

Инновационный подход к обеспечению мягкой посадки космического аппарата на поверхность Луны с использованием гибридной системы амортизации

© А. Туфан, М.И. Пятыго, В.Ю. Ермаков, Н.А. Пласкеев

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Москва, 125993, Российская Федерация

Представлен подход к выполнению мягкой посадки космического аппарата на поверхность Луны с помощью жесткого посадочного механизма, оснащенного гибридной системой амортизации. Проведен анализ применимости такого технического решения по сравнению с существующими аналогами. Сформулированы основные системотехнические требования к конструкции посадочного устройства с гибридной системой амортизации. Приведены результаты математического моделирования динамики мягкой посадки, выполненного посредством специально разработанного программно-алгоритмического обеспечения с учетом вариаций составляющих скоростей касания и угла наклона космического аппарата относительно посадочной поверхности.

Ключевые слова: гибридная система амортизации, лунный космический аппарат, динамика посадки, скорость касания, угол наклона к поверхности

Введение. В настоящее время значительная часть космических исследований в России и за рубежом сосредоточена на фундаментальных научных задачах, связанных с изучением небесных тел, включая подготовку перспективных миссий по высадке человека на поверхность естественного спутника Земли — Луны [1]. Российская лунная программа в рамках Федеральной космической программы на период до 2035 г. предусматривает реализацию масштабной серии миссий по исследованию Луны. Она включает автоматические исследовательские миссии в рамках программ «Луна-Ресурс» (орбитальные и посадочные космические аппараты (КА) для дистанционного зондирования, картографирования и контактных исследований поверхности) и «Луна-Грунт» (миссии по доставке образцов лунного реголита и льда на Землю), а также пилотируемые полеты с использованием перспективного многоразового КА типа «Орел» массой приблизительно от $1,5 \cdot 10^4$ до $2,0 \cdot 10^4$ кг, рассчитанного на экипаж из четырех человек [2, 3].

Что касается зарубежных исследований, то космические агентства NASA, ESA, CNSA и др. активно разрабатывают свои программы по возвращению человека на Луну и созданию благополучных условий для длительного присутствия на ее поверхности. Например, программа NASA Artemis предполагает высадку космонавтов на Луну с целью создания обитаемой базы, которая будет служить платформой для

проведения расширенных научных исследований, включающих изучение минералогического состава реголита, исследования в области материаловедения, поиск биосигнатур и оценку потенциальной обитаемости лунной среды в рамках астробиологии, а также разработку технологий жизнеобеспечения и систем регенерации ресурсов в условиях пониженной гравитации и повышенного радиационного фона [4]. В рамках данной программы планируется использовать перспективный частично многоразовый КА типа «Орион» массой от $2,0 \cdot 10^4$ до $2,6 \cdot 10^4$ кг в зависимости от выбранной конфигурации, запускаемый с помощью ракеты-носителя сверхтяжелого класса типа SLS [5]. Для обеих инициатив одним из наиболее критических вопросов является обеспечение мягкой посадки таких тяжелых КА, поскольку этот аспект еще остается малоизученным ввиду отсутствия «современного» практического опыта в данной области. Особую сложность представляет заключительный этап спуска — контакт аппарата с поверхностью, скольжение по грунту и полное успокоение конструкции.

Анализ предшествующих лунных миссий демонстрирует значительный разброс значений скорости касания аппаратов с поверхностью Луны. Например, КА типов «Луна-9» и «Луна-13», реализующие схему неориентируемой посадки, осуществляли прилунение со скоростью, превышающей 6,0 м/с, что обуславливало необходимость соблюдения дополнительных мер, направленных на обеспечение целостности конструкции КА [6]. В то же время КА с ориентируемой посадкой, в том числе таких типов, как «Луна-16» и «Луна-17», «Сервейер-1» и «Сервейер-3», характеризовались меньшими значениями скоростей касания: по вертикальной составляющей — в диапазоне 0,5...4,0 м/с, по горизонтальной — до 0,5 м/с, при максимальном угле наклона к поверхности, равном $19,0^\circ$ [6, 7]. В случае китайских КА типов «Чанъэ-4» и «Чанъэ-5» с посадочным аппаратом массой $1,2 \cdot 10^3$ кг удалось снизить вертикальные и горизонтальные составляющие скорости до диапазона 0,5 ... 1,0 м/с благодаря применению интегрированных алгоритмов управления посадкой, обрабатывающих данные от лидаров и стереокамер в контуре управления [8]. Для пилотируемых миссий требования к надежности конструкции предъявляются на существенно более высоком уровне: в частности, для серии пилотируемых КА типа «Аполлон» вертикальная составляющая скорости при посадке была примерно 1,0 м/с, горизонтальная — 0,8 м/с, при этом угол наклона аппарата к поверхности не превышал $12,0^\circ$ [9, 10].

Указанные значения скоростей касания поверхности, особенно их вертикальных составляющих, принципиально исключают возможность многоразового применения КА для осуществления перемещений между разными точками поверхности небесного тела, в отличие от задач, предусматриваемых в рамках перспективных программ исследования Луны. Основной причиной этого является высокий

расход топлива в системах двигателей коррекции, которые обеспечивают снижение вертикальных и горизонтальных перегрузок в момент контакта с поверхностью и удержание заданного угла наклона КА к поверхности для предотвращения опрокидывания. Кроме того, даже при успешном прилунении в рамках рассмотренных схем посадки на посадочное устройство и корпус аппарата передаются остаточные механические напряжения и локальные деформации, возникающие в результате перераспределения ударных нагрузок в узлах крепления систем амортизации. Это свидетельствует о необходимости разработки и внедрения инновационных конструктивных решений, направленных на совершенствование условий их эксплуатации [11].

