

**ПРОГНОЗИРОВАНИЕ ПАРАМЕТРОВ
ПАРАШЮТНОГО ПРИЗЕМЛЕНИЯ ОБЪЕКТОВ
В УСЛОВИЯХ ТУРБУЛЕНТНОЙ АТМОСФЕРЫ
В ЗАДАЧАХ ПРОЕКТИРОВАНИЯ АМОРТИЗАЦИОННЫХ
УСТРОЙСТВ СРЕДСТВ ДЕСАНТИРОВАНИЯ**

И.О. Аверьянов

i.averyanov@mail.ru

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

Аннотация

При выборе конструктивных параметров амортизационного устройства средств десантирования, используемых для безопасного парашютного приземления объекта, в качестве исходных данных необходимо задать параметры приземления, т. е. положение в пространстве и вектор скорости объекта на момент начала обжатия амортизационного устройства, а также исследовать динамику движения грузовой системы объект–парашют при действии воздушных масс, например, ветра с турбулентной составляющей, иногда порывистого, восходящих и нисходящих воздушных потоков. Предложен подход, позволяющий прогнозировать параметры парашютного приземления объектов. Разработаны математическая модель грузовой системы объект–парашют для исследования динамики пространственного приземления системы в условиях нестационарного воздействия воздушных потоков и математическая модель атмосферы, объединяющая известные модели турбулентности и статистических дискретных порывов. Решение задачи прогнозирования параметров парашютного приземления объекта получено методом Монте-Карло, что позволило учесть вариативность воздействий атмосферных явлений на динамику движения грузовой системы объект–парашют и получить искомые параметры в виде интервальных распределений. Работоспособность предлагаемых математических моделей и достоверность полученных результатов подтверждены их сравнением с результатами известных решений и экспериментов

Ключевые слова

Средства десантирования, амортизационное устройство, параметры приземления, система объект–парашют, динамика посадки

Поступила 30.10.2023

Принята 26.02.2024

© Автор(ы), 2024

Введение. Одним из способов доставки техники и грузов (объектов) в труднодоступные географические районы является использование авиации с возможностью их десантирования парашютным способом. Процесс парашютного десантирования объектов связан с влияющими на его характеристики разнообразными случайными факторами, прежде всего обусловленными атмосферными явлениями. В связи с этим при разработке парашютно-десантной техники большое внимание уделяется задачам обеспечения надежности и безопасности процесса приземления объекта.

Задачам динамики парашютного приземления объекта, в том числе функционированию грузовой системы объект–парашют (СОП) в условиях неспокойной атмосферы, посвящено множество отечественных [1–4] и зарубежных [5–7] исследований. В основном внимание уделяется исследованию возникающих в процессе раскрытия парашютной системы (ПС) переходных процессов, обеспечению устойчивости движения СОП в фазе установившегося снижения, баллистике СОП и т. д. На завершающей фазе приземления объект вступает в контакт с площадкой приземления. Для его сохранности используются разнообразные амортизационные устройства (АУ). Существуют работы, посвященные вопросам проектирования АУ [8–10], в которых, как правило, рассматривается процесс копрового приземления объекта и соответствующее ему обжатие АУ. При этом параметры процесса копрового приземления, к которым следует отнести вектор начальной скорости объекта и его положение в пространстве на момент начала обжатия АУ, полагаются известными.

При невозможности проведения полноценного исследования динамики работы СОП на малых высотах для определения параметров процесса приземления объектов при проектировании АУ используют подходы, основанные на обобщении эмпирических данных по изделиям-аналогам, и приближенные подходы к математическому описанию процесса приземления. Так, в [11] приведена инженерная методика определения вертикальных скоростей приземления СОП, основанная на допущении о нормальном законе их распределения; в [1–2] предложено использовать закон Рэлея для описания распределения горизонтальных скоростей приземления СОП; в практике проектирования средств десантирования (в состав которых входят АУ) считается, что угол наклона объекта в момент приземления не превышает 10° , что учитывается при экспериментальной проверке работоспособности АУ.

Модель прогнозирования надежности процесса приземления объекта с АУ предложена в [10]. В основе модели прогнозирования лежит математическая модель физического процесса копрового сбрасывания,

позволяющая в явном виде получать характерные отказы — опрокидывание, превышение уровня допустимых перегрузок и др. Количественные показатели приведены к вероятностно-стохастическим показателям методом Монте-Карло [12], т. е. в результате выполнения серии математических экспериментов. При этом плотности распределений параметров приземления объекта консервативно приняты равномерными, за исключением скорости приземления, распределенной по нормальному закону. Рассмотренные в [10] законы распределения параметров процесса приземления приняты в первом приближении (при отсутствии иных данных). Дальнейшее изучение этих распределений выполнено в целях уточнения прогностической оценки надежности процесса приземления объектов с АУ.

Цель настоящей работы — исследование подхода, позволяющего прогнозировать расчетные параметры парашютного приземления объектов в момент начала обжатия АУ для последующего их использования в моделях [10]. Для достижения указанной цели проведены исследования динамики движения СОП, в том числе на малых высотах. Разработаны математические модели атмосферы и пространственного движения СОП в условиях воздействия воздушных течений (в приземном пограничном слое), позволяющие определить параметры процесса приземления СОП (вектор скорости объекта и угол отклонения от вертикали в момент начала обжатия АУ). Выработан также подход к прогнозированию указанных параметров в условиях вариативности воздействий на СОП атмосферных явлений и проанализированы распределения расчетных параметров процесса приземления.

Математическая модель СОП. Рассмотрим процесс пространственного движения СОП от момента введения ПС в работу до момента контакта объекта (в данном случае его АУ) с площадкой приземления. В процессе движения на СОП действуют воздушные течения как ветровые (горизонтальная составляющая движения воздуха), так и вертикальные (восходящие и нисходящие потоки воздуха). При действии ветра парашют хорошо ими увлекается [1], его поведение рассматривается как близкое к безынерционному.

В качестве ПС рассматривается парашютная многокупольная система (МКС), используемая в общем случае для десантирования тяжелых объектов. Математическая модель такой СОП разработана для случая стационарного ветрового воздействия [13, 14]. Купола ПС инерционные, связи между ними смоделированы с помощью двустороннего контакта. Схема рассматриваемой математической модели СОП приведена на рис. 1: СОП находится в однородном поле сил тяжести и состоит из масс, соеди-

ненных между собой упругими (с односторонней жесткостью) тросовыми элементами. В соединении куполов и коуша тросовые элементы соответствуют стропам купола, в других соединениях — тросам подвесной системы. Для каждого массового элемента пространственные уравнения движения содержат в общем случае уравнения равновесия, динамические уравнения Эйлера и преобразования для вычисления углов поворота (с учетом параметров Родрига — Гамильтона) [14]. Для точечных элементов пространственные уравнения движения содержат только уравнения равновесия. Решение находят прямым интегрированием по времени уравнений движения, отдельно для каждого массового элемента. Рассматриваются следующие системы координат (СК): глобальная (ГСК) $OX_0Y_0Z_0$, расположенная на базовой плоскости, соответствующей площадке приземления объекта; СК $O_1X_1Y_1Z_1$, связанная с объектом и расположенная в его центре тяжести; СК $O_2X_2Y_2Z_2$, связанная с конкретным куполом ПС.

