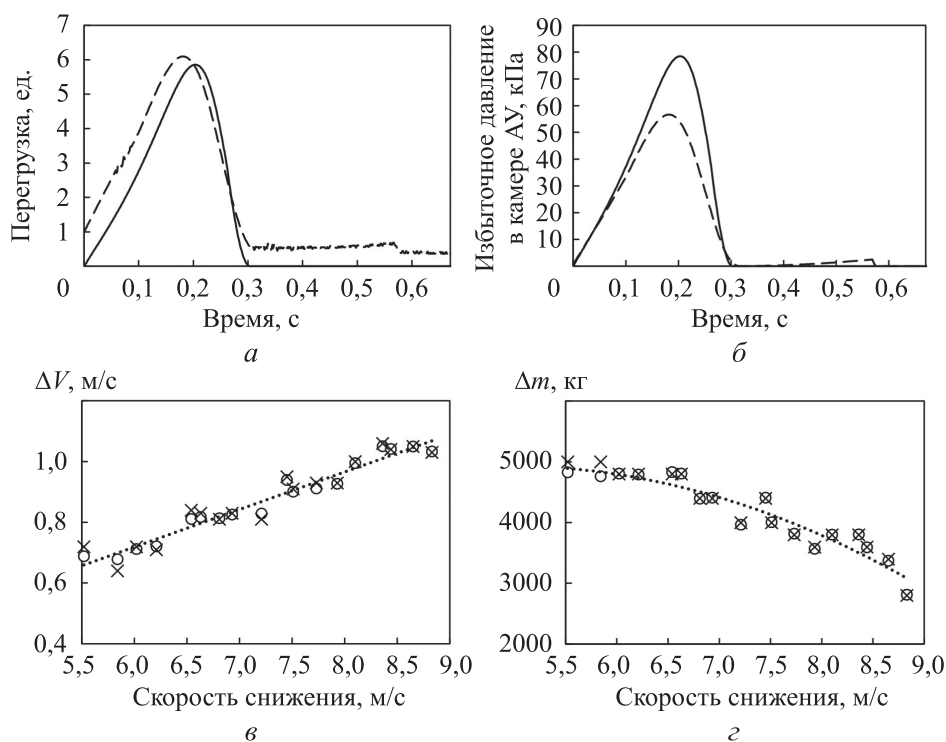


Рис. 8. Результаты решения задачи с определенными ранее параметрами ΔV и Δm :

зависимости перегрузки (а), избыточного давления в камере АУ (б) от времени для парашютного приземления (штриховая кривая, $V_{\text{сн0}} = 7,73$ м/с и $m_t = 13\,000$ кг) и эквивалентного копрового сбрасывания объекта (сплошная, $V_{\text{сн0}} = 6,82$ м/с и $m_t = 16\,817$ кг); зависимости параметров ΔV (в) и Δm (г) от скорости снижения (×, ○ — см. рис. 5)

приведены далее в таблице. Значение функции невязки в соответствии с условием (11) не превышает $\varepsilon = 3,93$ %. Таким образом, полученное решение можно считать оптимальным.

В отличие от рассмотренных ранее одномерных задач, в которых точность подобранного эквивалентного режима копрового сбрасывания определяли заданными критериями, значениями ε_1 , ε_2 и ε_3 в (8), для минимизации $\varepsilon(\varepsilon_n, \varepsilon_\tau, \varepsilon_{\dot{n}})$ в многомерной задаче точного решения в общем случае не существует. В случае использования аппроксимирующих точечные результаты кривых $\Delta V(V_{\text{сн}})$ и $\Delta m(V_{\text{сн}})$ точность получаемого решения будет уменьшаться. Оценим точность такого решения на примере последней задачи. На рис. 8, в, г приведены зависимости исследуемых параметров от скорости снижения, аппроксимирующие кривые для которых можно представить в виде полиномов $\Delta V(V_{\text{сн}}) = 0,124V_{\text{сн}} - 0,022$ и $\Delta m(V_{\text{сн}}) = -121,96V_{\text{сн}}^2 + 1204,9V_{\text{сн}} + 1954,9$. На рис. 9 приведены результаты оценки точности решения: сплошной кривой показана кривая, аппроксимирующая исходные точечные решения, штрихпунктирной — аналогичная кривая, но для решений, полученных по аппроксимированным (описанным сплошной кривой) значениям массы груза и скорости снижения.

