

УДК 539.39, 62-192

DOI: [10.34759/trd-2020-115-03](https://doi.org/10.34759/trd-2020-115-03)

**Применение метода Монте-Карло для прогнозирования надежности
процесса приземления систем мягкой посадки с
пневмоамортизаторами**

Аверьянов И.О.

*Московский конструкторско-производственный комплекс АО «МКПК «Универсал»,
Алтуфьевское шоссе, 79А, Москва, 127410, Россия*

e-mail: i.averyanov@mail.ru

Статья поступила 13.11.2020

Аннотация

В работе описана разработанная модель надёжности, позволяющая проводить прогнозирование надёжности процесса приземления системы груз-платформа-пневматическое амортизирующее устройство при случайных воздействующих на процесс внешних факторов. В основе модели надёжности лежит математическая модель физического процесса приземления систем мягкой посадки с пневмоамортизаторами. Для реализации задания случайных воздействующих факторов применялся метод Монте-Карло. Приведено решение задачи о выборе рациональных параметров пневмоамортизатора по критерию надёжности.

Ключевые слова: пневмоамортизатор, система мягкой посадки, десантируемая техника, модель надёжности процесса приземления.

Введение

Во второй половине 20-го века произошло значительное расширение задач, решаемых воздушно-десантными войсками, что привело к качественному совершенствованию системы их вооружения. Этот процесс сопровождался появлением новых образцов военно-воздушной техники (ВВТ), поступлением на снабжение военно-воздушных сил специальных военно-транспортных самолётов, а также развитием парашютно-десантной техники (ПДТ) [1], предназначенной для парашютного десантирования грузов и техники [2], в том числе с экипажем [1] (далее – грузы). Основной задачей, стоящей перед разработчиками ПДТ на этапе проектирования, является задача обеспечения сохранной доставки груза. Одним из этапов парашютного десантирования грузов является этап приземления. Сложность реализации сохранного (безопасного) приземления заключается в большом разбросе значений воздействующих на систему внешних факторов, оказывающих влияние на процесс парашютного десантирования: параметры полёта самолёта, при которых осуществляется сбрасывание, условия окружающей среды, характеристики площадки приземления.

В настоящее время для десантирования грузов широкое применение получили платформенные средства десантирования (СД), при использовании которых грузы размещаются на парашютных платформах (далее – платформах). Приземление системы груз-платформа-пневматическое амортизационное устройство (далее – приземляющийся объект, ПО) сопровождается ударным взаимодействием ПО с площадкой приземления (ПП), для демпфирования которого предназначено

амортизирующее устройство. Чаще всего с платформенными СД в качестве амортизирующего устройства используется система, состоящая из нескольких самонаполняемых пневматических амортизаторов (ПА), представляющих собой замкнутые тканевые оболочки со стравливающими клапанами. ПА до сбрасывания груза находятся в сложенном состоянии, а при спуске ПО на парашютной системе (этап устойчивого снижения), происходит их раскрытие под действием собственного веса и наполнение воздухом через стравливающие клапана. В процессе приземления в ПА нагнетается давление, что вызывает появление в них реактивной силы, воздействующей на парашютную платформу и уменьшающую её вертикальную скорость. Стравливание воздуха из ПА происходит через те же клапана. В данной работе рассматривается завершающая стадия процесса парашютного десантирования грузов – приземление. Выбор рациональных параметров амортизирующего устройства позволяет обеспечить сохранность груза и во многом определяет надёжность всего процесса парашютного десантирования.

Математическое описание процесса приземления ПО исследовался многими авторами [3 - 15]. В работе [3] представлены основные газодинамические соотношения, позволяющие описать закон сопротивления ПА внешнему воздействию в квазистатической постановке. В работах [6 - 7] разработана математическая модель процесса торможения ПО, путём увязки решения задачи о сопротивлении ПА движению платформы и решению динамики движения объекта как материальной точки, исследовался вопрос повышения эффективности использования систем с ПА. В работах [8 - 15] представлены решения аналогичных

задач с использованием конечно-элементных программ. Представленные выше работы описывают одиночный процесс приземления ПО с ПА и не позволяют провести оценку интегральных свойств процесса приземления ПО на ПП, учитывающих влияние случайных воздействующих на процесс факторов – таким образом, не позволяют спрогнозировать надежность процесса приземления ПО с ПА (далее – Объект [16]). В настоящей работе описывается математическая модель прогнозирования надёжности Объекта на этапе приземления (модель надёжности) и выбора рациональных параметров ПА по критерию максимизации показателя надёжности.

Описание математической модели

При проектировании СД ориентируются на регламентируемый в соответствующей документации расчетный показатель надежности системы, задаваемый в виде вероятности её безотказной работы (ВБР). Данный показатель относится ко всей системе и распределяется между её компонентами.

Постановка задачи. Необходимо определить расчётное значение ВБР Объекта, при этом: каждое сбрасывание является независимым; масса груза и скорость приземления ПО (вертикальная) задаются в виде функций равномерного и нормального распределений соответственно (либо являются константами); горизонтальная скорость ПО находится в пределах от 0 до 10 м/с; угол наклона ПП - до 5^0 ; принимается равномерная функция плотности вероятности для распределения значения вектора горизонтальной скорости и угла наклона ПП.

Решение ищется в виде [17]:

$$P = 1 - \frac{n}{N} \quad (1)$$

Здесь: P – ВБР Объекта, n – число отказов, N – число испытаний (математических экспериментов).

Отказом считается событие, приводящее к невозможности сохранной доставки груза в процессе приземления. Принимаются следующие виды отказов:

- превышение допустимого уровня перегрузки;
- превышение допустимой скорости нарастания перегрузки;
- превышение допустимой скорости приземления при контакте платформы ПО с поверхностью приземления;
- опрокидывание ПО (при вертикальном отскоке от ПП выше половины высоты ПА считается, что также происходит опрокидывание ПО);
- разрушение оболочки ПА при превышении максимальной допустимой величины избыточного давления.

В основе разработанной модели надёжности лежит математическая модель физического процесса приземления ПО с ПА, состоящая из математической модели изолированного однокамерного ПА, предложенной в [7], и уравнений динамики движения материальной точки [18].

Выбор геометрических параметров ПА, таких как высота и радиус, определяются, прежде всего, из соображений его общей энергоёмкости и устойчивости и связаны с опытом применения аналогичных систем. Для более тонкой

настройки ПА под режимы его работы представляет интерес многокамерная конструкция ПА. Модель изолированного однокамерного ПА из [7] была преобразована в модель изолированного ПА с дополнительной камерой – см. рисунок 1 (аналогичная конструкция ПА рассмотрена в [10]).

