

---

---

**МЕХАНИКА МАШИН**

---

---

УДК 629.78

*Посвящается 105-летию со дня рождения советского и российского учёного в области механики и ракетно-космической техники академика АН СССР и РАН Константина Сергеевича Колесникова (27.12.1919–13.5.2016), с которым авторы статьи работали до последних его дней*

**МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА ТРАНСФОРМАЦИИ ОПОР  
МЕХАНИЧЕСКОГО ПОСАДОЧНОГО УСТРОЙСТВА ЛУННОГО  
ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНОГО МОДУЛЯ НА УЧАСТКЕ КОНТАКТА  
С ПОВЕРХНОСТЬЮ<sup>1</sup>**© 2025 г. В. Н. Бакулин<sup>1, \*</sup>, С. В. Борзых<sup>2</sup>, Р. С. Бычков<sup>2</sup><sup>1</sup> *Институт прикладной механики РАН, Москва, Россия*<sup>2</sup> *Ракетно-космическая корпорация “Энергия” им. С. П. Королева,  
г. Королев, Московская обл., Россия**\* e-mail: vbak@yandex.ru*

Поступила в редакцию 07.11.2024 г.

После доработки 27.02.2025 г.

Принята к публикации 20.02.2025 г.

Представлены методика расчета и результаты исследования процесса посадки лунного взлетно-посадочного модуля, снабженного механическим посадочным устройством, на участке его контакта с поверхностью Луны. Описаны состав и виды связей трансформируемой опоры посадочного устройства. На базе созданной математической модели движения лунного взлетно-посадочного модуля исследована динамика процесса и осуществлена оценка успешности посадки.

*Ключевые слова:* лунный взлетно-посадочный модуль, посадочное устройство, математическая модель, критерии успешности

**DOI:** 10.31857/S0235711925030016, **EDN:** GLTXDL

Одной из важнейших научно-технических задач является доставка грузов и экипажей на Луну, а в будущем – на другие планеты, астероиды и т. п. Об этом свидетельствуют в последнее время запуски на Луну космических аппаратов (КА) Индией, Китаем, Россией, США, Японией. Неудача с посадкой российского космического аппарата на Луну в 2023 г. показала, что процесс посадки является актуальнейшей научно-технической проблемой и одним из наиболее критичных этапов функционирования КА.

При создании крупногабаритных космических конструкций, посадочных устройств (ПУ) следует анализировать достижения, перспективные разработки и предложения [1–5]. Процесс посадки космического аппарата заканчивается участком его

---

<sup>1</sup> Статья подготовлена на основе доклада, сделанного на XIII Всероссийском съезде по теоретической и прикладной механике (21–25 августа 2023, Санкт-Петербург).

контакта с посадочной поверхностью и дальнейшего движения по ней вплоть до полной остановки. Большая часть кинетической энергии аппарата при спуске гасится либо тормозными аэродинамическими устройствами (парашютными системами, надувными емкостями и т. д. [6]), либо, для планет с отсутствием атмосферы, тормозными двигателями [6–8]. Однако вследствие погрешностей системы управления спуском в момент первого контакта с поверхностью КА обладает некоторой остаточной скоростью центра масс (до нескольких м/с) и угловой скоростью (до 10–15 град/с). При существенной массе аппарата (которая может составлять десять и более тонн) его кинетическая энергия велика и должна быть погашена при движении по поверхности. С этой целью аппарат снабжается посадочным устройством, содержащим энергопоглощающие элементы, при обжати которых и происходит рассеяние кинетической энергии.

Наиболее распространенными являются механические посадочные устройства различных кинематических схем [7–10]. В статье предложена методика расчета и исследование процесса мягкой посадки лунного взлетно-посадочного модуля, снабженного механическим посадочным устройством, на участке контакта с поверхностью и проведена оценка успешности посадки на основании выполненного ряда ключевых требований к этому процессу.

