

doi: 10.32620/oikit.2021.93.06

УДК 729.7.027.24

А. В. Бетин, Д. А. Бетин,  
И. В. Калужин

## ОСОБЕННОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ МЕТОДОВ ФИЗИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ДЛЯ АНАЛИЗА ПРОЦЕССА ПРИЗЕМЛЕНИЯ ПАРАШЮТНЫХ ПЛАТФОРМ НА НАДУВНЫЕ ВОЗДУШНЫЕ АМОРТИЗАТОРЫ

*Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского  
«Харьковский авиационный институт»*

Проведены исследования, направленные на разработку теоретических основ физического моделирования процесса приземления парашютных платформ на надувные воздушные амортизаторы. При этом рассмотрены особенности применения методов физического моделирования для решения данной задачи.

Определены условия, особенности десантирования и работы устройств парашютных платформ при приземлении на надувные воздушные амортизаторы. Показано, что в настоящее время распространение получили парашютно-амортизационные системы, в которых используют мягкие тканевые оболочки, наполняемые через входные отверстия атмосферным или нагнетаемым из газовых баллонов воздухом. Действие этих устройств основано на сжатии воздуха в оболочке и истечении его через выходные отверстия (клапаны). При этом воздушные надувные оболочки поглощают кинетическую энергию удара, контролируя отвод воздуха через выходные отверстия.

Установлено, что наиболее эффективным методом исследований поведения десантируемой техники является физическое моделирование, использующее в качестве объекта исследований свободнолетающую динамически подобную модель (СДПМ) или стендовую динамически подобную модель (ДПМ) десантируемого объекта.

Моделирование процесса приземления парашютных платформ на надувные воздушные амортизаторы не связано с динамикой полета и обтеканием поверхностей воздушным потоком. Поэтому для данной задачи существующие наработки по физическому моделированию динамики полета применить не удастся, а для теоретического обоснования динамического подобия при приземлении кроме основных положений теории подобия к моделированию движения имеет смысл использовать законы газовой динамики в отношении воздушных амортизаторов.

**Ключевые слова:** физическое моделирование, процесс приземления, парашютные платформы, надувные воздушные амортизаторы

### Введение

Системы приземления нашли широкое применение в различных областях техники: при посадке беспилотных летательных аппаратов гражданского и военного назначения, спускаемых аппаратов космических кораблей и при десантировании грузов (рис. 1). Многие из них имеют сложную конструкцию и поэтому, как правило, недостаточно надежны и дороги в эксплуатации. Наибольшее распространение получили парашютно-амортизационные системы, в которых используют мягкие тканевые оболочки, наполняемые через входные отверстия атмосферным или нагнетаемым из газовых баллонов воздухом (рис. 2). Действие этих устройств основано на сжатии воздуха в оболочке и истечении его через выходные отверстия (клапаны). При этом воздушные надувные оболочки поглощают кинетическую

енергію удара, контролюючи отвод повітря через вихідні отвори. В десантній техніці в основному використовують оболонки типу «вертикальний циліндр», які мають достатньо великі габаритні розміри, але не мають пристроїв, що підвищують стійкість об'єкта на платформі при приземленні з вітровим сном [1–5].



Рис. 1. Приземлення при десантуванні вантажів



Рис. 2. Зовнішній вигляд надувних повітряних амортизаторів

Десантувана техніка і застосоване обладнання з часом морально і фізично застарівають, тому розробляють нові зразки або модернізують існуючі. Створення або модернізація передбачають проведення комплексу теоретичних, експериментальних, дослідницьких розрахунків і експериментальних робіт.

В настоящее время создание десантируемой техники и применяемого оборудования базируется на значительно более глубоких, нежели ранее, теоретических знаниях. В процессе их разработки используют быстродействующие электронно-вычислительные машины, что расширяет возможности проведения трудоемких расчетов и позволяет отказаться от применявшихся ранее существенных упрощений при постановке и решении ряда задач. Однако объем необходимых исследований и испытаний на моделях (свободнолетающих или стендовых) и натуральных объектах (НО) непрерывно увеличивается, что можно объяснить, прежде всего, возросшими требованиями к обеспечению высокой надежности и безопасности в опасных и сложных режимах десантирования.

