

УДК 629.7.027.2+629.782

DOI 10.18698/0536-1044-2017-12-77-87

# Моделирование процесса посадки космического аппарата на посадочном устройстве с краш-опорами\*

Р.О. Луковкин, Г.А. Щеглов

МГТУ им. Н.Э. Баумана, 105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1

## Simulation of a Spacecraft Landing Using a Landing Device with Crash Legs

R.O. Lukovkin, G.A. Shcheglov

BMSTU, 105005, Moscow, Russian Federation, 2<sup>nd</sup> Baumanskaya St., Bldg. 5, Block 1



e-mail: LukovkinRO@ya.ru, shcheglov\_ga@bmstu.ru



Посадочное устройство входит в состав комплекса средств приземления современных многоразовых транспортных космических систем как специальный узел, обеспечивающий гашение остаточной кинетической энергии аппарата на этапе его взаимодействия с посадочной поверхностью. Используемая на практике конструкция посадочного устройства, включающая в себя несколько опор рычажно-стержневой конструкции, имеет значительную массу и завышенную жесткость, что уменьшает эффективность транспортировочных операций космического аппарата и увеличивает передающиеся на узлы крепления нагрузки. Для устранения этих недостатков можно использовать тонкостенные краш-боксы в качестве одноразовых конструктивных элементов краш-опор, одновременно выполняющих и несущие, и энергопоглощающие функции. Рассмотрена посадка космического аппарата на посадочном устройстве, состоящем из четырех краш-опор, подкрепленных балочными подкосами. Проведено математическое моделирование методом конечных элементов в программе MSC Nastran процесса посадки космического аппарата на жесткий грунт при различном сочетании вертикальной и горизонтальной начальных скоростей для основных случаев пространственного положения космического аппарата относительно посадочной поверхности. Анализ полученных результатов показал, что посадочное устройство обеспечивает условия безопасной посадки с ограничением уровня действующих на космический аппарат пиковых нагрузок при достижении 35%-ной экономии массы этого устройства. При этом выявленные характерные особенности процесса динамического деформирования краш-опор открывают пути для оптимизации конструкции и дальнейшего сокращения массы посадочного устройства.

**Ключевые слова:** космический аппарат, посадочное устройство, краш-опора, краш-борт, энергопоглощение, численное моделирование



Landing gear constitutes a part of the landing systems and aids used in modern reusable transportation space systems as special units that dissipate residual kinetic energy of a spacecraft when it interacts with the landing surface. The landing gear as it is currently designed (with several lever-rod legs), has a large mass and excessive rigidity. It decreases the

\* Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект № 14-08-01197 А). Авторы благодарят за поддержку центр компетенции компании MSC.Software при МГТУ им. Н.Э. Баумана.

efficiency of transportation operations of the spacecraft and increases loads that are transferred to the mounting fixtures. To overcome these shortcomings, it is possible to use thin-walled crash boxes as disposable structural elements of crash legs that simultaneously perform load-bearing and energy-absorbing functions. The article describes spacecraft landing on landing gear consisting of four crash legs supported by beam struts. The finite element method in MSC Nastran is used to simulate spacecraft landing on hard soil with various combinations of vertical and horizontal initial velocities for the main cases of spacecraft attitude relative to the landing surface. The results obtained show that the landing gear provides conditions for safe landing by limiting the level of peak loads acting on the spacecraft as the 35 % reduction in mass of the landing crash legs is achieved. The characteristic features of the crash leg dynamic deformation process open ways for optimizing the design and further reducing the landing gear weight.

**Keywords:** spacecraft, landing gear, crash leg, crash box, energy absorption, numerical simulation

Посадочное устройство (ПУ) является одним из важнейших элементов конструкции, непосредственно влияющих на успешность и полноту выполнения полетной программы космическим аппаратом (КА), осуществляющим мягкую посадку на поверхность небесного тела.

При создании автоматических межпланетных станций для исследования поверхности Луны, Венеры и Марса, а также пилотируемых аппаратов по лунной программе в СССР и США были разработаны и успешно применялись ПУ различных типов. При посадке на грунт наибольшее распространение получила традиционная конструкция ПУ, состоящая из нескольких опор рычажно-стержневой конструкции, функцию энергопоглотителя в которых исполняют сотовые элементы, размещенные в амортизаторах поршневого типа [1–4].

Главный недостаток данного типа ПУ — большое количество конструктивных элементов (таких как штоки, стойки и рамы), не участвующих в гашении остаточной кинетической энергии аппарата. Такие пассивные элементы увеличивают жесткость опор, из-за чего масса ПУ оказывается завышенной. Кроме того, в процессе контакта с посадочной поверхностью по пассивным элементам конструкции часть потока нагрузки передается в обход энергопоглотителей на узлы крепления опор, что может приводить к повышению уровня пиковых перегрузок и местному повреждению корпусных деталей. Эти недостатки являются особо критичными при проектировании ПУ многообразных возвращаемых аппаратов перспективных транспортных систем (таких как космический корабль «Федерация»), для которых излишняя масса ПУ уменьшает эффективность транспортной операции, а значительные нагрузки,

приложенные к несущему корпусу КА, приводят к необходимости проведения дополнительного дорогостоящего контроля перед повторным запуском.

Эффективным путем преодоления недостатков ПУ с рычажно-стержневыми опорами является увеличение числа одноразовых элементов конструкции, способных деформироваться пластически. В работе [5] представлена новая конструкция ПУ, подразумевающая использование одноразовых краш-опор [6], основными элементами которых являются пластически деформируемые тонкостенные краш-боксы, применяемые в системах пассивной безопасности автомобилей [7, 8]. В настоящей работе рассмотрена модификация этого ПУ, заключающаяся во введении в конструкцию краш-опор поддерживающих упругопластических балочных подкосов, призванных повысить устойчивость процесса посадки КА с горизонтальной и вертикальной начальными скоростями.

Цель работы — оценка работоспособности пластически деформируемого ПУ новой конструкции при различных начальных условиях посадки на жесткий грунт, предполагающих наличие поперечной начальной скорости. Задачами работы являются определение динамических характеристик переходного режима посадки и выявление характерных особенностей процесса деформирования краш-опор. Для достижения указанной цели проведено математическое моделирование процесса посадки КА на ПУ.

