

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, 2nd 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-бокс, 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 многократных 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-

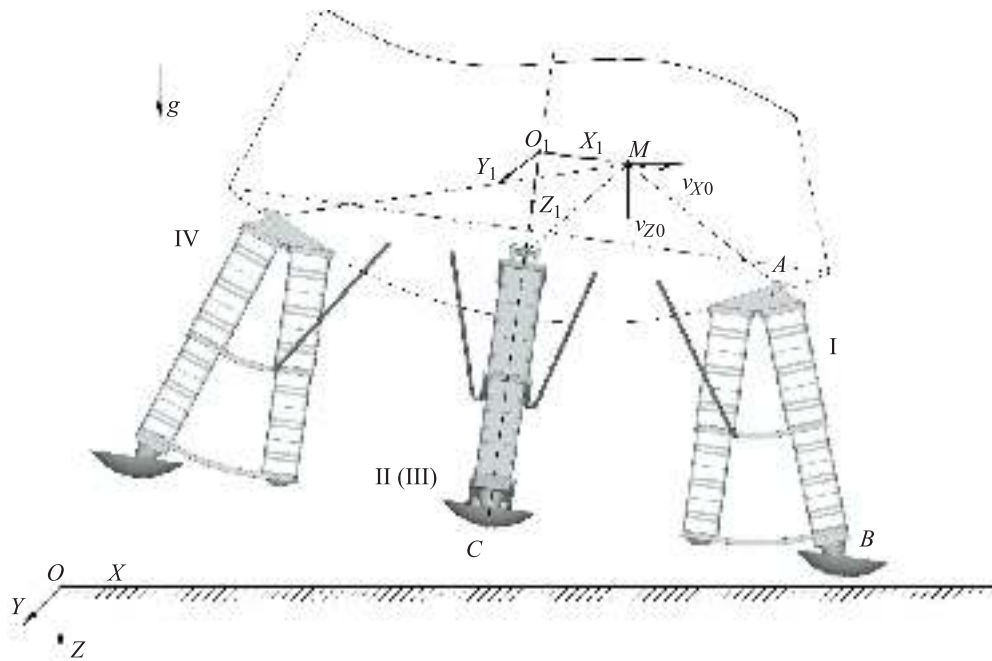


Рис. 1. Расчетная схема модельной задачи

жена абсолютно жесткая плоскость, имитирующая поверхность грунта. В начальный момент времени $t = 0$ КА массой $M = 6\,000$ кг и с осевыми (собственными) моментами инерции $I_{xx} = I_{yy} = I_{zz} = 10\,000$ кг·м² 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° . 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 колец и пластин. Контакт опоры с посадочной поверхностью осуществляется сегментально-сферическими тарелями — 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.

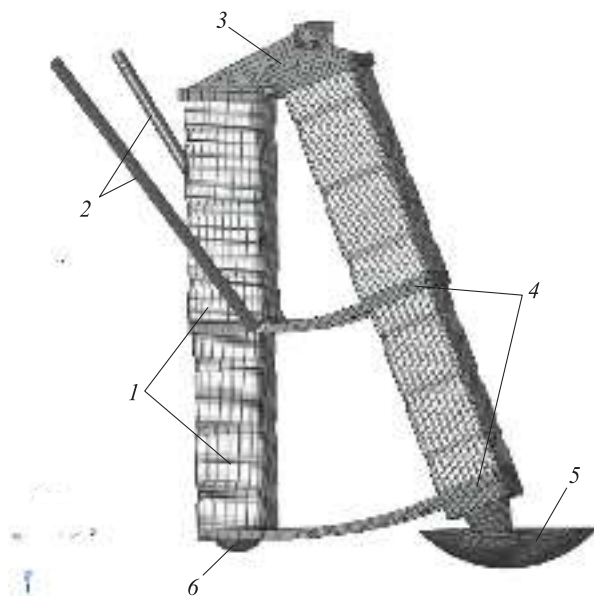


Рис. 2. Расчетная конечно-элементная модель краш-опоры с подкосами

Физико-механические свойства материалов

Материал	Плотность ρ , кг/м ³	Модуль упругости E , ГПа	Коэффициент Пуассона μ	Предел текучести σ_t , МПа	Предел прочности σ_b , МПа	Относительное удлинение δ , %
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.

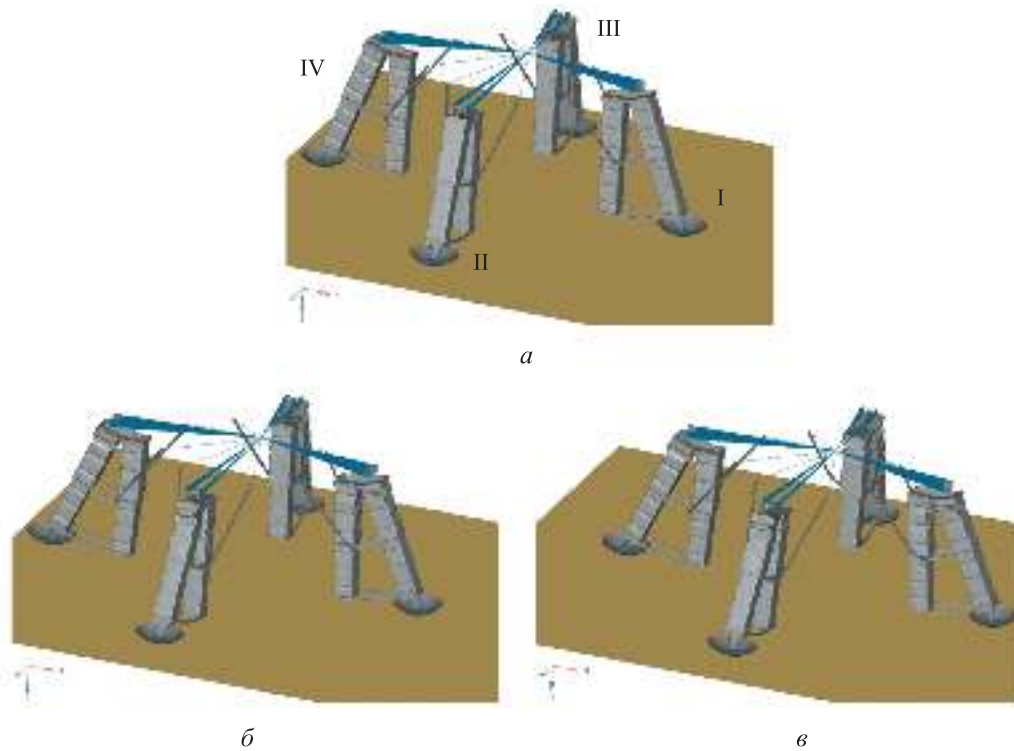


Рис. 3. Стадии деформирования ПУ при посадке по схеме 4-0:
а — $t = 0$; б — $t = 0,03$ с; в — $t = 1,00$ с

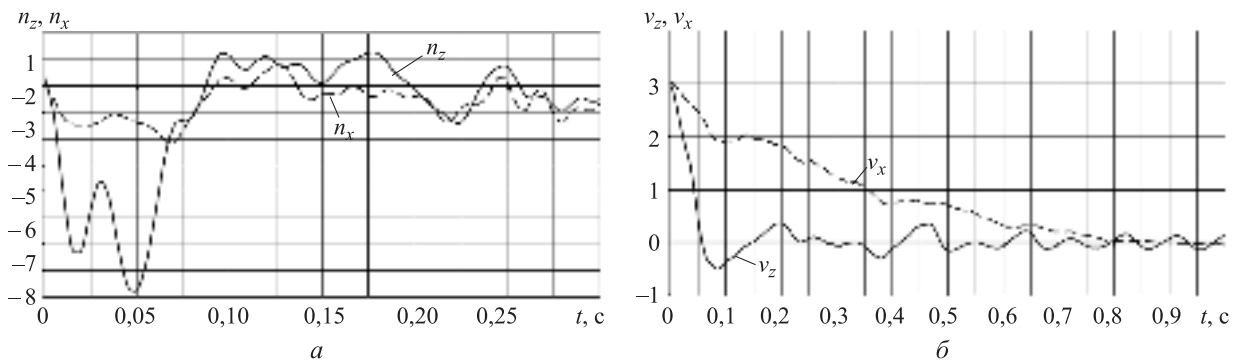


Рис. 4. Зависимости параметров точки М от времени t для схемы посадки 4-0:
а — продольной n_z и поперечной n_x перегрузок; б — вертикальной v_z и горизонтальной v_x скоростей