### **1. Анализ методов исследования поведения десантируемой техники**

Наиболее эффективным методом исследований поведения десантируемой техники является физическое моделирование. В качестве объекта исследования используют свободнолетающую динамически подобную модель (СДПМ) или стендовую динамически подобную модель (ДПМ) десантируемого объекта. Объяснить это поможет следующий анализ [4, 6–10].

Применяемый метод исследований можно считать рационально используемым, если обеспечено методическое, теоретическое и экспериментальное его обоснование для заданной группы явлений.

В случае проведения исследований на СДПМ или стендовой ДПМ десантируемого НО эти три основных аспекта обоснования включают:

а) методическое обоснование – сопоставление возможностей и преимуществ различных методов экспериментальной и теоретической аэродинамики, определение их рациональных областей применения и доказательство эффективности проведения рассматриваемых исследований;

б) теоретическое обоснование – анализ методами теории подобия условий адекватного отображения на СДПМ или стендовой ДПМ комплекса процессов, происходящих с десантируемым НО, а также получение необходимой и достаточной системы критериев подобия и масштабов подобия, удовлетворение которых в ходе создания СДПМ или стендовой ДПМ и проведения исследований, обеспечивает достоверность информации об изучаемых явлениях;

в) экспериментальное обоснование – прямое или опосредованное подтверждение достоверности и точности информации, получаемой в экспериментах на СДПМ или стендовой ДПМ, путем ее сравнения с результатами летных испытаний десантируемого НО.

При выходе на наиболее опасные и сложные режимы десантируемая техника, как правило, совершает сложное пространственное движение, поэтому аэродинамические продувки и другие традиционные методы экспериментальной аэродинамики не обеспечивают их адекватного воспроизведения. Исследование в условиях полета самолета-носителя и десантируемого НО сопряжено с недопустимо высокими затратами и риском для экипажа летчиков-испытателей, а расчетные методы их изучения требуют апробации по экспериментальным данным [1, 2, 4, 6].

Конечно, наиболее достоверные данные о поведении десантируемой техники могут быть получены при испытаниях НО. Несмотря на все преимущества натуральных испытаний, этот метод ограничен условиями

безопасности выполнения испытательных полетов и может быть применен только на завершающей стадии всего комплекса работ.

Кроме того, к недостаткам испытаний НО следует также отнести:

- а) невозможность выполнения опережающих испытаний для проектируемых образцов десантируемой техники;
- б) высокую стоимость экспериментов и доработок конструкции десантируемой техники на основании результатов испытаний;
- в) широкий комплекс одновременно влияющих и трудно учитываемых факторов.

На основании этого можно сделать вывод об ограниченных возможностях применения существующих методов исследований динамики движения для изучения поведения десантируемой техники.

Вместе с тем насущная потребность изучения опасных и сложных режимов десантирования привела к применению метода, в котором в качестве объекта исследования используют СДПМ или стендовую ДПМ (рис. 3, 4).



Рис. 3. СДПМ с надувными воздушными амортизаторами

Метод исследований на СДПМ или стендовой ДПМ имеет следующие преимущества:

- а) достаточные перемещения модели во время эксперимента;
- б) адекватность отображения динамики движения НО;
- в) относительно невысокая стоимость экспериментов;
- г) многократность применения, что позволяет анализировать сходимость результатов экспериментов;
- д) минимальные сроки получения данных о динамических характеристиках натурного объекта.

Этот метод характеризуется и объективно обусловленными недостатками:

- а) сложность бортового и наземного комплекса аппаратуры увеличивает сроки разработки десантируемой техники;
- б) каждый цикл исследований имеет относительно большую стоимость.



Рис. 4. Приземление стендовой ДПМ

Метод исследований на СДПМ или стендовой ДПМ не исключает, а дополняет другие методы экспериментальной аэродинамики. Однако при необходимости исследования критических режимов, связанных с энергичными маневрами и сложным пространственным движением, он является практически единственным методом получения достоверной информации на стадии проектирования десантируемого НО.

Физическое моделирование десантирования и приземления парашютных платформ на пневматические (а чаще всего надувные воздушные) амортизаторы по специфическому характеру внешних и внутренних факторов функционирования всей системы следует разделить на ряд задач:

1. Моделирование процесса отделения объекта десантирования (имеющего определенное аэродинамическое качество) от самолета-носителя или любого другого вида носителей.