Рассмотрим модельную задачу посадки КА на жесткий грунт (рис. 1). В неподвижной системе координат  $OXYZ$  вектор ускорения свободного падения, имеющий модуль  $g = 9,81 \text{ м/с}^2$ , направлен вдоль оси  $OZ$ . В плоскости  $OXY$  располо-

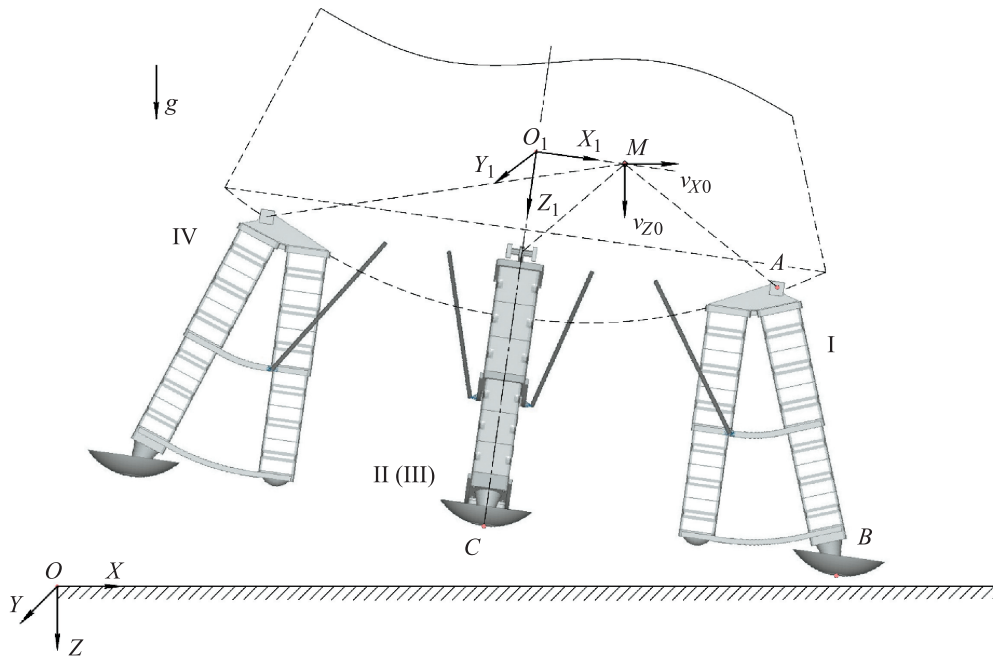


Рис. 1. Расчетная схема модельной задачи

жена абсолютно жесткая плоскость, имитирующая поверхность грунта. В начальный момент времени  $t = 0$  КА массой  $M = 6\,000$  кг и с осявыми (собственными) моментами инерции  $I_{xx} = I_{yy} = I_{zz} = 10\,000$  кг·м<sup>2</sup> движется с постоянными компонентами вектора скорости  $v_{x0}$  и  $v_{z0}$ , направленными по осям  $OX$  и  $OZ$  соответственно. Для упрощения расчетной схемы КА заменен сосредоточенной массой  $M$ , размещенной в центре инерции аппарата. С материальной точ-

кой  $M$  связана подвижная система координат  $O_1X_1Y_1Z_1$  таким образом, что ось  $O_1Z_1$  совпадает с продольной осью КА, а сама точка принадлежит оси  $O_1X_1$ .

К сосредоточенной массе  $M$  с помощью абсолютно жестких связей присоединено ПУ, состоящее из четырех краш-опор I–IV, расположенных симметрично относительно оси аппарата  $O_1Z_1$ . Основные размеры модели:  $O_1C = 1,8$  м,  $AB = 1,4$  м,  $CB = 2,2$  м, угол между отрезком  $AB$  и осью  $O_1Z_1$  составляет  $20^\circ$ . Расстояние от центра масс до продольной оси КА —  $O_1M = 0,25$  м.

Краш-опора, расчетная конечно-элементная модель которой приведена на рис. 2, состоит из вертикальной и наклонной ветвей энергопоглотителей, составленных из краш-боксов 1, последовательно соединенных с помощью опорных колес и пластин. Контакт опоры с посадочной поверхностью осуществляется сегментально-сферическими тарелками — большой 5 и малой 6. Ветви соединены раскладными пассивными элементами — пластинами 4 и образуют треугольник, в вершине которого расположен кронштейн 3 для крепления к КА. Более подробное описание опоры приведено в патенте [6]. В данной работе для увеличения изгибной жесткости ПУ и предотвращения обратного хода краш-опор в конструкцию ПУ дополнительно введены балочные подкосы 2 кольцевого сечения.

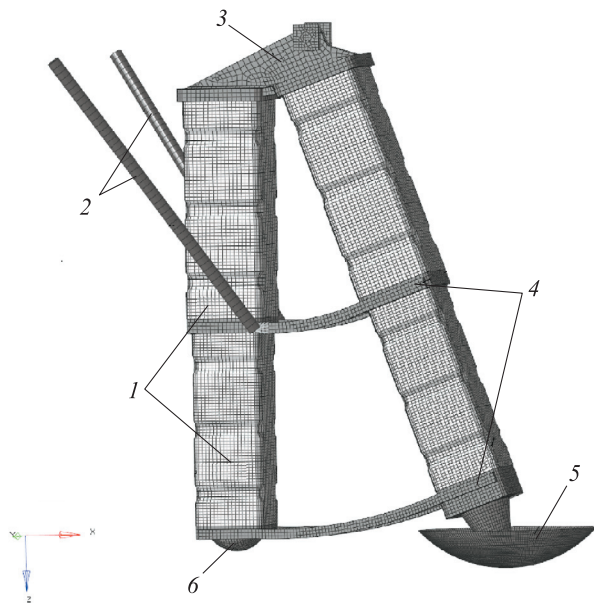


Рис. 2. Расчетная конечно-элементная модель краш-опоры с подкосами

## Физико-механические свойства материалов

Материал	Плотность $\rho$ , кг/м <sup>3</sup>	Модуль упругости $E$ , ГПа	Коэффициент Пуассона $\mu$	Предел текучести $\sigma_T$ , МПа	Предел прочности $\sigma_B$ , МПа	Относительное удлинение $\delta$ , %
АМг6	2 640	69,6	0,32	161,9	358,1	22
ВТ6	4 430	122,63	0,3	–	–	–

В начальный момент времени  $t = 0$  рассматриваемая система находится в состоянии свободного падения. Первоначальный контакт с поверхностью грунта осуществляется в момент времени  $t_1$ . Конструкционное и вязкое трение в элементах опор принято равным нулю, коэффициент сухого трения между грунтом и тарелками — 0,5.

В качестве расчетных случаев рассмотрены различные варианты начальных ориентаций КА относительно посадочной поверхности. Согласно рекомендациям по экспериментальной отработке и статистическим данным по условиям работы посадочных систем, приведенным в работе [9], приняты начальные пространственные положения КА, реализующие посадку по схемам 4–0 (углы тангажа  $\vartheta = 0^\circ$ , крена  $\gamma = 0^\circ$ , рыскания  $\psi = 0^\circ$ ), 1–2–1 ( $\vartheta = 15^\circ$ ,  $\gamma = 0^\circ$ ,  $\psi = 0^\circ$ ), 2–2 ( $\vartheta = 15^\circ$ ,  $\gamma = 45^\circ$ ,  $\psi = 0^\circ$ ). При этом исследованы динамические характеристики процесса посадки при начальных скоростях  $v_{x0} = v_{z0} = 3$  м/с, соответствующих штатным условиям посадки прототипа изделия [10].