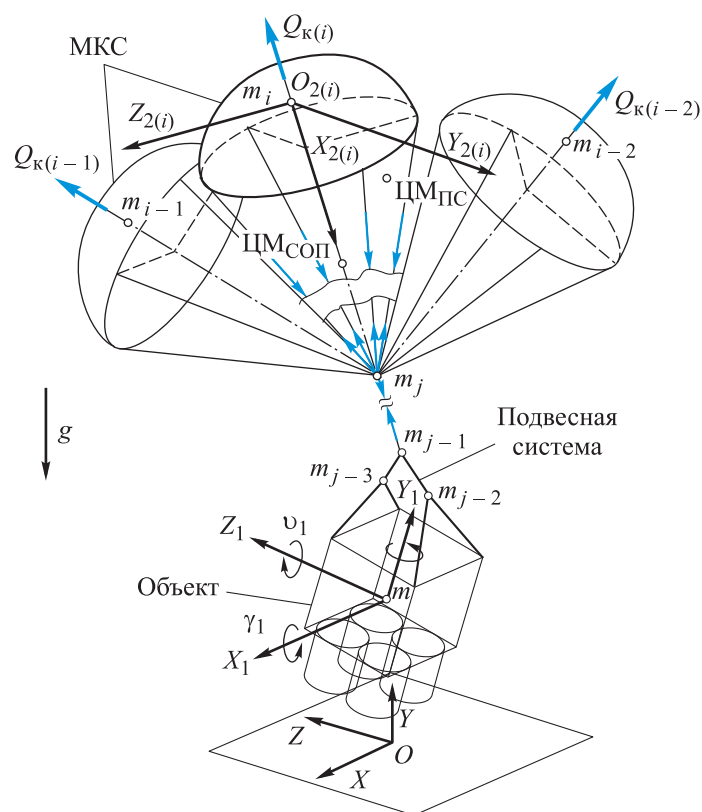


Рис. 1. Схема математической модели СОП:

m — масса объекта; m_j — масса j -х точечных элементов подвесной системы и коуша, имеющих массоинерционные свойства; m_i — масса i -го купола МКС, включающая в себя массы оболочки купола, силового каркаса, строп и присоединенную массу воздуха

В процессе функционирования купола ПС взаимодействуют друг с другом. Например, в [14] взаимодействие между куполами i и j задано с помощью двустороннего контакта. В настоящей работе контактное взаимодействие куполов i и j задается односторонним контактным условием, возникающим при их сближении:

$$k_{i,j} = kd - \beta_{\text{МКС}} V_{i,j}, \quad (1)$$

где k — жесткость контакта; d — расстояние между центрами масс (ЦМ) куполов i и j ; $V_{i,j}$ — скорость сближения i -го и j -го куполов; $\beta_{\text{МКС}}$ — коэффициент демпфирования МКС.

В соответствии с [14] уравнения движения для i -го симметричного купола парашюта из $n_{\text{МКС}}$ куполов МКС записываются следующим образом:

$$\begin{aligned} & (m_{\text{п}} + \lambda_{11}) \dot{V}_{OX} - V_{OY} \omega_Z (m_{\text{п}} + \lambda_{22}) + \\ & + V_{OZ} \omega_Y (m_{\text{п}} + \lambda_{22}) - \lambda_{26} (\omega_Y^2 + \omega_Z^2) = R_X; \\ & (m_{\text{п}} + \lambda_{22}) (\dot{V}_{OY} - V_{OZ} \omega_X) + \lambda_{26} (\dot{\omega}_Z + \omega_X \omega_Y) + \\ & + (m_{\text{п}} + \lambda_{11}) V_{OX} \omega_Z = R_Y; \\ & (m_{\text{п}} + \lambda_{22}) (\dot{V}_{OZ} + V_{OY} \omega_X) - \lambda_{26} (\dot{\omega}_Y - \omega_X \omega_Z) - \\ & - (m_{\text{п}} + \lambda_{11}) V_{OX} \omega_Y = R_Z; \\ & I_X \dot{\omega}_X = M_X; \\ & (I_Y + \lambda_{55}) \dot{\omega}_Y - \lambda_{26} (\dot{V}_{OZ} - V_{OX} \omega_Y + V_{OY} \omega_X) + \\ & + (I_X - I_Z - \lambda_{55}) \omega_X \omega_Z = M_Y; \\ & (I_Z + \lambda_{55}) \dot{\omega}_Z + \lambda_{26} (\dot{V}_{OY} - V_{OZ} \omega_X + V_{OX} \omega_Z) - \\ & - (I_X - I_Y - \lambda_{55}) \omega_Y \omega_X = M_Z. \end{aligned} \quad (2)$$

Здесь $m_{\text{п}}$ — масса купола парашюта (соответствует массе m_i); λ_{11} , λ_{22} , λ_{26} , λ_{55} — коэффициенты присоединенных масс, определяемые в соответствии с [13]; V_{Oj} , \dot{V}_{Oj} , ω_j , $\dot{\omega}_j$ — линейные, угловые скорости и ускорения купола парашюта в соответствующей СК; I_j — проекции полного момента инерции купола парашюта, включающего в себя моменты инерции купола, строп и присоединенной массы воздуха, представляемой в виде шара с радиусом, соответствующим радиусу купола [14]; R_j , M_j — проекции главного вектора и момента, приложенных к куполу внешних сил, в СК $O_{2(i)}X_{2(i)}Y_{2(i)}Z_{2(i)}$ купола, к которым относятся сила тяжести купола G_k , его аэродинамическая сила Q_k , представляемая как сумма

нормальной N и касательной T составляющих сил и силы строп S , действующей на кромку купола; $j = X, Y, Z$; $i = 1, \dots, n_{\text{МКС}}$. Задавая характерную площадь купола $F_{\text{п}}$, плотность воздуха ρ , коэффициенты аэродинамического сопротивления C_N, C_T и полагая, что вектор скорости купола V_{O2} найден, запишем главный вектор R внешних сил в системе уравнений (2):

$$\begin{aligned} R &= G_{\text{к}} + Q_{\text{к}} + S; \\ Q_{\text{к}} &= N + T; \\ N &= \frac{\rho F_{\text{п}}}{2} C_N V_{O2}^2; \quad T = \frac{\rho F_{\text{п}}}{2} C_T V_{O2}^2. \end{aligned} \quad (3)$$

Пусть скорость воздушного потока определена в каждый момент времени в ГСК вектором $w_O = \|w_x, w_y, w_z\|$. Полагая известными положения куполов МКС, можно определить положение ЦМ ПС (см. рис. 1) и записать его вектор скорости в ГСК относительно воздушного потока:

$$V_{\text{ЦМ ПС}} = \|V_x - w_x, V_y, V_z - w_z\|. \quad (4)$$

После приведения $V_{\text{ЦМ ПС}}$ к $V_{2\text{ЦМ ПС}}$ (перевод вектора скорости $V_{\text{ЦМ ПС}}$ в СК рассматриваемого купола из i куполов ПС) выполним замену компонент скоростей V_{OX}, V_{OY}, V_{OZ} в системе уравнений (2) соответствующими компонентами вектора $V_{2\text{ЦМ ПС}}$.

Рассматривается самостоятельное движение куполов в составе связки МКС. Тогда, учитывая условия безынерционности купола к ветровым воздействиям (4), в уравнения движения купола (2) необходимо ввести дополнительное демпфирование, которое будет зависеть от параметров уравнений и, прежде всего, от контактных жесткостей (1), значений компонент ветра w_x, w_z и шага интегрирования этих уравнений по времени.

Вертикальная компонента вектора скорости воздушного потока w_y учитывается при определении нормальной составляющей аэродинамической силы купола (3) путем добавления соответствующей компоненты w_{O2} (приведенного в СК купола вектора скорости воздушного потока w_O) к компоненте собственной скорости купола V_{OX} . Нормальная составляющая аэродинамической силы купола

$$N = \frac{\rho F_{\text{п}}}{2} C_N (V_{O2}^2 + w_{O2}^2). \quad (5)$$

Таким образом, математическая модель СОП [14] изменена в части:

- контактных условий взаимодействия куполов, описываемых формулой (1);
- условий безынерционного движения ПС от действия воздушных потоков, описываемых в (4), и дополнительным демпфированием (2) от их воздействия;
- учета воздействия вертикальных воздушных потоков на инерционное движение ПС (5).