2. Моделирование процесса развертывания парашютной и амортизационной систем, а также приведение их в предпосадочное состояние (торможение объекта десантирования парашютной системой до оптимальной скорости установившегося снижения, наполнения амортизаторов воздухом и размещение нижней части платформы в необходимое положение).

3. Моделирование процесса касания платформой грунтовой поверхности при различных условиях ветрового сноса и «гашения» парашютной системы.

4. Моделирование процесса приземления парашютных платформ на надувные воздушные амортизаторы (движения объекта вместе с парашютной и амортизационной системами без достижения предельных значений вертикальной перегрузки для оборудования при десантировании).

## 2 Условия, особенности десантирования и работы устройств парашютных платформ при приземлении на надувные воздушные амортизаторы

В данном исследовании из представленных задач моделирования более подробно рассмотрим последнюю, т. е. моделирование процесса приземления парашютных платформ на надувные воздушные амортизаторы, которые могут эффективно снизить перегрузку при приземлении крупногабаритной техники. Но перед тем как приступить собственно к теоретическим и методическим вопросам моделирования, определим условия, особенности десантирования и работы устройств парашютных платформ при приземлении на надувные воздушные амортизаторы.

Для современных парашютно-амортизационных систем (на высоте десантирования  $H = 400 \dots 800$  м) максимальная скорость полета самолета-носителя, а, следовательно, и начала разворачивания парашютной системы не должна превышать скорости  $V = 400$  км/ч (110 м/с). После срабатывания вытяжного, тормозного и основного парашютов (или многокупольной парашютной системы) вертикальная скорость установившегося снижения составляет  $V_y = 25 - 30$  км/ч (приблизительно 7 – 8 м/с). Горизонтальную скорость снижения  $V_x$  ограничивают 5 км/ч (приблизительно 2 м/с) для предотвращения опрокидывания или переворачивания объектов десантирования, которые могут иметь посадочную массу 8000...10000 кг и более. Значения скорости снижения выбраны такими, чтобы обеспечить вертикальное без сноса приземление и минимальную суммарную массу парашютной и амортизационной систем в диапазоне 8..9% от массы объекта десантирования, т. е.  $\overline{m}_{n-a.c} = 0,08 \dots 0,09 m_{o.d}$  (относительные массы парашютной системы –  $\overline{m}_{n.c} = 0,052 \dots 0,058$  и амортизационной системы –  $\overline{m}_{a.c} = 0,028 \dots 0,032$  при удельной нагрузке на парашютную систему  $p_{n.c} = 6$  кг/м<sup>2</sup>). Все это позволяет при приземлении получить вертикальную перегрузку для оборудования при десантировании не превышающую  $n_y^{пред} = 15$  [2, 4, 11].

Амортизационная система включает в себя жесткую грузовую платформу и надувные воздушные амортизаторы, которые находятся между верхней и нижней частями грузовой платформы. Если объект десантирования имеет колесное или гусеничное шасси, то грузовую платформу располагают между шасси. Верхней частью грузовая платформа плотно прилегает к корпусу объекта десантирования и жестко крепится на нем. До начала разворачивания парашютной и амортизационной систем воздушные амортизаторы находятся в собранном состоянии между верхней и нижней частями грузовой платформы и крепятся на них. После расфиксации амортизационной системы нижняя часть грузовой платформы движется под действием силы тяжести вниз и через входные отверстия (расположенные внизу платформы и воздушных амортизаторов) происходит наполнение амортизаторов атмосферным воздухом. При касании поверхности грунта давление внутри амортизаторов

$p_{вн}$ , как правило, равно атмосферному давлению  $p_{атм}$  на высоте площадки десантирования.

Когда нижняя часть платформы касается поверхности грунта, входные отверстия закрываются. Начинается сжатие воздуха в тканевых оболочках амортизаторов. Выходные отверстия (клапаны) расположены в верхней части боковых стенок оболочек амортизаторов, но их открытие и истечение воздуха начинается лишь тогда, когда разница внутреннего  $p_{вн}$  и внешнего атмосферного  $p_{атм}$  давлений, действующих на оболочки амортизаторов, не превысит определенную величину  $\Delta p$ . Для расчетов обычно принимают  $\Delta p = p_{вн} - p_{атм} = (0,4 \dots 0,5) \text{ атм} = (0,4 \dots 0,5) 1013 \text{ кПа}$  [4, 11].