Системы амортизации классифицируют по типу используемых в них энергопоглощающих элементов, среди которых выделяют конструкции на основе пенопластов, сотовых наполнителей, краш-конструкций и жестких элементов (стержней, лент, тонкостенных оболочек и пр.). Пенопласты и сотовые наполнители, как правило, интегрируются в корпус КА при отсутствии отдельного посадочного устройства, при этом пенопласты нередко выполняют двойную функцию, одновременно выступая в роли теплозащитного слоя. Жесткие элементы преимущественно входят в состав посадочного устройства, обеспечивая высокую прочность и жесткость конструкции при нестационарных динамических нагрузках, тогда как краш-конструкции обладают универсальной применимостью, и их можно использовать как в корпусе КА, так и в составе посадочного устройства [12]. Оценка применимости названных энергопоглощающих элементов в зависимости от предъявляемых ограничений [13–15] представлена в табл. 1.

Таблица 1

Оценка применимости разных энергопоглощающих элементов

Тип материала	Преимущества	Недостатки	Сценарии применения
Пенопласты	Относительно низкие массогабаритные показатели, низкая стоимость производства	Ограниченная прочность на сжатие, необратимая деформация (одноразовое применение)	Легкие посадочные модули, теплозащита при посадке
Сотовые наполнители	Возможность производства под конкретные нагрузки, высокая прочность на сжатие	Слабая работа при боковых нагрузках, ограниченная энергоемкость на единицу объема	Посадочные опоры космических аппаратов, виброизоляция оборудования
Жесткие элементы	Многоразовость и долговечность при правильном подборе материала, способность выдерживать высокие ударные нагрузки	Высокие массогабаритные показатели по сравнению с аналогами, возможная потребность в замене энергопоглощающих модулей	Тяжелые посадочные модули, Системы аварийной посадки

Анализ приведенных в таблице данных подтверждает тенденцию к возрастанию актуальности разработки новых и модернизации существующих методов поглощения ударной энергии, возникающей в процессе посадки КА.

Цель работы — математическое моделирование динамики мягкой посадки тяжеловесного пилотируемого КА на поверхность Луны с использованием гибридной системы амортизации, включающей инновационные конструктивные решения, обеспечивающие возможность многократного применения амортизирующих элементов без их последующей замены в межполетный период.

Постановка задачи и предъявляемые требования. Современные условия посадки на поверхность Луны характеризуются повышенной сложностью рельефа и неоднородностью физико-механических свойств поверхностного слоя — реголита. В данных условиях традиционные системы амортизации, разработанные преимущественно для автоматических (беспилотных) миссий, демонстрируют недостаточную функциональную эффективность, поскольку не обеспечивают гарантированный уровень снижения ударного воздействия при отклонениях основных параметров посадки, в частности, при вариациях вертикальной и горизонтальной составляющих скорости касания, а также при локальных углах наклона поверхности, выходящих за рамки проектных значений. Кроме того, системы амортизации подвержены ускоренной деградации вследствие комплексного воздействия агрессивных факторов лунной среды, например, влияния мелкодисперсной лунной пыли (с частицами размером около $2,0 \cdot 10^{-5}$ м), способного вызывать заклинивание подвижных элементов, а также экстремальных температурных градиентов в диапазоне от -196 °С до $+125$ °С в условиях вакуума с давлением менее $1,33 \cdot 10^{-4}$ Па [6, 16].

Системные требования к посадочным устройствам включают комплекс функциональных и технологических ограничений, необходимых для надежной работы в специфических условиях лунной среды, причем к основным из них относятся следующие [6, 16]:

устойчивость при вертикальной посадке — система должна эффективно поглощать энергию вертикального удара при скорости касания 0,5...1,0 м/с, обеспечивая перегрузки, которые не превышают 3,0...4,0 g, допустимые для пилотируемых миссий;

устойчивость при наклонной посадке — устройство должно выдерживать нагрузки при отклонении от вертикали $5,0^\circ$... $20,0^\circ$, предотвращая опрокидывание КА;

адаптация к неровностям рельефа — устройство должно компенсировать локальные неровности поверхности с перепадами высот до 0,5 м, обеспечивая устойчивое положение КА после завершения посадки;

боковая устойчивость — конструкция должна минимизировать вероятность бокового смещения (скольжения или разворота) аппарата при наличии горизонтальной составляющей скорости касания не более 1,0 м/с, предотвращая неуправляемое перемещение по поверхности после касания;

обеспеченность тягой для повторного перемещения — устройство должно предусматривать интеграцию двигателей коррекции с минимальной тягой не более $2,5 \cdot 10^3$ Н на каждую опору, что обеспечивает минимальный расход топлива для последующего управляемого подъема аппарата с целью коррекции его положения или перемещения на новое место.

В связи с этим представляется методически обоснованным проведение проектно-конструкторского анализа различных конфигураций посадочного устройства, рассчитанного на размещение жилого модуля в качестве полезной нагрузки, с интеграцией гибридных систем амортизации при минимизации эксплуатационных затрат.

Методико-аналитический подход к решению поставленной задачи. Многообразие функциональных задач, возлагаемых на системы амортизации в составе посадочного устройства как пилотируемых, так и автоматических КА, обуславливает необходимость применения разных исполнительных элементов, каждый из которых входит в состав конкретной системы амортизации и реализует строго определенный набор функциональных операций.

Общий вид перспективного лунного КА, оснащенного посадочным устройством, на опорах которого установлена предложенная в рамках данной работы гибридная система амортизации, представлен на рис. 1.