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

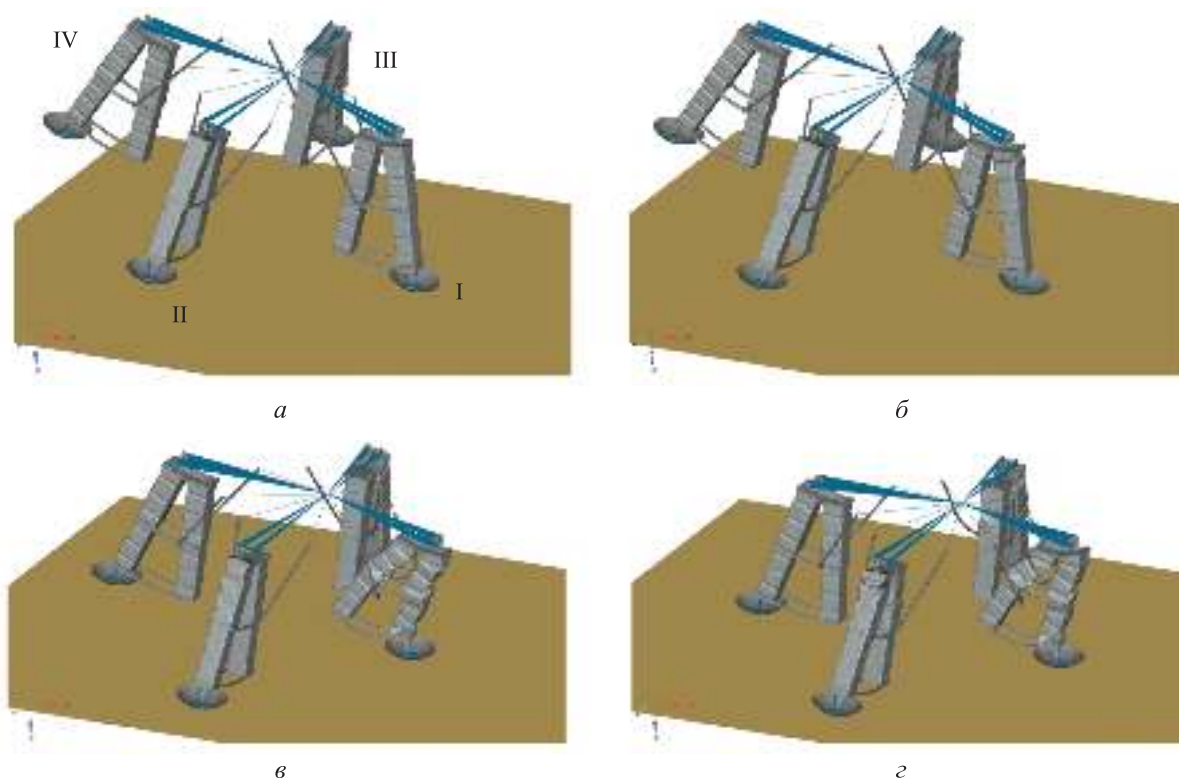


Рис. 6. Стадии деформирования ПУ при посадке по схеме 1–2–1:
а — $t = 0$; б — $t = 0,02$ с; в — $t = 0,22$ с; г — $t = 1,00$ с

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. Второй путь 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.

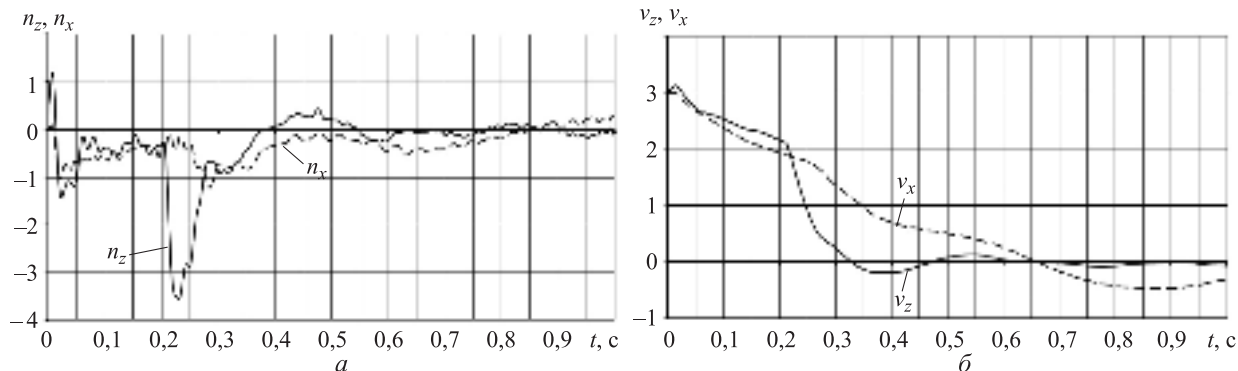


Рис. 7. Зависимости параметров точки М от времени t для схемы посадки 1-2-1: а — продольной n_z и поперечной n_x перегрузок; б — вертикальной v_z и горизонтальной v_x скоростей

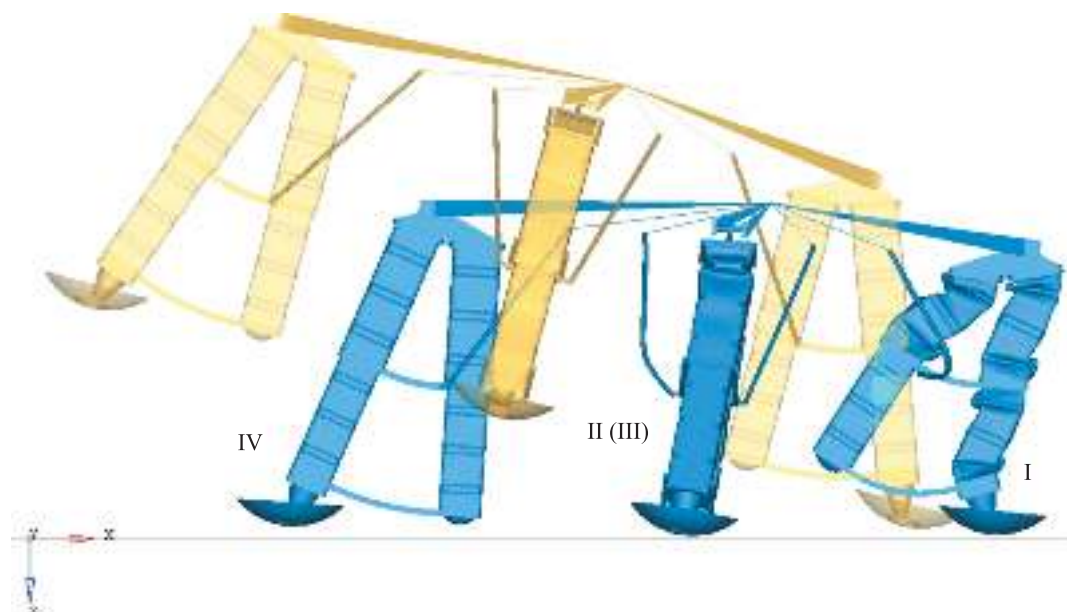


Рис. 8. Исходное и деформированное состояния ПУ при схеме посадки 1-2-1

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

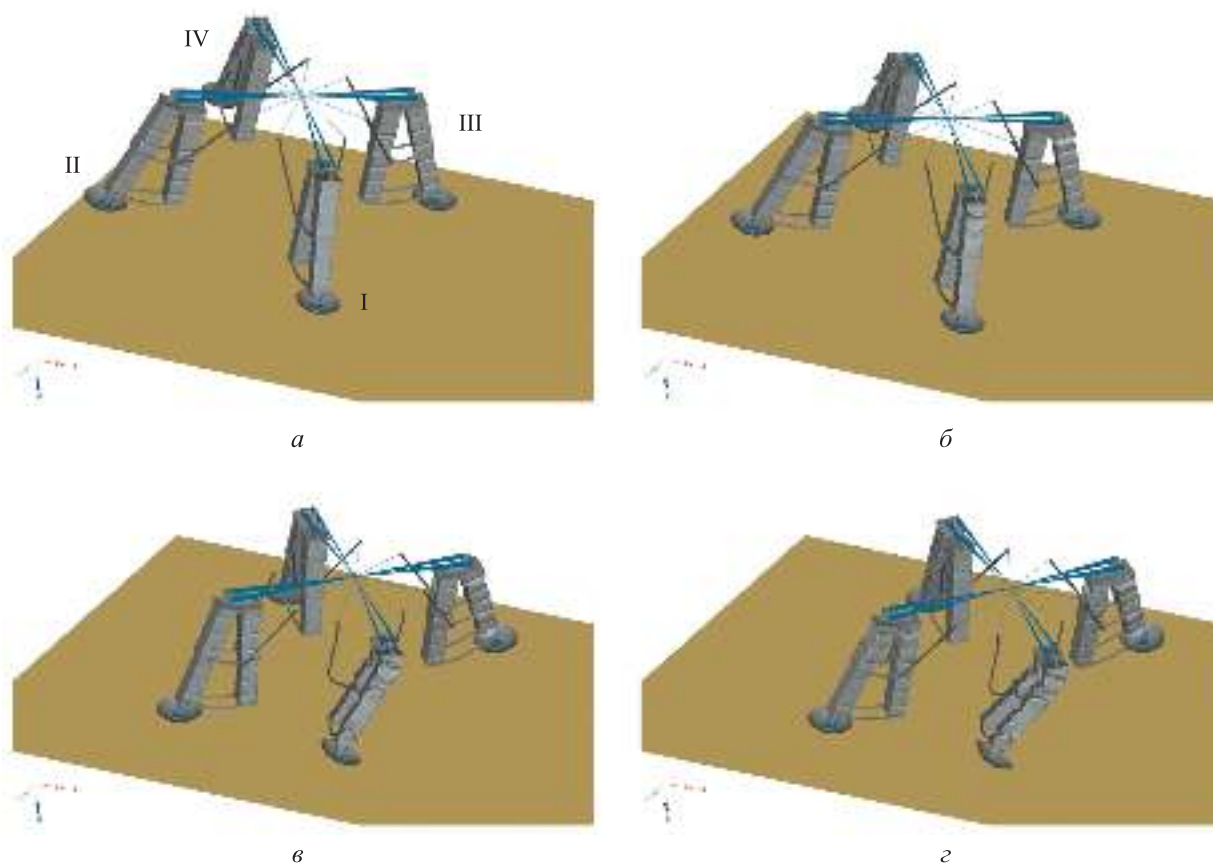


Рис. 9. Стадии деформирования ПУ при посадке по схеме 2–2:
а — $t = 0$; б — $t = 0,08$ с; в — $t = 0,30$ с; г — $t = 1,00$ с