В редких случаях десантирование происходит на площадке, расположенные на высотах, заметно отличающихся от уровня моря. Но если это предполагается делать, то в расчетах и экспериментах принимают значение  $p_{атм}$ , соответствующее площадке десантирования, а не  $p_{атм}(H=0\text{ м}) = 1 \text{ атм} = 101,3 \text{ кПа}$  по Стандартной атмосфере [12].

Через поверхность контакта площадью  $S_k$  происходит передача усилий между надувными воздушными амортизаторами, грузовой платформой и объектом десантирования. Как правило, время приземления  $t_{np}$  (от касания платформой грунтовой поверхности до полной остановки движения объекта десантирования) не превышает  $0,2 \dots 0,3$  с.

На рис. 5–8 показан типичный вид изменений скорости  $V_y$ , ускорения  $a_y$  и давления  $p_{вн}$  воздуха в оболочках амортизаторов, а также перегрузки  $n_y$  от времени  $t$  при приземлении десантируемого объекта (в момент касания платформой грунтовой поверхности горизонтальная скорость объекта  $V_x^{нач} = 0$  м/с и далее не изменяется) [4, 13, 14].

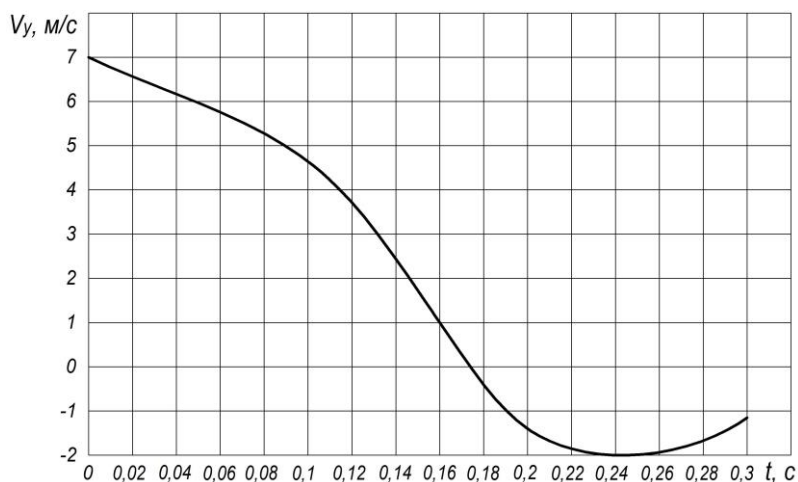


Рис. 5. Изменение скорости  $V_y$  при приземлении

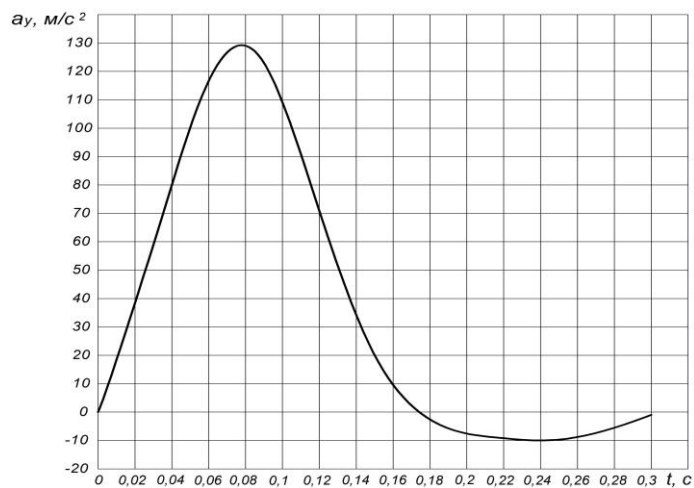


Рис. 6. Изменение ускорения  $a_y$  при приземлении

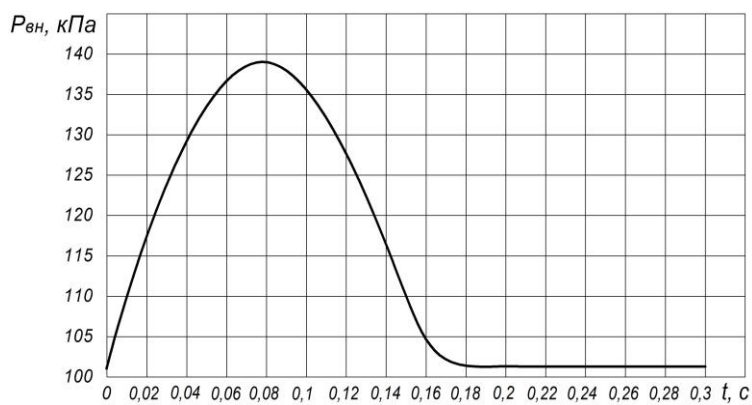


Рис. 7. Изменение давления  $p_{вн}$  при приземлении

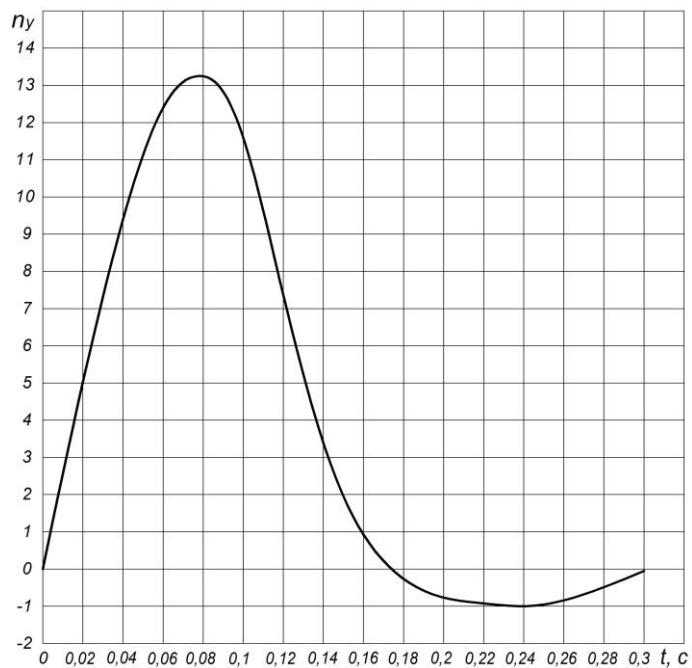


Рис. 8. Изменение перегрузки  $n_y$  при приземлении



Как видно из рисунков, время приземления составляет около 0,3 с. Амортизаторы включились в работу сразу после касания платформой грунтовой поверхности. В этот момент скорость  $V_y = 7,0$  м/с; ускорение  $a_y = 0$  м/с<sup>2</sup>; перегрузка  $n_y = 0$ ; а давление в амортизаторах  $p_{вн} = p_{атм}$  ( $H = 0$  м) = 101,3 кПа.