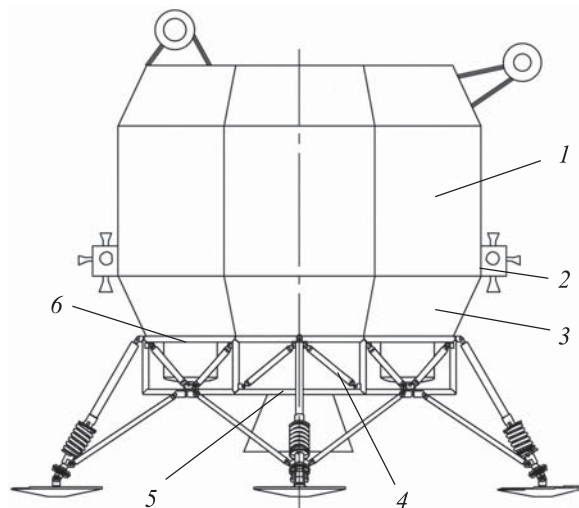


Рис. 1. Общий вид перспективного лунного космического аппарата:
1 — возвращаемая ступень; 2 — двигатели коррекции; 3 — нижняя ступень;
4 — посадочное устройство; 5 — маршевый двигатель; 6 — топливные баки

Предложенная гибридная система амортизации сочетает упругий элемент в виде пружины из стали марки 60С2А и пневматическую камеру. При посадочном ударе энергия передается через шток на крышку, которая сжимает пружину. По достижении предельной деформации крышка упирается в ограничитель хода, после чего в работу включается пневматическая камера: в ней сжимается газ (азот), преобразующий механическую энергию в тепловую и рассеивающий остаточную энергию удара. Для свободного хода элементов в корпусе выполнены пазы, а направляющие предотвращают кручение штока и повышают точность его движения. Успокоение пружины в вакууме обеспечивают тарельчатые пружины, изготовленные в соответствии с [17], которые накапливают энергию деформации за счет изгибающих и мембранных напряжений.

Калибровка пружины осуществляется с помощью втулки и стопорной гайки, а все резьбовые соединения стопорятся клеем. Конструкция также защищена матами экранно-вакуумной термоизоляции. Во избежание холодной сварки подвижных элементов применяются разнородные материалы, не свариваемые друг с другом, а также специальное твердосмазочное покрытие на основе дисульфида молибдена типа «ВНИИ НП-230» [18]. Таким образом, комбинированное деформирование упругого элемента и сжатие газа обеспечивает поэтапное поглощение энергии удара, распределение нагрузки и стабилизацию аппарата при контакте с поверхностью, что наглядно представлено на рис. 2 в виде диаграммы деформации пружины и реакции опоры в процессе посадки.

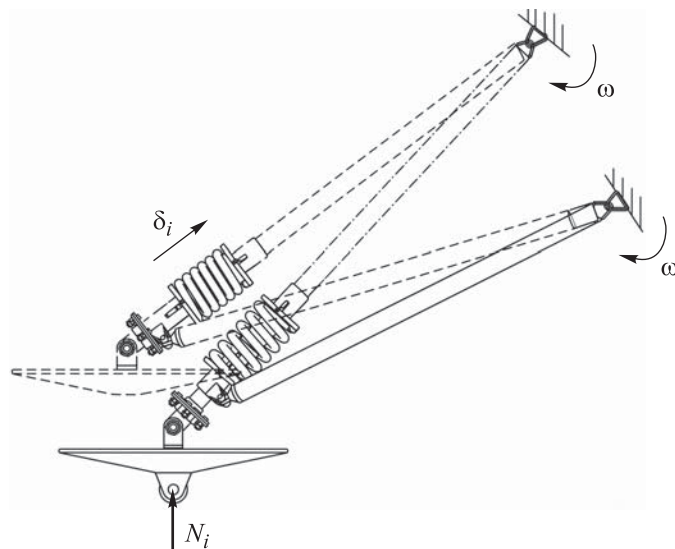


Рис. 2. Кинематическая схема реакции опоры в процессе посадки:

N_i — нормальная сила i -й опоры, Н; δ_i — деформация системы амортизации i -й опоры, м; ω — угловая скорость аппарата, рад/с

При необходимости дальнейшее успокоение аппарата может быть осуществлено за счет включения двигателей коррекции типа ДОК-50 [19], работающих на гидразине, которые создают прижимную силу, исключающую отскок аппарата от поверхности и обеспечивающую его окончательную стабилизацию после завершения основного этапа посадки.

При математическом моделировании динамики мягкой посадки КА в рамках общего случая пространственного движения были приняты следующие основные допущения:

– КА рассматривается как абсолютно жесткое тело без учета возможных деформаций корпуса и иных конструктивных элементов;

– предполагается реализация определенного режима посадки, при котором первоначально поверхности Луны касается одна опора, а впоследствии — и каждая из остальных;

– игнорируются отдельные внешние факторы, включая микрометеоритные удары, влияние слабого лунного магнитного поля, космической пыли и ионизированного излучения;

– исследование движения КА осуществляется в двух системах координат: подвижной ($Cx_1x_2x_3$), жестко связанной с ним (с ориентацией по главным центральным осям инерции аппарата), и неподвижной ($OXYZ$), связанной с осью поверхности Луны (при этом оси OX и OZ лежат в плоскости поверхности посадки, причем ось OX совпадает с направлением максимального наклона поверхности, а ось OY ориентирована по направлению местной нормали) [6, 20].

С учетом перечисленных допущений система дифференциальных уравнений, описывающая движение КА в момент контакта с поверхностью, может быть представлена в следующем виде:

– уравнения поступательного движения центра масс КА в неподвижной системе координат:

$$\begin{cases} m_{КА} \frac{dV_x}{dt} - \int_0^t \sum_{i=1}^n (N_i \sin \alpha + F_{f,ix}) dt - m_{КА} \int_0^t (g_{л} \sin \alpha) dt = 0; \\ m_{КА} \frac{dV_y}{dt} - \int_0^t \sum_{i=1}^n F_{f,iy} dt = 0; \\ m_{КА} \frac{dV_z}{dt} + m_{КА} \int_0^t g_{л} \cos \alpha dt - \int_0^t \sum_{i=1}^n (-N_i \cos \alpha + F_{f,iz} + T_i) dt = 0, \end{cases} \quad (1)$$