**Постановка задачи.** В процессе посадки должен выполняться ряд требований: в течение всего процесса посадки перегрузка не должна превышать значений, угрожающих здоровью экипажа [8] и работоспособности приборов и систем, недопустимость переворотов при движении по поверхности, недопустимость контакта корпуса лунного взлетно-посадочного модуля (ЛВПМ) с поверхностью. Кроме того, итоговая ориентация ЛВПМ должна обеспечить возможность выхода экипажа или скатывания лунохода. Энергетическая характеристика энергопоглотителей также должна быть такой, чтобы обеспечить достаточность хода обжатия к моменту полной остановки.

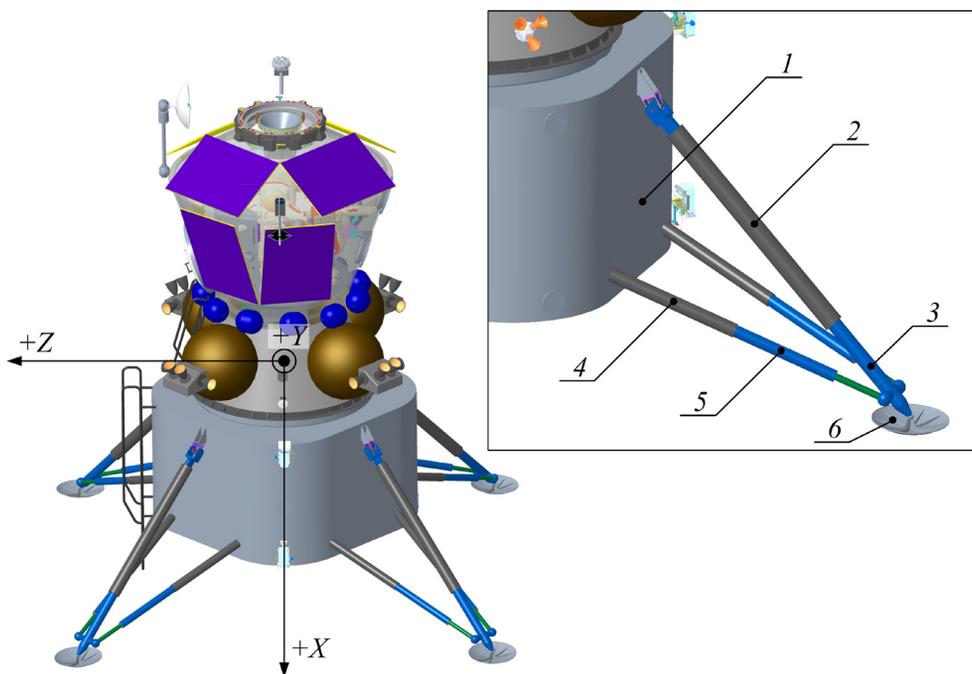
При наземной экспериментальной отработке посадки не удастся в полной мере воспроизвести реальные условия [9]. В связи с этим основным инструментом проектных проработок и способом обоснования принимаемых технических решений, особенно на предварительных этапах разработки конструкции посадочного устройства, является моделирование с максимальным учетом существенных особенностей процесса посадки [10].

**Схема посадочной опоры.** На рис. 1 показан состав опоры посадочного устройства.

Конструкция опоры, размеры и тип кинематических связей между элементами посадочного устройства (стаканами, штоками, тарелью) предполагается заданными, выбранными из компоновочных ограничений (в сложенном транспортировочном положении под компактно сложенное устройство выделяется лимитированный объем), минимально необходимой массы ПУ, особенностей технологии сборки аппарата в целом и т. д. Число опор – четыре – выбрано из требования обеспечения устойчивости движения (использование трехопорных ПУ при посадке на лунную поверхность, которая потенциально может иметь существенные уклоны, может привести к опрокидыванию).