По мере сжатия амортизаторов скорость  $V_y$  падает, ускорение торможения  $a_y$ , перегрузка  $n_y$  и давление  $p_{вн}$  в амортизаторах растут.

Через время  $t = 0,078$  с внутреннее давление  $p_{вн}$  воздуха в оболочках амортизаторов становится на 0,38 кПа (0,38 атм) выше атмосферного давления  $p_{атм}$ , перегрузка  $n_y$  достигает максимального значения 13,2 единиц (но соответствует техническим ограничениям по перегрузке оборудования в  $n_y^{пред} = 15$ ), а вентиляционное отверстие открывается и активирует клапан.

Далее происходит стравливание воздуха в амортизаторах до давления  $p_{вн} = p_{атм}$  ( $H = 0$  м) = 101,3 кПа.

Во время приземления наблюдается небольшой отскок объекта десантирования.

Используя опыт создания десантируемой техники, результаты теоретических и экспериментальных исследований процесса приземления парашютных платформ на воздушные амортизаторы принимают [2, 4, 11, 13–15]:

а) после касания платформой грунтовой поверхности парашютная система «гаснет» и не оказывает существенного влияния на процесс приземления;

б) аэродинамическое сопротивление воздушных амортизаторов и платформы пренебрежимо мало в процессе приземления;

в) оболочки воздушных амортизаторов непроницаемы, т. е. воздух при приземлении выходит только через вентиляционные отверстия;

г) давление в воздушных амортизаторах распределено равномерно по всей поверхности оболочек;

д) идеальный газовый закон и адиабатический процесс изменения состояния воздуха в оболочках амортизаторов действительны во время приземления из-за короткой продолжительности удара и, таким образом, ограниченного (а скорее всего, отсутствующего вовсе) теплообмена с конструктивными элементами платформы и окружающей атмосферой.