Моделирование процесса посадки проведено методом конечных элементов в нестационарной динамической постановке в программной среде MSC Nastran/SOL700 с применением явной схемы интегрирования по времени.

Краш-боксы 1 (см. рис. 2), малая 6 и большая 5 тарелки, грунт смоделированы полноинтегрируемыми оболочечными QUAD4-элементами, опорные кольца (оправки), пластины 4 и кронштейн 3 — HEX8-элементами, подкосы 2 — BEAM-элементами, КА — сосредоточенной массой. Различные типы конечных элементов соединены между собой элементами жесткой связи RBE2.

Для моделирования энергопоглотителей и подкосов использована упругопластическая модель MATD24 алюминиевого сплава АМг6, а для пассивных элементов краш-опор (тарелок, пластин и опорных колец) — упругая модель MATD1 титанового сплава ВТ6. Физико-механические свойства материалов [11, 12] приведены в таблице.

Толщины верхнего и нижнего поясов краш-боксов составляют 2,8 и 4 мм соответственно. Подкосы имеют трубчатое сечение со средним радиусом 20 мм и толщиной 10 мм. Проектные параметры краш-опор выбирались так, чтобы задача энергопоглощения для рассматриваемых сочетаний начальных условий посадки решалась преимущественным деформированием верхнего пояса краш-боксов, а нижний пояс обеспечивал требуемый клиренс и демпфирующий резерв в случае возникновения нештатных ситуаций при  $v_{z0} > 3$  м/с.

**Результаты численного моделирования.** В качестве основных результатов численного моделирования приведены деформированные формы ПУ по фазам процесса посадки и графики зависимостей от времени вертикальной  $v_z = \dot{z}$  и горизонтальной  $v_x = \dot{x}$  скоростей, продольной  $n_z = \ddot{z}/g$  и поперечной  $n_x = \ddot{x}/g$  перегрузок в точке М.

Схема посадки 4–0 реализует наиболее жесткие условия одновременного касания большими тарелками всех четырех опор посадочной поверхности (рис. 3).

Процесс посадки характеризуется двумя значительными скачками продольной перегрузки (рис. 4, а), соответствующими последовательному вступлению в контакт с грунтом больших и малых тарелок посадочных опор. Средний уровень перегрузок составляет 6g с пиковым значением, достигающим 8g. Уровень поперечных перегрузок ограничен значением 2g.

Графики зависимостей продольной перегрузки и вертикальной скорости точки М от времени (рис. 4) показывают, что основное энергоемкое деформирование краш-боксов происходит в небольшой промежуток времени, составляющий около 0,1 с, а оставшееся время до окончания переходного режима посадки затрачивается на гашение остаточной горизонтальной скорости за счет сил трения скольжения. Таким образом, общее время посадки  $t_k = 0,8$  с.

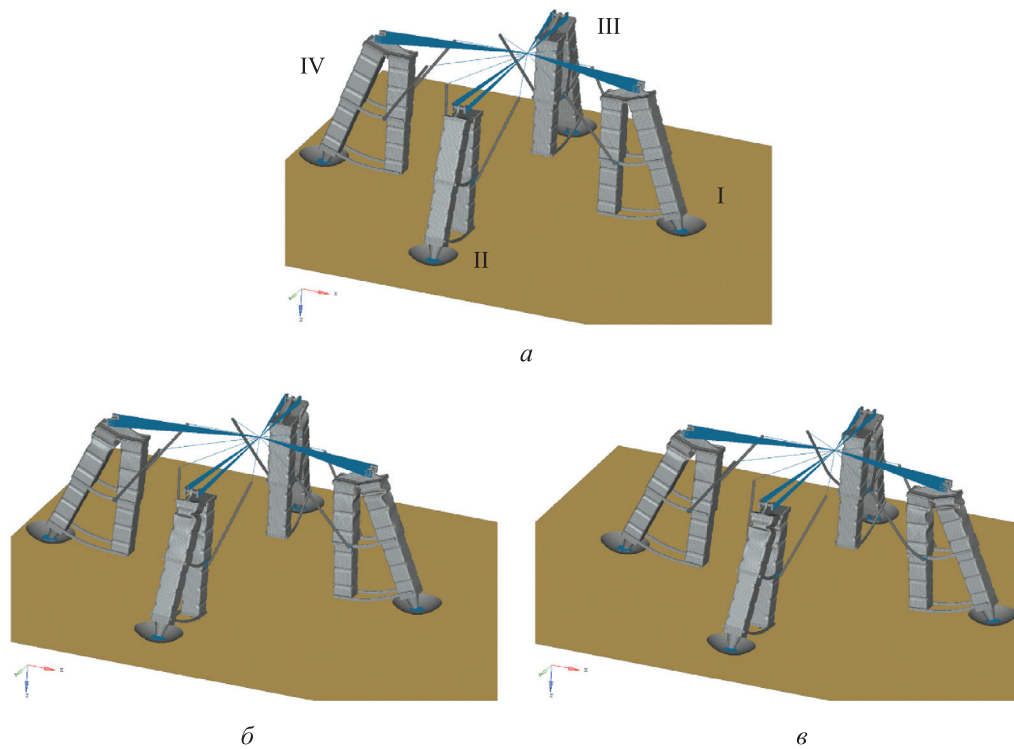


Рис. 3. Стадии деформирования ПУ при посадке по схеме 4-0:  
 а —  $t = 0$ ; б —  $t = 0,03$  с; в —  $t = 1,00$  с

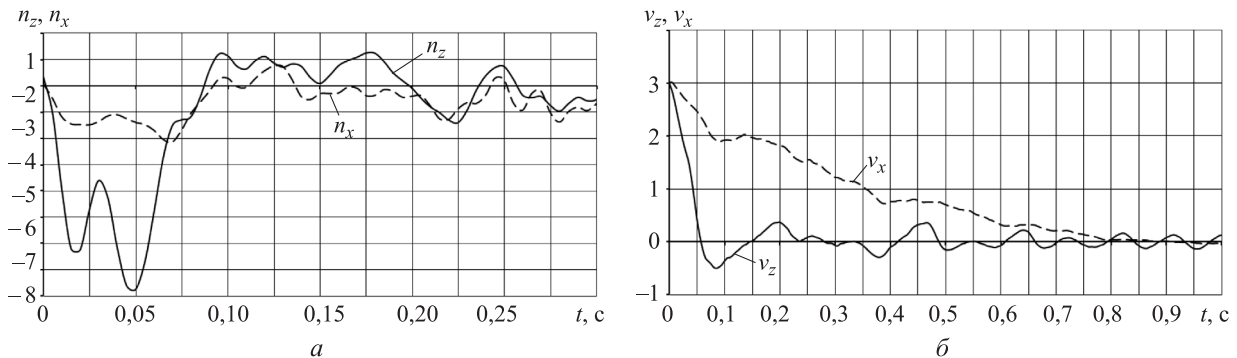


Рис. 4. Зависимости параметров точки М от времени  $t$  для схемы посадки 4-0:  
 а — продольной  $n_x$  и поперечной  $n_z$  перегрузок; б — вертикальной  $v_z$  и горизонтальной  $v_x$  скоростей