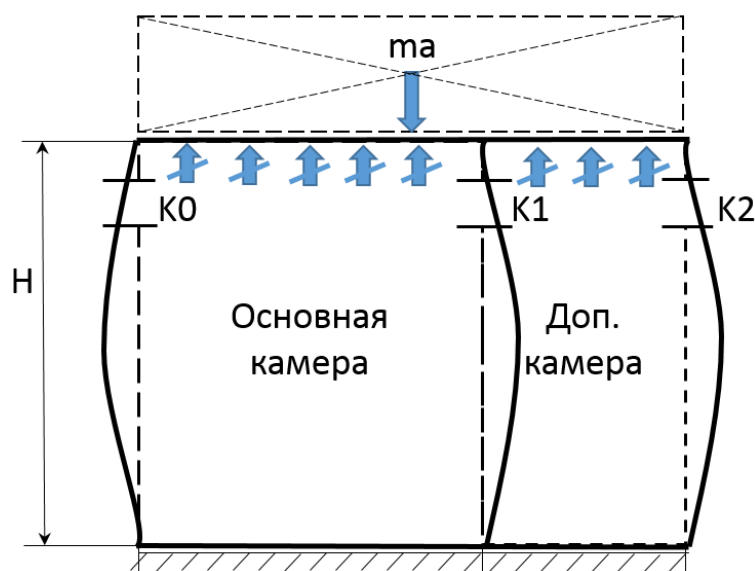


Рисунок 1. Модель двухкамерного пневмоамортизатора

На рисунке 1 использовались следующие обозначения: H – высота расправленного ПА, K_0 – стравливающие клапана основной камеры, K_1 – перепускные клапана между камерами, K_2 – стравливающие клапана дополнительной камеры.

Для корректной оценки указанных выше видов отказов в математической модели процесса приземления реализовано пространственное движение ПО и его взаимодействие с ПП. Амортизирующее устройство в такой пространственной схеме представляет собой набор (в рассматриваемом случае из 8) независимых моделей изолированных ПА с дополнительными камерами. При обжати ПА каждая камера даёт реактивное усилие на платформу (в рассматриваемом случае 16 точек

приложений усилий). Груз представляется заданием расположения центра масс (ЦМ) и массовых моментов инерции. Задаётся возможность начального наклона ПО, наклона ПП.

Начальные условия работы математической модели процесса приземления ПО определяются массово-инерционными свойствами ПО, начальных положений ПО и ПП в пространстве, вектором начальной горизонтальной скорости, вертикальной скоростью, а также высотой ПО над ПП – для случая моделирования копрового сбрасывания.

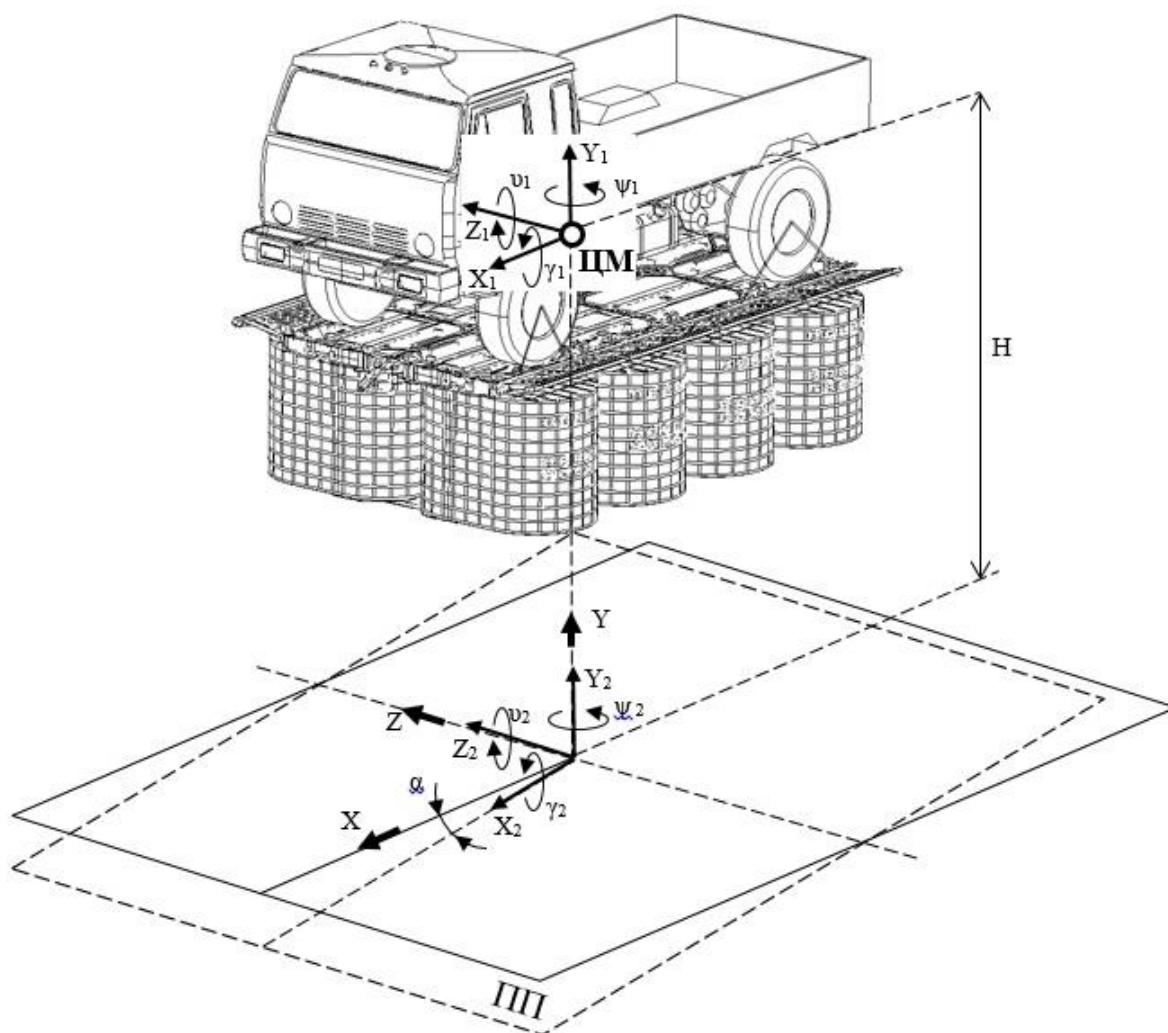


Рисунок 2. Система координат приземляющегося объекта

На рисунке 2 использованы следующие обозначения: XYZ – система координат (СК) в которой находится наблюдатель – глобальная СК (ГСК); $X_1Y_1Z_1$ – СК ПО, находящаяся в его ЦМ; $X_2Y_2Z_2$ – СК ПП; α – угол наклона ПП; Н – высота сбрасывания.