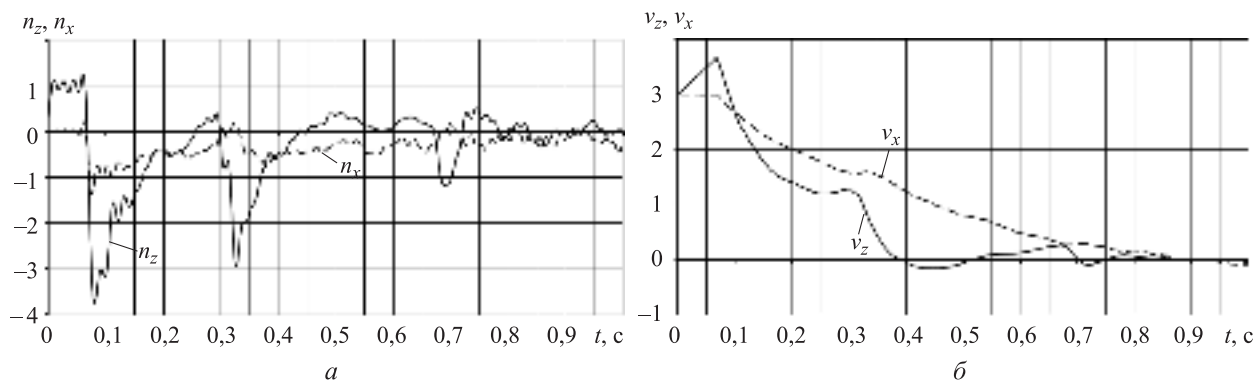


Рис. 10. Зависимости параметров точки М от времени t для схемы посадки 2–2:
а — продольной n_z и поперечной n_x перегрузок; б — вертикальной v_z и горизонтальной v_x скоростей

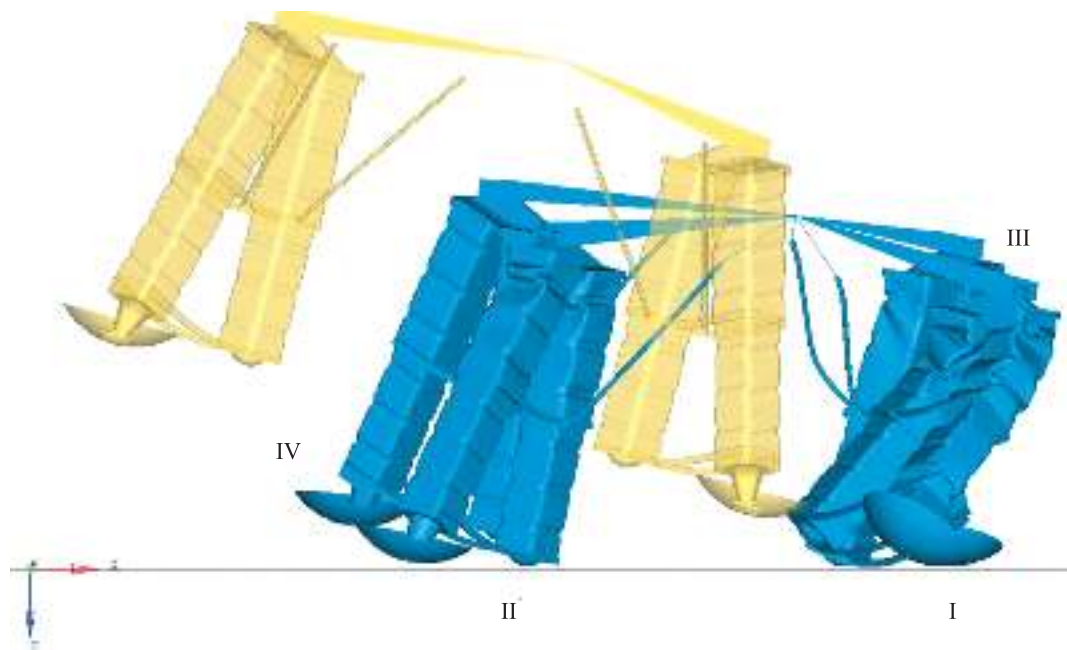


Рис. 11. Исходное и деформированное состояния ПУ при схеме посадки 2–2

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

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-

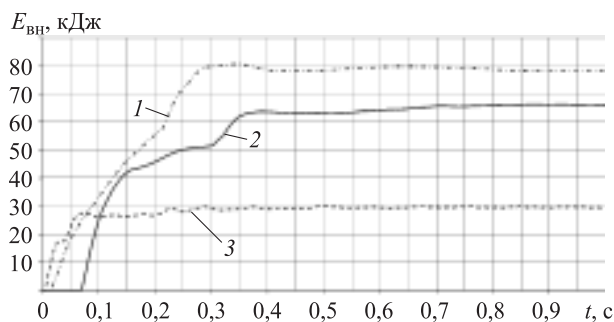


Рис. 12. Изменение во времени t внутренней энергии $E_{вн}$ ПУ для разных схем посадки: 1 — 1–2–1; 2 — 2–2; 3 — 4–0

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 одновременное 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. *Posadochnoe 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'nykh 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, UlSTU 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 pilotiruемого 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).

ЩЕГЛОВ 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, 2nd 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, 2nd Baumanskaya St., Bldg. 5, Block 1, e-mail: shcheglov_ga@bmstu.ru).

PAPER • OPEN ACCESS

Dynamic crushing of spacecraft landing gear with crash legs

To cite this article: G A Scheglov and R O Lukovkin 2019 *J. Phys.: Conf. Ser.* **1348** 012080

View the [article online](#) for updates and enhancements.



IOP | ebooks[™]

Bringing you innovative digital publishing with leading voices
to create your essential collection of books in STEM research.

Start exploring the collection - download the first chapter of
every title for free.

Dynamic crushing of spacecraft landing gear with crash legs

G A Scheglov¹ and R O Lukovkin^{1,2}

¹ Department of Aerospace Systems, Bauman Moscow State Technical University,
2nd Baumanskaya St. 5, Moscow, 105005, Russian Federation

² E-mail: LukovkinRO@ya.ru

Abstract. The paper describes spacecraft landing on a landing gear consisting of four crash legs supported by beam struts. The first part is dedicated to verification of low dimension shell finite element model parameters in the MSC Nastran SOL700 software. An elastoplastic crushing test problem of square aluminum specimens with various thickness is simulated. The comparison of simulation results with experimental data shows that the proposed mathematical model provides the error of less than 10% for the specimens with a width-to-thickness ratio $C/s > 30$. The second part of the paper discusses landing gear legs crushing during vertical landing on a rigid soil. An analysis of the results showed that it is possible to reduce the crash legs mass by 35 % and the landing gear will provide safe landing conditions with a limited level of peak loads acting on the spacecraft. The characteristic features of the crash leg dynamic deformation process open possibilities for further reduction the landing gear weight and design optimization. The paper opens up a new avenue in design of high energy absorption lightweight gear components for the spacecraft landing process.

1. Introduction

Landing gear (LG) is the most important system for the successful landing of the spacecraft on a planet's surface. So success and completeness of the flight program depend on LG.

Different types of LG were designed and successfully used in USSR and USA for their space programs. LG was used on missions for soil research on Moon, Venus and Mars and, of course, for manned flights to the Moon. LG with traditional construction is the most common. It consists of several lever rod legs. Cellular elements are located in piston-type shock absorbers and are used for energy absorption [1–4]. Large number of structural elements (such as rods, pillars, and frames) is the main disadvantage of LG with traditional construction because these structural elements are useless for spacecraft's kinetic energy reduction. Besides, they increase support stiffness and overall weight. Part of the load flow bypasses energy absorption devices and goes straight to support attachment points in the process of landing. This fact can lead to high overload and damage to local body parts. All these disadvantages are especially critical for the LG designed for perspective reusable spacecrafts such as new Russian spaceship called «Federation» spaceship because LG's excess weight reduces the efficiency of the transport operation. And significant loads to the main body of the spacecraft lead to the need for additional complicated and expensive control systems used for landing

The disadvantages of the LG with lever-rod legs can be confronted by increasing the number of disposable items capable of plastic deformation.

Thin-walled tubular and box-shaped metal structures are widely used as energy-absorbing elements [5]. They have significant efficiency due to progressive elastic-plastic folding in the process of energy dissipating under impact loads. Similar designs are used in various branches of engineering [6–8]. The



advantages of thin-walled energy absorbers are most clearly shown in the automotive industry, where they are used both as elements of power spars [9] and as independent disposable plastic-wrinkled thin-walled crash boxes [10]. These thin-walled crash boxes are box-shaped shells of variable cross-section, ensuring the process of programmed and controlled deformation of the vehicle's passive safety system.

The possible advantages of using crash boxes in the supporting structure of the LG of a modern reusable spacecraft are shown in [11,12]. The modification of this LG (figure 6) is considered in the present work and consists of the introduction of supporting elastoplastic beam struts into the design of crash legs (figure 7). These beam struts are designed to increase the stability of the landing process for spacecraft with horizontal and vertical initial speeds.

The purpose of the work is to evaluate the performance of a new design of plastically deformed LG [6] with the most dangerous initial conditions for regular landing on hard ground, suggesting the presence of initial transverse velocity. The objective of the work is to determine the dynamic characteristics of the transitional landing regime and to identify the characteristic features of the process of crash-support deformation. To achieve this goal, a mathematical simulation of the landing process of the spacecraft on the LG was carried out in the MSC Nastran SOL700 [13] software package, which implements an explicit time integration scheme.

2. Verification of model parameters

To identify and verify calculation model parameters in MSC Nastran SOL700 software the model problem of axial crushing aluminum square tubes is studied in this paper. Tubes are made from aluminum alloy AA6061 O with the wall thickness $s = 0.8..2.0$ mm and side size $C = 36$ mm (figure 1 (a)). Experimental research of the axial crushing test experiment is given in [14].