По окончании посадочного процесса наблюдается практически равномерное деформирование посадочных опор, показанное на рис. 5. Здесь и на других рисунках желтым цветом отмечены недеформированные опоры в исходном состоянии, синим — деформированные. Изгибающие моменты, возникающие от действия сдвиговых нагрузок, в значительной степени воспринимаются и перераспределяются балочными подкосами, которые таким образом разгружают краш-боксы, обеспечивая приемлемые условия их эффективной работы. В этом режиме ПУ обладает наибольшей жесткостью, что способствует обеспечению значительного запаса

по клиренсу КА при допустимом уровне перегрузок.

Схема посадки 1-2-1 соответствует условиям наиболее неравномерного нагружения ПУ вследствие начального контакта с посадочной поверхностью только одной опоры I (рис. 6). При этом последняя находится в состоянии сжатия и прямого изгиба в плоскости симметрии опоры, а действующий изгибающий момент является наибольшим среди всех рассматриваемых схем посадки. Процесс деформирования опоры сопровождается образованием пластических шарниров в ослабленных сечениях и изломом ветвей энергопоглотителей, а также значительным вы-

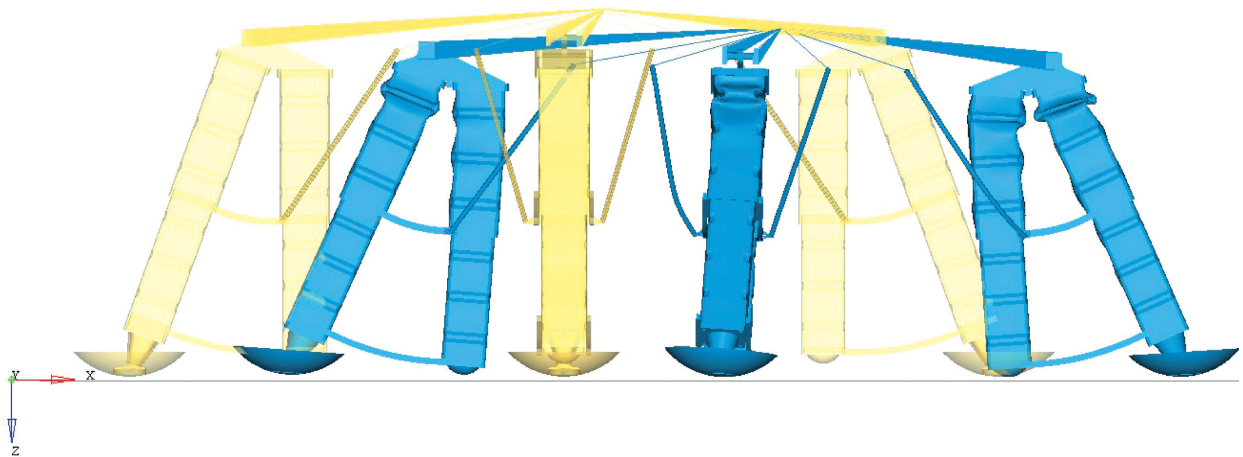


Рис. 5. Исходное и деформированное состояния ПУ при схеме посадки 4–0

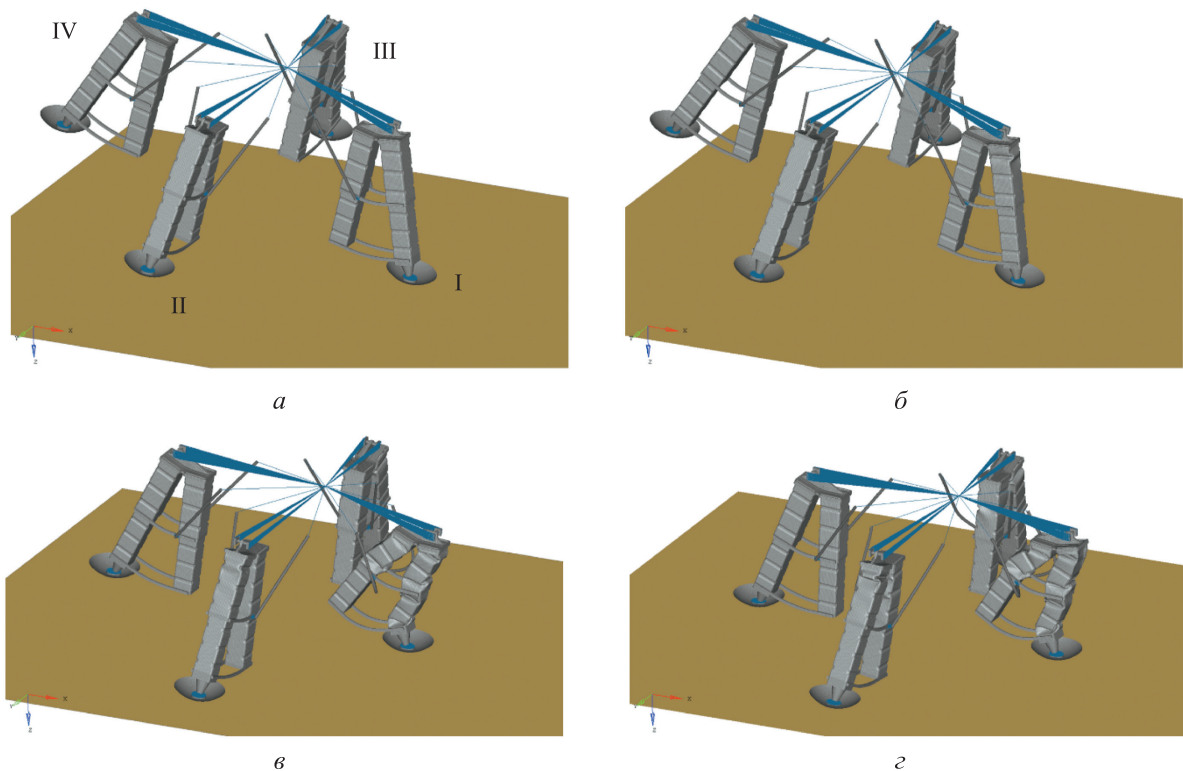


Рис. 6. Стадии деформирования ПУ при посадке по схеме 1–2–1:  
 $a - t = 0$ ;  $б - t = 0,02$  с;  $в - t = 0,22$  с;  $г - t = 1,00$  с

гибом балочных подкосов. В момент времени  $t = 0,22$  с в контакт с посадочной поверхностью входят и большие тарелки опор II и III, тем самым разгружая опору I. Этот момент резкого изменения жесткости ПУ характеризуется наибольшим скачком продольной перегрузки, достигающей  $3,5g$  (рис. 7, а). Общее время переходного процесса посадки  $t_k = 0,65$  с (рис. 7, б).