В рассматриваемых далее расчётах принято:

- 1) ПО в начальный момент времени касается нижним основанием ПА плоскости ПП. Таким образом, высота сбрасывания соответствует высоте ПА;
- 2) Начальное положение ПО в пространстве определяется параметрами его раскачивания на парашютной системе. В первом приближении принимается, что данное раскачивание отсутствует;
- 3) Положение ПП определяется с помощью задания углов ψ и α .

Интегрирование уравнений движения ведётся в ГСК. Таким образом, заданные начальные условия в локальных СК $X_1Y_1Z_1$ и $X_2Y_2Z_2$ приводятся в СК XYZ. Для заданных начальных условий угол поворота ψ_1 соответствует углу поворота ψ в ГСК. Угол наклона ПП α раскладывается на составляющие углы в СК ПП ν_2 и γ_2 с помощью тригонометрических выражений (2) и (3) (см. рисунок 3), после чего переводятся в ГСК с помощью матрицы направляющих косинусов [18].

$$\vartheta_2 = \arcsin \left(\frac{\operatorname{tg} \alpha}{\sqrt{\operatorname{tg}^2 \alpha + \operatorname{tg}^2 \psi + 1}} \right) \quad (2)$$

$$\gamma_2 = \arcsin \left(\frac{\operatorname{tg} \alpha}{\sqrt{\operatorname{tg}^2 \alpha + \operatorname{ctg}^2 \psi + 1}} \right) \quad (3)$$

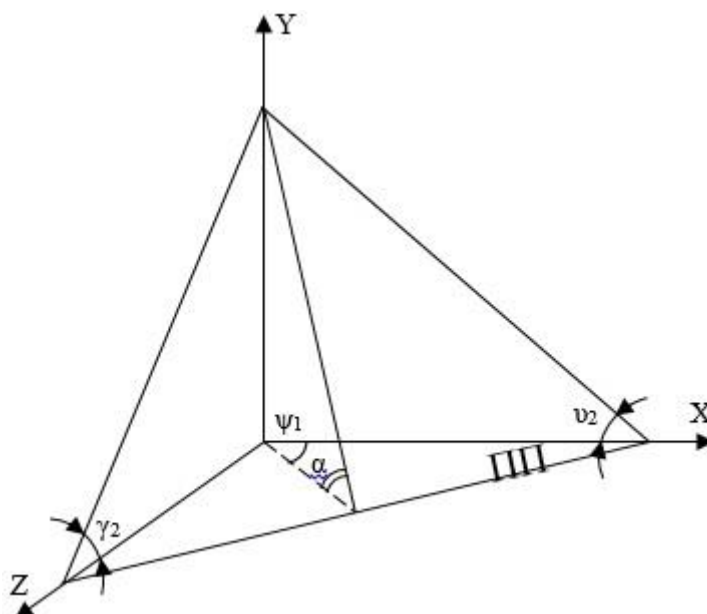


Рисунок 3. К вычислению углов поворота ПП

Результатом математического моделирования процесса приземления ПО на ПП являются такие его количественных характеристики как параметры движения ПО и параметры работы каждого ПА (газодинамические характеристики и прочность оболочек).

На рисунке 4 показано положение ПО в пространстве в некоторый момент времени, стрелками показаны реакции ПА на платформу. Подобная картина неравномерного распределения реакций с ПА на ПП является следствием начального наклона ПП и соответствует общему случаю приземления ПО. В случае, аналогичному представленному на рисунке 4, будут наблюдаться повышенное избыточное давление в ПА (на рисунке 4 – дальнем ПА от наблюдателя), что может вызвать разрушение оболочки ПА, превышение допустимых значений перегрузок и скоростей их нарастания, а также может вызвать нарастание угловых скоростей при

дальнейшем движении платформы - что, в свою очередь, может вызвать отскок и/или опрокидывание ПО.

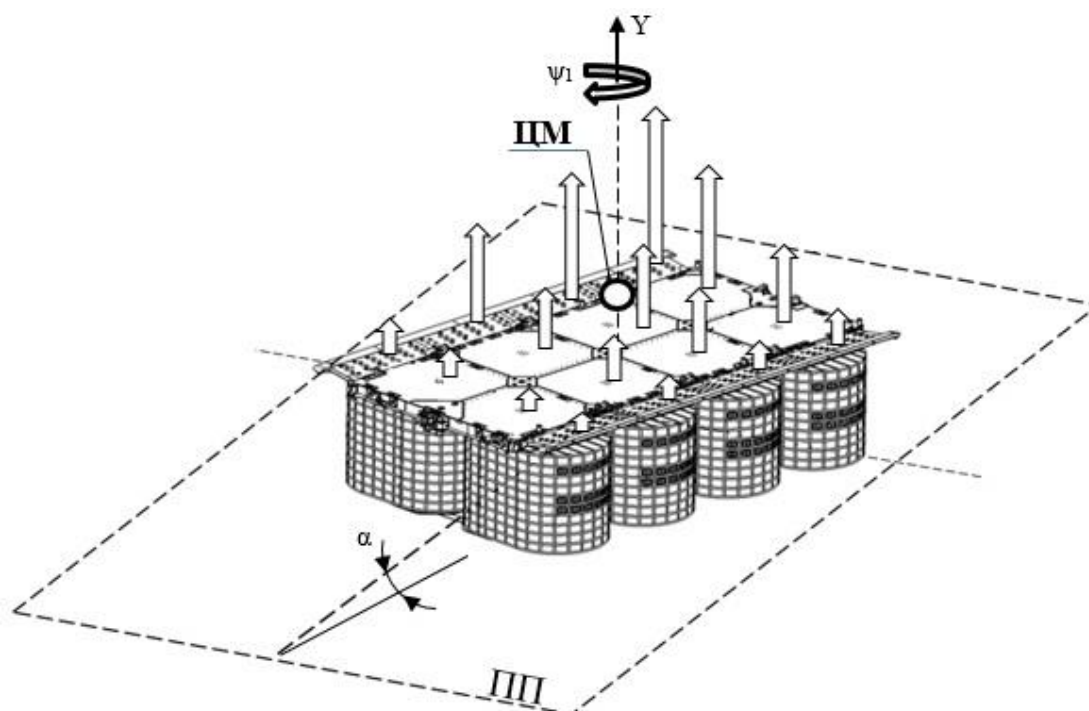


Рисунок 4. Распределение реакций

Чтобы не допустить разрушение оболочек ПА и опрокидывание ПО необходимо стравливать воздух из ПА. Чрезмерное стравливание воздуха приведет к превышению допустимой скорости приземления ПО при контакте платформы с ПП, а также к возникновению больших ударных перегрузок и превышению допустимой скорости их нарастания.