Математическая модель атмосферы. На протяжении всего процесса приземления СОП подвергается влиянию ветра, наибольшая интенсивность которого проявляется на малых высотах (до 500 м, в приземном пограничном слое [2]). Необходимость учета турбулентности в приземном пограничном слое при исследовании процесса снижения СОП отмечена в [11]. Для рассматриваемых грузовых ПС, характеризующихся большой суммарной площадью связки куполов МКС, высока вероятность их попадания в вертикальные восходящие и нисходящие воздушные потоки, что приводит к изменению динамики посадки СОП и, в частности, к изменению ее вертикальной скорости приземления. В моделях атмосферы, используемых в парашютостроении, в общем случае [2] учитываются турбулентность как непрерывный случайный процесс и статистические дискретные порывы. Соотношения, определяющие указанные процессы в рассматриваемой математической модели атмосферы, будут приведены ниже.

Горизонтальная составляющая ветрового течения (ветра) [2] приведена в виде средней скорости ветра $W_{cp}(x, y, z, t)$, вектор которой параллелен поверхности Земли, и турбулентной составляющей $W_T(x, y, z, t)$. Направление вектора W_{cp} определяет плоскость ветра. В дальнейших статистических расчетах (моделирование серии экспериментов) принят равновероятный выбор этого направления.

В соответствии с [1] примем допущение об однородном изотропном стационарном случайном векторном поле скоростей ветра. Для приземного пограничного слоя используется степенная зависимость средней скорости ветра от высоты

$$W_{cp} = W_0 \left(\frac{h}{h_0} \right)^n, \quad (6)$$

где $W_0 = 3 \dots 4$ м/с — математическое ожидание средней скорости ветра на опорной высоте $h_0 = 10$ м; $n = 0,15 \dots 0,2$ — показатель степени.

Турбулентную составляющую ветра W_T можно разложить на продольную W_τ (вдоль вектора W_{cp}) и поперечную W_Π (перпендикулярно вектору W_{cp}) составляющие, имеющие разные спектральные плотности. Для их определения рассмотрим модель турбулентности (МТ) Драйдена, в которой продольная и поперечная спектральные плотности пульсаций скоростей записываются следующими формулами [2]:

$$S_t(\omega) = \frac{2\sigma_W^2 L}{\pi(1+L^2\omega^2)}; \quad S_n(\omega) = \frac{\sigma_W^2 L(1+3L^2\omega^2)}{\pi(1+L^2\omega^2)}. \quad (7)$$

Здесь σ_W — среднеквадратическая скорость пульсаций ветра; L — масштаб турбулентности (принято $L = L_t = 2L_n$). Для построения математической МТ составляющих скоростей ветра используется метод формирующих фильтров [2, 15–18]. Пространственную частоту пульсаций Ω заменяют временной частотой ω , используя формулу $\omega = \Omega V_{уст}$ ($V_{уст}$ — скорость установившегося снижения, определяемая методом формирующих фильтров), тогда получаем:

$$S_t(\omega) = \frac{2\mu\sigma_W^2}{(\mu^2 + \omega^2)} = |\Phi_t(j\omega)|^2 S_\tau; \quad S_n(\omega) = \frac{\mu(\mu^2 + 3\omega^2)\sigma_W^2}{(\mu^2 + \omega^2)^2} = |\Phi_n(j\omega)|^2 S_\eta, \quad (8)$$

где $\mu = V_{уст}/L$ — средняя временная частота турбулентности; S_τ, S_η — интенсивности единичного белого шума $\tau(t), \eta(t)$, подаваемого на вход формирующего фильтра. Передаточные функции формирующих фильтров запишутся как

$$\Phi_t(p) = \frac{\sigma_W \sqrt{2\mu}}{p + \mu}; \quad \Phi_n(p) = \sigma_W \sqrt{3\mu} \frac{p + \mu\sqrt{3}}{(p + \mu)^2}. \quad (9)$$

Алгоритм получения решения методом формирующих фильтров сводится к преобразованию сигналов $\tau(t), \eta(t)$ с помощью прямого дискретного преобразования Фурье (ПДПФ), при формировании массива комплексных амплитуд которых используются фильтры низкочастотных спектров сигналов, определенные функциями (9), а затем — обратного дискретного преобразования Фурье (ОДПФ) для формирования конечного сигнала. Эти преобразования имеют следующий вид [19]:

$$\dot{X}(n) = \sum_{k=0}^{N-1} x(k) e^{-i \frac{2\pi nk}{N}}; \quad x(k) = \frac{1}{N} \sum_{n=0}^{N-1} \dot{X}(n) e^{i \frac{2\pi nk}{N}}. \quad (10)$$

Здесь $\dot{X}(n)$ ($n = 0, \dots, N-1$) — комплексные амплитуды, n — частота; N — число значений сигнала за период (в первом соотношении) и компонента разложения (во втором соотношении); $x(k)$ ($k = 0, \dots, N-1$) — последовательность отсчетов (значения исходного сигнала). Известно [2], что из-за большого момента инерции СОП воспринимает ветровые пульсации, пространственные размеры которых сопоставимы с ее пространственным периодом колебаний:

$$L_{\Pi} = V_{\text{уст}} T_{\Pi}, \quad (11)$$

где T_{Π} — пространственный период собственных колебаний СОП. Накладывая продолжительность исходных сигналов $\tau(t)$, $\eta(t)$ на рассматриваемую высоту \bar{H} (преодолеваемую СОП в расчете), вычисляем число необходимых для рассмотрения гармоник n во второй функции (10) — $n = \bar{H}/L_{\Pi}$.

Модель статистического дискретного порыва (МДП) ветра принимается из [2]:

$$N = \frac{\alpha}{S_m^2} \exp \left[- \frac{W_m}{1,15\beta (S_m)^{1/3}} \right], \quad (12)$$

где α — число порывов, приходящихся на единицу расстояния; S_m , W_m — длина и скорость порыва ветра; β — интенсивность турбулентности. Начальный участок порыва имеет форму $1 - \cos S$. Параметр NdS определяет число дискретных порывов ветра, отнесенное к пройденному СОП вдоль траектории расстоянию.

Турбулентное поле скоростей движения воздуха представляется в виде суперпозиции пульсационных движений с разными размерами и периодами вихрей [1]. Получить итоговое поле распределения скоростей ветра по высотам можно, суммируя значения векторов средней скорости ветра $W_{\text{ср}}$ (6), лежащих в плоскости ветра, изначально заданной случайным образом, и значения турбулентной составляющей W_T (7)–(9) и дискретного порыва ветра (12) с соответствующими боковым порывам, которые заданы статистическими параметрами. Поле вертикальных течений воздуха определяют аналогично: путем суммирования значений поперечной турбулентной составляющей W_{Π} и соответствующего дискретного порыва ветра. Проекция поля распределения ветра на соответствующие плоскости ГСК вместе с вектором вертикальных течений воздуха позволяет получить полный вектор скорости воздушного потока w_O , используемый в форму-

лах (4) и (5) для определения параметров движения СОП. Примеры получения полей течений воздуха и характерные профили их распределений по высоте приведены ниже.