Согласно картине деформированного состояния ПУ по окончании переходного процесса

посадки (рис. 8), основное энергопоглощение происходит вследствие деформирования опоры I, работающей в неоптимальных с точки зрения амортизирующих свойств условиях. Смятие опор II и III невелико и локализовано в области верхних секций краш-боксов. Смятие опоры IV отсутствует.

Таким образом, самым важным условием безопасной посадки по схеме 1–2–1 является обеспечение наименьшего промежутка времени

между последовательными вступлениями в работу посадочных опор, что предотвратит возможное опрокидывание КА через опору I. Это условие достигается двумя путями. В основе первого лежит снижение действующих нагрузок и увеличение общей устойчивости конструкции с помощью уменьшения высоты ПУ. Вторым путем заключается в повышении изгибной жесткости в плоскости симметрии опор изменением сечения и формы краш-боксов, разведением ветвей энергопоглотителей на больший угол и перепроектированием конструкции подкосов.

Схема посадки 2-2 реализует наиболее сложные условия косоугольного изгиба посадочных опор, возникающие при начальном контакте с поверхностью только двумя опорами I и III (рис. 9). Момент времени  $t = 0,08$  с начального взаимодействия больших тарелей с поверхностью

грунта характеризуется наибольшим скачком продольной перегрузки (рис. 10), практически достигающей значения  $4g$ . Далее следует преимущественное деформирование опоры I, вызванное неравномерностью прилагаемых нагрузок из-за смещения центра масс КА в ее сторону. Действие возникающих изгибающих моментов приводит к образованию пластических шарниров в ослабленных сечениях и нижнего, и верхнего пояса энергопоглотителей, что вызывает излом и смятие краш-боксов. Касание больших тарелей опор II и IV с посадочной поверхностью происходит в момент  $t = 0,3$  с и сопровождается забросом продольной перегрузки до значения  $3g$ . В момент окончания переходного процесса посадки  $t_k = 0,9$  с (рис. 11) все четыре опоры ПУ находятся в контакте с подстилающей поверхностью.

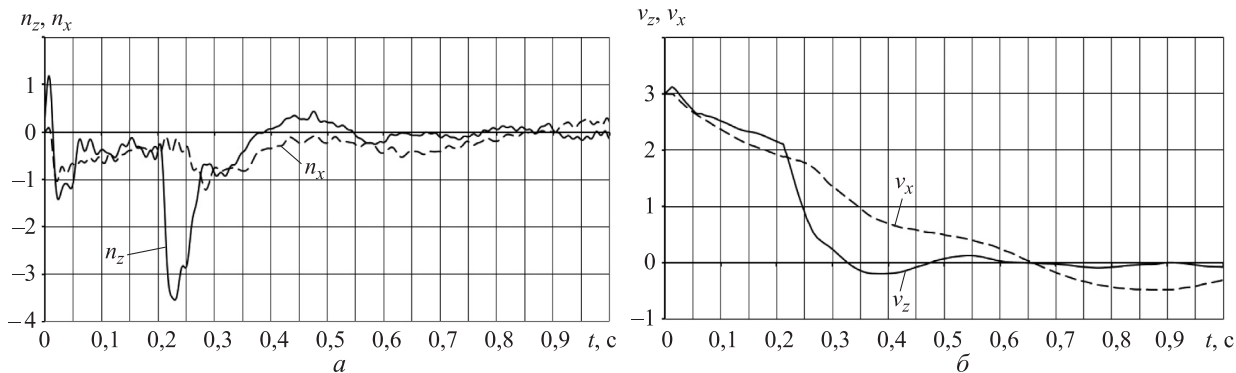


Рис. 7. Зависимости параметров точки M от времени  $t$  для схемы посадки 1-2-1: а — продольной  $n_z$  и поперечной  $n_x$  перегрузок; б — вертикальной  $v_z$  и горизонтальной  $v_x$  скоростей

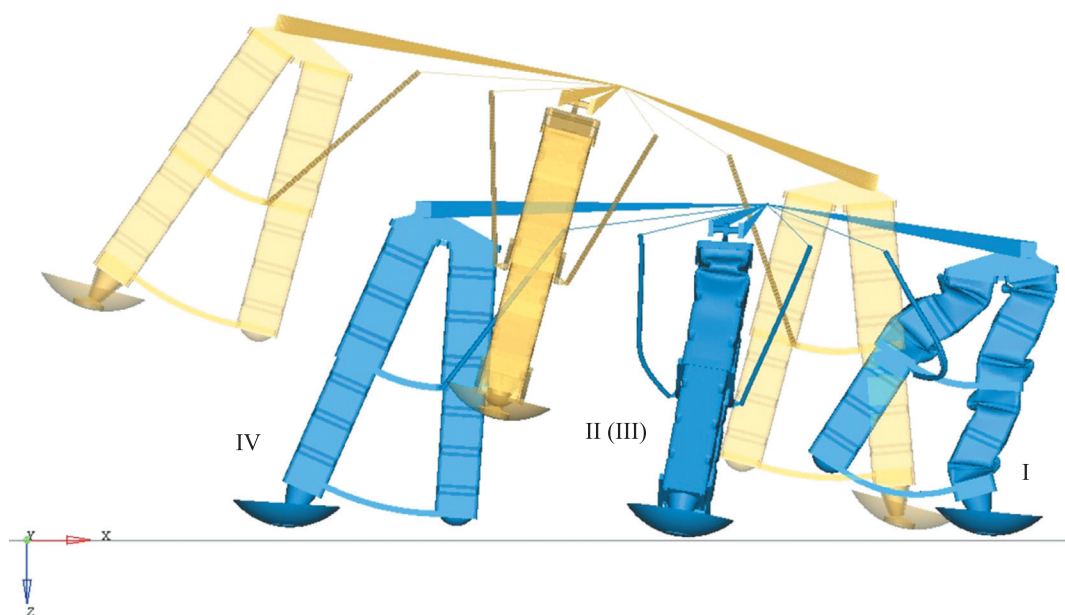


Рис. 8. Исходное и деформированное состояния ПУ при схеме посадки 1-2-1

Окончательная форма деформирования ПУ (рис. 11) демонстрирует значительный изгиб опоры I из плоскости симметрии, приводящей к образованию пластического шарнира и ее заваливанию без касания малой тарели вертикальной ветви с посадочной поверхностью. Смятие краш-боксов опоры III происходит практически равномерно по всей длине с образованием небольших поперечных складок. Деформация опоры II локализована в области

верхних секций энергопоглотителей верхнего пояса. Смятие опоры IV отсутствует, как и в случае посадки по схеме 1–2–1.