где $m_{КА}$ — масса КА, кг; V_x , V_y , V_z — линейные скорости центра масс вдоль осей OX , OY , OZ соответственно, м/с; t — продолжительность процесса касания, с; N_i — нормальная сила i -й опоры, Н; $F_{f,ix}$, $F_{f,iy}$, $F_{f,iz}$ — проекции силы трения i -й опоры $F_{f,i}$ вдоль соответствующих осей, Н; T_i — вертикальная тяга двигателя коррекции в направлении

i -й опоры, N ; $i = 1, \dots, n$; n — число опор посадочного устройства;
 $g_{\text{л}}$ — ускорение свободного падения на поверхности Луны: $g_{\text{л}} = 1,625 \text{ м/с}^2$; α — угол наклона аппарата к поверхности, град;
 — уравнения вращательного движения КА в подвижной системе координат:

$$\begin{cases} J_1 \frac{d\omega_1}{dt} + (J_3 - J_2) \omega_2 \omega_3 - \\ - \sum_{i=1}^n [y_{Ai} (-N_i \cos \alpha + F_{f,iz} + T_i) - z_{Ai} F_{f,iy}] = 0; \\ J_2 \frac{d\omega_2}{dt} + (J_1 - J_3) \omega_1 \omega_3 - \\ - \sum_{i=1}^n [z_{Ai} (N_i \sin \alpha + F_{f,ix}) - x_{Ai} (-N_i \cos \alpha + F_{f,iz} + T_i)] = 0; \\ J_3 \frac{d\omega_3}{dt} + (J_2 - J_1) \omega_1 \omega_2 - \sum_{i=1}^n [x_{Ai} F_{f,iy} - y_{Ai} (N_i \sin \alpha + F_{f,ix})] = 0, \end{cases} \quad (2)$$

где J_1, J_2, J_3 — главные моменты инерции аппарата вдоль осей x_1, x_2 и x_3 , соответственно, $\text{кг} \cdot \text{м}^2$; $\omega_1, \omega_2, \omega_3$ — угловые скорости аппарата вдоль осей x_1, x_2 и x_3 , соответственно, град/с; x_{Ai}, y_{Ai}, z_{Ai} — проекции радиуса-вектора точки крепления i -й опоры $\mathbf{r}_{Ai}$ вдоль осей OX, OY и OZ соответственно, м; индексами 1, 2, 3 обозначены проекции на главные центральные оси инерции аппарата: x_1 — продольная ось (совпадает с продольной осью симметрии аппарата); x_2, x_3 — поперечные оси (перпендикулярны x_1 и взаимно ортогональны);

— кинематические уравнения связи угловых скоростей и углов Эйлера:

$$\begin{cases} \frac{d\vartheta}{dt} = \omega_2 \cos \gamma - \omega_3 \sin \gamma; \\ \frac{d\gamma}{dt} = \omega_1 + \omega_2 \sin \gamma \tan \vartheta + \omega_3 \cos \gamma \tan \vartheta; \\ \frac{d\psi}{dt} = \frac{\omega_2 \sin \gamma}{\cos \vartheta} - \frac{\omega_3 \cos \gamma}{\cos \vartheta}, \end{cases} \quad (3)$$

где ϑ, γ, ψ — углы тангажа, крена и рыскания соответственно, град;

— кинематические уравнения точек касания для i -й опоры:

$$\begin{cases} V_{Ai,x} = V_x + (\omega_2 z_{Ai} - \omega_3 y_{Ai}); \\ V_{Ai,y} = V_y + (\omega_3 x_{Ai} - \omega_1 z_{Ai}); \\ V_{Ai,z} = V_z + (\omega_1 y_{Ai} - \omega_2 x_{Ai}), \end{cases} \quad (4)$$

где $V_{Ai,x}$ — горизонтальная составляющая скорости в направлении предполагаемого касания i -й опоры, м/с; $V_{Ai,y}$ — горизонтальная составляющая скорости перпендикулярно направлению касания i -й опоры, м/с; $V_{Ai,z}$ — вертикальная составляющая скорости касания i -й опоры вдоль нормали к поверхности, м/с;

– модель контакта i -й опоры с поверхностью:

$$N_i = \begin{cases} k_i \delta_i + c_i \frac{d\delta_i}{dt}, & \text{если } \delta_i > 0; \\ 0, & \text{если } \delta_i \leq 0, \end{cases} \quad (5)$$

$$\mathbf{F}_{f,i} = \begin{cases} -\mu N_i \frac{\mathbf{V}_{Ai\parallel}}{\|\mathbf{V}_{Ai\parallel}\|}, & \text{если } \|\mathbf{V}_{Ai\parallel}\| > 0; \\ \text{с ограничением } \|\mathbf{F}_{f,i}\| \leq \mu N_i, & \text{если } \|\mathbf{V}_{Ai\parallel}\| = 0, \end{cases} \quad (6)$$

где k_i — жесткость системы амортизации i -й опоры, Н/м, $k_i = P_0 A_0^2 \frac{V_0}{(V_0 + A_0 \delta_i)^2}$; P_0 — начальное давление газа в камере, Па;

A_0 — площадь поперечного сечения поршня, м²; V_0 — начальный объем камеры, Па; c_i — коэффициент демпфирования i -й опоры; μ — приведенный коэффициент трения в момент касания; $\mathbf{V}_{Ai\parallel}$ — горизонтальная составляющая вектора скорости касания $\mathbf{V}_{Ai}$.

Верхние части соотношений (5) и (6) справедливы при условии $V_{Ai,z} < 0$ (что соответствует приближению опоры к поверхности), тогда как нижние части выполняются при одновременном соблюдении условий $V_{Ai,z} \geq 0$ и $N_i > 0$ (что характеризует касание опоры на поверхность).