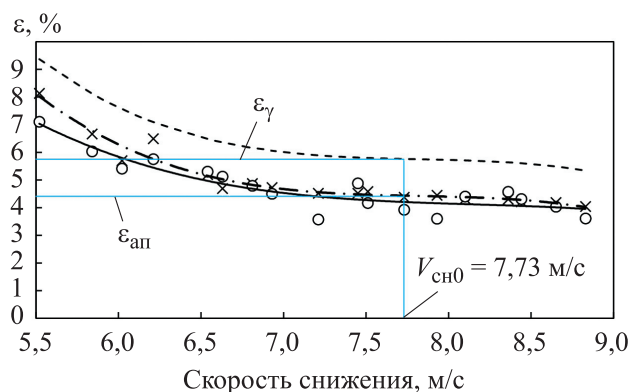


Рис. 9. Зависимости параметра $\varepsilon(\varepsilon_n, \varepsilon_\tau, \varepsilon_{\dot{n}})$ от скорости снижения объекта:

○, × — точные расчеты (сплошная и штрихпунктирная кривые)
с использованием параметрического задания ΔV и Δm и с учетом статистик
при $\gamma = 0,999$ (штриховая)

Пусть указанные ранее аппроксимирующие кривые подобраны так, что точечные результаты распределены относительно них по нормальному закону. Тогда, задавая доверительный уровень γ , получаем прогностиче-

скую точность расчетной оценки. Так, для рассмотренного режима работы, определяемого $V_{\text{сн0}} = 7,73$ м/с и $m_{\text{т0}} = 13\,000$ кг, с учетом полученного ранее решения по аппроксимированным результатам (штрихпунктирная кривая, см. рис. 9), гарантированная для $\gamma = 0,999$ точность расчета составит

$$\varepsilon_{\gamma} = \varepsilon_{\text{ап}} + t\sigma = 4,42 + 3,09 \cdot 0,436 = 5,77 \%,$$

где $\varepsilon_{\text{ап}} = 4,42 \%$ — точность решения по аппроксимированным кривым; $t = 3,09$ — односторонний α -квантиль нормального распределения для $\gamma = 0,999$; $\sigma = 0,436$ — среднеквадратическое отклонение.

Таким образом, предлагаемый подход позволяет определять параметры ΔV и Δt по зависимостям, приведенным на рис. 8, в, з, а используя выражения (1), определять соответствующие режимы копровых сбрасываний. При этом ожидаемое несоответствие результатов парашютного приземления и копрового сбрасывания характеризуется зависимостями, приведенными на рис. 9. Значения функций невязок для рассмотренных задач приведены в таблице.

Значения функций невязок для рассмотренных задач

Целевая функция	ε_n , %	ε_{τ} , %	$\varepsilon_{\dot{n}}$, %	$\varepsilon_{\Delta p}$, %
$\varepsilon(\varepsilon_n)$	$1,96 \cdot 10^{-5}$	4,61	18,93	11,45
$\varepsilon(\varepsilon_{\Delta p})$	10,27	1,13	4,98	$3,27 \cdot 10^{-6}$
$\varepsilon(\varepsilon_n, \varepsilon_{\tau}, \varepsilon_{\dot{n}})$	3,92	3,93	1,39	38,51

В результате анализа определена работоспособность разработанных метода и алгоритмов расчета. Так, для первых двух задач одномерной оптимизации значения минимизируемых целевых функций не превышают заданного порогового значения 10^{-4} . Для последней задачи многомерной оптимизации комплексное сравнение приведенных характеристик с результатами решений первых двух задач показывает, что найденное решение соответствует постановке задачи об одновременном максимальном соответствии описываемых целевой функцией характеристик парашютного приземления и копрового сбрасывания объекта.

Заключение. На основании известных математических моделей приземления СОП [3–5] и копрового сбрасывания объекта с АУ [5, 6] (в качестве АУ рассматривались тканевые ПА), а также предложенного в настоящей работе алгоритма схематизации результатов моделирования