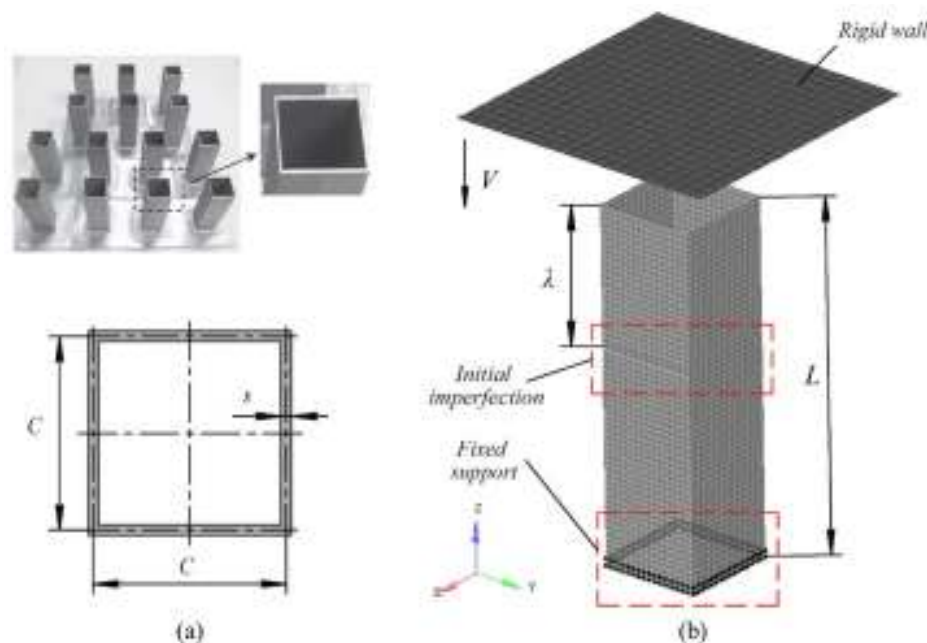


Figure 1. Square tubes with various wall thickness configurations (a) and (b) finite element model.

Schematic diagram and finite element model for tubes are given in figure 1 (b).

An absolutely rigid wall is moving along OZ axis with constant speed $V = 1$ m/s and crushes the top end face of square tube part with $L = 126$ mm length, which is fixed along the lower edge.

The desired energy absorption main features: force-displacement of specimen $P(d)$, peak P_{max} and mean crushing force P_m , effective crushing distance δ and absorbed energy level E_a [14] are determined in an elastoplastic fold formation after the interaction.

The model was meshed according to recommendations given in [15,16]. The specimen is meshed by equilateral shell QUAD4-elements in such a way that its side contains 16 elements. The shell elements are defined as fully-integrated (parameter DYSHELLFORM = 16) with the additional option to control the hourglassing-effect (parameter DYHRGIHQ = 8). The number of integration points for 2D elements is DYSHNIP = 5.

Initial imperfections have been introduced by moving the nodes of two opposite sides to a distance of 0.2 mm at a distance λ from the upper edge of the specimen to induce the initial fold of the model according to experiment and improve the correctness of the results obtained by numerical simulation [17].

The mechanical properties of the AA6061 O material are: Young's modulus $E=68.9$ GPa, Poisson's ratio $\nu=0.33$, material density $\rho=2730$ kg/m³, yield stress $\sigma_y=62.8$ MPa, and the ultimate stress $\sigma_u=115.0$ MPa. Figure 2 presents the tensile engineering stress-strain curve. This material is specified by the elastoplastic model MATD024 and the parameter DYLDKND = 0 in the MSC Nastran SOL700 software package.

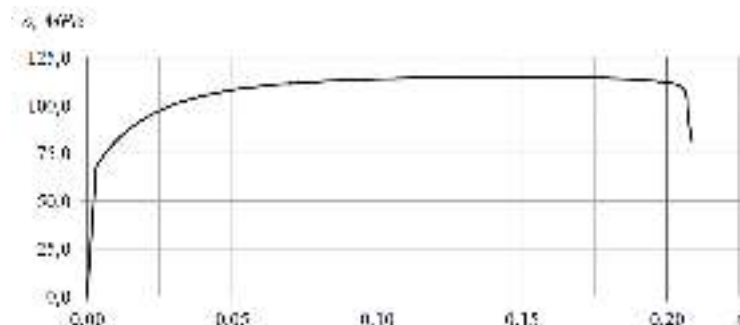


Figure 2. Engineering stress-strain curve of AA6061 O

The rigid wall is modeled using the simplified material model of an undeformable solid body MATD020. A friction coefficient of 0.3 was used for the contact interaction between the wall and the specimen, as well as for the self-contact of the specimen surfaces [14]. Besides, a slight global system damping DAMPGBL is set to 0.01 to increase the calculation stability and to smooth the possible high-frequency peaks of the resulting solution.

The deformation modes of the specimens simulated by numerical analyses compared with experimental data are shown in figure 3.

The force-displacement curves of square tubes with thickness $s = 0.8..2.0$ mm are plotted in figure 4.



Figure 3. The deformation modes of the specimens: (a) – experiment; (b) – simulation

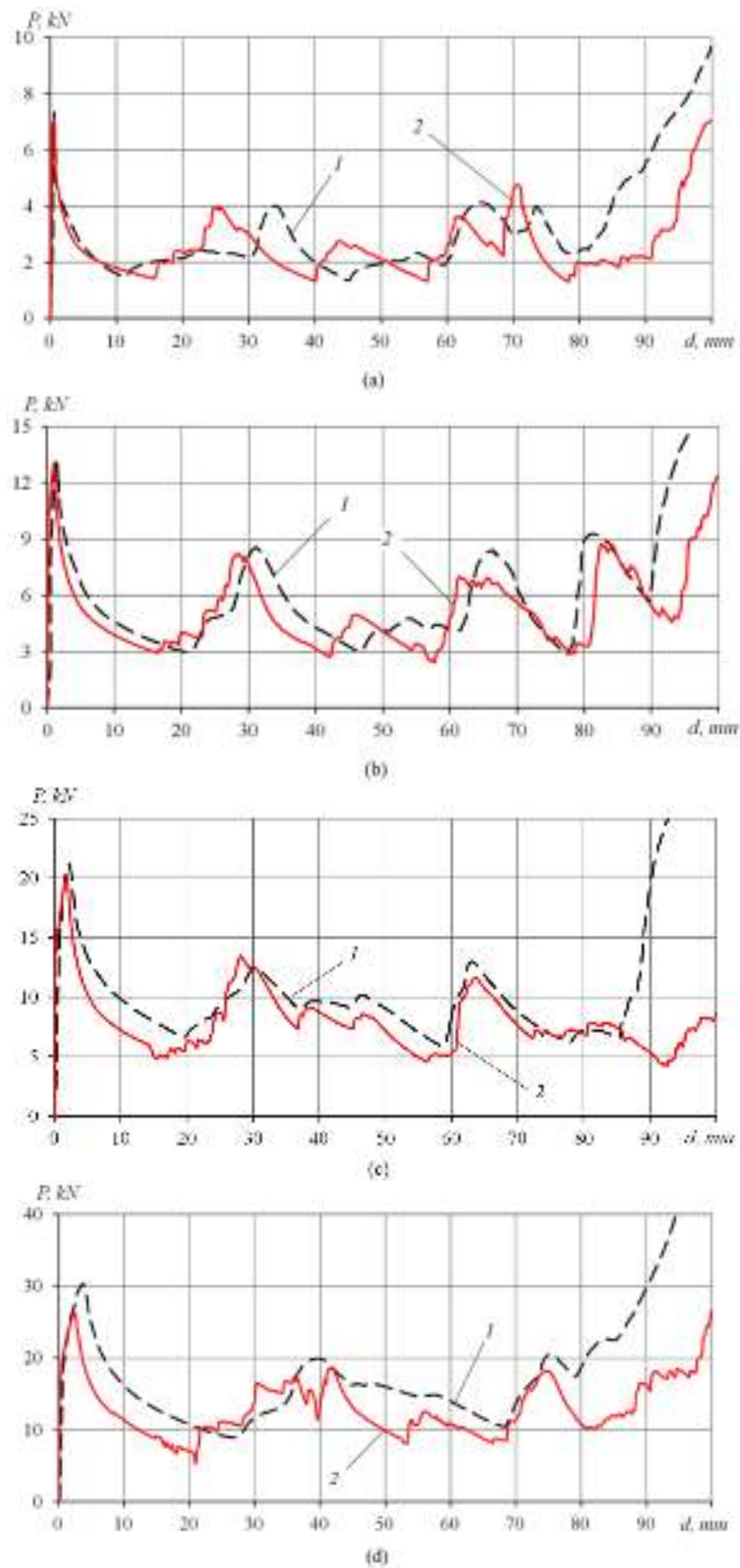


Figure 4. Force-displacement curves of square tubes with thickness variation.: (a) – $s = 0.8$ mm, (b) – $s = 1.2$ mm, (c) – $s = 1.6$ mm, (d) – $s = 2.0$ mm; 1 – experiment, 2 simulation

It can be observed that the simulated deformation modes, peak frequency, and amplitude are in good agreement with the experimental results. The divergence between numerical simulation and experiment occurs at the final step of deformation when the wall displacement $d > \delta$ and the construction density is significant, where the shell model does not provide an adequate description of the specimens deformed geometry.

The specimen's main energy absorption characteristics are listed in table 1. It should be noted that the errors in determining the peak force ΔP_{max} and the mean crushing force ΔP_m decreased with increasing C/s (ratio of specimen width to thickness) and for $C/s > 30$ error does not exceed 10%.

Table 1. Numerical simulation results for crushing with various wall thickness

s , mm	λ , mm	Experiment/Simulation				Error, %	
		δ , mm	P_{max} , kN	P_m , kN	E_a , J	ΔP_{max}	ΔP_m
0.8	51	89.3/90.9	7.32/7.10	2.54/2.41	226.8/219.1	-3.0	-5.1
1.2	87	90.2/94.1	13.35/12.97	5.44/4.97	490.7/467.7	-2.8	-8.6
1.6	108	88.0/92.3	21.18/20.08	9.32/8.16	820.2/753.2	-5.2	-12.4
2.0	27	85.3/87.7	30.26/26.22	15.24/12.5	1300.0/1096.3	-13.4	-18.0

The proposed simplified shell finite element model provides quite reliable results in highly nonlinear problems of thin-walled constructions elastoplastic crushing. Such approach can be used for LG modeling.