Описываемые выше причинно-следственные связи, в некоторых случаях приводящие к отказам Объекта (см. определённые ранее виды отказов), являются следствием сочетаний случайных величин внешних воздействующих на Объект факторов. Для определения расчётного значения ВБР рассматриваемого Объекта необходимо придать получаемым количественным характеристикам физического

процесса приземления (получаемых из динамической модели приземления) вероятностно-стохастический смысл. Для этой цели использовался метод Монте-Карло [19] – метод прямого математического моделирования эксперимента, где с помощью генератора случайных чисел задавались распределения значений углов поворота ПП ψ , углов наклона ПП α , и $V_{горизонт}$ - вектора начальной горизонтальной скорости. Законы распределения плотностей вероятностей задаваемых величин принимаются равномерными. Компоненты вектора V_{xg} и V_{zg} определяются по правилу параллелограмма.

На рисунке 5 приведены распределения плотностей вероятностей для углов α , ν_2 и γ_2 , на рисунке 6 – для вектора горизонтальной скорости $V_{горизонт}$ и его компонент V_{xg} и V_{zg} .

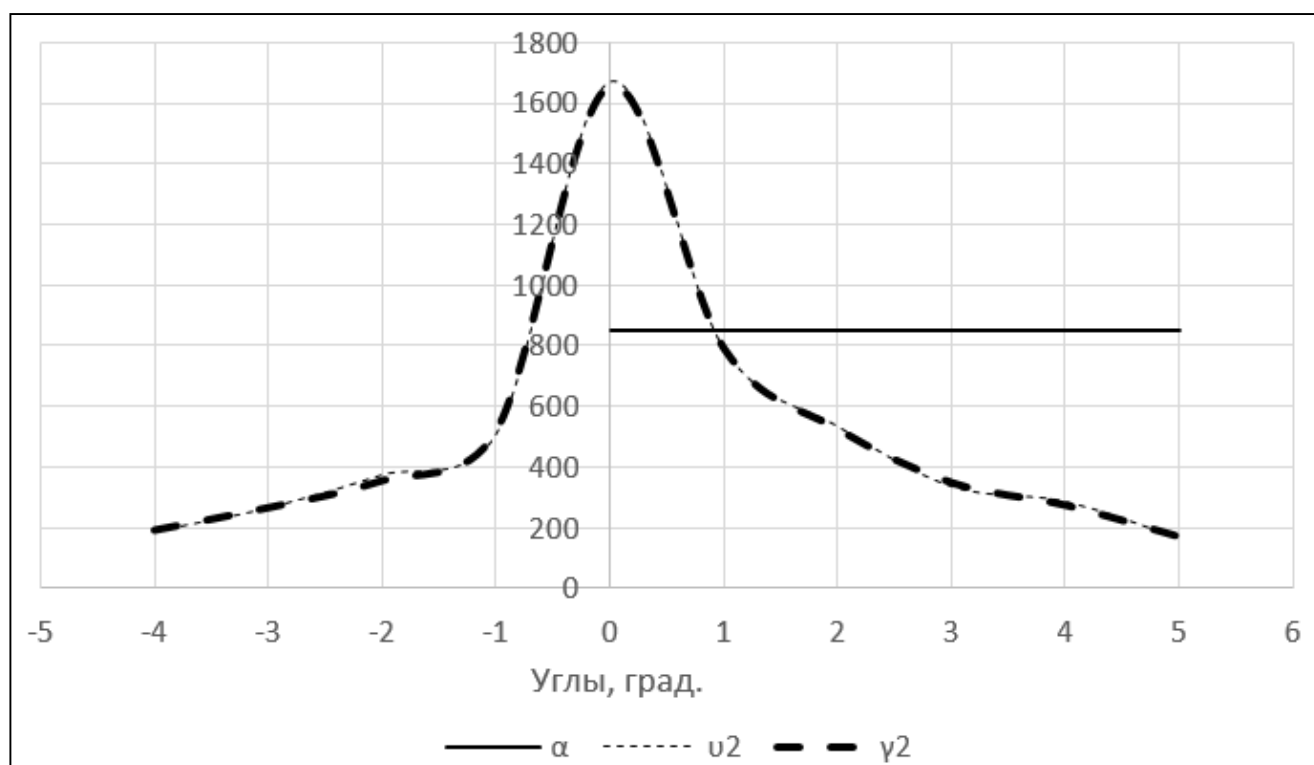


Рисунок 5. Плотности распределения угла наклона ПП и его составляющих

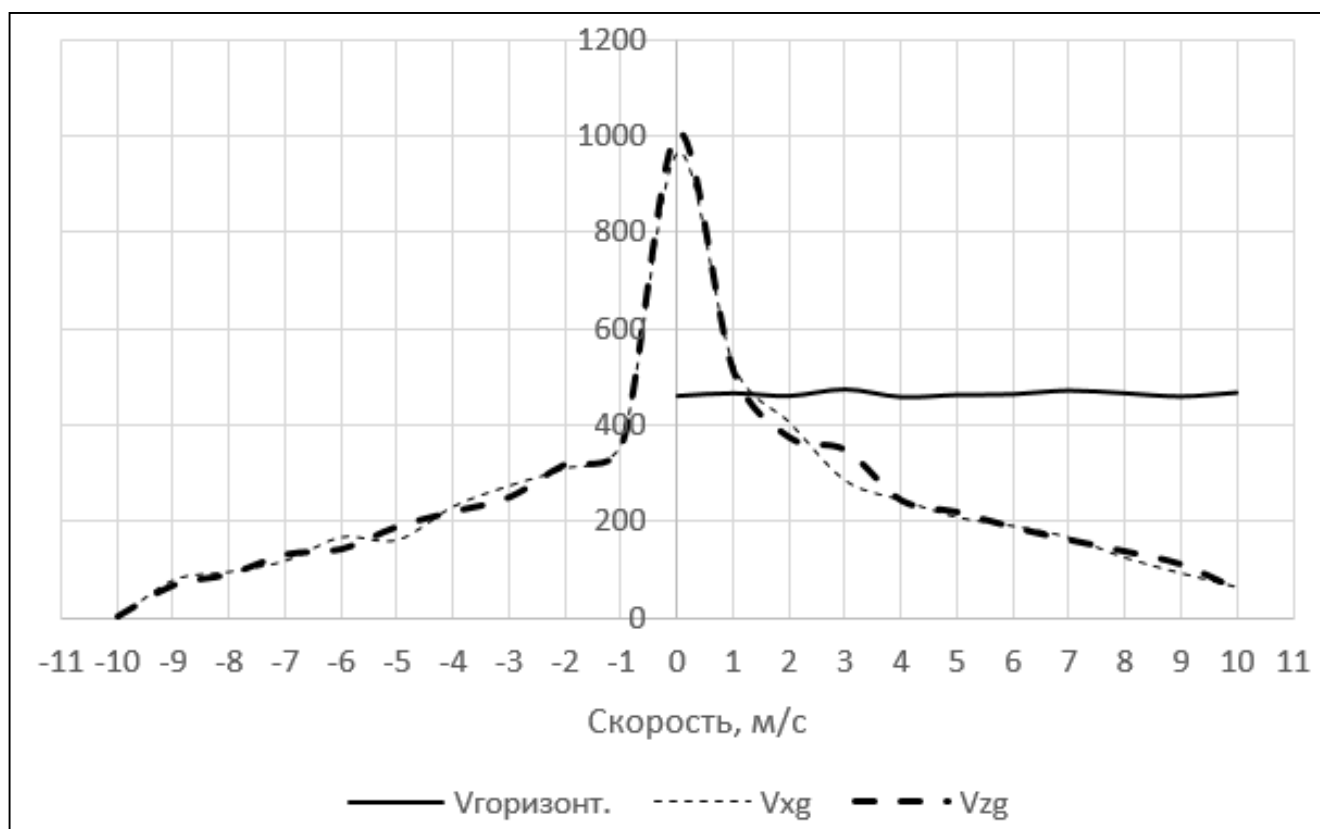


Рисунок 6. Плотность распределения вектора горизонтальной скорости и его составляющих

Анализируя полученные графики плотностей вероятностей компонент углов ПП и компонент вектора горизонтальной скорости, можно отметить неравномерный характер их распределения. Для компонент углов ПП (см. рисунок 5) данное обстоятельство объясняется тем, что представленные на графиках результаты являются комбинациями углов ψ и α ПП, которые задаются дискретно целыми значениями – в соответствии с постановкой задачи $\alpha = [0...5^0]$, $\psi = [1...360^0]$. При $\alpha = 0^0$ компоненты углов ν_2 и γ_2 также равны нулю, при любом значении угла ψ . Таким образом, в 1/6 части случаев ν_2 и γ_2 будут однозначно иметь нулевые значения. К ним добавятся некоторые частные случаи, при которых значения $\nu_2 = 0$ и $\gamma_2 = 0$ выпадают попеременно. Также необходимо иметь ввиду, что частотный анализ является

интервальным, а значит в нулевые значения графика попадают все значения на интервале $(-1;0]$. Аналогичные рассуждения справедливы для анализа графиков скоростей на рисунке 6.

Алгоритм точечного определения ВБР Объекта для заданных параметров ПА: для каждой комбинации задаваемых случайных значений ψ , ν_2 , γ_2 , V_{xg} и V_{zg} , а также задаваемые в виде функции нормального распределения значений вертикальной скорости V_{yg} и массы m , определяющих начальные условия для задачи приземления ПО, ищется решение этой задачи; оцениваются значения максимальных перегрузок, скоростей их нарастания, напряжений в оболочках ПА, скоростей приземления в момент касания платформы поверхности ПП, максимального значения отскока, положений центра тяжести ПО относительно площади его опоры для определения условий опрокидывания – т.е. параметров приземления, соответствующих рассматриваемым видам отказов; найденные значения параметров приземления сопоставляются с допускаемыми величинами.

При увеличении количества математических экспериментов N уточняется расчётное значение ВБР. В данной работе по результатам исследования сходимости решения для дальнейших исследований принято, что при $N = 3500$ точность оценки ВБР Объекта приемлема (см. рисунок 7).

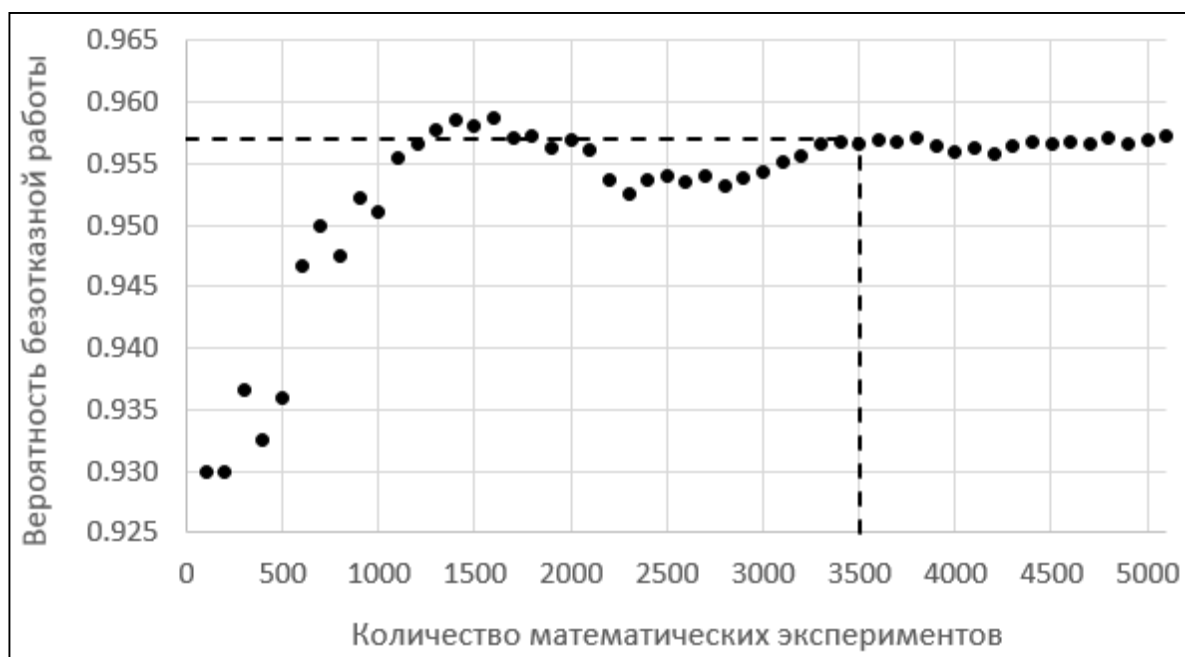


Рисунок 7. Исследование сходимости решения

Перечисленные выше виды отказов могут происходить одиночно или совместно. Количество отказов n в формуле (1) определяется следующим образом:

$$n = \sum_1^N F \quad (4)$$

$$F = \bigcup_{i=1}^{\nu} F_i \quad (5)$$

Здесь: n – количество отказов; N – количество математических экспериментов; F – событие, соответствующее появлению отказа; F_i – любой из рассматриваемых ν -видов отказов.

В формуле (5) символ \bigcup - объединение (сумма); на языке алгебры множеств означает, что событие F возникает при наступлении любого из событий F_i [20].

Под задачей рационального подбора параметров амортизирующего устройства подразумевается задача о выборе такой конфигурации стравливающих клапанов ПА

K_0 – K_1 – K_2 (см. рисунок 1), которая бы привела к минимальному числу отказов Объекта на рассматриваемой совокупности условий приземлений. В первом приближении принимается $K_1 = 10$ – количество перепускных клапанов, обеспечивающее работу двухкамерного ПА как однокамерного при плоском приземлении ПО на ПП. Таким образом, решение ищется в виде нахождения рационального соотношения K_0 – K_2 – количеств соответствующих стравливающих клапанов в основных и дополнительных камерах ПА.

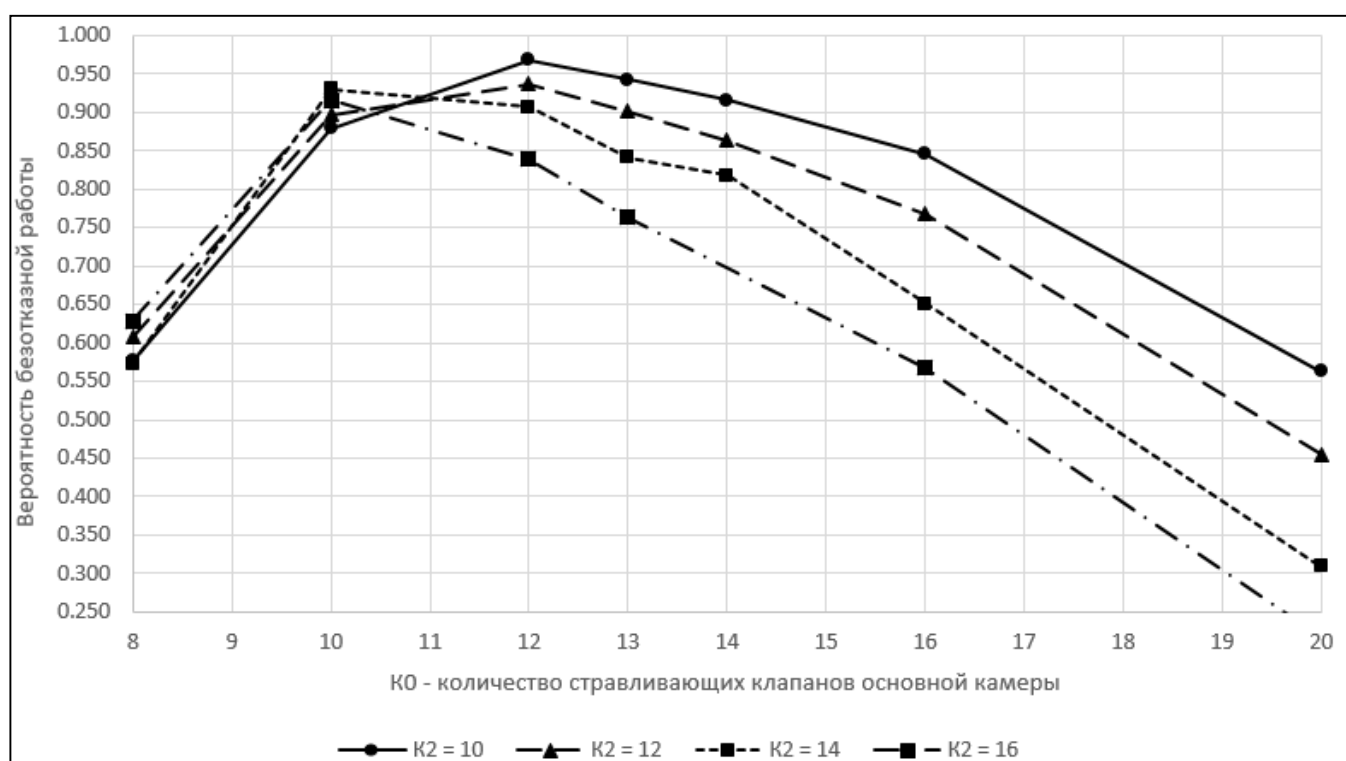


Рисунок 8. Влияние количества стравливающих клапанов ПА на ВБР

На рисунке 8 представлены графики, характеризующие влияния соотношений K_0 - K_2 на расчётное значение ВБР. Из графиков видно что комбинация $K_0 = 12$, $K_2 = 10$ позволяет достичь максимального значения ВБР.

Для анализа влияния внесённых в конструкцию ПА изменений (в данном случае количества стравливающих клапанов К0-К2) на расчётную оценку ВБР Объекта необходима фиксация не только общего количества отказов n , но и всех возникших отказных состояний. Пусть \bar{n} – количество отказных состояний, определяемое следующим образом:

$$\bar{n} = \sum_{i=1}^N \sum_{j=1}^v F_{ij} \quad (6)$$

Тогда доля i -го вида отказа среди общего количества отказных состояний \bar{n} при N математических экспериментах может быть представлена как:

$$D_{n_i} = \frac{\sum_{j=1}^v F_{ij}}{\bar{n}} \quad (7)$$

При этом справедливо равенство:

$$\sum_{i=1}^v D_{n_i} = 1 \quad (8)$$

Левая ось ординат ВБР и ось абсцисс К0 графика, приведённого на рисунке 9, аналогичны графику, приведённому на рисунке 8. В этих осях построен тот же график ВБР – К0 для К2 = 10, показавший максимальное значение ВБР. По правой шкале ординат в виде гистограммы, отложены значения долей видов рассматриваемых отказов D_{n_i} для каждого значения К0 при К2 = 10.