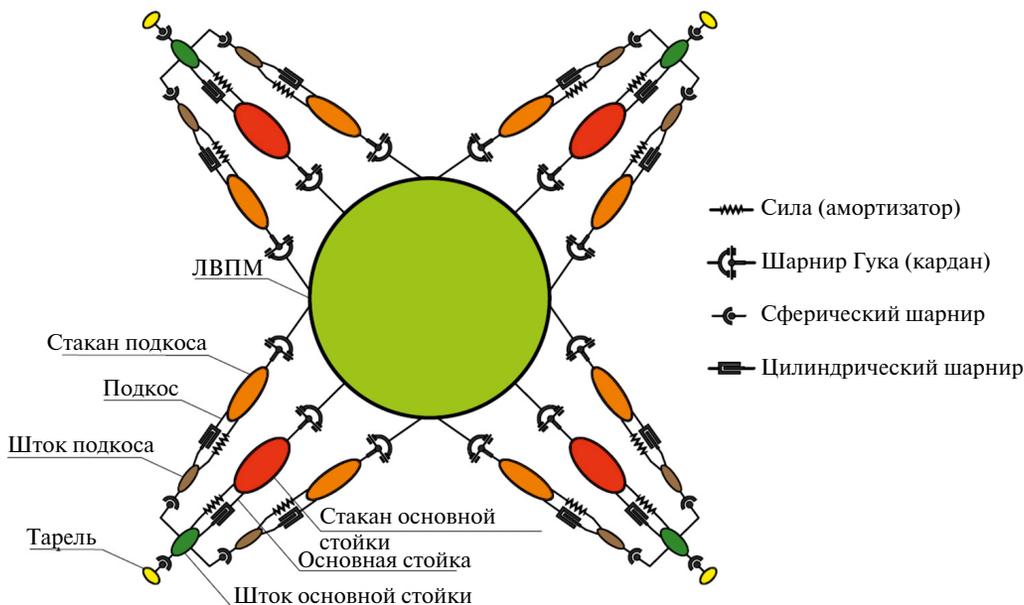
**Динамическая модель системы.** Рассматривается следующая структура механической системы: корпус ЛВПМ, четыре опоры, каждая из которых содержит три амортизатора, один из них (основная стойка) крепится одним концом к корпусу, а другим – к тарели, непосредственно контактирующей с грунтом.

Стойка состоит из стакана и штока, внутри стакана находится энергопоглотитель, чаще всего выполненный в виде сминаемых сот [10, 11]. Кроме стойки, опора содержит два подкоса, также состоящие из стакана и штока. Штоки подкосов соединены с корпусом и со штоком основной стойки (рис. 1).



**Рис. 1.** Общий вид и схема посадочной опоры лунного взлетно-посадочного модуля:  
 1 – корпус; 2 – стакан основной стойки; 3 – шток основной стойки; 4 – стакан подкоса;  
 5 – шток подкоса; 6 – опорная тарель.

Кинематическая схема, на которой показаны конкретные виды связей между отдельными элементами опор ПУ, представлена на рис. 2.



**Рис. 2.** Кинематическая схема посадочной опоры лунного взлетно-посадочного модуля.

Ход штока опоры, который осуществляет обжатие амортизатора, является одним из важнейших параметров.

Поскольку на посадочное устройство накладываются конструктивные ограничения относительно занимаемого объема, величина хода штока слабо поддается оптимизации. Однако вместо этого существует возможность формировать зависимость силы амортизатора от текущего хода обжатия, полная величина которого жестко задана. Подбор необходимой зависимости силы амортизатора реализуется путем проведения статистического расчета с различными вариациями начальных условий посадки.

Авторами в ряде задач, связанных с процессами трансформации крупногабаритных космических конструкций, таких как моделирование процессов разделения ступеней ракет [12, 13], раскрытия солнечных батарей космических аппаратов [14, 15], эффективно использовался подход, в рамках которого многокомпонентная механическая система разбивалась на отдельные тела. Для каждого из них составляются уравнения пространственного движения (1), (2) с учетом реакций связей, определяемых из дополнительных соотношений

$$m_i \vec{a}_{oi} = \vec{F}_{oi} + \vec{R}_i, \quad (1)$$

$$[I_{oi}] \frac{d\vec{\omega}_i}{dt} + \vec{\omega}_i \times ([I_{oi}] \vec{\omega}_i) = \vec{L}_{oi} + \vec{L}_i + \vec{L}_{ci}, \quad (2)$$