3. Simulation of spacecraft landing on hard soil

3.1. Problem statement.

The gravity vector $g = 9.81 \text{ m/s}^2$ is directed along OZ axis in a fixed coordinate system $OXYZ$ (figure 5). An absolute rigid surface is situated in the plane OXY and simulates a hard soil. At starting point of time $t = 0$ spacecraft with mass $M = 6000 \text{ kg}$ and moments of inertia about the three coordinate axes $I_{xx} = I_{yy} = I_{zz} = 10\,000 \text{ kg}\cdot\text{m}^2$ is moving with constant velocity vector components v_{x0} and v_{z0} , which are directed along OX and OZ axes, respectively. The body of a spacecraft is replaced by a point mass, located in a mass center point M of the spacecraft, to simplify the model definition. A moving coordinate system $O_1X_1Y_1Z_1$ is attached to the spacecraft so O_1Z_1 axis would be aligned with spacecraft vertical axis and point M is placed on O_1X_1 .

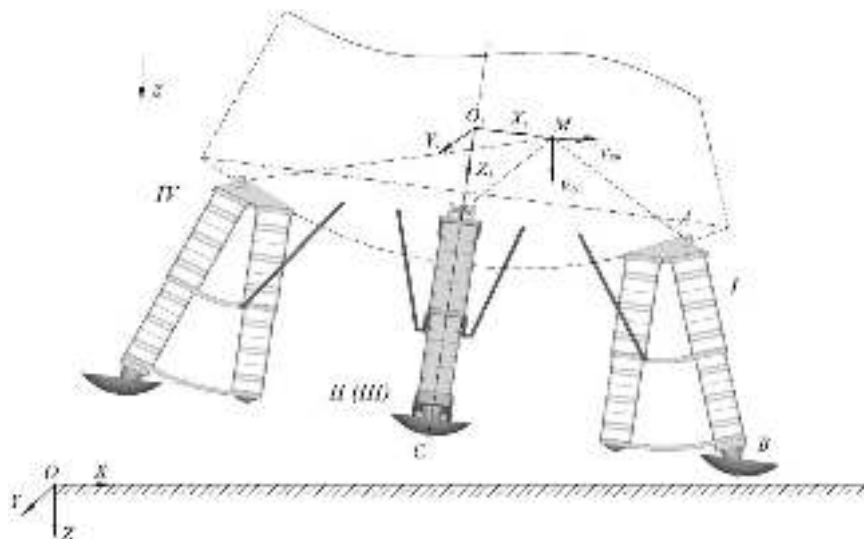


Figure 5. Model definition

The landing gear is attached to point M by absolutely rigid weightless links. This gear consists of 4 crash legs I-IV, which are arranged symmetrically relative to axis O_1Z_1 . Principal dimensions of the model are: $O_1C = 1.8$ m, $AB = 1.4$ m, $CB = 2.2$ m, angle between AB and axis O_1Z_1 is 20° . Distance from point M to axis O_1M is 0.25 m.

At the starting point of time $t = 0$ system is in free fall. The first contact with the surface occurs at time t_1 . Structural and viscous friction in elements of crash legs assumed to be 0, the friction coefficient between the soil surface and crash legs assumed to be 0.5.

Various scenarios of starting orientations of the spacecraft regarding landing surface are considered. According to empirical recommendations and statistical data of landing systems' working conditions, following spacecraft orientations assumed for next cases: landing scheme 4-0 (roll angle $\vartheta = 0^\circ$, pitch angle $\gamma = 0^\circ$, yaw angle $\psi = 0^\circ$), landing scheme 1-2-1 ($\vartheta = 15^\circ$, $\gamma = 0^\circ$, $\psi = 0^\circ$), landing scheme 2-2 ($\vartheta = 15^\circ$, $\gamma = 45^\circ$, $\psi = 0^\circ$). Dynamic characteristics of the landing process, that correspond to standard landing conditions of a spacecraft prototype, with starting velocities $v_{x0} = v_{z0} = 3$ m/s are considered in the study. This paper presents the results of landing simulation for the case defined by scheme 2-2, as the most critical and dangerous landing case for spacecraft [11].

The model of landing on an LG consisting of four crash legs is created using verified parameters of the model of a single energy absorber. The finite element model of the crash leg is shown in figure 7. The crash leg consists of vertical and inclined energy absorbers that are made of crash boxes (pos. 1) interconnected with by support rings and plates. The contact between the crash leg and underlying surface happens via big and small segmental-spherical plates (pos. 5 and 6). Absorbers are connected by folding passive elements-plates (pos. 4) forming a triangle at the top of which there is a bracket (pos. 3) for mounting to a spacecraft. A more detailed description of the support is reported in the patent [12]. In this paper, the design of the LG is done with beam struts of the annular cross-section to increase the bending stiffness of the LG and prevent reverse stroke of the crash legs.

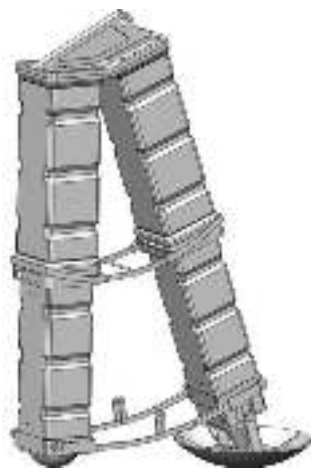


Figure 6. Crash leg

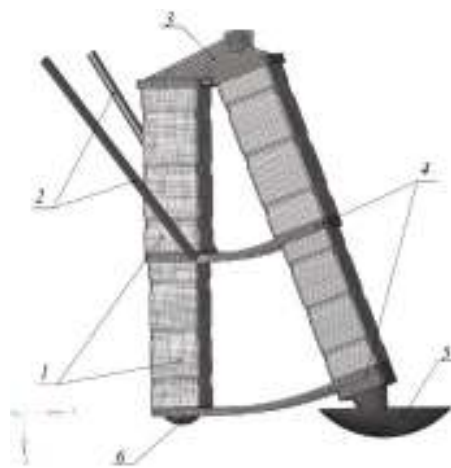


Figure 7. Finite element model of the crash leg with struts

Crash boxes (pos. 1 in figure 7), small and large plates (pos. 6 and 5), the soil are modeled with fully integrated shell QUAD4-elements. Support rings (mandrels), plates (pos. 4) and the bracket (pos. 3) are modeled with HEX8-elements, struts (pos. 2) are modeled by BEAM-elements, the spacecraft is modeled by a point mass. Different types of finite elements are interconnected with rigid coupling elements RBE2.

Elastoplastic model MATD24 of aluminum alloy AMg6 was used for modeling the energy absorbers and struts, and elastic model MATD1 of titanium alloy VT6 was used for modeling the passive elements of crash legs (plates and support rings). The mechanical properties of materials are given in table 2.

Table 2. Mechanical properties for materials

Material	Density ρ , kg/m ³	Young's modulus E , GPa	Poisson ratio μ	Yield stress σ_y , MPa	Ultimate stress σ_u , MPa	Elongation δ , %
AMg6	2 640	69.6	0.32	161.9	358.1	22
VT6	4 430	122.63	0.3	—	—	—

The thickness of the upper and lower belts of the crash boxes are 2.8 and 4 mm, respectively. The struts have a tubular cross-section with an average radius of 20 mm and a thickness of 10 mm. The design parameters of the crash legs were chosen so that the energy absorption problem for the considered combinations of initial landing conditions was solved by the predominant deformation of the upper crash-box belt, and the lower belt provided the required clearance and damping reserve in case of emergency situations at $v_{z0} > 3$ m/s.

Simulation of the landing process was carried out by the finite element method in a non-stationary dynamic setting in the MSC Nastran/SOL700 software environment by using an explicit time integration scheme.

3.2. Numerical simulation results.

The basic results of numerical simulation are deformed shapes of LG for each phase of landing and graphs of vertical $v_z = \dot{z}$ and horizontal $v_x = \dot{x}$ speeds, longitudinal $n_z = \ddot{z}/g$ and lateral $n_x = \ddot{x}/g$ load factors versus time at the point M .

Simulation demonstrates that landing scheme 2-2 causes the most complex conditions of landing legs unsymmetrical bending, due to the initial contact with the surface only by two legs I and III (figure 8). The moment $t = 0.08$ s since the initial interaction of large leg plates with the landing surface is characterized by the biggest increase of longitudinal load factor (figure 9) reaching the value of 4g. Further follows the prevailing deformation of the leg I caused by non-uniform loading because the spacecraft center-of-mass is displaced closer to the leg I. The appearing bending moments cause the formation of plastic hinges in weakened sections either in the lower or the upper layer of energy absorbers. That causes a break and a collapse of crash boxes. The contact of large leg plates II and IV with the landing surface begins at the moment $t = 0.3$ s and is accompanied by the increase of longitudinal load factor to the value of 3g. At the end of the transient process of landing $t_k = 0.9$ s (figure 10) all four legs of LG are in contact with the landing surface, and a safe distance between the bottom of the spacecraft and the soil is assured.