Рисунок 9. Доли видов отказов для выбранной конфигурации клапанов ПА

Анализ представленных на рисунке 9 данных показывает, что при выбранной с точки зрения максимального значения ВБР комбинации $K_0 = 12$, $K_2 = 10$ отказные состояния распределены равномерно. При увеличении количества стравливающих клапанов исчезают отказные состояния, связанные с прочностью оболочки ПА, при этом возрастают доли отказных состояний, связанных с высокой перегрузкой и скоростью её нарастания. Данное обстоятельство объясняется избыточным стравливанием воздуха из ПА, что приводит к удару платформы о ПП и вызывает высокие перегрузки с большой скоростью их нарастания. Напротив - уменьшение количества стравливающих клапанов приводит к увеличению доли отказных состояний, связанных с прочностью оболочек ПА. Обнаружены несколько единичных случаев отскока/опрокидывания ПО для $K_0 = 8$ и $K_0 = 10$ (на гистограмме их практически незаметно из-за незначительности этих долей).

Заключение

В данной работе сформулированы основные критерии отказов процесса приземления объекта с применением систем мягкой посадки с пневмоамортизаторами.

На основании математических моделей, описывающих процесс приземления груза с амортизирующим устройством в виде системы изолированных двухкамерных пневмоамортизаторов, разработана модель надёжности, реализующая задания случайных значений внешних воздействующих на объект факторов и позволяющая получать расчётную оценку вероятности безотказной работы процесса его приземления путём проведения серии математических экспериментов (метод Монте-Карло).

Для апробации разработанной модели надёжности рассмотрена задача о выборе рациональных параметров пневматических амортизаторов по критерию максимизации расчётной оценки вероятности безотказной работы процесса приземления объекта.

В дальнейшем предполагается провести уточнение математических моделей физических процессов, лежащих в основе разработанной модели надёжности.

Библиографический список

1. Федосеев С.Л. Парашютно-десантная техника «Универсала» // Техника и вооружение. 2011. № 2. С. 2 - 10.

2. Средства парашютного десантирования грузов и техники. ГОСТ 21453-75. – М.: Издательство стандартов, 1975. URL: <http://docs.cntd.ru/document/1200009368>
3. Емельянов Ю.Н., Павлов А.С., Титов В.А. Проектирование системы мягкой посадки приземляющегося объекта: учебное пособие. - М.: Изд-во МАИ, 1988. - 62 с.
4. Трямкин А.В., Емельянов Ю.Н. Математическая модель процесса торможения объекта десантирования парашютно-реактивной системой // Труды МАИ. 2000. № 1. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=34731>
5. Комаров С.С., Мискактин Н.И., Цвиленева Н.Ю. Посадка спускаемых объектов с замкнутым сферообразным пневмоамортизатором // Труды Института механики Уфимского научного центра РАН. 2003. Т. 3. С. 60 – 71.
6. 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>
7. Пономарев П.А. Исследование и выбор рациональных параметров пневматического амортизатора для посадки дистанционно-пилотируемых летательных аппаратов: Дисс. ... к.т.н. – М.: МАИ, 2000. - 145 с.
8. Аверьянов И.О., Зинин А.В., Широбоков В.В. Расчетное моделирование систем мягкой посадки с пневмоамортизаторами // Материалы XXII Международного симпозиума «Динамические и технологические проблемы механики конструкций и сплошных сред» имени А.Г. Горшкова: сборник трудов (Вятчи, 15-19 февраля 2016). – М.: Изд-во ТРП, 2016. С. 14 - 16.

9. Аверьянов И.О., Сулейманов Т.С., Тараканов П.В. Разработка обобщённой методики расчета систем мягкой посадки с пневмоамортизаторами // Труды МАИ. 2017. № 92. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=77448>
10. Qu Pu, Yang Zhen, Shi Rui. Research on Airbags Landing System for Airborne Vehicle Airdrop // Journal of Information and Computational Science, 2015, vol. 12 (5), pp. 2035 – 2042. DOI: [10.12733/jics20105798](https://doi.org/10.12733/jics20105798)
11. Per-Olof Marklund, Larsgunnar Nilsson. Simulation of airbag deployment a coupled fluid-structure approach // 7th International LS-Dyna Users Conference, 2002. URL: <https://www.dynalook.com/conferences/international-conf-2002>
12. Yves de Lassat de Pressigny, Vincent Lapoujade. Numerical simulation of ground impact after airdrop // 5th European LS-Dyna Users Conference, 2005. URL: <https://www.dynalook.com/conferences/european-conf-2005>
13. Yves de Lassat de Pressigny, Thierry Baylot. Simulation of the impact on ground of airdrop loads to define a standard worst case test // 6th European LS-Dyna Users Conference, 2007. URL: <https://www.dynalook.com/conferences/european-conf-2007>
14. Anthony P. Taylor, Richard Benney, Brian Bagdonovich. Investigation of the application of airbag technology to provide a softlanding capability for military heavy airdrop // *16th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar*, May 2001. DOI: [10.2514/6.2001-2045](https://doi.org/10.2514/6.2001-2045)
15. Masoud Alizadeh, Ahmad Sedaghat, Ebrahim Kargar. Shape and Orifice Optimization of Airbag Systems for UAV Parachute Landing // *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, 2014. DOI [10.5139/IJASS 2014.15.3.335](https://doi.org/10.5139/IJASS 2014.15.3.335)

16. Надежность в технике. Термины и определения ГОСТ 27.002-2015. – М.: Стандартиформ, 2016. URL: <http://docs.cntd.ru/document/1200136419>
17. Ключев В.В., Болотин В.В., Соснин Ф.Р. Машиностроение. Энциклопедия. Надежность машин. – М: Машиностроение, 2003. Т. IV-3. - 592 с.
18. Лебедев А.А., Чернобровкин Л.С. Динамика полета. - М.: Машиностроение, 1973. - 616 с.
19. Соболев И.М. Метод Монте-Карло. – М.: Изд-во Наука, 1968. – 64 с.
20. Акопов М.Г. Надёжность систем оборудования. – М.: Изд-во МАИ, 2015. - 96 с.