Результаты математического моделирования динамики мягкой посадки разных конфигураций КА, проведенного с использованием специально разработанного программно-алгоритмического обеспечения, представлены на рис. 3 и 4. При выполнении моделирования приняты следующие общие массово-инерционные и кинематические характеристики движения КА:

$$m_{КА} = 1,9 \cdot 10^4 \text{ кг}; J_1 = 1,3 \cdot 10^3 \text{ кг} \cdot \text{м}^2; J_2 = 1,0 \cdot 10^3 \text{ кг} \cdot \text{м}^2; \\ J_3 = 1,5 \cdot 10^3 \text{ кг} \cdot \text{м}^2; \vartheta = 5,0^\circ; \gamma = \psi = 2,5^\circ; k_i = 1,0 \cdot 10^7 \text{ Н/м}.$$

На основании анализа зависимостей, представленных на рис. 3, установлено, что при заданных значениях горизонтальной составляющей скорости касания аппарата о поверхность наблюдается резкое снижение вертикальных составляющих по мере увеличения числа опор посадочного устройства.

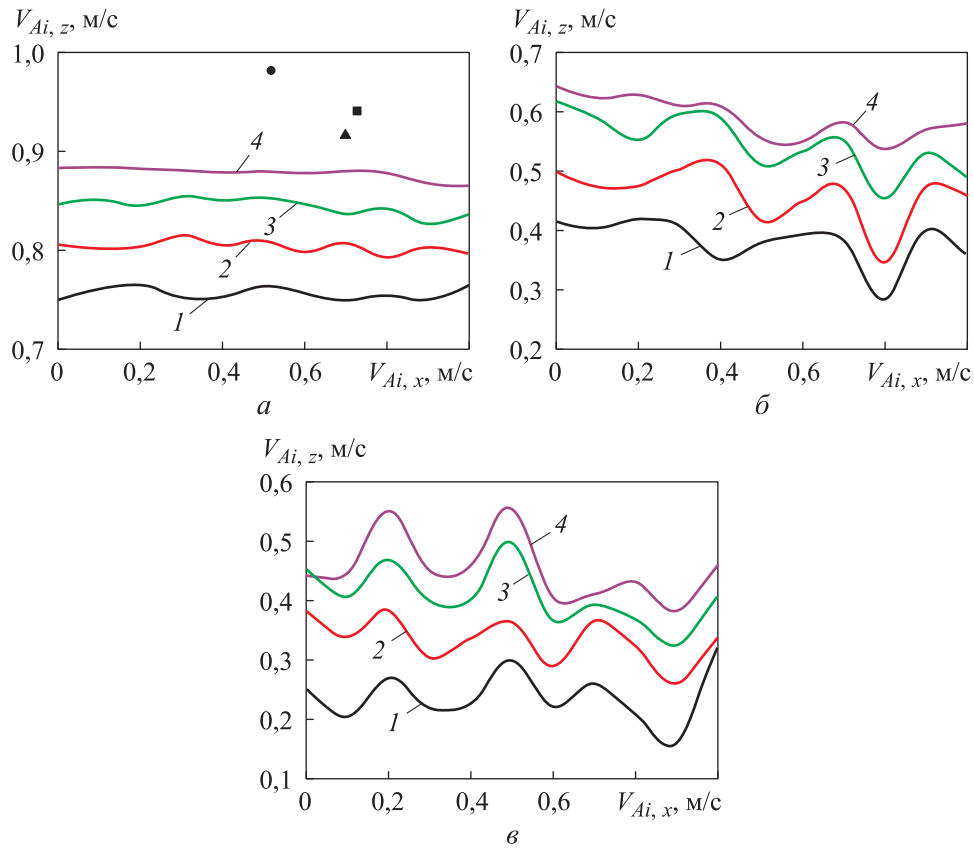


Рис. 3. Зависимость вертикальной составляющей скорости касания от горизонтальной при разных конфигурациях посадочного устройства:
 а — с четырьмя опорами; б — с пятью опорами; в — с шестью опорами; 1 — $\alpha = 5,0^\circ$; 2 — $\alpha = 10,0^\circ$; 3 — $\alpha = 15,0^\circ$; 4 — $\alpha = 20,0^\circ$; • — «Аполлон-12» ($\alpha \approx 4,8^\circ$) [9, 10]; ■ — «Аполлон-14» ($\alpha \approx 7,1^\circ$) [9, 10]; ▲ — «Аполлон-17» ($\alpha \approx 5,9^\circ$) [9, 10]

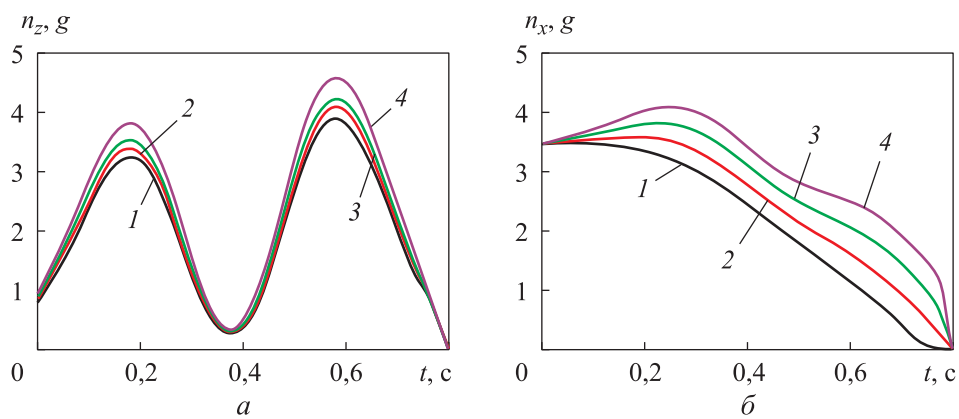


Рис. 4. Зависимость вертикальной (а) и горизонтальной (б) составляющей перегрузки от продолжительности процесса касания:
 1 — $\alpha = 5,0^\circ$; 2 — $\alpha = 10,0^\circ$; 3 — $\alpha = 15,0^\circ$; 4 — $\alpha = 20,0^\circ$