Апробация разработанных математических моделей СОП и атмосферы. Рассмотрим математическую модель СОП, соответствующую существующей модели, применяемой для десантирования объектов с массами от 8 до 18 т. В качестве парашюта используем МКС, состоящую из круглых куполов, соединенных в коуше. В зависимости от массы объекта число куполов МКС составляет от 4 до 7. Объект крепится к МКС с помощью подвесной системы. Расчетная схема соответствует схеме, приведенной на рис. 1. При снижении СОП нарастает сопротивление воздуха, обусловленное увеличением его плотности. Рассматриваемые далее высоты десантирования (1000 м) соответствуют тропосфере [20], поэтому задаваемая плотность воздуха ρ зависит от высоты H_0 площадки приземления над уровнем моря и плотности $\rho_0(t)$ воздуха на уровне моря, являющейся функцией температуры окружающей среды и определяемой параметрами стандартной атмосферы. В рассмотренных далее расчетных случаях указанные параметры соответствовали условиям наблюдаемых экспериментов, учитывалось распределение плотности воздуха по высоте. В модели атмосферы используются следующие параметры: распределение средней скорости ветра W_{cp} (6) при $n = 0,2$, $h_0 = 10$ м, $W_0 = 3,5$. В соответствии с [1] задаются характерные параметры турбулентности $L = 200$ м и $\sigma_W = 1,33$ м/с. Для задания статистических дискретных порывов ветра используется категоризация среза ветра (параметр W_m), предложенная в руководстве ИКАО¹, параметр $S_m = 300$ м, параметр α соответствует данным наблюдений. Как и в работе [14], во всех последующих расчетах рассматривается СОП с временем наполнений куполов 10 с. В начальный момент времени СОП расположена вертикально, начальная вертикальная скорость всех ее массовых элементов $V_Y = -10$ м/с. Прочие расчетные параметры, связанные с конструктивом МКС и определяющие динамику ее работы, считаем известными [13, 14].

В качестве примера рассмотрим процесс приземления СОП с семикупольной МКС. В соответствии с формулой (11) для формирования поля скоростей движения воздуха определяют скорость установившегося снижения и период собственных колебаний данной СОП. Расчетное исследование процесса приземления СОП начинается с анализа режима

¹ ИКАО. Руководство по сдвигу ветра на малых высотах. Дос 9817. Монреаль, Международная организация гражданской авиации, 2005.

установившегося снижения СОП в условиях воздействия стационарного поля ветра. Постановка задачи схожа с приведенной в [14]: рассматривается однотипная СОП, задаются одинаковые начальные условия и постоянное по времени значение действующей на СОП скорости ветра $w_z = 8$ м/с. В настоящей работе, в отличие от [14], купола МКС безынерционные. Графики изменений скоростей СОП и характерных углов наклона СОП и объекта в зависимости от времени приземления приведены на рис. 2.

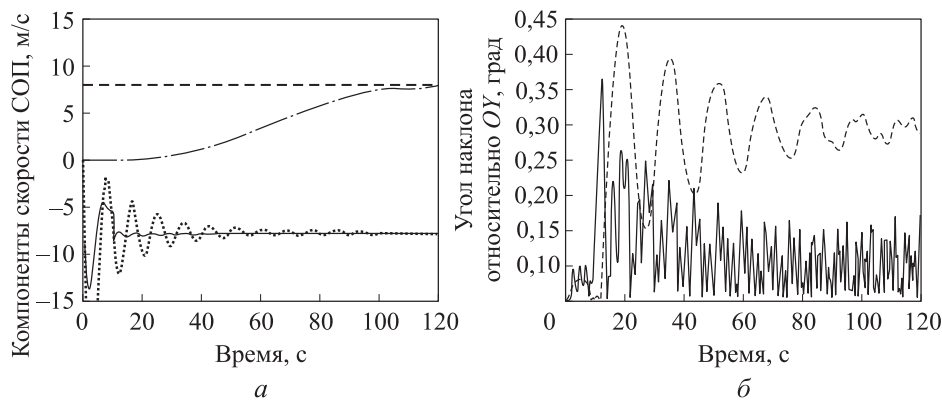


Рис. 2. Графики изменений скоростей СОП (а) и характерных углов наклона (б) СОП (сплошная кривая) и объекта (штриховая) в зависимости от времени приземления в условиях стационарного поля ветра: — — $V_{X\text{СОП}}$; --- — $V_{Y\text{СОП}}$ [14]; — $V_{Z\text{СОП}}$; -.- — $V_{Z\text{СОП}}$ [14]

Графики изменения компонент расчетной скорости СОП в течение времени приземления приведены на рис. 2, а. Компонента горизонтальной скорости $V_{Z\text{СОП}}$ остается постоянной в течение всего процесса приземления, что соответствует условиям задачи о безынерционном парашюте, находящемся в стационарном поле течения ветра. График изменения компоненты $V_{Y\text{СОП}}$ отражает этап раскрытия ПС, проходящий в течение первых 10 с, затем переход в режим установившегося снижения. Плавное уменьшение скорости $V_{Y\text{СОП}}$ в течение времени (в отличие от $V_{Z\text{СОП}}$, значения которой во времени постоянны после установления режима) происходит вследствие увеличения плотности воздуха по мере приближения к площадке приземления. Для оценки качества описанных изменений, внесенных в модель СОП [14], с приводимыми расчетными характеристиками сопоставляются аналогичные, полученные в [14] для МКС с инерционными куполами. График изменения угла наклона СОП, образованного вектором обратного направления движения СОП, приложенным в ЦМ объекта, и осью, проведенной через ЦМ объекта и ЦМ ПС (см. рис. 1),

и график изменения угла наклона объекта относительно собственного ЦМ, также определяемого как угол между вектором обратного направления движения СОП и осью O_1Y_1 объекта, приведены на рис. 2, б. Связанный с раскрытием куполов МКС начальный переходный процесс инициирует угловые движения как СОП, так и объекта относительно его точек подвеса. При установлении режима движения СОП изменения обоих углов наклона также имеют тенденцию к установлению. Результатом данного расчета является выявление характерной для рассматриваемой конфигурации СОП скорости установившегося снижения $V_{уст} = -V_Y = 7,5$ м/с.

Фрагменты визуализированного процесса собственного движения рассматриваемой модели СОП (разработанная программа приведена в [14]), описывающие четверть периода маятникового движения СОП, приведены на рис. 3, а, б. Для инициации процесса в начальный момент времени задается короткое импульсное ветровое воздействие, одинаково приложенное по осям OX и OZ ГСК и вызывающее раскачку СОП.

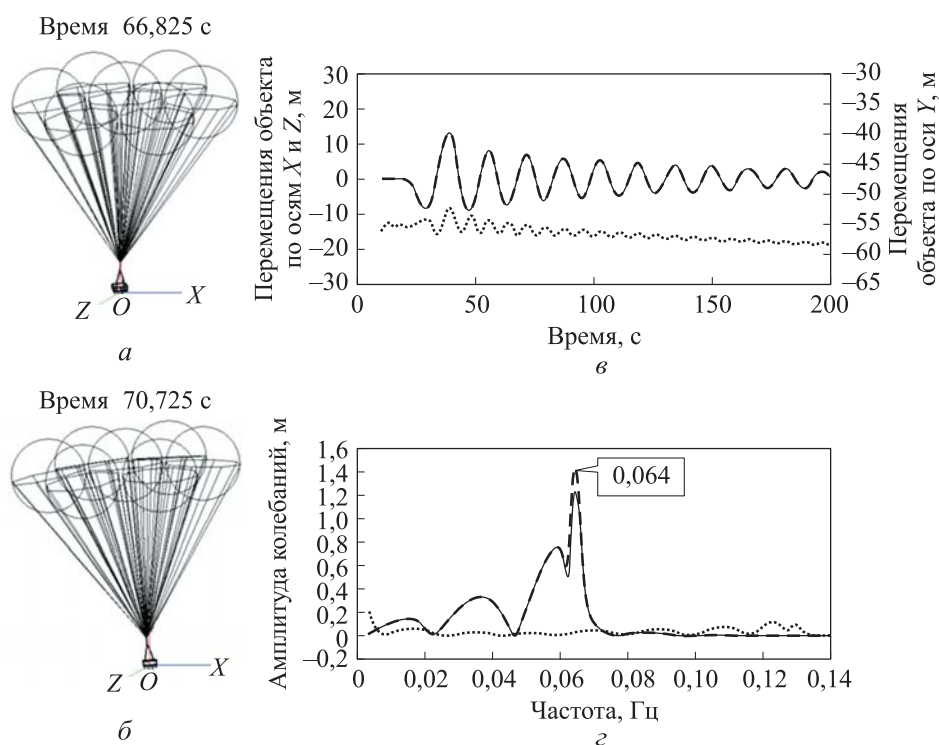


Рис. 3. Фрагменты визуализированного процесса собственного движения модели СОП (а, б), графики собственных перемещений (в) и колебаний объекта по осям ГСК (z):