Требования к системе воздушных амортизаторов заключаются в том, что скорость приземления  $V_y$  должна находиться в безопасном и оптимальном диапазоне, ударное ускорение  $a_y$ , а, следовательно, и перегрузка  $n_y$  должны быть ниже определенных значений и не должно быть проблем с боковой устойчивостью объекта десантирования.

### Заключение

Проведенный анализ позволяет сделать следующие выводы:

1. Для создания новых, модернизации и улучшения существующих амортизационных систем парашютных платформ, а также анализа поведения

десантируемой техники при приземлении следует применить метод физического моделирования.

2. Для моделирования процесса отделения десантируемой техники от самолета-носителя или от любого другого вида носителей, процесса развертывания парашютной и амортизационной систем, приведения их в предпосадочное состояние, а также касания платформой грунтовой поверхности при различных условиях ветрового сноса и «гашения» парашютной системы в качестве объекта исследований наиболее рационально использовать СДПМ. Вопросы теории подобия для обоснования возможности создания СДПМ и решения указанных задач моделирования достаточно хорошо рассмотрены, и проблем, связанных с выполнением принципиально новых теоретических исследований, не существует.

3. Для моделирования процесса приземления парашютных платформ на надувные воздушные амортизаторы возможно использовать СДПМ, но рационально – стендовую ДПМ, так как эта задача моделирования, в отличие от предыдущих, не связана с динамикой полета и моделированием обтекания поверхностей воздушным потоком. Поэтому существующие наработки применить не удастся, а для теоретического обоснования динамического подобия при приземлении кроме основных положений теории подобия к моделированию движения следует использовать законы газовой динамики в отношении воздушных амортизаторов.

### Список литературы

1. ESGAR, J. B., MORGAN, W. C. Analytical study of soft landings on gas-filled bags [R]. Technical Report R-75, Cleveland: Lewis Research Center, 1960.
2. Баженов, В. И. Посадка космических аппаратов на планеты / В. И. Баженов, М. И. Осин. – М. : Машиностроение, 1978. – 159 с.
3. GARDINIER, D. J, TAYLOR, A. P. Design and testing of the K-1 Reusable Launch Vehicle landing system airbags [G]. AIAA 99-1757, 1999: 418–427.
4. Калужин, И. В. Выбор системы посадки динамически подобной летающей модели // Проектирование самолетных конструкций и их соединений. – Харьков : ХАИ, 1986. – С. 167–178.
5. LE Yongxiang. Numerical simulation and optimal design of the process of airbag landing [D]. Changsha: Hunan University, 2010. (in Chinese).
6. Методы исследований на летающих моделях / А. Д. Миронов, Г. П. Владычин, Р. Б. Золотухин, В. Н. Четвергов, И. К. Ханов. – М. : Машиностроение, 1988. – 144 с.
7. Определение размеров и массово-инерционных параметров свободнолетающих динамически подобных моделей самолетов [Текст]: учеб. пособие / А. В. Бетин, А. И. Рыженко, В. И. Рябков, О. Р. Черановский. – Х. : ХАИ, 1992. – 101 с.
8. Betin A., Ryzhenko A., Sadovnychiy S., Ricardo Peralta-Fabi. Simulation of aircraft flight dynamics by means of dynamically similar models // Modeling and simulation technologies. – Boston, USA : American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1998. – P. 64–69.
9. Betin A., Sadovnychiy S., Ryshenko A. Simulation of aircraft emergencies by means of dynamically similar models // Modeling and simulation technologies. – Portland, USA : American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1999. – P. 328–334.
10. Betin A., Sadovnychiy S., Ryshenko A. Flight control system damage simulation using freely flying models // The Aeronautical Journal. – London, United

Kingdom: The Royal Aeronautical Society, Volume 109, № 1091, January 2005. – P. 45–50.

11. Лобанов, Н. А. Основы расчета и конструирования парашютов / Н. А. Лобанов. – М. : Машиностроение, 1965. – 364 с.

12. ГОСТ 4401-81. Стандартная атмосфера. Параметры. – М. : Государственный комитет СССР по стандартам, 1981. – 107 с.

13. WANG Hongyan, HAO Guixiang. Research on matching and evaluating for recovery system of airborne vehicle based on FEM [C] // The 7th China CAE Annual Conference, Kunming, China, 2011: 120–127. (in Chinese).