Prediction of dependability for soft landing system with air dampers with Monte Carlo method

Averyanov I.O.

Moscow design industrial complex "MKPK "Universal",

79A, Altufevskoe shosse, Moscow, 127410, Russia

e-mail: i.averyanov@mail.ru

Abstract

There are a lot of researches related to soft landing systems with air dampers (System). Today it is a trend to use numerical simulation with LS-DYNA Airbag module or fluid-structure interaction methods. But almost all of the researches are related to single landing process simulation. The article describes the developed dependability model of landing process for soft landing systems with air dampers.

This dependability model is based on physical model of landing process for soft landing systems with air dampers; it consists of mathematical model of fabric air dampers comes from and equations of rigid body motion - from. This physical model allows to get gradient landing area and position of the System in 3D space as initial conditions.

Monte Carlo method is used to realize mathematical experiments with random values of applied load factors. These factors are: landing area gradient angle, vertical velocity and mass of the system, horizontal velocity vector. Reliability function is used as a dependability measure. The following failure modes are considered: excessive acceleration, temp acceleration growing, final vertical velocity, system overturn of its excessive vertical jump, air damper failure.

Several thousand cases of mathematical landings with random initial conditions are considered to get statistics of their failures. It allows to get the reliability function of the whole landing process.

The case of air dampers efficiency improvement with the use of the developed model is considered. The idea is to use reliability function of the landing process as an optimization criteria for air damper structure – number of release valves and their combination in the air damper chambers are considered as target function.

Presented results show that the use of the developed model may be useful in design study of soft landing systems with fabric air dampers.

Keywords: air damper, soft landing system, dropped cargo landing, dependability model of landing process.

References

1. Fedoseev S.L. *Tekhnika i vooruzhenie*, 2011, no. 2, pp. 2 - 10.
2. *Sredstva parashyutnogo desantirovaniya грузов i tekhniki. GOST 21453-75* (Parachute landing for cargo and technique. Terms and definitions GOST 21453-75), Moscow, Izdatel'stvo standartov, 1975. URL: <http://docs.cntd.ru/document/1200009368>
3. Emel'yanov Yu.N., Pavlov A.S., Titov V.A. *Proektirovanie sistemy myagkoi posadki prizemlyayushchegosya ob"ekta* (Developing of soft landing system), Moscow, Izd-vo MAI, 1988, 62 p.

4. Tryamkin A.V., Emel'yanov Yu.N. *Trudy MAI*, 2000, no. 1. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=34731>
5. Komarov S.S., Miskaktin N.I., Tsvileneva N.Yu. *Trudy Instituta mekhaniki Ufimskogo nauchnogo tsentra RAN*, 2003, vol. 3, pp. 60 – 71.
6. Ponomarev P.A., Skidanov S.N., Timokhin V.A. *Trudy MAI*, 2000, no. 2. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=34708>
7. Ponomarev P.A. *Issledovanie i vybor ratsional'nykh parametrov pnevmaticheskogo amortizatora dlya posadki distantsionno-pilotiruemykh letatel'nykh apparatov* (Analysis and choice of rational parameters of pneumatic shock absorber for the landing aircrafts), Doctor's thesis, Moscow, MAI, 2000, 145 p.
8. Aver'yanov I.O., Zinin A.V., Shirobokov V.V. *Materialy XXII Mezhdunarodnogo simpoziuma «Dinamicheskie i tekhnologicheskie problemy mekhaniki konstruksii i sploshnykh sred» imeni A.G. Gorshkova*, Moscow, Izd-vo TRP, 2016, pp. 14 - 16.
9. Aver'yanov I.O., Suleimanov T.S., Tarakanov P.V. *Trudy MAI*, 2017, no. 92. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=77448>
10. Qu Pu, Yang Zhen, Shi Rui. Research on Airbags Landing System for Airborne Vehicle Airdrop, *Journal of Information and Computational Science*, 2015, vol. 12 (5), pp. 2035 – 2042. DOI: [10.12733/jics20105798](https://doi.org/10.12733/jics20105798)
11. Per-Olof Marklund, Larsgunnar Nilsson. Simulation of airbag deployment a coupled fluid-structure approach, *7th International LS-Dyna Users Conference*, 2002. URL: <https://www.dynalook.com/conferences/international-conf-2002>

12. Yves de Lassat de Pressigny, Vincent Lapoujade. Numerical simulation of ground impact after airdrop, *5th European LS-Dyna Users Conference*, 2005. URL: <https://www.dynalook.com/conferences/european-conf-2005>
13. Yves de Lassat de Pressigny, Thierry Baylot. Simulation of the impact on ground of airdrop loads to define a standard worst case test, *6th European LS-Dyna Users Conference*, 2007. URL: <https://www.dynalook.com/conferences/european-conf-2007>
14. Anthony P. Taylor, Richard Benney, Brian Bagdonovich. Investigation of the application of airbag technology to provide a softlanding capability for military heavy airdrop, *16th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar*, May 2001. DOI: [10.2514/6.2001-2045](https://doi.org/10.2514/6.2001-2045)
15. Masoud Alizadeh, Ahmad Sedaghat, Ebrahim Kargar. Shape and Orifice Optimization of Airbag Systems for UAV Parachute Landing, *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, 2014. DOI [10.5139/IJASS 2014.15.3.335](https://doi.org/10.5139/IJASS 2014.15.3.335)
16. *Nadezhnost' v tekhnike. Terminy i opredeleniya GOST 27.002-2015* (Dependability in technics. Terms and definitions. GOST 27.002-2015), Moscow, Standartinform, 2016. URL: <http://docs.cntd.ru/document/1200136419>
17. Klyuev V.V., Bolotin V.V., Sosnin F.R. *Mashinostroenie. Entsiklopediya. Nadezhnost' mashin* (Mechanical engineering. Encyclopedia. Dependability in technics), Moscow, Mashinostroenie, 2003, vol. IV-3, 592 p.
18. Lebedev A.A., Chernobrovkin L.S. *Dinamika poleta* (Flight dynamics), Moscow, Mashinostroenie, 1973, 616 p.

19. Sobol' I.M. *Metod Monte-Karlo* (Monte Carlo method), Moscow, Izd-vo Nauka, 1968, 64 p.

20. Akopov M.G. *Nadezhnost' sistem oborudovaniya* (Systems reliability), Moscow, Izd-vo MAI, 2015, 96 p.