OX (—), OY (.....), OZ (---)

График перемещений центра тяжести (ЦТ) объекта по осям ГСК приведен на рис. 3, в. Поскольку начальное возбуждение системы происходит по двум осям OX и OZ (направления осей соответствуют показанным на рис. 3 координатам), то СОП движется по спирали относительно вертикальной оси OY . Затухание характерных колебаний в течение времени обусловлено используемыми в уравнениях движения купола коэффициентами демпфирования. Результат спектрального анализа, на основании которого вычисляется период собственных колебаний ($T_{\Pi} = 1/\omega = 15,63$ с, $\omega = 0,064$ Гц — собственная частота, соответствующая маятниковому движению СОП), приведен на рис. 3, г. Определяя по формуле (11) $L_{\Pi} = 15,63 \cdot 7,5 = 117$ м, с учетом базовой высоты $\bar{H} = 1875$ м находим необходимое число расчетных гармоник в формуле (10) для ОДПФ: $n = 1875/117 = 16$.

В качестве примера на рис. 4 приведены графики расчетных распределений скоростей воздушных потоков по высотам.

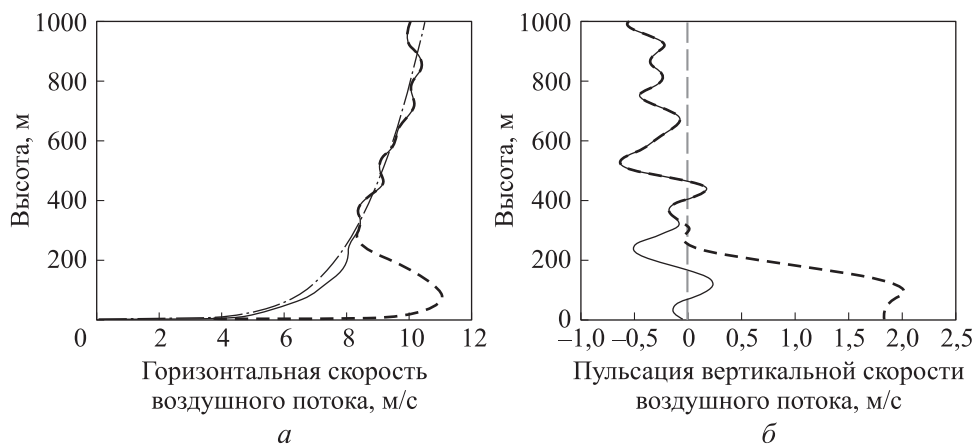


Рис. 4. Пример расчетных распределений скоростей воздушных потоков по высотам:

a — распределение средней скорости ветра $W_{\text{ср}}$ (штрихпунктирная кривая), распределение скорости ветра по описанной МТ (сплошная) и по МТ, совмещенной с МДП (МТ + МДП, штриховая); *б* — пульсации вертикальной скорости воздушного потока для рассматриваемых моделей атмосферы

Расчет параметров приземления объекта. Рассмотрим процесс приземления СОП с семикупольной МКС и начальными условиями, соответствующими рассмотренным ранее при установившемся режиме ее работы (см. рис. 2), но с учетом разработанной модели неспокойной атмосферы (рис. 5).

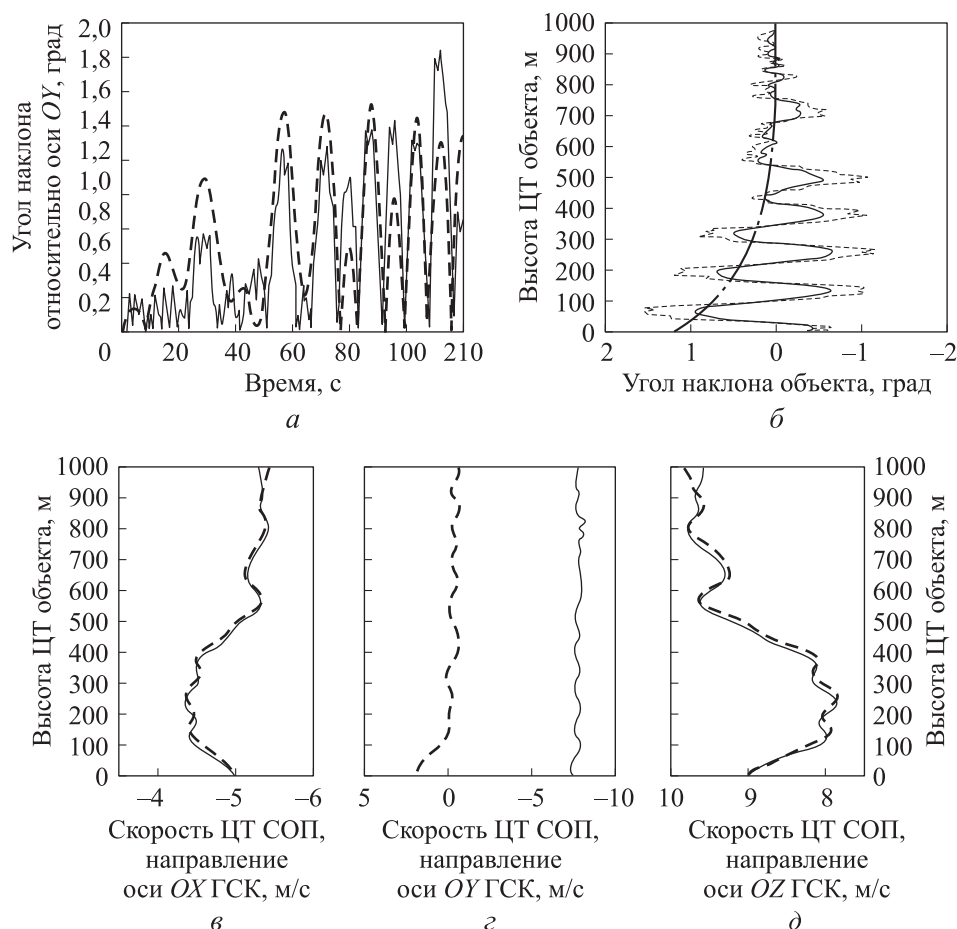


Рис. 5. Расчетные параметры процесса приземления СОП с семикупольной МКС (сплошная кривая) при установившемся режиме ее работы и объекта (штриховая), но с учетом разработанной модели неспокойной атмосферы (углы наклона СОП и объекта (а), отклонения объекта от его собственной СК $O_1X_1Y_1Z_1$ (б), скорость СОП (в–д))

Графики изменения углов наклона СОП (сплошная кривая) и объекта (штриховая) приведены на рис. 5, а. Отметим, что эти углы определяются как углы между вектором и осью (описаны ранее для случая установившегося режима), поэтому распределения соответствуют их абсолютным значениям. Удобнее пользоваться углами отклонения объекта в его собственной СК $O_1X_1Y_1Z_1$, в начальный момент времени направление осей которой совпадают с осями ГСК. Распределение изменения углов наклона объекта по пройденной им высоте приведено на рис. 5, б: изменения углов ψ (сплошная) и γ (штриховая) соответствуют маятниковому движению СОП и движению объекта относительно его точек подвеса; угол ψ

(штрихпунктирная), соответствующий углу вращения объекта относительно вертикальной оси O_1Y_1 , монотонно увеличивается, что соответствует беспрепятственному вращению объекта (достигается за счет использования вертлюга или длинных тросовых элементов подвесной системы с малой крутильной жесткостью). Графики изменения компонент $V_{X\text{СОП}}$, $V_{Y\text{СОП}}$, $V_{Z\text{СОП}}$ (сплошные кривые) скоростей движения ЦТ СОП по высоте приведены на рис. 5, в–д. На них наложены изменения компонент скорости воздуха w_x , w_y , w_z (штриховые). В результате анализа графиков изменений компонент боковой скорости движения СОП выявлено, что СОП почти безынерционно реагирует на ветер, что соответствует условию задачи. Сплошной кривой на рис. 5, г показано изменение вертикальной скорости движения СОП по высоте, среднее значение которой примерно соответствует скорости снижения 7,5 м/с, определенной при рассмотрении установившегося режима движения СОП (см. рис. 2). В этом случае, в отличие от установившегося режима движения, наблюдается влияние пульсаций, образованных вертикальными воздушными потоками. График изменения вертикальной компоненты w_y вектора скорости воздушного потока w_O показан штриховой кривой.