процесса приземления разработан метод, позволяющий путем регулировки параметров сбрасывания приводить режим вертикального копроового сбрасывания объекта с АУ на жесткую площадку к соответствующему парашютному приземлению с точки зрения эквивалентности характеристик нагруженности АУ и безопасности, в том числе для объектов с экипажем на борту. В основе метода лежит алгоритм оптимизации, в котором целевая функция выражает разность значений характеристик рассматриваемых парашютного приземления и эквивалентного ему копроового сбрасывания. В качестве регулируемых параметров копроового сбрасывания в общем случае рассматриваются скорость снижения на момент начала обжата АУ и масса объекта. Приведены решения задач определения исследуемых параметров по критериям равенства перегрузки, действующей на объект, и давления, возникающего в камерах АУ, для определения прочности оболочек амортизаторов. Рассмотрена задача, в которой осуществлен поиск решения, обеспечивающего максимальное комплексное соответствие характеристик ударных воздействий, испытываемых объектом при копроовой отработке его парашютного приземления. Предложен подход, предполагающий возможность определения режимов копроовых сбрасываний путем выбора регулировочных параметров по заранее определенным зависимостям, характеризующих конкретную СОП.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] 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: <https://doi.org/10.34759/vst-2020-3-49-59>
- [2] Лялин В.В., Морозов В.И., Пономарев А.Т. Парашютные системы. Проблемы и методы их решения. М., ФИЗМАТЛИТ, 2009.
- [3] Аверьянов И.О. Прогнозирование параметров парашютного приземления объектов в условиях турбулентной атмосферы в задачах проектирования амортизационных устройств средств десантирования. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2024, № 4 (151), с. 4–27. EDN: BNBPTS
- [4] 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>
- [5] Аверьянов И.О. Исследование динамики вертикального парашютного приземления объекта с системой амортизации. *Труды МАИ*, 2022, № 127. DOI: <https://doi.org/10.34759/trd-2022-127-02>

- [6] Аверьянов И.О., Васильченко А.Г. Математическая модель пневматического амортизатора с воздухопроницаемой тканевой оболочкой. *Труды МАИ*, 2022, № 125. DOI: <https://doi.org/10.34759/trd-2022-125-11>
- [7] 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>
- [8] Пономарев П.А. Исследование и выбор рациональных параметров пневматического амортизатора для посадки дистанционно-пилотируемых летательных аппаратов. Дис. ... канд. техн. наук, М., МАИ, 2000.
- [9] Трямкин А.В., Емельянов Ю.Н. Математическая модель процесса торможения объекта десантирования парашютно-реактивной системой. *Труды МАИ*, 2000, № 1.
URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=34731>
- [10] Журин С.В. Парашютно-реактивная система мягкой посадки с упругим звеном. *Вестник Московского авиационного института*, 2016, т. 23, № 1, с. 107–114.
- [11] Рабинович Б.А. Безопасность человека при ускорениях (биомеханический анализ). М., Книга и Бизнес, 2007.
- [12] Рабинович Б.А. Безопасность космонавта при посадочном ударе спускаемого аппарата о грунт. М., Книга и Бизнес, 2014.
- [13] Липов Б.П. Эргономическая адаптивность и задачи улучшения защиты от ударных перегрузок. *Труды МАИ*, 2013, № 65.
URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=35929>
- [14] Баженов В.И., Осин М.С. Посадка космических аппаратов на планеты. М., Машиностроение, 1978.
- [15] Петров Ю.А., Брешев Е.Н., Сергеев Д.В. Амортизация спускаемых аппаратов при посадке на поверхности планет. *Труды МАИ*, 2023, № 133.
URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=177654>
- [16] Комаров С.С., Мискактин Н.И., Цвилленева Н.Ю. Посадка спускаемых объектов с замкнутым сферообразным пневмоамортизатором. *Труды Института механики Уфимского научного центра РАН*, 2003, т. 3, № 1, с. 60–71.
- [17] Воронин В.В., Крутов С.А., Решетников М.Н. Методика проведения и моделирование режимов копровых испытаний возвращаемого аппарата пилотируемого транспортного корабля. *Космическая техника и технологии*, 2018, № 2, с. 54–62.
EDN: XUXCLB
- [18] Pu Q., Zhen Y., Rui S. Research on airbags landing system for airborne vehicle air-drop. *J. Inf. Comput. Sc.*, 2015, vol. 12, no. 5, pp. 2035–2042.
DOI: <https://doi.org/10.12733/jics20105798>
- [19] Alizadeh M., Sedaghat A., Kargar E. Shape and orifice optimization of airbag systems for UAV parachute landing. *Int. J. Aeronaut. Space Sc.*, 2014, vol. 15, no. 3, pp. 112–121.
DOI: <https://doi.org/10.5139/IJASS.2014.15.3.335>

- [20] Wang H., Hong H., Li J., et al. Study on multi-objective optimization of airbag landing attenuation system for heavy airdrop. *Def. Tech.*, 2013, vol. 9, no. 4, pp. 237–241. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.dt.2013.12.004>
- [21] Stein K.R., Tezduyar T.E., Sathe S.S., et al. Fluid–structure interaction modelling of parachute soft-landing dynamics. *Int. J. Nume. Methods Fluids*, 2004, vol. 47, no. 6-7, pp. 619–631. DOI: <https://doi.org/10.1002/fld.835>
- [22] Benn T.A. Fluid structure interaction parachute benchmark models in LS-DYNA. *AIAA ADS Conf.*, 2013, art. 2013-1284. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2013-1384>
- [23] Поляк Б.Т. Введение в оптимизацию. М., Наука, 1983.