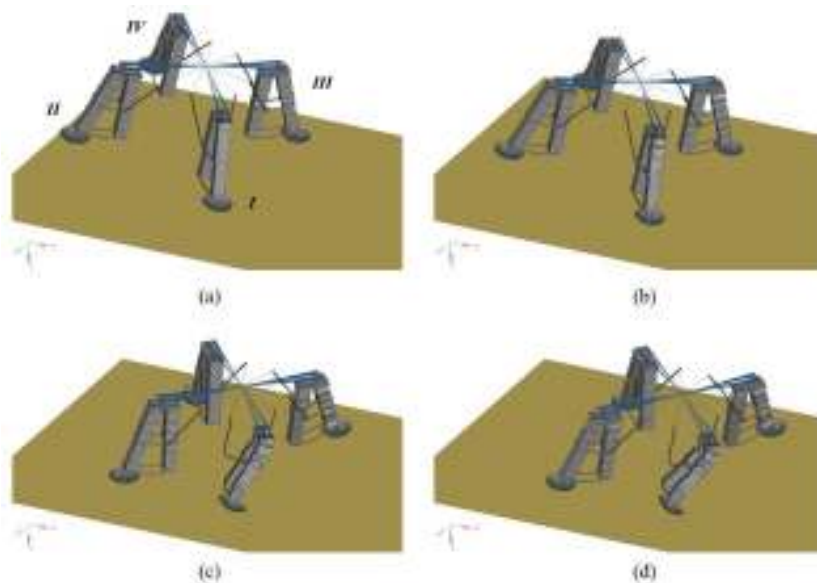


Figure 8. LG deformation stages by the landing scheme 2-2: (a) — $t = 0$; (b) — $t = 0.08$ c; (c) — $t = 0.30$ c; (d) — $t = 1.00$ c

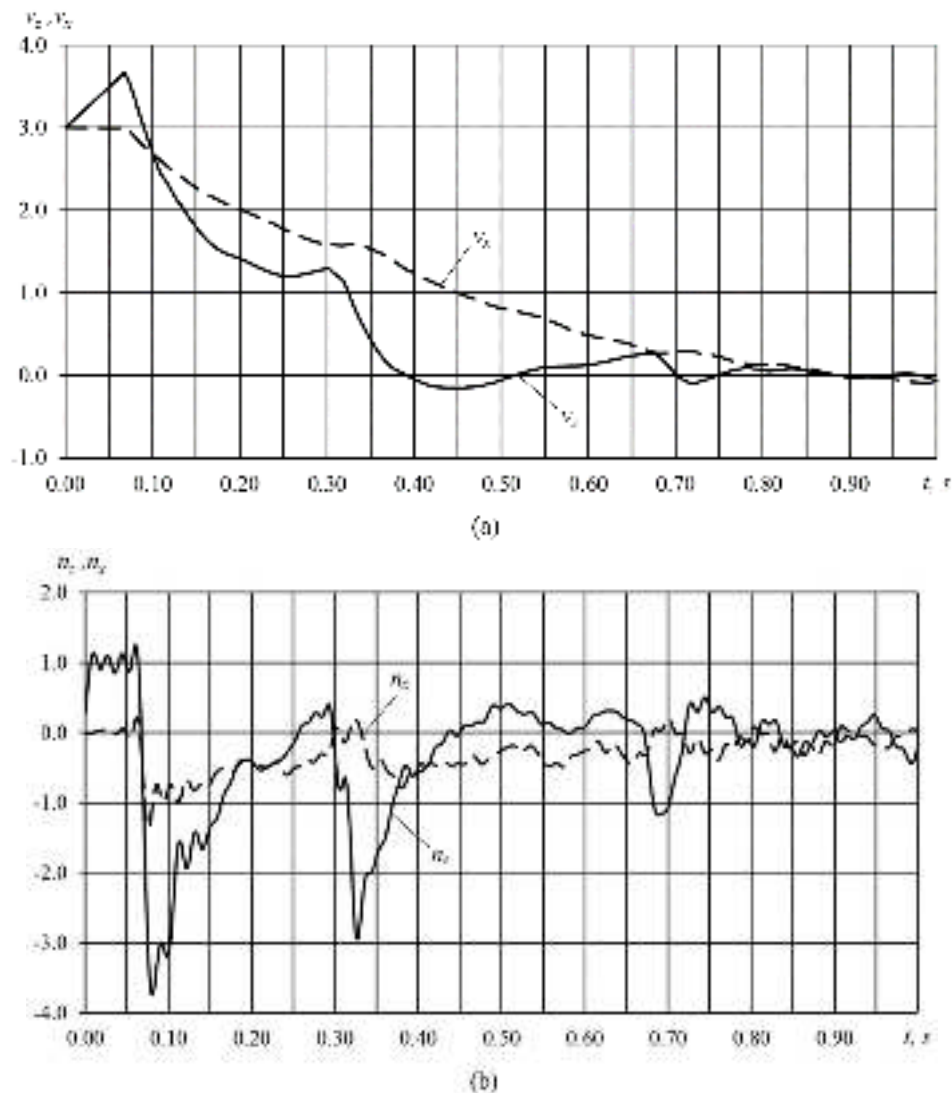


Figure 9. Graphs of point M parameters versus time for landing scheme 2-2: (a) – vertical v_z and horizontal v_x speeds; (b) – longitudinal n_z and lateral n_x load factors

The ultimate deformed shape of the LG (figure 10) demonstrates the considerable bending of the leg I from the plane of symmetry. That causes the formation of a plastic hinge and the leg fall, without lesser leg plate touching the landing surface. Crushing of leg III crash boxes occurs almost uniformly by the whole length, and few lateral folds appear. The Leg II deformation is limited to the upper sections of energy absorbers' upper belt. There is no crushing of the leg IV.

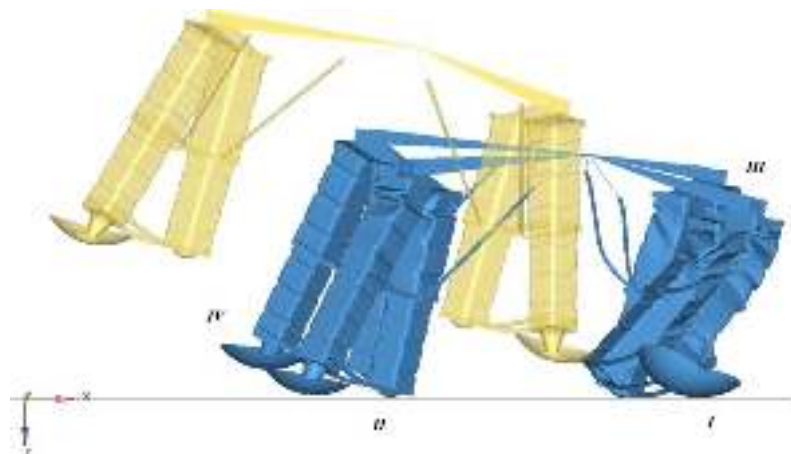


Figure 10. LG deformed shape at the landing scheme 2-2

The modeling results of the landing scheme 2-2 demonstrate that this mode is the most dangerous for probable spacecraft failure caused by significant non-uniform deformations of LG legs. The complex approach for the improvement of LG work conditions is needed: bending moments reduction by landing legs length shortening, legs bending stiffness increase in basic planes by changing of energy absorbers, knees and support branches construction. Furthermore, the increase of legs initial stiffness is possible by guaranteeing simultaneous contact of large and little leg plates with the landing surface.

4. Conclusion

Introduction to the design of the crash leg of simple beam struts allows ensuring a safe landing of spacecraft on LG in the range of standard initial conditions of the landing of spacecraft prototype with horizontal and vertical speed components $v_{x0} = v_{z0} = 0 \dots 3$ m/s.

The mass of the considered crash leg with beam struts is 62 kg, which is 35% less than a traditional construction leg.

For the landing scheme 2–2, the initial frontal impact conditions lead to the formation of plastic hinges in weakened sections of energy absorbers, which reduce the stability of the landing process as a whole with a low level of longitudinal overload n_z (up to 4g) and significant ground clearance at the end of the transition process.

The considered design parameters of crash supports are satisfactory, but not optimal, which leads to underload and a slight collapse of the energy absorbers of supports II-IV, as well as an excessive margin of spacecraft clearance.

The obtained results make it possible to formulate an important requirement for the implementation of a sustainable landing process on LG with crash legs according to scheme 2–2 when there is a non-simultaneous contact of the ground with the plates. In order to exclude the total loss of stability of crash legs, which disrupt the normal functioning of LG in these cases, it is necessary to reduce the time intervals between the successive entry of the landing legs into contact with the surface. This requirement can be satisfied with the help of an integrated approach to reduce the load bending moments and increasing the stiffness of crash legs in the main planes.

The aim of the further work of the authors is defining the optimal design of LG, on the base of the recommendations pointed in this article.

References

- [1] Kokushkin V V, Shchiblev Iu N, Ososov N S, Petrov N K, Borzykh S V and Voronin V V *Spacecraft landing gear* Patent no. 2546042 Russian Federation 2015 URL: <https://patents.google.com/patent/RU2546042C2/en?q=RU+2546042>
- [2] Blumrich J F *Landing pad assembly for aerospace vehicles* Patent no. 3175789 A USA 1965

- [3] Turner R D *Deployable spacecraft lander leg system and method* Patent no. 6227494 B1 USA 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>
- [5] Abramowicz W Thin-walled structures as impact energy absorbers 2003 *Thin-Walled Struct.* **41** 91–107
- [6] Baroutaji A, Sajjia M, Olabi A G On the crashworthiness performance of thin-walled energy absorbers: Recent advances and future developments 2017 *Thin-Walled Struct.* **118** 137–163
- [7] Alghamdi A A A Collapsible impact energy absorbers: An overview 2001 *Thin-Walled Struct.* **39** 189–213
- [8] Airoidi A, Janszen G A design solution for a crashworthy landing gear with a new triggering mechanism for the plastic collapse of metallic tubes 2005 *Aerospace Science and Technology* **9** 445–55
- [9] Johnson W, Walton A C An experimental investigation of the energy dissipation of a number of car bumpers under quasi-static lateral loads 1983 *Int J Impact Engng* **1** 301–308
- [10] Chung Kim Yuen S, Nurick G N The energy-absorbing characteristics of tubular structures with geometric and material modifications: an overview *Applied Mechanics Review* **61** 1–15
- [11] Shcheglov G A, Lukovkin R O Analysis of the spacecraft vertical landing dynamics on the platform with crash legs 2017 *Russian Aeronautics* **60** 382–390
- [12] Lukovkin R O, Shcheglov G A *Landing gear with crush supports for spacecraft* Patent no. 2580601 Russian Federation 2016 <https://patents.google.com/patent/RU2580601C1/en?q=RU+2580601>
- [13] Doelfs P, Neubauer I Using MSC. Nastran for Explicit FEM Simulations *LS-DYNA Anwenderforum* Bamberg 2004 URL: https://www.dynamore.de/en/downloads/papers/04-forum/using-msc.nastran-for-explicit-fem-simulations/at_download/file
- [14] Zhang X, Zhang H Crush resistance of square tubes with various thickness configurations 2016 *Int. J. Mech. Sci.* **107** 58–68
- [15] Du Bois P A Crashworthiness Engineering: Course Notes 2004 *Livermore Software Technology Corporation*
- [16] Bala S, Day J General guidelines for crash analysis in LS-DYNA 2006 *Livermore Software Technology Corporation*, URL: <ftp.lstc.com/anonymous/outgoing/jday/faq/guidelines.pdf>
- [17] Otubushin A Detailed validation of a non-linear finite element code using dynamic axial crushing of a square tube 1998 *Int J Impact Engng.* **21** 349–368.

РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ

(19) **RU** (11) **2 580 601** (13) **C1**ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

(51) МПК

B64G 1/62 (2006.01)**(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ**Статус: действует (последнее изменение статуса: 26.12.2019)
Пошлина: учтена за 6 год с 31.12.2019 по 30.12.2020(21)(22) Заявка: **2014154127/11**, **30.12.2014**(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
30.12.2014

Приоритет(ы):

(22) Дата подачи заявки: **30.12.2014**(45) Опубликовано: **10.04.2016** Бюл. № **10**(56) Список документов, цитированных в отчете о
поиске: **RU 2521451 C2, 27.06.2014. US**
3181821 A, 04.05.1965. RU 2274784 C1,
20.04.2006.

Адрес для переписки:

105005, Москва, ул. 2-я Бауманская, 5, стр.
1, МГТУ им. Н.Э. Баумана, ЦЗИС, для
Щеглова Г.А., каф. СМ-2

(72) Автор(ы):

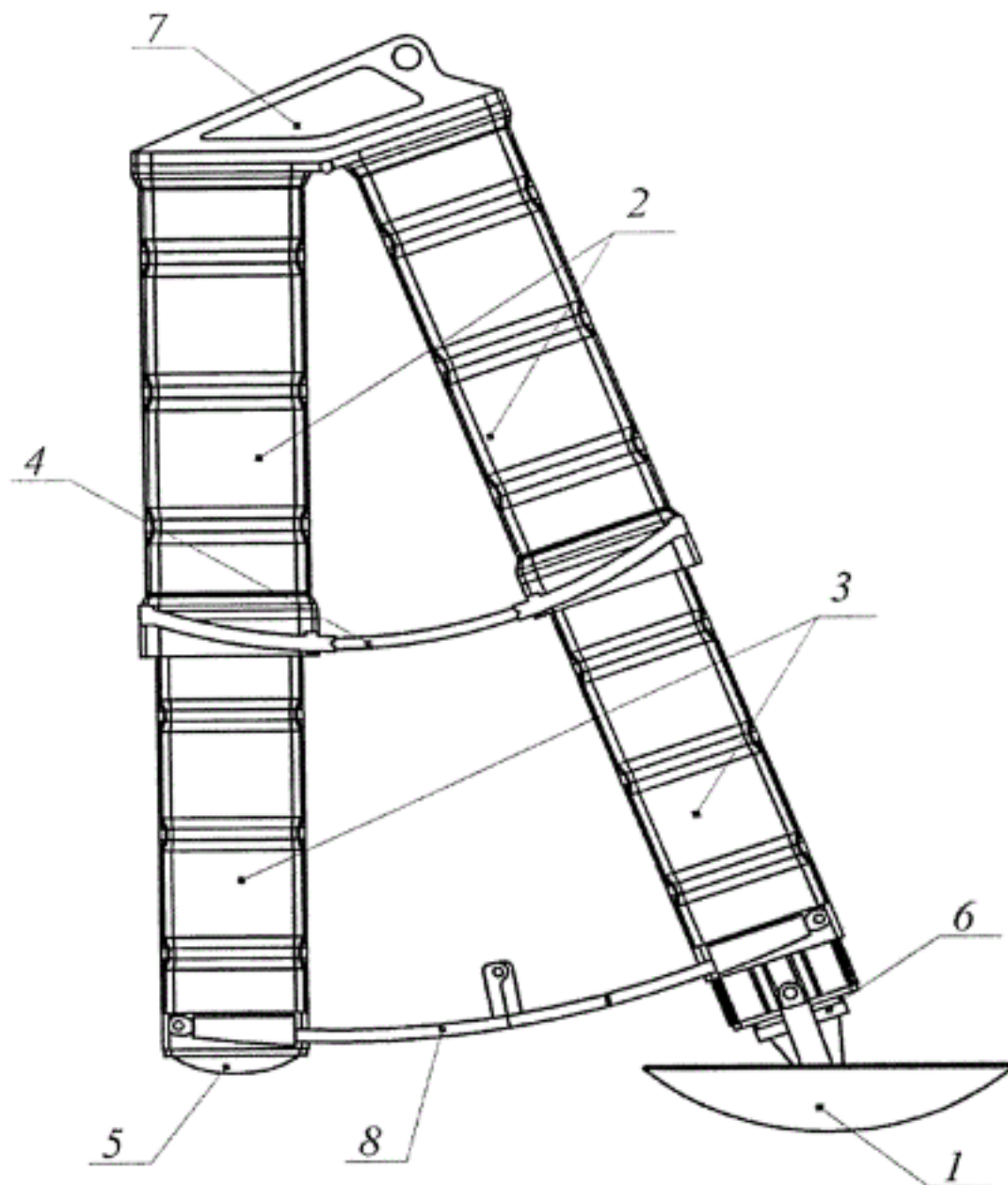
Щеглов Георгий Александрович (RU),
Луковкин Роман Олегович (RU)

(73) Патентообладатель(и):

федеральное государственное бюджетное
образовательное учреждение высшего
профессионального образования
"Московский государственный
технический университет имени Н.Э.
Баумана" (МГТУ им. Н.Э. Баумана) (RU)**(54) ПОСАДОЧНОЕ УСТРОЙСТВО С КРАШ-ОПОРАМИ ДЛЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА**

(57) Реферат:

Изобретение относится к области космической техники. Посадочное устройство содержит, по крайней мере, одну посадочную опору, включающую в себя центральную телескопическую стойку. Стойка снабжена узлом крепления к корпусу космического аппарата. На конце телескопического штока закреплена опорная тарель. В узле крепления к корпусу космического аппарата шарнирно с центральной телескопической стойкой прикреплена, по крайней мере, одна дополнительная телескопическая стойка с тарелью. Корпусы и выдвижные элементы телескопических стоек выполнены в виде оболочечных конструкций коробчатого типа с переменным профилем поперечного сечения из пластически деформируемого материала. Корпусы стоек и выдвижные элементы стоек связаны друг с другом с помощью двух замковых механизмов, выполненных в виде двух пар шарнирно соединенных пластин с механизмами фиксации при полном раскрытии стоек. Техническим результатом изобретения является повышение эффективности энергопоглощения. 3 ил.



Фиг. 1

Область техники

Изобретение относится к области космической техники и служит для осуществления мягкой посадки космического аппарата (КА) на поверхность небесного тела и может быть использовано в тех областях, где необходимо осуществить гашение остаточной кинетической энергии объекта.

Уровень техники

Известен спускаемый аппарат с посадочным устройством (патент RU 2057689, опубликован 10.04.1996), содержащим для гашения кинетической энергии оболочки с наддувом перед посадкой, а также эластичное сминаемое торообразное устройство, соединенное с системой наддува.

Однако применение пневматических элементов носит весьма ограниченный характер.

Известно энергопоглощающее устройство (патент RU 2274784, опубл. 20.04.2006), содержащее корпус, выполненный в виде замкнутой камеры, заполненной пластически деформируемыми элементами в виде совокупности пустотелых незамкнутых элементов (пивные алюминиевые банки). Однако применение таких устройств на КА нецелесообразно ввиду низкой эффективности энергопоглощения.

Наиболее близким техническим решением является посадочное устройство (ПУ) стержневого типа (патент RU 2521451, опубликован 27.06.2014). Посадочные опоры, каждая из которых включает в себя центральную стойку, состоящую из главного цилиндра с сотовым энергопоглотителем, телескопического штока, расположенного

внутри него механизма выдвижения телескопического штока, и снабженную узлом крепления к корпусу КА. Опорная тарель связана с телескопическим штоком. Откидная рама крепится к корпусу КА при помощи кронштейнов. При ударе опорной тарели о грунт при посадке КА усилие удара через телескопический шток передается на подвижный поршень, который сминает сотовый энергопоглотитель, осуществляя гашение энергии посадочного удара.

Недостатком данного устройства является недостаточная эффективность энергопоглощения вследствие наличия большого количества элементов, не участвующих в процессе гашения энергии (стойки, штоки, подкосы, рамы) и передающих часть потока нагрузки в обход энергопоглотителей (сотовый наполнитель) на узлы крепления опор, что может приводить к местному повреждению корпуса и увеличению уровня пиковых перегрузок.

Раскрытие изобретения

Техническим результатом изобретения является повышение эффективности энергопоглощения и, вследствие этого, ограничение уровня нагрузок, передаваемых на узлы крепления опор.

Технический результат достигается за счет того, что предложено ПУ с краш-опорами для космического аппарата. ПУ содержит, по крайней мере, одну посадочную опору, которая включает в себя центральную телескопическую стойку. Внутри нее имеется механизм выдвижения выдвижного элемента телескопической стойки. Стойка снабжена узлом крепления к корпусу космического аппарата. На конце телескопического штока закреплена опорная тарель. В узле крепления к корпусу космического аппарата шарнирно с центральной телескопической стойкой прикреплен, по крайней мере, одна дополнительная стойка. Она также выполнена телескопической с дополнительной тарелью на конце. Корпусы и выдвижные элементы телескопических стоек выполнены в виде оболочечных конструкций коробчатого типа с переменным профилем поперечного сечения из пластически деформируемого материала. Корпусы стоек и выдвижные элементы стоек связаны друг с другом с помощью двух замковых механизмов, выполненных в виде двух пар шарнирно соединенных пластин с механизмами фиксации при полном раскрытии стоек.

Перечень чертежей

На фиг. 1 представлен общий вид конструкции опоры ПУ КА.

На фиг. 2 показаны стадии процесса раскрытия опоры из транспортного положения в рабочее.