Прогнозирование параметров приземления объекта. Приведенные на рис. 5 расчетные параметры процесса приземления объекта являются характеристиками режима работы СОП в конкретно заданных условиях — определенного поля воздушных течений. Задача прогнозирования параметров приземления СОП и объекта, в частности, подразумевает получение полей возможных значений и сочетаний этих параметров, а также исследование законов их распределения. Для такого расчета выполняется серия математических экспериментов со случайно заданными воздействующими на процесс приземления СОП факторами. Эта работа ограничивается лишь вариативностью задаваемых атмосферных параметров, к которым относятся турбулентные составляющие скорости ветра W_τ и W_Π с сигналами белого шума $\tau(t)$, $\eta(t)$ в основе; параметр NdS , определяющий вероятность появления воздушного порыва; положения плоскости ветра, которые задаются случайным образом и принимаются равновероятными для всех направлений.

Результаты сравнительного анализа параметров приземления СОП приведены на рис. 6. Рассмотрены восемь экспериментов (нумерация по оси абсцисс графиков), в которых испытывались СОП, разные по соотношению числа куполов в связке МКС (4–7 куполов) и масс объекта (8...18 т). Все эксперименты проведены на одном полигоне, что опреде-

ляет одинаковость соответствующих параметров атмосферы для всей серии экспериментов. Выполнено сопоставление экспериментальных и расчетных параметров приземления СОП, полученных при использовании различных моделей атмосферы.

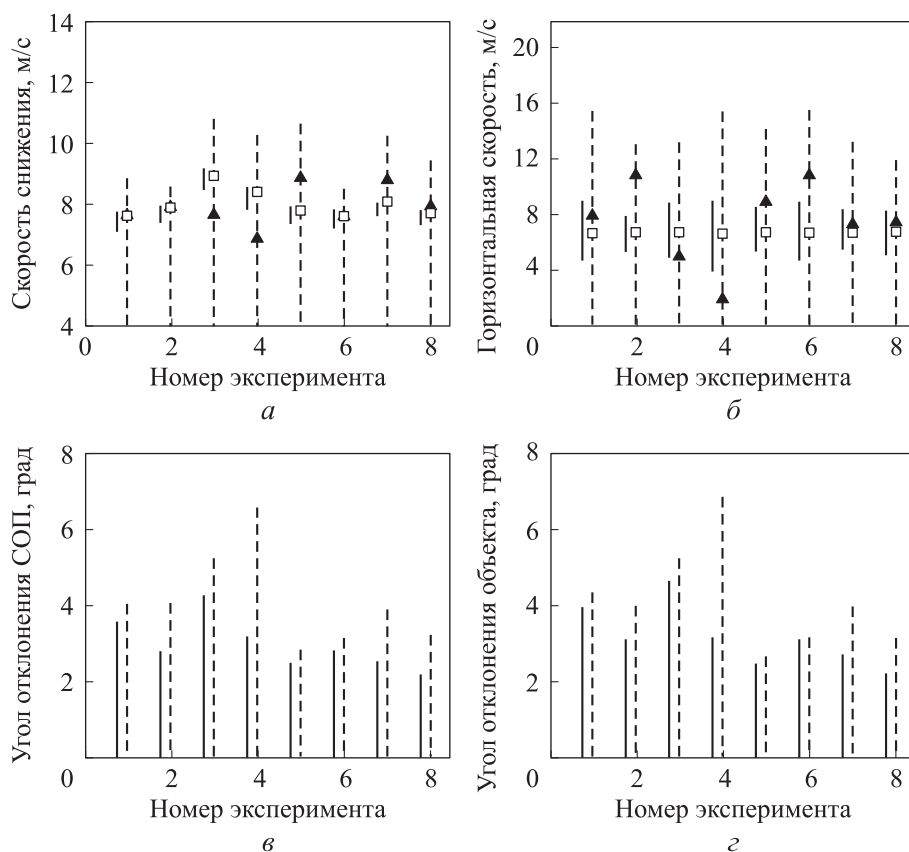


Рис. 6. Результаты сравнительного анализа параметров приземления СОП:
a — скорость снижения объекта; *б* — горизонтальная скорость объекта;
в, г — углы отклонения СОП и объекта

Треугольными маркерами на рис. 6, *a, б* обозначены экспериментальные замеры скорости снижения и горизонтальной скорости СОП, квадратными — соответствующие расчетные скорости для случаев установившегося снижения, т. е. для СОП, находящейся в поле стационарного ветрового воздействия (аналогично рассмотренному ранее случаю, см. рис. 2). Указанные расчетные и экспериментальные скорости снижения хорошо совпадают только для половины случаев (для 1, 2, 6 и 8-го экспериментов). В общем случае расхождение рассматриваемых расчетных и экспериментальных данных объясняется тем, что указанная расчетная оценка скорости

снижения объекта является точечной, т. е. разброс значений, получаемый в результате махового движения СОП и движения объекта относительно точек его подвеса, не учитывается, а также не учтено влияние, оказываемое на СОП беспокойной атмосферой. Для горизонтальных скоростей приземления объекта расхождения расчетных и экспериментальных данных объясняются теми же причинами, причем точечные расчетные значения всегда соответствуют средней скорости ветра на высоте, соответствующей положению парашюта в момент контакта объекта с площадкой приземления, что соответствует условию рассматриваемой задачи.

Расчетные распределения оцениваемых параметров приземления получены путем проведения и обработки более 300 математических экспериментов для каждого из восьми рассматриваемых случаев. Они учитывают все ранее рассмотренные особенности работы СОП и влияние беспокойной атмосферы. Сплошными и штриховыми прямыми на рис. 6, а–г приведены соответствующие диапазоны оцениваемых параметров приземления. Рассмотрены обе описанные ранее модели атмосферы — МТ (сплошная) и МТ + МДП (штриховая). Из рис. 6, а, б следует, что использование модели атмосферы, учитывающей статистические дискретные порывы (МТ + МДП), позволяет описывать возможные состояния СОП и объекта для всей рассмотренной серии экспериментов. Сравнение расчетных диапазонов углов положений СОП и объекта приведено на рис. 6, в, г. Показано, что диапазоны отклонений объекта шире диапазонов отклонений СОП, что объясняется дополнительными колебаниями объекта, закрепленного с использованием подвесной системы к коушу.