Анализ результатов расчета посадки по схеме 2–2 показал, что этот режим оказывается наиболее опасным с точки зрения возможного опрокидывания КА, вызванного существенной неравномерностью деформирования опор ПУ. Для улучшения условий функционирования ПУ необходим комплексный подход по снижению

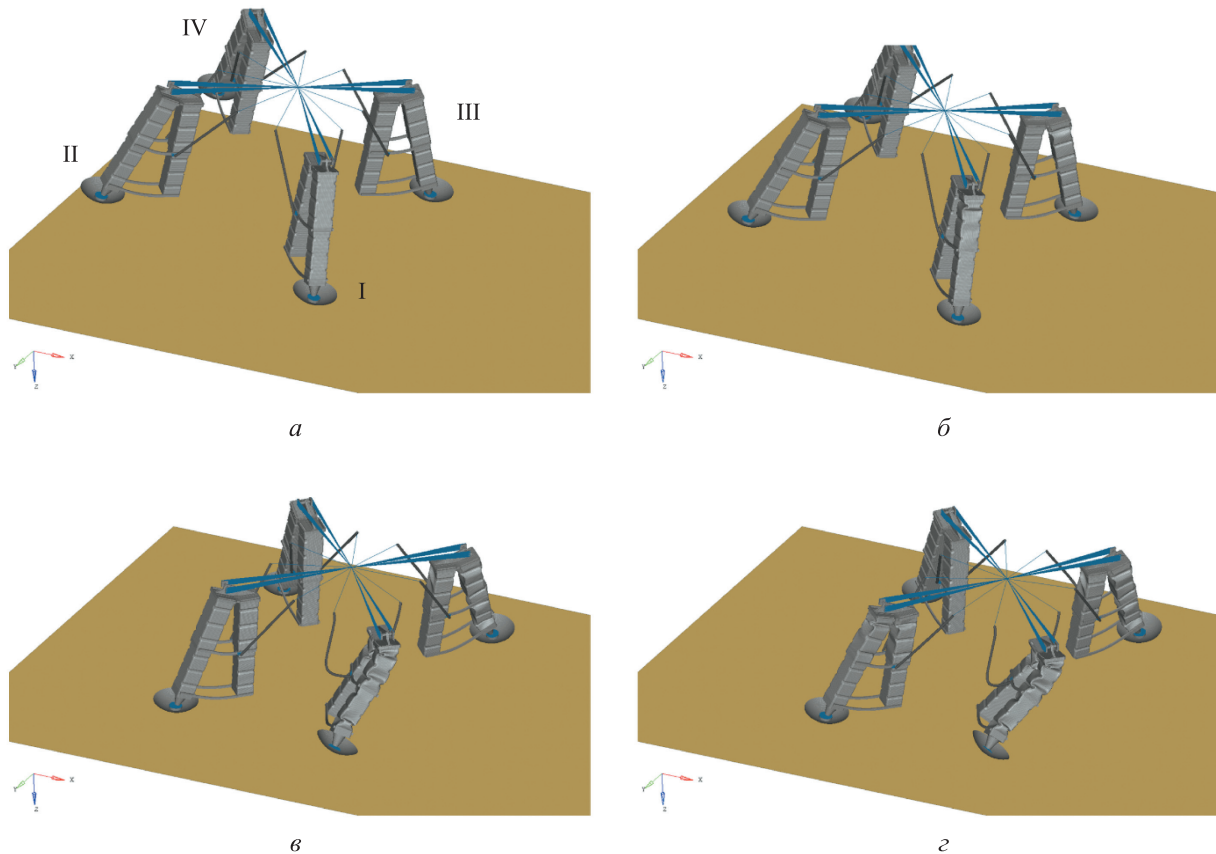


Рис. 9. Стадии деформирования ПУ при посадке по схеме 2–2:  
а —  $t = 0$ ; б —  $t = 0,08$  с; в —  $t = 0,30$  с; г —  $t = 1,00$  с

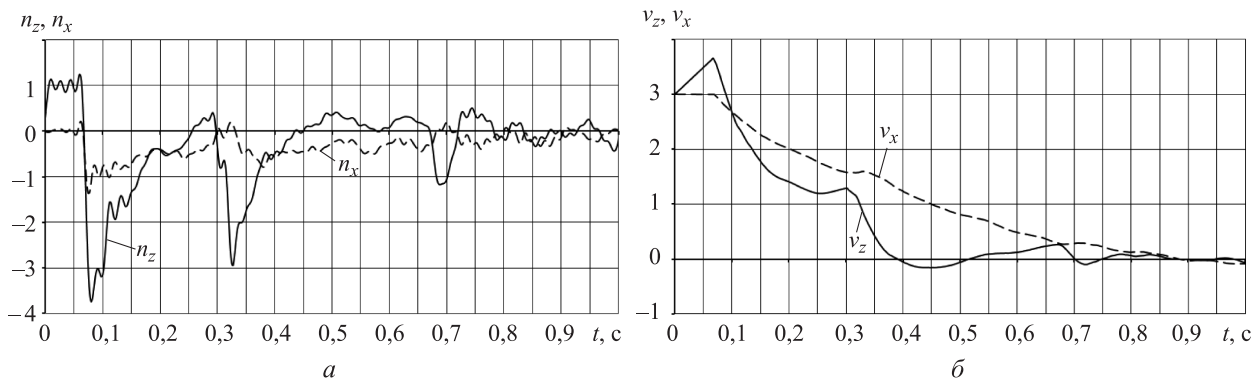


Рис. 10. Зависимости параметров точки М от времени  $t$  для схемы посадки 2–2:  
а — продольной  $n_z$  и поперечной  $n_x$  перегрузок; б — вертикальной  $v_z$  и горизонтальной  $v_x$  скоростей