При этом для четырехопорной конструкции, в отличие от пяти- и шестиопорных вариантов, влияние угла наклона аппарата к поверхности остается минимально выраженным, что подтверждается достаточно равномерным распределением ударных нагрузок. Данное явление обусловлено меньшим числом точек контакта с поверхностью в соответствующих режимах посадки. В пяти- и шестиопорных конструкциях отмечаются дополнительные резонансные пики, присутствующие независимо от угла наклона; их возникновение связано с появлением дополнительных тонов колебаний, обусловленных увеличением числа упругих элементов в конструкции. Таким образом, при использовании четырехопорной схемы вертикальные составляющие скорости касания сохраняются в пределах установленных допустимых значений, что подтверждается результатами сравнения с эмпирическими данными миссий «Аполлон-12», «Аполлон-14» и «Аполлон-17» [9, 10], где соответствующие показатели превышали значения, достигаемые при применении предложенной гибридной системы амортизации, приблизительно на 25,0 %. В анализ не включены данные миссий «Аполлон-15» и «Аполлон-16», в ходе которых зафиксированы существенно более высокие значения вертикальных составляющих скорости (2,05 м/с и 1,71 м/с соответственно) при углах наклона 11,0° и 2,5°, что обусловлено короблением сопла двигателя спуска, вызванного повышенным давлением в камере сгорания в непосредственной близости от поверхности Луны, а также возрастанием интенсивности пылеобразования в приповерхностном слое непосредственно перед касанием поверхности [9, 10]. Кроме того, практически полное отсутствие резонансных пиков позволяет снизить потребность в применении двигателей коррекции, что делает четырехопорную конструкцию рациональным решением для дальнейших исследований по определению вертикальных и горизонтальных составляющих перегрузки, возникающих в процессе посадки.

Анализ зависимостей, представленных на рис. 4, показывает, что, как и ожидалось, при увеличении угла наклона аппарата относительно поверхности наблюдаются более высокие значения как вертикальных, так и горизонтальных составляющих перегрузки, что обусловлено резким изменением проекций действующих сил. Возникновение резонансных пиков вертикальных составляющих перегрузки в моменты времени, близкие к 0,2 с и 0,6 с, может быть объяснено моментальным включением двигателей коррекции для стабилизации аппарата, а их последующее снижение — работой систем амортизации. При этом влияние работы двигателей коррекции на горизонтальные составляющие перегрузки в течение процесса касания является весьма незначительным. Следует отметить, что в ходе касания максимальные значения перегрузок остаются в пределах допустимых уровней при углах наклона до 15,0°, однако при угле 20,0° возникает необходимость

соблюдения дополнительных мер для повышения безопасности экипажа и технического оборудования, например, включение дополнительных систем амортизации и, следовательно, увеличение количества опор.

Заключение. Разработана и исследована гибридная система амортизации для обеспечения мягкой посадки перспективного тяжеловесного лунного космического аппарата, основанная на применении пневматического эффекта в комбинации с пружиной повышенной энергопоглощающей способности. В результате математического моделирования динамики мягкой посадки, реализованного специальным программно-алгоритмическим обеспечением на основе разработанной математической модели, выявлено существенное влияние количества опорных элементов конструкции посадочного устройства на вертикальные и горизонтальные составляющие скорости касания поверхности Луны при варьировании угла наклона посадочной траектории. При этом установлено, что избыточное увеличение числа опорных элементов приводит к ухудшению динамической устойчивости космического аппарата в момент контакта с поверхностью. Сравнительный анализ результатов моделирования показал значительное повышение эффективности предложенной конструкции относительно аналога, использованного в рамках лунных миссий программы «Аполлон», что количественно подтверждено равномерным уменьшением пиковых значений перегрузок, воздействующих на конструкцию аппарата. Таким образом, разработанная гибридная система амортизации доказала свою эффективность для применения в перспективных лунных миссиях с участием тяжеловесных космических аппаратов, а также она создает методологическую основу для последующих исследований, направленных на экспериментальную верификацию математической модели и рационализацию конструктивных параметров системы с учетом реальных физико-механических характеристик лунного реголита.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации в рамках проекта по базовой части государственного задания (проект FSFF-2025-0001)

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Зеленый Л.М., Митрофанов И.Г., Третьяков В.И. [и др.] *Научная программа исследований космического аппарата «Луна-25». Автоматический космический аппарат нового поколения «Луна-25» — от исследований к освоению лунных ресурсов*. Т. 1. Зеленый Л.М., Ефанов В.В., Ширшаков А.Е., ред. Химки, АО «НПО Лавочкина», 2023, с. 8–28.
- [2] АО «НПО Лавочкина» [Электронный ресурс]. URL: <http://www.laspace.ru/>
- [3] Багров А.В., Леонов А.В. Проблемы перехода от исследований Луны к ее освоению. *Воздушно-космическая сфера*, 2020, № 3 (104), с. 22–33. DOI: 10.30981/2587-7992-2020-104-3-22-33