В качестве примера рассмотрим исследуемые параметры приземления в момент контакта объекта с площадкой приземления для 6-го эксперимента. Приведенные на рис. 7 столбчатые графики соответствуют частотам попадания расчетных величин в соответствующие интервалы значений параметров, кривыми показаны теоретические законы рассматриваемых распределений. Так, для углов наклона объекта выбрана функция плотности распределения Рэлея, для остальных — нормальный закон распределения. Оценка соответствия значений выбранной теоретической плотности распределения проводится с помощью критерия согласия χ^2 Пирсона [21]. В результате анализа полученных при использовании модели турбулентной атмосферы (МТ) распределений скоростей снижения объекта (рис. 7, а) выявлено их соответствие нормальному закону распределения (здесь и далее используется уровень значимости 0,05). В результате аналогичного анализа, проведенного для распределения горизонтальных скоростей призем-

ления объекта (см. рис. 7, б), установлено несоответствие тому же закону, хотя вид функции распределения близок к виду нормального распределения с математическим ожиданием, соответствующим средней скорости ветра W_{cp} на высоте нахождения куполов МКС.

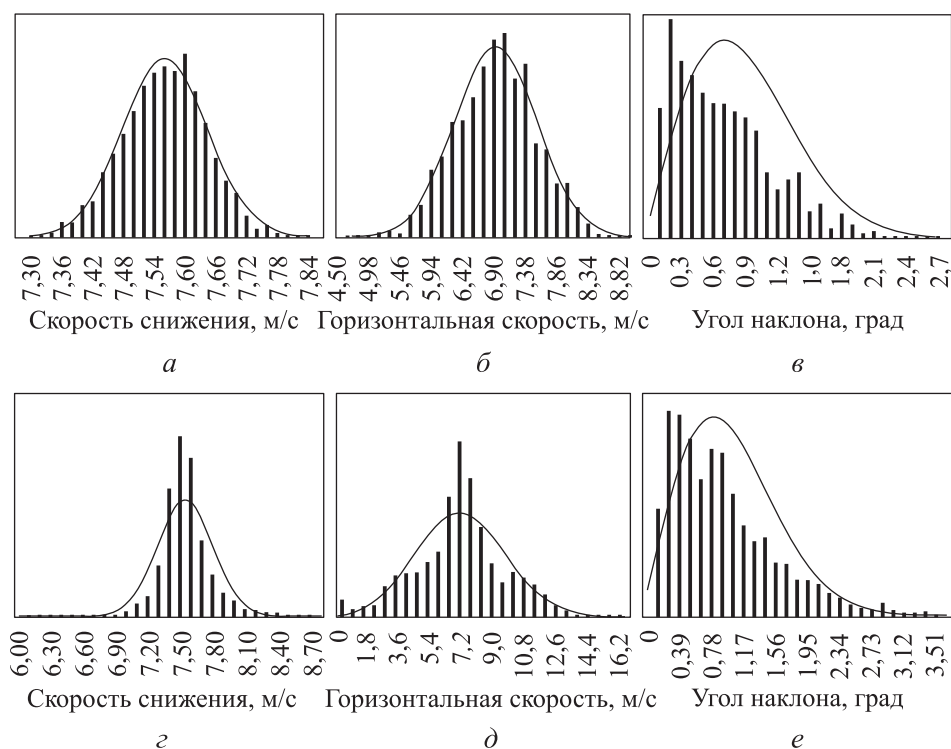


Рис. 7. Распределения расчетных параметров приземления объекта:
 а-в — для модели атмосферы МТ; г-е — для модели атмосферы МТ + МДП

Для остальных рассматриваемых параметров (рис. 7, в-е) их расчетные распределения не описываются выбранными функциями плотностей распределений. Из приведенных на рис. 7, а-д графиков распределения скоростей объекта следует, что использование модели атмосферы МТ + МДП приводит к большему несоответствию нормальному виду распределений результатов расчетов. Это несколько противоречит описанным во введении инженерным практикам. Отметим, что рассматриваемый эксперимент проводился на местности, для которой свойственны значительные воздушные порывы, а потому на относительно спокойных площадках приземления закон распределения скоростей снижения, очевидно, будет ближе к нормальному. Полученный нерэлеевский закон распределения горизонтальных скоростей связан с фиксацией значения средней скорости ветра для всех проводимых расчетов. Это допущение введено,

так как расчетный эксперимент проводился постфактум — при известных экспериментальных замерах параметров атмосферы. В случае априорного задания распределения средних скоростей, в соответствии с рекомендациями [1, 2], следует выбрать закон Рэля.

Заключение. Разработана математическая модель СОП, позволяющая проводить анализ ее пространственного движения в условиях нестационарных течений ветра. Модель СОП отражает следующие существенные конструктивные особенности: парашют — это МКС, состоящая из набора симметричных жестких куполов, соединенных в коуше, что соответствует конструкциям СОП, часто используемым в настоящее время; объект крепится с помощью подвесной системы к коушу парашюта; учтена упругость гибких звеньев СОП (строп куполов и звеньев подвесной системы). Работоспособность математической модели СОП подтверждена результатами сравнительного анализа с [14], для чего рассмотрена задача функционирования СОП при ее нахождении в стационарном поле ветра.

Разработана математическая модель турбулентной атмосферы, учитывающая среднюю скорость ветра и его турбулентные составляющие, а также статистические дискретные порывы воздушных течений, как горизонтальных (ветровых), так и вертикальных (восходящих и нисходящих потоков), что позволяет учитывать особенности атмосферы, в том числе на малых высотах. Для оценки работоспособности совместной работы математической модели СОП и модели атмосферы рассмотрена задача о приземлении СОП в условиях турбулентной атмосферы. Проведенный качественный анализ процесса движения СОП позволил сделать вывод о соответствии полученного решения поставленной в настоящей работе задаче определения параметров приземления объекта в условиях турбулентной атмосферы.

Использование метода Монте-Карло применительно к рассматриваемой задаче приземления СОП позволило учесть вариативность факторов атмосферных воздействий на динамику ее работы и определило подход к прогнозированию параметров (в виде интервалов) парашютного приземления объектов. Для апробации предлагаемого подхода рассмотрена серия экспериментов, в которых испытывались разные по составу СОП. По результатам проведенного исследования можно заключить, что использование модели атмосферы МТ + МДП позволяет определять возможные состояния объекта при его парашютном приземлении в момент вступления в контакт с площадкой приземления. Таким образом, можно рекомендовать использовать данную модель атмосферы для решения подобных задач.

Выполненное исследование распределений расчетных параметров приземления объекта на предмет соответствия используемым в инженерной практике законам распределений показало, что при использовании рекомендуемой модели атмосферы распределение исследуемых параметров в общем случае может не соответствовать используемому при проектировании АУ [11].

В соответствии с целью настоящей работы полученные параметры приземления объекта предполагается применять при проектировании АУ [10]. Рекомендуется использовать соответствующие параметры не в виде обобщенных функций распределений, а в виде наборов их связанных значений, получаемых и фиксируемых на каждой итерации проводимого математического эксперимента и отражающих в своей совокупности получаемые расчетные распределения. Для большей достоверности рекомендуется дальнейшее развитие предложенной модели атмосферы в части наполнения ее статистическими данными, отражающими особенности атмосферы на вероятных площадках парашютного приземления объектов.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Антоненко А.И., Рысев О.В., Фатыхов Ф.Ф. и др. Динамика движения парашютных систем. М., Машиностроение, 1982.
- [2] Рысев О.В., Вишняк А.А., Чуркин В.М. и др. Динамика связанных тел в задачах движения парашютных систем. М., Машиностроение, 1992.
- [3] Лялин В.В., Морозов В.И., Пономарев А.Т. Парашютные системы. Проблемы и методы их решения. М., ФИЗМАТЛИТ, 2009.
- [4] Иванов П.И. Исследование парашютных систем и парапланерных летательных аппаратов: монография. Феодосия, Арт Лайф, 2022.
- [5] Tutt B.A. Fluid structure interaction parachute benchmark models in LS-DYNA. *AIAA ADS Conf.*, 2013, no. AIAA 2013-1384. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2013-1384>
- [6] Stein K.R., Tezduyar T.E., Sathe S.S., et al. Fluid-structure interaction modeling of parachute soft-landing dynamics. *Int. J. Nume. Methods Fluids*, 2004, vol. 47, no. 6-7, pp. 619–631.
- [7] Stein K.R., Tezduyar T.E., Vinod K., et al. Numerical simulation of soft landing for clusters of cargo parachutes. *ECCOMAS*, 2004.
URL: https://www.researchgate.net/publication/228858965_Numerical_simulation_of_soft_landing_for_clusters_of_cargo_parachutes (дата обращения: 15.06.2024).
- [8] 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>