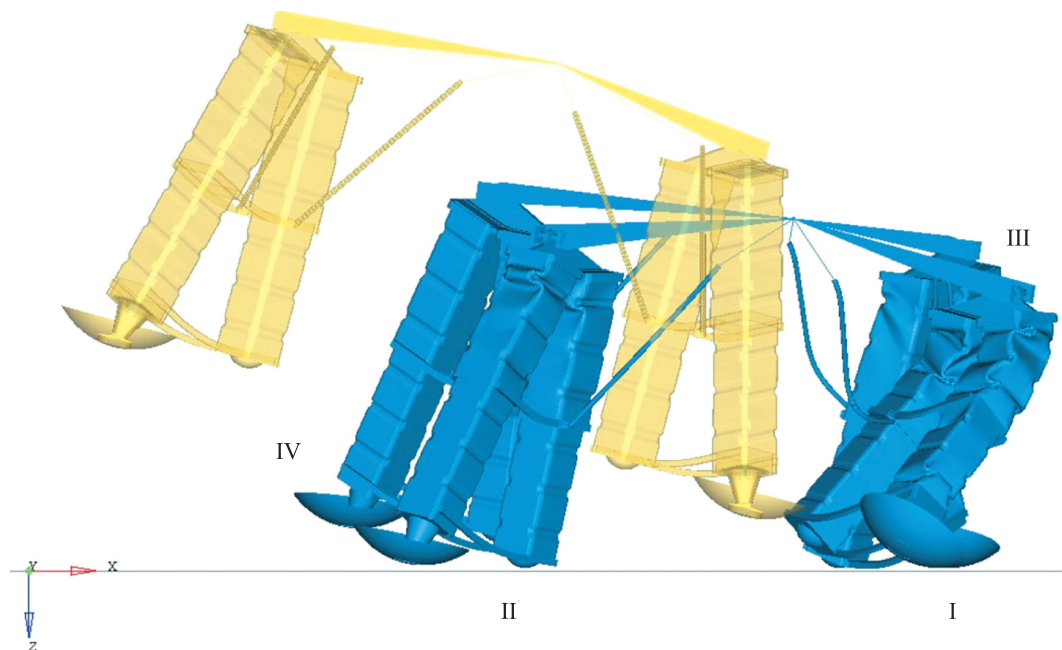


Рис. 11. Исходное и деформированное состояния ПУ при схеме посадки 2–2

действующих изгибающих моментов с помощью уменьшения высоты посадочных опор и по увеличению изгибной жесткости опор в основных плоскостях путем изменения конструктивного облика энергопоглотителей, подкосов и ветвей опоры. Кроме того, возможно повышение начальной жесткости опор за счет обеспечения одновременного касания и больших, и малых тарелок с посадочной поверхностью.

На рис. 12 показано изменение во времени внутренней энергии ПУ. Схеме посадки 1–2–1 соответствует наибольшая энергия деформации ПУ, а схеме 4–0 — наименьшая. При схеме посадки 2–2 имеется участок ( $t = 0,25 \dots 0,30$  с) постоянства внутренней энергии, свидетельствующий о потере общей устойчивости ПУ и движении системы как твердого целого до момента

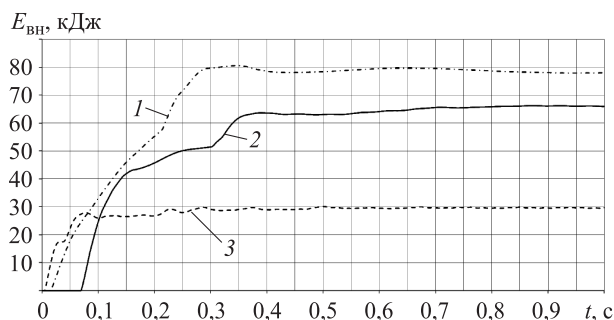


Рис. 12. Изменение во времени  $t$  внутренней энергии  $E_{вн}$  ПУ для разных схем посадки: 1 — 1–2–1; 2 — 2–2; 3 — 4–0

касания оставшихся опор посадочной поверхности.

### Выводы

1. Введение в конструкцию краш-опоры простых балочных подкосов позволяет обеспечить безопасную посадку КА на ПУ в диапазоне штатных начальных условий посадки прототипа изделия [10]: при горизонтальной и вертикальной составляющих скорости  $v_{x0} = v_{z0} = 0 \dots 3$  м/с и ориентации КА относительно посадочной поверхности, реализуемой по схемам 4–0, 1–2–1, 2–2. Масса рассмотренной краш-опоры с балочными подкосами составляет 62 кг, что на 35 % меньше, чем у опоры традиционной конструкции.

2. Схема посадки 4–0 характеризуется наибольшими значениями продольной перегрузки  $n_z$  (до 8g) и запаса по клиренсу и устойчивости. Для схем 1–2–1 и 2–2 условия начального кософронтального удара приводят к образованию паразитных пластических шарниров в ослабленных сечениях энергопоглотителей, снижающих устойчивость процесса посадки в целом при невысоком уровне продольной перегрузки  $n_z$  (до 4g) и значительном клиренсе по окончании переходного процесса.

3. Самым опасным по совокупности факторов, влияющих на возможность выполнения безопасной посадки, режимом работы ПУ и ос-

новным расчетным случаем для подбора конструктивных параметров краш-опор и подкосов является схема 2–2, а расчет схем 1–2–1 и 4–0 принимает проверочный характер, что существенно сокращает объем необходимого численного моделирования на этапе эскизного проектирования.

4. Рассмотренные проектные параметры краш-опор являются удовлетворительными, но не оптимальными, что приводит к недонагруженности и незначительному смятию энергопоглотителей опор II–IV, а также чрезмерному запасу по клиренсу КА.

5. Полученные результаты позволяют сформулировать важное требование к осуществлению устойчивого процесса посадки на ПУ с

краш-опорами по схемам 1–2–1 и 2–2, когда имеет место неодновременное касание тарелками грунта. Для исключения общей потери устойчивости краш-опор, нарушающей нормальное функционирование ПУ в этих случаях, необходимо уменьшить паузы между последовательным вступлением посадочных опор в контакт с поверхностью. Это требование может быть удовлетворено с помощью комплексного подхода по снижению нагружающих изгибающих моментов и увеличению изгибной жесткости краш-опор в основных плоскостях.

6. Целью дальнейшей работы авторов является проектирование оптимальной конструкции ПУ с учетом изложенных в данной статье рекомендаций.