На фиг. 3 показаны результаты моделирования в виде стадий деформирования посадочной опоры при посадке КА.

Осуществление изобретения

Функцию энергопоглощения выполняют основные элементы конструкции посадочной опоры - телескопические стойки, представляющие собой пластически деформируемые энергопоглотители одноразового применения. Энергопоглотители представляют собой тонкостенные конструкции переменного профиля сечения, закон изменения которого, например толщины стенки, обеспечивает программируемую (ожидаемую) деформацию, аналогичные применяемым в автомобилестроении (краш-боксы, лонжероны, усилители крыльев и т.д.). В зависимости от потребной энергоемкости энергопоглотителя возможно использование различных штампуемых легких по плотности сплавов для их изготовления, например, на основе алюминия или титана.

Форма, размеры и взаимное размещение энергопоглотителей таково, что условие их нагружения близко к продольному удару, что повышает эффективность энергопоглощения. Для увеличения энергоемкости ПУ энергопоглотители могут быть расположены параллельно. Такое расположение назовем ветвями энергопоглотителей. Для того чтобы увеличить диапазон углов ориентации амортизируемого объекта, вводят несколько ветвей энергопоглотителей, располагая их таким образом, чтобы количество поглощенной энергии было максимальным и поток нагрузки на узлы крепления не мог передаваться в обход энергопоглощающих элементов.

В посадочной опоре (фиг. 1) используются две энергопоглощающие ветви, состоящие из верхних и нижних энергопоглотителей 2, 3, являющихся соответственно корпусами и выдвижными элементами телескопических стоек, например, прямоугольного поперечного сечения. Стойки соединены раскладными пассивными шарнирно связанными пластинами 4, 8 и образуют треугольник, в вершине которого располагается кронштейн 7 для крепления к КА. Одна из стоек, в нашем случае это дополнительная стойка, в раскрытом состоянии располагается вертикально к

посадочной поверхности. На ее конце установлена тарель 5, предназначенная для контакта с грунтом. На наклонной ветви установлена контактирующая с поверхностью тарель 1, которая передает усилия на деформируемые элементы через кронштейн 6. Выдвижная пластина 4 и поворотные пластины 8 снабжены замковым механизмом для фиксации углового положения стоек-энергопоглотителей. Кронштейн 7 жестко закреплен с наклонной стойкой, для соединения с вертикальной ветвью используется замковый механизм цангового типа (на схемах не показано). Эффективность процесса деформирования обеспечивается граничными геометрическими условиями, близкими к направлению продольного удара и созданными за счет пластин 4 и 8.

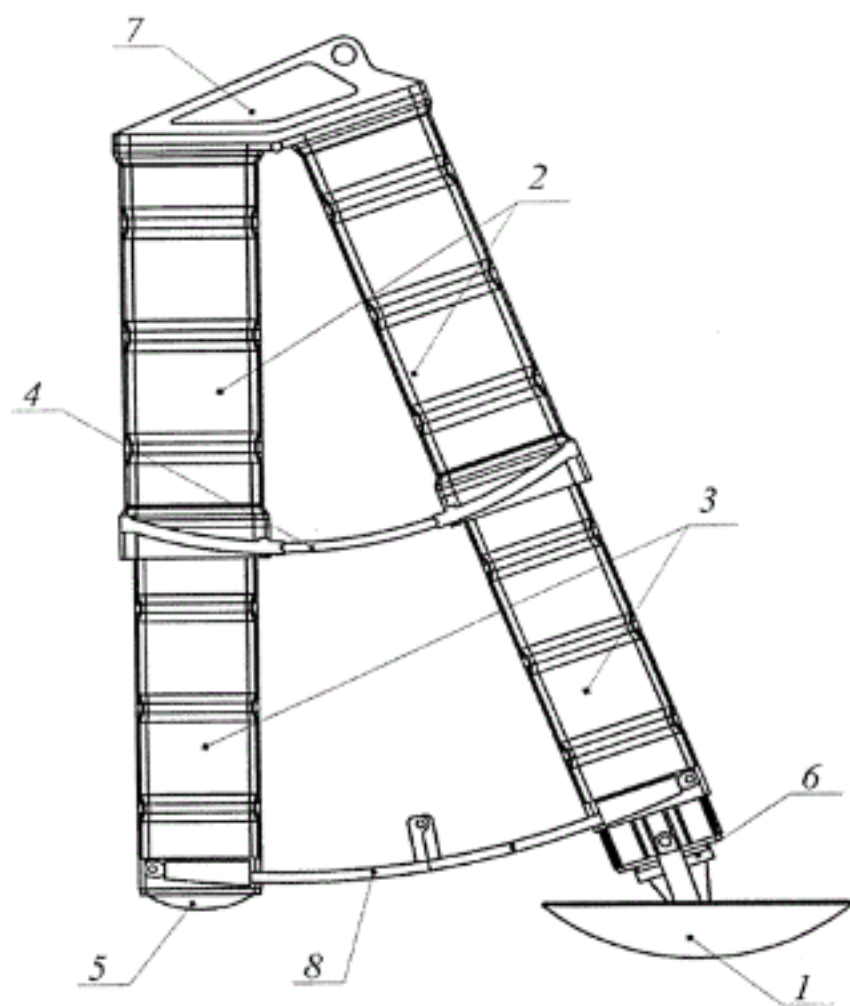
ПУ работает следующим образом. В транспортном состоянии обе стойки (основная и дополнительная) сведены вместе, выдвижные элементы 3 находятся внутри корпусов 2 стоек (фиг. 2а). Перед посадкой КА шарнирно соединенные корпуса 2 стоек раздвигаются на требуемый угол, который фиксируется фиксирующим механизмом пары пластин 4 (фиг. 2б). После этого выдвигаются выдвижные элементы штоков 3 (фиг. 2в). После полного выдвижения выдвижных элементов пара шарнирно связанных пластин 8 фиксируется замковым механизмом, т.е. этим заканчивается раскрытие стоек ПУ (фиг. 2г) перед посадкой КА.

Подтверждением эффективности заявленного технического решения являются результаты численного моделирования процесса деформирования посадочной опоры в сертифицированном и широко используемом в аэрокосмической отрасли конечно-элементном программном пакете MSC Dytran. Результаты моделирования в виде последовательных стадий деформирования посадочной опоры показаны на фиг. 3а, 3б, 3в, 3г. Здесь видно, что сначала деформируются выдвижные элементы телескопических стоек (фиг. 3а), поскольку их поперечное сечение рассчитано на меньшие усилия деформирования, чем вышерасположенные участки. Затем после полного сминания по крайней мере одного выдвижного элемента (фиг. 3б) начинается деформация корпусов стоек (фиг. 3в) до их полного сминания (фиг. 3г). Следовательно, по всей своей длине стойки работают как энергопоглотители. Как видно из иллюстраций, деформирование начинается снизу и постепенно продолжается по всей длине стойки. Это достигается за счет того, что толщина стенки выдвижного элемента и корпуса постепенно возрастает по мере удаления от тарелей. Таким образом, изменяя профиль поперечного сечения, можно заранее определять характер деформирования стоек.

Благодаря данному техническому решению возможно уменьшение массы опоры ПУ и соответственно возможно увеличение массы доставляемого в КА полезного груза. При этом уровень нагрузок на узлы крепления в целом понижается, что в случае использования многоразовых систем уменьшает сложность и стоимость контроля перед повторным запуском КА с подобными устройствами.

Формула изобретения

Посадочное устройство с краш-опорами для космического аппарата, содержащее, по крайней мере, одну посадочную опору, которая включает в себя центральную телескопическую стойку с расположенным внутри нее механизмом выдвижения выдвижного элемента стойки, снабженную узлом крепления к корпусу космического аппарата, а также опорную тарель, жестко закрепленную на конце телескопической стойки, отличающееся тем, что в узле крепления к корпусу космического аппарата шарнирно с центральной телескопической стойкой прикреплена, по крайней мере, одна дополнительная телескопическая стойка с дополнительной тарелью на конце, причем корпуса и выдвижные элементы телескопических стоек выполнены в виде оболочечных конструкций коробчатого типа с переменным профилем поперечного сечения из пластически деформируемого материала, а корпуса стоек и выдвижные элементы стоек связаны друг с другом с помощью двух замковых механизмов, выполненных в виде двух пар шарнирно соединенных пластин с механизмами фиксации при полном раскрытии стоек.



Фиг. 1



a)



б)

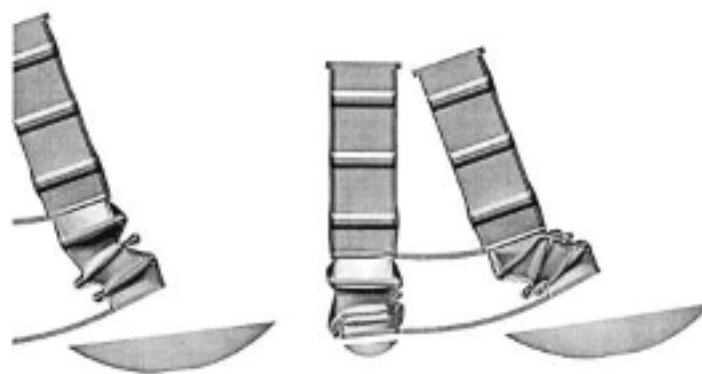


в)

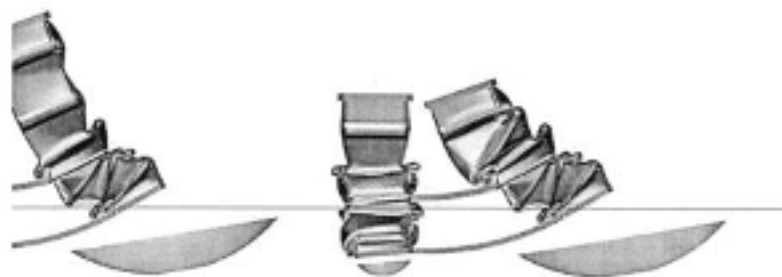


г)

Фиг. 2



б)



г)

Фиг. 3