Аверьянов Игорь Олегович — канд. техн. наук, начальник отдела АО «МКПК «Универсал» им. А.И. Привалова» (Российская Федерация, 127410, Москва, Алтуфьевское ш., д. 79А).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Аверьянов И.О. Приведение режима копроового сбрасывания объекта с амортизационным устройством эквивалентному по характеристикам безопасности вертикальному парашютному приземлению. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2026, № 2 (157), с. 4–27. EDN: BFZUYN

**MATCHING THE REGIME OF CARGO WITH DAMPERS LANDING
VERTICAL DROP TEST EQUIVALENT TO ITS PARACHUTE
VERTICAL LANDING FROM CHARACTERISTICS OF SAFETY**

I.O. Averyanov

i.averyanov@mail.ru

JSC “MDIC “Universal” n.a. A.I. Privalov”, Moscow, Russian Federation

Abstract

Vertical drop tests are a stage in which the operation of the cargo airdrop landing equipment damper system functioning. At the same time, the conditions of the vertical landing of the cargo parachute must be reproduced from the safety point of view. In order to assess the impact of the parachute system on the compression process of the shock absorption system during the cargo drop test, it is necessary to determine the initial drop parameters. This article describes the method of the calculation drop parameters evaluation that allows us to reproduce the dampers system regime of work in case of the cargo is supported by the parachute system, from the landing charac-

Keywords

Airdrop equipment, damper system, regimes of cargo drop tests, parachute landing

teristics point of view. The considering mathematical model consists of the well-known models of the parachute, suspension and air damper systems. It is described the algorithm of the safety landing characteristics determination for the cargo landing mathematical model. The method of the equivalent vertical drop test parameters evaluation is developed. It is considered the tasks when we define the cargo vertical drop test regimes equivalent to its parachute landing in aspect of the following criteria: equality between the maximal overloads values, to reproduce the maximal acting shock influence; equality between the maximal pressures values in dampers to evaluate their strength; maximal matching of the landing overloads characteristics to form the equivalent shock influence impulse that passes from the dampers system to the cargo with crew on board

Received 16.04.2025

Accepted 15.12.2025

© Author(s), 2026

REFERENCES

- [1] Ivanov P.I., Kurinnyy S.M., Krivorotov M.M. Parameters liable to be defined while a multi-dome parachute system flight-testing for its efficiency estimation. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta* [Aerospace MAI Journal], 2020, vol. 27, no. 3, pp. 49–59 (in Russ.). DOI: <https://doi.org/10.34759/vst-2020-3-49-59>
- [2] Lyalin V.V., Morozov V.I., Ponomarev A.T. Parashyutnye sistemy. Problemy i metody ikh resheniya [Parachute systems. Problems and methods of their solvation]. Moscow, FIZMATLIT Publ., 2009.
- [3] Averyanov I.O. Forecasting the parachute landing parameters under turbulent atmosphere in a problem of designing the air drop ground tumper systems. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University, Series Mechanical Engineering*, 2024, no. 4 (151), pp. 4–27 (in Russ.). EDN: BNBPTS
- [4] Averyanov I.O. Mathematical model of non-deformed cargo parachute landing system with dampers on rigid plane in case of stationary wind field. *Trudy MAI*, 2023, no. 131 (in Russ.). Available at: <https://trudymai.ru/published.php?ID=175907>
- [5] Averyanov I.O. Cargo with dampers parachute vertical landing dynamics research. *Trudy MAI*, 2022, no. 127 (in Russ.). DOI: <https://doi.org/10.34759/trd-2022-127-02>
- [6] Averyanov I.O., Vasilchenko A.G. Mathematical model of air damper with permeable fabric shell. *Trudy MAI*, 2022, no. 125 (in Russ.). DOI: <https://doi.org/10.34759/trd-2022-125-11>
- [7] Ponomarev P.A., Skidanov S.N., Timokhin V.A. Increasing of air bags soft landing systems power-consuming by using of a breakable element. *Trudy MAI*, 2000, no. 2 (in Russ.). Available at: <http://trudymai.ru/published.php?ID=34708>