- [4] Smith M., Craig D., Herrmann N. et al. The Artemis program: An overview of NASA's activities to return humans to the Moon. *Proceedings of IEEE Aerospace Conference*, 2020. DOI: 10.1109/AERO47225.2020.9172323
- [5] Duggan M., Engle J., Moseman T. et al. A crewed lunar lander concept utilizing the SLS, Orion, and the cislunar Deep Space Gateway. *Proceedings of IEEE Aerospace Conference*, 2018. DOI: 10.1109/AERO.2018.8396422
- [6] Баженов В.И., Осин М.И. *Посадка космических аппаратов на планеты*. Москва, Машиностроение, 1978, 159 с.
- [7] Kopal Z. *The Moon in the Post-Apollo Era*. Dordrecht, Holland, D. Reidel Publishing Company, 1978, 224 p.
- [8] Zhang H., Li C., You J. et al. The investigation of plume-regolith interaction and dust dispersal during Chang'E-5 descent stage. *Aerospace*, 2022, vol. 9, no. 7, p. 358. DOI: 10.3390/aerospace9070358
- [9] Zupp G.A. *An analysis and a historical review of the Apollo program lunar module touchdown dynamics*. Houston, Texas, USA, NASA Johnson Space Center, January 2013, 98 p. URL: <https://www.lpi.usra.edu/lunar/documents/SP-2013-605.pdf>
- [10] Rogers W.F. *Apollo lunar module landing gear*. Houston, Texas, USA, NASA Manned Spacecraft Center, 1973, pp. 123–133. URL: https://www.nasa.gov/wp-content/uploads/static/history/alsj/LM_Landing%20Gear1973010151.pdf
- [11] Малышев В.В., Старков А.В., Титков М.А. Имитация мягкой посадки в земных условиях. *Труды МАИ*, 2015, № 79, с. 10. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=55790>
- [12] Петров Ю.А., Брешев Е.Н., Сергеев Д.В. Амортизация спускаемых аппаратов при посадке на поверхности планет. *Труды МАИ*, 2023, № 133. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=177654>
- [13] Marek C., Piotr K., Krzysztof H. et al. Vision-based approach in contact modelling between the footpad of the lander and the analogue representing surface of Phobos. *Sensors*, 2021, vol. 21, no. 21, p. 7009. DOI: 10.3390/s21217009
- [14] Pham V.L., Zhao J., Goo N.S. et al. Landing stability simulation of a 1/6 lunar module with aluminum honeycomb dampers. *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, 2013, vol. 14, no. 4, pp. 356–368. DOI: 10.5139/IJASS.2013.14.4.356
- [15] Zhang Y., Zhao B., Yupeng Y. et al. Development and prospects of lander vibration-damping structures. *Recent Patents on Engineering*, 2025, vol. 19, no. 8. DOI: 10.2174/0118722121314310240624043755
- [16] Базилевский А.Т., Григорьев Е.И., Ермаков С.Н. и др. *Проектирование спускаемых автоматических космических аппаратов: Опыт разработки диалоговых процедур*. Москва, Машиностроение, 1985, 264 с.
- [17] ГОСТ 3057–90. *Пружины тарельчатые. Общие технические условия*. Москва, Изд-во стандартов, 2003, 38 с.
- [18] Штокал А.О., Рыков Е.В., Добросовестнов К.Б. и др. Пути повышения надежности работы узлов раскрытия космических аппаратов с отложенным срабатыванием. *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина*, 2017, № 4 (38), с. 60–67.
- [19] Егорычев В.С., Сулинов А.В. *Жидкостные ракетные двигатели малой тяги и их характеристики*. Самара, Изд-во СГАУ, 2014, 128 с.
- [20] Берников А.С., Петров Ю.А., Сергеев Д.В. и др. Амортизация автоматических космических аппаратов при посадке на планеты и их спутники с учетом упругости конструкции посадочного устройства. *Труды МАИ*, 2021, № 121. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=162657>

Статья поступила в редакцию 20.02.2026

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Туфан А., Пятыго М.И., Ермаков В.Ю., Пласкеев Н.А. Инновационный подход к обеспечению мягкой посадки космического аппарата на поверхность Луны с использованием гибридной системы амортизации. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2026, вып. 7. EDN KTOQRJ

Туфан Ант — канд. техн. наук, старший преподаватель, кафедра 601 «Космические системы и ракетостроение», МАИ (НИУ). e-mail: anttufan@gmail.com

Пятыго Матвей Игорьевич — техник, кафедра 601 «Космические системы и ракетостроение», МАИ (НИУ). e-mail: matvej.pyatygo@ya.ru

Ермаков Владимир Юрьевич — канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры 601 «Космические системы и ракетостроение», МАИ (НИУ).
e-mail: v_ermakov2003@mail.ru

Пласкеев Никита Александрович — аспирант кафедры 601 «Космические системы и ракетостроение», МАИ (НИУ). e-mail: plaskeevna@laspase.ru

An Innovative Approach to Ensuring a Soft Landing of a Spacecraft on the Lunar Surface Using a Hybrid Shock Absorption System

© A. Tufan, M.I. Pyatygo, V.Yu. Ermakov, N.A. Plaskeev

Moscow Aviation Institute (National Research University),
Moscow, 125993, Russian Federation

The paper presents an innovative approach to ensuring a soft landing of a promising lunar spacecraft, based on the use of a rigid landing mechanism with a hybrid shock absorption system, and also conducts an analysis of the applicability of this technical solution in relation to existing analogues. The key system-engineering requirements for the design of a landing device equipped with a hybrid shock absorption system are formulated. The results of mathematical modeling of soft landing dynamics are presented, performed using specially developed algorithmic software, taking into account variations in the components of touchdown velocities and the angle of inclination of the spacecraft relative to the landing surface.

Keywords: hybrid shock absorption system, lunar spacecraft, landing dynamics, touchdown velocity, angle of inclination to the surface

This work was supported by the Ministry of Science and Higher Education of the Russian Federation within the framework of the project under the basic part of the state assignment (project FSFF-2025-0001).