- [9] Емельянов Ю.Н., Павлов А.С., Титов В.А. Проектирование системы мягкой посадки приземляющегося объекта. М., Изд-во МАИ, 1988.
- [10] Аверьянов И.О. Применение метода Монте-Карло для прогнозирования надежности процесса приземления систем мягкой посадки с пневмоамортизаторами. *Труды МАИ*, 2020, № 115. DOI: <https://doi.org/10.34759/trd-2020-115-03>
- [11] 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>
- [12] Соболев И.М. Метод Монте-Карло. М., Наука, 1968.
- [13] 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>
- [14] 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. DOI: <https://doi.org/10.34759/trd-2023-131-01>
- [15] Доброленский Ю.П. Динамика полета в неспокойной атмосфере. М., Машиностроение, 1969.
- [16] Бобылев А.В. Определение закона распределения атмосферной турбулентности посредством решения двумерного уравнения Фоккера — Планка — Колмогорова. *Ученые записки ЦАГИ*, 1990, т. XXI, № 2, с. 123–129.
- [17] Нгуен Х.М. Влияние ветрового воздействия на динамику движения корректируемых боеприпасов. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2008, № 3 (72), с. 39–51.
- [18] Шалыгин А.С., Палагин Ю.И. Прикладные методы статистического моделирования. Л., Машиностроение. ЛО, 1986.
- [19] Сергиенко А.Б. Цифровая обработка сигналов. СПб., Питер, 2002.
- [20] Седунов Ю.С., Авдюшкин С.И., Борисенков Е.П. и др. Атмосфера. Л., Гидрометеоиздат, 1991.
- [21] Гмурман В.Е. Теория вероятностей и математическая статистика. М., Высшая школа, 1972.

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. 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: VNBVXS

FORECASTING THE PARACHUTE LANDING PARAMETERS UNDER TURBULENT ATMOSPHERE IN A PROBLEM OF DESIGNING THE AIR DROP GROUND DAMPER SYSTEMS

I.O. Averyanov

i.averyanov@mail.ru

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

Abstract

Selecting design parameters for the airdrop ground damper systems used in safe parachute landing of an object requires specifying initially parameters of the object landing. They include its position in space and velocity vector at starting the absorber device compression. Besides, it becomes necessary to identify dynamics of the object-parachute system motion exposed to the effect of the air masses atmospheric phenomena, such as wind, with its turbulent component, sometimes gusty, as well as the ascending and descending airflows. The paper proposes an approach that allows forecasting the object parachute landing parameters. A mathematical model of the object-parachute cargo system is developed making it possible to analyze dynamics of its spatial landing under non-stationary action of the air currents. Another mathematical model of the atmosphere is proposed combining the known turbulence models and the discrete statistical gusts. Solution to the problem of forecasting parameters of the object parachute landing is obtained by applying the Monte Carlo method that allows accounting for variability of the atmospheric effects on the object-parachute system dynamics and obtaining desired parameters in the interval distributions form. Operability of the proposed mathematical models and the results obtained reliability are confirmed by comparing them with results of known solutions and experiments

Keywords

Air drop equipment, shock-absorbing device, landing parameters, object-parachute system, landing dynamics

Received 30.10.2023

Accepted 26.02.2024

© Author(s), 2024

REFERENCES

- [1] Antonenko A.I., Rysev O.V., Fatykhov F.F., et al. *Dinamika dvizheniya parashyutnykh system* [Dynamics of parachute systems motion]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1982.
- [2] Rysev O.V., Vishnyak A.A., Churkin V.M., et al. *Dinamika svyazannykh tel v zadachakh dvizheniya parashyutnykh system* [Dynamics of connected bodies in the tasks of parachute systems movement]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1992.
- [3] Lyalin V.V., Morozov V.I., Ponomarev A.T. *Parashyutnye sistemy* [Parachute systems]. Moscow, FIZMATLIT Publ., 2009.

- [4] Ivanov P.I. Issledovanie parashyutnykh sistem i paraplanernykh letatelnykh apparatov [Study on parachute systems and paragliding flying machines]. Feodosiya, Art Layf Publ., 2022.
- [5] Tutt B.A. Fluid structure interaction parachute benchmark models in LS-DYNA. *AIAA ADS Conf.*, 2013, no. AIAA 2013-1384. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2013-1384>
- [6] Stein K.R., Tezduyar T.E., Sathe S.S., et al. Fluid-structure interaction modeling of parachute soft-landing dynamics. *Int. J. Numer. Meth. Fluids*, 2004, vol. 47, no. 6-7, pp. 619–631.
- [7] Stein K.R., Tezduyar T.E., Vinod K., et al. Numerical simulation of soft landing for clusters of cargo parachutes. *ECCOMAS*, 2004.
Available at: https://www.researchgate.net/publication/228858965_Numerical_simulation_of_soft_landing_for_clusters_of_cargo_parachutes (accessed: 15.06.2024).
- [8] 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>
- [9] Emelyanov Yu.N., Pavlov A.S., Titov V.A. Proektirovanie sistemy myagkoy posadki prizemlyayushchegosya obekta [Design of soft landing system]. Moscow, MAI Publ., 1988.
- [10] Averyanov I.O. Prediction of dependability for soft landing system with air dampers with Monte Carlo method. *Trudy MAI*, 2020, no. 115 (in Russ.).
DOI: <https://doi.org/10.34759/trd-2020-115-03>
- [11] 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 MAI [Aerospace MAI Journal]*, 2020, vol. 27, no. 3, pp. 49–59 (in Russ.).
DOI: <https://doi.org/10.34759/vst-2020-3-49-59>
- [12] Sobol I.M. Metod Monte-Karlo [Monte-Carlo method]. Moscow, Nauka Publ., 1968.
- [13] 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>
- [14] 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.). DOI: <https://doi.org/10.34759/trd-2023-131-01>
- [15] Dobrolenskiy Yu.P. Dinamika poleta v nespokoynoy atmosfere [Dynamics of flight in disturbed atmosphere]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1969.
- [16] Bobylev A.V. Defining of atmospheric turbulence distribution law with the solution of two-dimensional equilibrium by Fokker — Planck — Kolmogorov. *Uchenye zapiski TsAGI*, 1990, vol. XXI, no. 2, pp. 123–129 (in Russ.).
- [17] Nguen Kh.M. Influence of wind impact on dynamics of ammunition motion being corrected. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University, Series Mechanical Engineering*, 2008, no. 3 (72), pp. 39–51 (in Russ.). EDN: JVQUDZ
- [18] Shalygin A.S., Palagin Yu.I. Prikladnye metody statisticheskogo modelirovaniya [Applied methods of statistical modelling]. Leningrad, Mashinostroenie Publ., 1986.

[19] Sergienko A.B. Tsifrovaya obrabotka signalov [Digital signal processing]. St. Petersburg, Piter Publ., 2002.

[20] Sedunov Yu.S., Avdyushkin S.I., Borisenkov E.P., et al. Atmosfera [Atmosphere]. Leningrad, Gidrometeoizdat Publ., 1991.

[21] Gmurman V.E. Teoriya veroyatnostey i matematicheskaya statistika [Theory of probability and mathematical statistics]. Moscow, Vysshaya shkola Publ., 1972.

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. 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