- [8] Ponomarev P.A. Issledovanie i vybor ratsionalnykh parametrov pnevmaticheskogo amortizatora dlya posadki distantsionno-pilotiruemykh letatelnykh apparatov. Dis. kand. tekhn. nauk [Analysis and choice of rational parameters of pneumatic shock absorber for the landing aircrafts. Cand. Sc. (Eng.). Diss.]. Moscow, MAI, 2000 (in Russ.).
- [9] Tryamkin A.V., Emelyanov Yu.N. Mathematical model of deceleration of landing object by means of parachute-jet system. *Trudy MAI*, 2000, no. 1 (in Russ.). Available at: <https://trudymai.ru/published.php?ID=34731>
- [10] Zhurin S.V. Parachute-jet soft landing system with elastic linkage. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta* [Aerospace MAI Journal], 2016, vol. 23, no. 1, pp. 107–114 (in Russ.).
- [11] Rabinovich B.A. Bezopasnost cheloveka pri uskoreniyakh (biomekhanicheskiy analiz) [Human safety in case of accelerations (biomechanical analysis)]. Moscow, Kniga i Biznes Publ., 2007.
- [12] Rabinovich B.A. Bezopasnost kosmonavta pri posadochnom udare spuskaemogo apparata o grunt [Astronaut's safety in case of landing module impact landing]. Moscow, Kniga i Biznes Publ., 2014.
- [13] Lipov B.P. Ergonomic adaptability and problems of improvement of anti-g protective systems. *Trudy MAI*, 2013, no. 65 (in Russ.). Available at: <http://trudymai.ru/published.php?ID=35929>
- [14] Bazhenov V.I., Osin M.S. Posadka kosmicheskikh apparatov na planety [Spacecraft planets touchdown]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1978.
- [15] Petrov Yu.A., Breshev E.N., Sergeev D.V. Depreciation of descent vehicles when landing on the surface of planets. *Trudy MAI*, 2023, no. 133 (in Russ.). Available at: <http://trudymai.ru/published.php?ID=177654>
- [16] Komarov S.S., Miskaktin N.I., Tsvileneva N.Yu. Landing of descent objects with a closed spherical pneumatic shock absorber. *Trudy Instituta mekhaniki Ufimskogo nauchnogo tsentra RAN* [Proceedings of the Institute of Mechanics of Ufa Branch of RAS], 2003, vol. 3, no. 1, pp. 60–71 (in Russ.).
- [17] Voronin V.V., Krutov S.A., Reshetnikov M.N. Procedure for conducting and simulating drop test modes for reentry vehicle of crew transportation spacecraft. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii* [Space Technique and Technologies], 2018, no. 2, pp. 54–62 (in Russ.). EDN: XUXCLB
- [18] Pu Q., Zhen Y., Rui S. Research on airbags landing system for airborne vehicle airdrop. *J. Inf. Comput. Sc.*, 2015, vol. 12, no. 5, pp. 2035–2042. DOI: <https://doi.org/10.12733/jics20105798>
- [19] Alizadeh M., Sedaghat A., Kargar E. Shape and orifice optimization of airbag systems for UAV parachute landing. *Int. J. Aeronaut. Space Sc.*, 2014, vol. 15, no. 3, pp. 112–121. DOI: <https://doi.org/10.5139/IJASS.2014.15.3.335>
- [20] Wang H., Hong H., Li J., et al. Study on multi-objective optimization of airbag landing attenuation system for heavy airdrop. *Def. Tech.*, 2013, vol. 9, no. 4, pp. 237–241. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.dt.2013.12.004>

- [21] Stein K.R., Tezduyar T.E., Sathe S.S., et al. Fluid–structure interaction modelling of parachute soft-landing dynamics. *Int. J. Nume. Methods Fluids*, 2004, vol. 47, no. 6-7, pp. 619–631. DOI: <https://doi.org/10.1002/fld.835>
- [22] Benn T.A. Fluid structure interaction parachute benchmark models in LS-DYNA. *AIAA ADS Conf.*, 2013, art. 2013-1284. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2013-1384>
- [23] Polyak B.T. Vvedenie v optimizatsiyu [Introduction into optimization]. Moscow, Nauka Publ., 1983.

Averyanov I.O. — Cand. Sc. (Eng.), Head of Department, JSC “MDIC “Universal” n.a. A.I. Privalov” (Altufevskoe shosse 79A, Moscow, 127410 Russian Federation).

Please cite this article in English as:

Averyanov I.O. Matching the regime of cargo with dampers landing vertical drop test equivalent to its parachute vertical landing from characteristics of safety. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University, Series Mechanical Engineering*, 2026, no. 2 (157), pp. 4–27 (in Russ.). EDN: BFZUYN