REFERENCES

- [1] Zelenyy L.M., Mitrofanov I.G., Tretyakov V.I. et al. Nauchnaya programma issledovaniy kosmicheskogo apparata «Luna-25» [Scientific research program of the Luna-25 spacecraft]. In: *Avtomaticheskiiy kosmicheskiiy apparat novogo pokoleniya «Luna-25» — ot issledovaniy k osvoeniyu lunnykh resursov* [The new-generation automatic spacecraft Luna-25 — from research to lunar resource development]. Vol. 1. Zelenyy L.M., Efanov V.V., Shirshakov A.E. (eds.). Khimki, NPO Lavochkina Publ., 2023, pp. 8–28.
- [2] JSC “NPO Lavochkina” [Electronic resource]. Available at: <http://www.laspaces.ru/>
- [3] Bagrov A.V., Leonov A.V. Problemy perekhoda ot issledovaniy Luny k eyo osvoeniyu [Problems of transition from lunar research to its exploration]. *Vozdushno-kosmicheskaya sfera — Aerospace Sphere Journal*, 2020, no. 3 (104), pp. 22–33. DOI: 10.30981/2587-7992-2020-104-3-22-33
- [4] Smith M., Craig D., Herrmann N. et al. The Artemis program: An overview of NASA’s activities to return humans to the Moon. In: *Proceedings of IEEE Aerospace Conference*, 2020. DOI: 10.1109/AERO47225.2020.9172323
- [5] Duggan M., Engle J., Moseman T. et al. A crewed lunar lander concept utilizing the SLS, Orion, and the cislunar Deep Space Gateway. In: *Proceedings of IEEE Aerospace Conference*, 2018. DOI: 10.1109/AERO.2018.8396422
- [6] Bazhenov V.I., Osin M.I. *Posadka kosmicheskikh apparatov na planety* [Landing of spacecraft on planets]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1978, 159 p.
- [7] Kopal Z. *The Moon in the Post-Apollo Era*. Dordrecht, Holland, D. Reidel Publishing Company, 1978, 224 p.

- [8] Zhang H., Li C., You J. et al. The investigation of plume-regolith interaction and dust dispersal during Chang'E-5 descent stage. *Aerospace*, 2022, vol. 9, no. 7, p. 358. DOI: 10.3390/aerospace9070358
- [9] Zupp G.A. *An analysis and a historical review of the Apollo program lunar module touchdown dynamics*. Houston, Texas, USA, NASA Johnson Space Center, January 2013, 98 p. Available at: <https://www.lpi.usra.edu/lunar/documents/SP-2013-605.pdf> (accessed May 6, 2026).
- [10] Rogers W.F. *Apollo lunar module landing gear*. Houston, Texas, USA, NASA Manned Spacecraft Center, 1973, pp. 123–133. Available at: https://www.nasa.gov/wp-content/uploads/static/history/alsj/LM_Landing%20Gear1973010151.pdf (accessed May 6, 2026).
- [11] Malyshev V.V., Starkov A.V., Titkov M.A. Imitaciya myagkoj posadki v zemnykh usloviyah [Simulation of a soft landing in terrestrial conditions]. *Trudy MAI*, 2015, no. 79, p. 10. Available at: <https://trudymai.ru/published.php?ID=55790> (accessed May 6, 2026).
- [12] Petrov Yu.A., Breshev E.N., Sergeev D.V. Amortizaciya spuskaemyh apparatov pri posadke na poverhnosti planet [Depreciation of descent vehicles when landing on the surface of planets]. *Trudy MAI*, 2023, no. 133. Available at: <https://trudymai.ru/published.php?ID=177654> (accessed May 6, 2026).
- [13] Marek C., Piotr K., Krzysztof H. et al. Vision-based approach in contact modelling between the footpad of the lander and the analogue representing surface of Phobos. *Sensors*, 2021, vol. 21, no. 21, p. 7009. DOI: 10.3390/s21217009
- [14] Pham V.L., Zhao J., Goo N.S. et al. Landing stability simulation of a 1/6 lunar module with aluminum honeycomb dampers. *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, 2013, vol. 14, no. 4, pp. 356–368. DOI: 10.5139/IJASS.2013.14.4.356
- [15] Zhang Y., Zhao B., Yupeng Y. et al. Development and prospects of lander vibration-damping structures. *Recent Patents on Engineering*, 2025, vol. 19, no. 8. DOI: 10.2174/0118722121314310240624043755
- [16] Bazilevskiy A.T., Grigoriev E.I., Ermakov S.N. et al. *Proektirovanie spuskaemykh avtomaticheskikh kosmicheskikh apparatov: Opyt razrabotki dialogovykh protsedur* [Design of automatic descent spacecraft: Experience in developing dialogue procedures]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1985, 264 p.
- [17] GOST 3057–90. *Pruzhiny tarelchatye. Obschie tekhnicheskie usloviya* [Disk springs. General specifications]. Moscow, IPK izdatelstvo standartov, 2003, 38 p.
- [18] Shtokal A.O., Rykov E.V., Dobrosovestnov K.B. et al. Puti povysheniya nadyozhnosti raboty uzlov raskrytiya kosmicheskikh apparatov s otlozhennym sbratyvaniem [Ways of dependability enhancement of spacecraft deployment units with suspended actuation operating]. *Vestnik NPO im. S.A. Lavochkina*, 2017, no. 4 (38), pp. 60–67.
- [19] Egorichev V.S., Suninov A.V. *Zhidkostnye raketnye dvigateli maloy tyagi i ikh kharakteristiki* [Liquid propellant low-thrust rocket engines and their characteristics]. Samara, SGU Publ., 2014, 128 p.
- [20] Bernikov A.S., Petrov Yu.A., Sergeev D.V. et al. *Amortizatsiya avtomaticheskikh kosmicheskikh apparatov pri posadke na planety i ikh sputniki s uchetom uprugosti konstruktivnoy posadochnogo ustroystva* [Depreciation of automatic spacecraft when landing on planets and their satellites, taking into account the elasticity of the landing device design]. *Trudy MAI*, 2021, no. 121. Available at: <https://trudymai.ru/published.php?ID=162657> (accessed May 6, 2026).

Tufan Ant, Cand. Sc. (Eng.), Assistant Professor, Department 601 “Space Systems and Rocket Science”, MAI (NRU). e-mail: anttufan@gmail.com

Pyatygo M.I., Technician, Department 601 “Space Systems and Rocket Science”, MAI (NRU). e-mail: matvej.pyatygo@ya.ru

Ermakov V.Yu., Cand. Sc. (Eng.), Associate Professor, Associate Professor of the Department 601 “Space Systems and Rocket Science”, MAI (NRU). e-mail: v_ermakov2003@mail.ru

Plaskeev N.A., Postgraduate student of the Department 601 “Space Systems and Rocket Science”, MAI (NRU). e-mail: plaskeevna@laspacespace.ru