14. DU Zhiqi, SHAO Pengli. Dynamic finite element simulation of the aluminum alloy hull at landing [J]. ACTA ARMAMENTAR II, 2009, 30(1): 1–4. (in Chinese).

15. Бетин, А. В. Критерии подобия при изучении динамики полета / А. В. Бетин // Проблемы проектирования летающих моделей для исследования критических режимов полета : сб. науч. тр. Харьк. авиац. ин-та. – Харьков, 1989. – С. 78–89.

### References

1. ESGAR, J. B., MORGAN, W. C. *Analytical study of soft landings on gas-filled bags [R]. Technical Report R-75, Cleveland: Lewis Research Center, 1960.*

2. Bazhenov, V. I. *Posadka kosmicheskikh apparatov na planety / V. I. Bazhenov, M. I. Osin. – М. : Mashinostroyeniye, 1978. – 159 s.*

3. GARDINIER, D. J, TAYLOR, A. P. *Design and testing of the K-1 Reusable Launch Vehicle landing system airbags [G]. AIAA 99-1757, 1999: 418–427.*

4. Kaluzhinov, I. V. *Vybor sistemy posadki dinamicheskoy podobnoy modeli // Proyektirovaniye samoletnykh konstruksiy i ikh soyedineniy. – Kharkov : KhAI, 1986. – S. 167–178.*

5. LE Yongxiang. *Numerical simulation and optimal design of the process of airbag landing [D]. Changsha: Hunan University, 2010. (in Chinese).*

6. *Metody issledovaniy na letayushchikh modelyakh / A. D. Mironov, G. P. Vladychin, R. B. Zolotukhin, V. N. Chetvergov, I. K. Khanov. – М. : Mashinostroyeniye, 1988. – 144 s.*

7. *Opredeleniye razmerov i massovo-inertsionnykh parametrov svobodnoletayushchikh dinamicheskoy podobnykh modeley samoletov: ucheb. posobiye / A. V. Betin, A. I. Ryzhenko, V. I. Ryabkov, O. R. Cheranovskiy. – Kh. : KhAI, 1992. – 101 s.*

8. Betin A., Ryzhenko A., Sadovnychiy S., Ricardo Peralta-Fabi. *Simulation of aircraft flight dynamics by means of dynamically similar models // Modeling and simulation technologies. – Boston, USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1998. – P. 64–69.*

9. Betin A., Sadovnychiy S., Ryshenko A. *Simulation of aircraft emergencies by means of dynamically similar models // Modeling and simulation technologies. - Portland, USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1999. – pp. 328–334.*

10. Betin A., Sadovnychiy S., Ryshenko A. *Flight control system damage simulation using freely flying models // The Aeronautical Journal. – London, United Kingdom: The Royal Aeronautical Society, Volume 109, № 1091, January 2005. – P. 45–50.*

11. Lobanov, N. A. *Osnovy rascheta i konstruirovaniya parashyutov / N. A. Lobanov. – М. : Mashinostroyeniye, 1965. – 364 s.*

12. GOST 4401-81. *Standartnaya atmosfera. Parametry. – М. : Gosudarstvennyy komitet SSSR po standartam, 1981. – 107 s.*

13. WANG Hongyan, HAO Guixiang. *Research on matching and evaluating for recovery system of airborne vehicle based on FEM* [C]// The 7th China CAE Annual Conference, Kunming, China, 2011: 120–127. (in Chinese).

14. DU Zhiqi, SHAO Pengli. *Dynamic finite element simulation of the aluminum alloy hull at landing* [J]. ACTA ARMAMENTAR II, 2009, 30(1): 1–4. (in Chinese).

15. Betin, A. V. *Kriterii podobiya pri izuchenii dinamiki poleta / A. V. Betin // Problemy proyektirovaniya letayushchikh modeley dlya issledovaniya kriticheskikh rezhimov poleta: sb. nauch. tr. Khark. aviats. in-ta. – Kharkov, 1989. – S. 78–89.*

Надійшла до редакції 10.09.2021. Розглянута на редколегії 20.09.2021.

## **Особливості застосування методів фізичного моделювання для аналізу процесу приземлення парашутних платформ на надувні повітряні амортизатори**

Проведено дослідження, спрямовані на розроблення теоретичних основ фізичного моделювання процесу приземлення парашутних платформ на надувні повітряні амортизатори. При цьому розглянуто особливості застосування методів фізичного моделювання для вирішення цього завдання.