## Литература

- [1] Кокушкин В.В., Щиблев Ю.Н., Ососов Н.С., Петров Н.К., Борзых С.В., Воронин В.В. *Посадочное устройство космического аппарата*. Пат. 2546042 РФ, 2015, бюл. № 10, 7 с.
- [2] Blumrich J.F. *Landing pad assembly for aerospace vehicles*. Patent USA, no. 3175789 A, 1965.
- [3] Turner R.D. *Deployable spacecraft lander leg system and method*. Patent USA no. 6227494 B1, 2001.
- [4] Lawrence C., Solano P., Bartos K. *Deployable Landing Leg Concept for Crew Exploration Vehicle*. NASA Technical Report NASA/TM-2007-214705, E-15930. 2007. URL: <http://hdl.handle.net/2060/20070031904> (дата обращения 17 июня 2017).
- [5] Луковкин Р.О. Моделирование работы посадочного устройства возвращаемого аппарата с краш-опорами при вертикальной посадке. *XI Всерос. съезд по фундаментальным проблемам теоретической и прикладной механики*. Сб. тр., Казань, 20–24 августа 2015, Казань, Изд-во Казанского (Приволжского) федерального университета, 2015, с. 2377–2379.
- [6] Луковкин Р.О., Щеглов Г.А. *Посадочное устройство с краш-опорами для космического аппарата*. Пат. 2580601 РФ, бюл. № 10, 2016, 9 с.
- [7] Хусаинов А.Ш., Кузьмин Ю.А. *Пассивная безопасность автомобиля*. Ульяновск, Издательство УлГТУ, 2011. 89 с.
- [8] Ashutosh S. Kalshetti, Sanjaysingh Vijaysingh Patil. A survey paper on factors controlling the energy absorption of crash box. *International Journal of Research in Engineering and Technology*, 2016, is. 5, pp. 182–187. URL: <http://esatjournals.net/ijret/2016v05/i05/IJRET20160505033.pdf> (accessed 17 June 2017).
- [9] Баженов В.И., Осин М.И. *Посадка космических аппаратов на планеты*. Москва, Машиностроение, 1978. 159 с.
- [10] Антонова Н.П., Брюханов Н.А., Четкин С.В. Средства посадки пилотируемого транспортного корабля нового поколения. *Космическая техника и технологии*, 2014, № 4(7), с. 21–30.
- [11] Шалина Р.Е., ред. *Авиационные материалы: справочник*. В 9 т. Т. 4. *Алюминиевые и берилловые сплавы*. Москва, ОНТИ, 1982. 627 с.
- [12] Туманов А.Т., ред. *Авиационные материалы: справочник*. В 9 т. Т. 5. *Магниево-титановые сплавы*. Москва, ОНТИ, 1973. 583 с.

## References

- [1] Kokushkin V.V., Shchiblev Iu.N., Ososov N.S., Petrov N.K., Borzykh S.V., Voronin V.V. *Posadachnoe ustroistvo kosmicheskogo apparata* [The landing device of the spacecraft]. Patent RF no. 2546042, 2015, 7 p.

- [2] Blumrich J.F. *Landing pad assembly for aerospace vehicles*. Patent USA, no. 3175789 A, 1965.
- [3] Turner R.D. *Deployable spacecraft lander leg system and method*. Patent USA no. 6227494 B1, 2001.
- [4] Lawrence C., Solano P., Bartos K. *Deployable Landing Leg Concept for Crew Exploration Vehicle*. NASA Technical Report NASA/TM-2007-214705, E-15930. 2007. Available at: <http://hdl.handle.net/2060/20070031904> (accessed 17 June 2017).
- [5] Lukovkin R.O. Modelirovanie raboty posadochnogo ustroystva vozvrashchaemogo apparata s krash-oporami pri vertikal'noi posadke [Modeling of the landing gear of the recovery vehicle with crash the legs during vertical landing]. *11 Vserossiiskii s"ezd po fundamental'nyim problemam teoreticheskoi i prikladnoi mekhaniki. Sb. tr.* [Proceedings of the 11 all-Russia. Congress on theoretical and applied mechanics]. Kazan, 20–24 August 2015, Kazan Federal University publ., 2015, pp. 2377–2379.
- [6] Lukovkin R.O., Shcheglov G.A. *Posadochnoe ustroystvo s krash-oporami dlia kosmicheskogo apparata* [Landing gear with crash supports to the spacecraft]. Patent RF no. 2580601, 2016, 9 p.
- [7] Khusainov A.Sh., Kuz'min Iu.A. *Passivnaia bezopasnost' avtomobilia* [Passive safety of the vehicle]. Ul'ianovsk, UISTU publ., 2011. 89 p.
- [8] Ashutosh S. Kalshetti, Sanjaysingh Vijaysingh Patil. A survey paper on factors controlling the energy absorption of crash box. *International Journal of Research in Engineering and Technology*, 2016, is. 5, pp. 182–187. Available at: <http://esatjournals.net/ijret/2016v05/i05/IJRET20160505033.pdf> (accessed 17 June 2017).
- [9] Bazhenov V.I., Osin M.I. *Posadka kosmicheskikh apparatov na planet* [Landing spacecraft on the planet]. Moscow, Mashinostroenie publ., 1978. 159 p.
- [10] Antonova N.P., Briukhanov N.A., Chetkin S.V. Sredstva posadki pilotiruemogo transportnogo korablia novogo pokoleniia [Landing equipment of the new generation manned transportation spacecraft]. *Kosmicheskaiia tekhnika i tekhnologii* [Space technique and technologies]. 2014, no. 4(7), pp. 21–30.
- [11] *Aviatsionnye materialy: spravochnik. V 9 t. T. 4. Aluminievye i berillovye splavy* [Aviation materials: a Handbook. 9 vol. Vol. 4. Aluminum and beryllium alloys]. Ed. Shalina R.E. Moscow, ONTI publ., 1982. 627 p.
- [12] *Aviatsionnye materialy: spravochnik. V 9 t. T. 5. Magnievye i titanovye splavy* [Aviation materials: a Handbook. 9 vol. Vol. 5. Magnesium and titanium alloys]. Ed. Tumanov A.T. Moscow, ONTI publ., 1973. 583 p.

Статья поступила в редакцию 19.09.2017

## Информация об авторах

**ЛУКОВКИН Роман Олегович** (Москва) — аспирант кафедры «Аэрокосмические системы». МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1, e-mail: LukovkinRO@ya.ru).

**ШЧЕГЛОВ Георгий Александрович** (Москва) — доктор технических наук, профессор кафедры «Аэрокосмические системы». МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1, e-mail: shcheglov\_ga@bmstu.ru).

## Information about the authors

**LUKOVKIN Roman Olegovich** (Moscow) — Postgraduate, Department of Aerospace Systems. Bauman Moscow State Technical University (105005, Moscow, Russian Federation, 2<sup>nd</sup> Baumanskaya St., Bldg. 5, Block 1, e-mail: LukovkinRO@ya.ru).

**SHCHEGLOV Georgiy Aleksandrovich** (Moscow) — Doctor of Science (Eng.), Professor, Department of Aerospace Systems. Bauman Moscow State Technical University (105005, Moscow, Russian Federation, 2<sup>nd</sup> Baumanskaya St., Bldg. 5, Block 1, e-mail: shcheglov\_ga@bmstu.ru).