Визначено умови, особливості десантування та роботи пристроїв парашутних платформ під час приземлення на надувні повітряні амортизатори. Показано, що в сьогоденні поширення набули парашутно-амортизаційні системи, в яких використовують м'які тканинні оболонки, що наповнюються через вхідні отвори атмосферним повітрям або таким, що нагнітається з газових балонів. Дія цих пристроїв базується на стисненні повітря в оболонці та витіканні його через вихідні отвори (клапани). При цьому повітряні надувні оболонки поглинають кінетичну енергію удару, контролюючи відведення повітря через вихідні отвори.

Установлено, що найбільш ефективним методом досліджень поведінки десантованої техніки є фізичне моделювання, у якому використовується як об'єкт досліджень вільнолітаюча динамічно подібна модель (ВДПМ) або стендова динамічно подібна модель (ДПМ) десантованого об'єкта. Моделювання процесу приземлення парашутних платформ на надувні повітряні амортизатори не пов'язане з динамікою польоту й обтіканням поверхонь повітряним потоком. Тому для цього завдання наявні напрацювання з фізичного моделювання динаміки польоту застосувати не вдається, а для теоретичного обґрунтування динамічної подібності під час приземлення окрім основних положень теорії подібності до моделювання руху має сенс використовувати закони газової динаміки відносно повітряних амортизаторів.

**Ключові слова:** фізичне моделювання, процес приземлення, парашутні платформи, надувні повітряні амортизатори.

## **Features of the application of physical modelling methods for the analysis of landing processes of parachute platforms on inflatable air shock absorbers**

Research has been carried out aimed at developing the theoretical bases of physical modelling of landing processes of parachute platforms on inflatable air

shock absorbers. At the same time, the features of the application of physical modeling methods for solving this task are considered. The conditions, landing features and operation of parachute platform devices at landing on inflatable air shock absorbers are determined. It is shown that presently parachute-depreciation systems have become widespread, in which soft tissue shells are used, filled through the inlet openings with atmospheric or air injected from gas bottles air. The operation of these devices is based on the compression of air in the shell and expiration of him through exit holes (valves). At the same time, air inflatable shells absorb the kinetic energy of the impact, controlling the release of air through exit holes.

It has been established that the most effective method for studying the behavior of a dropped vehicle is physical modelling, which uses a free-flying dynamically similar model (FDSM) or stand dynamically similar model (DSM) of a dropped object as an research object. Modeling of landing processes of parachute platforms on inflatable air shock absorbers is not related to the dynamics of the flight and air flow around surfaces. Therefore, for this task, the existing developments in physical modelling of dynamics flight cannot be applied, and for the theoretical substantiation of the dynamic similarity to modeling motion, it makes sense to use the laws of gas dynamics in regard to air shock absorbers.

**Keywords:** physical modeling, landing processes, parachute platforms, inflatable air shock absorbers.

#### **Сведения об авторах:**

**Бетин Александр Владимирович** – доктор технических наук, профессор, каф. 106, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Украина, e-mail: [o.betin@khai.edu](mailto:o.betin@khai.edu)

**Бетин Денис Александрович** – кандидат технических наук, доцент, каф. 401, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Украина, e-mail: [betindenys@gmail.com](mailto:betindenys@gmail.com)

**Калужин Игорь Владимирович** – кандидат технических наук, ведущий научный сотрудник каф. 501, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Украина, e-mail: [kaluzhynov@gmail.com](mailto:kaluzhynov@gmail.com)

#### **About the Authors:**

**Betin Alexander** – Doctor of Technical Sciences, Professor, Professor of Dep. No. 106, National Aerospace University «KhAI», Ukraine, e-mail: [o.betin@khai.edu](mailto:o.betin@khai.edu)

**Betin Denys** – Candidate of Technical Sciences, Associate Professor of Dep. No. 401, National Aerospace University «KhAI», Ukraine, e-mail: [betindenys@gmail.com](mailto:betindenys@gmail.com)

**Kaluzhynov Igor** – Candidate of Technical Sciences, Lead Researcher of Dep. No. 501, National Aerospace University «KhAI», Ukraine, e-mail: [kaluzhynov@gmail.com](mailto:kaluzhynov@gmail.com)