где  $\vec{a}_{oi}$ ,  $\vec{\epsilon}_i = \frac{d\vec{\omega}_i}{dt}$  – соответственно ускорение центра масс и угловое ускорение  $i$ -го тела системы, производная  $\frac{d\vec{\omega}_i}{dt}$  берется в его связанной системе координат;  $m_i$ ,  $[I_{oi}]$  – соответственно масса и тензор инерции  $i$ -го тела;  $\vec{F}_{oi}$  – вектор внешних сил, включая силы тормозных двигателей и силы реакции грунта;  $\vec{R}_i$  – суммарный вектор сил реакций связей;  $\vec{L}_{oi}$  – момент внешних сил;  $\vec{L}_i$  – момент сил реакций связей;  $\vec{L}_{ci}$  – реактивный момент.

Тип кинематических связей между центральным телом (корпусом аппарата) и элементами ПУ представлен на рис. 2. На рис. 3 показаны используемые системы координат (индексом “и” отмечена инерциальная система координат).

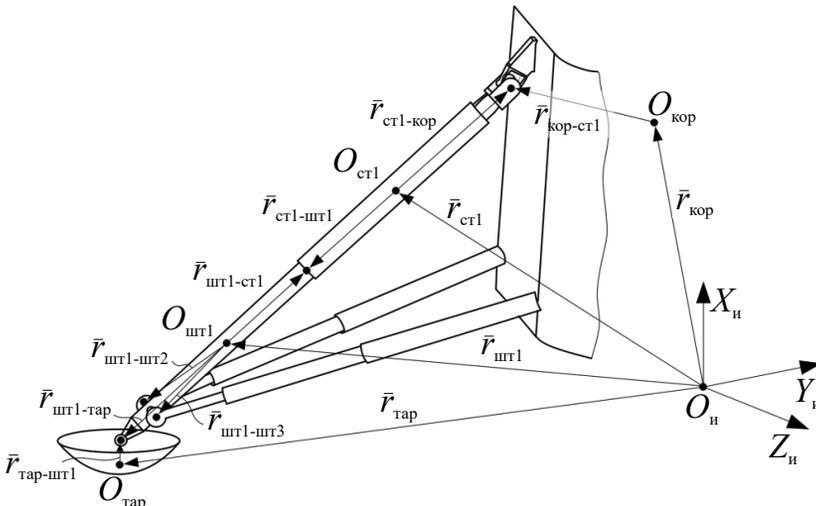


Рис. 3. Система координат и характерные радиус-вектора.

**Уравнения связей.** В соответствии с типом связи между стаканом и корпусом ЛВПМ (рис. 2), действие стакана на корпус ЛВПМ учитывается в виде силы реакции (трех ее неизвестных проекций на какие-либо координатные оси) и одной проекции момента связи на общую продольную ось (рис. 4).

На стакан со стороны корпуса ЛВПМ действует сила, равная по модулю и противоположная по направлению, а также момент связи противоположного направления.

Первым кинематическим уравнением связи является равенство полных ускорений точки связи, принадлежащих корпусу и стакану:

$$\vec{a}_{\text{кор}} + \vec{\varepsilon}_{\text{кор}} \times \vec{r}_{\text{кор-ст}} + \vec{\omega}_{\text{кор}} \times (\vec{\omega}_{\text{кор}} \times \vec{r}_{\text{кор-ст}}) = \vec{a}_{\text{ст}} + \vec{\varepsilon}_{\text{ст}} \times \vec{r}_{\text{ст-кор}} + \vec{\omega}_{\text{ст}} \times (\vec{\omega}_{\text{ст}} \times \vec{r}_{\text{ст-кор}}). \quad (3)$$

В выражении (3) содержатся радиус-векторы, представленные на рис. 3.

Из уравнений движения (1) и (2) можно выразить слагаемые, входящие в выражение (3) – ускорения центров масс контактирующих тел и их угловые ускорения, которые и содержат неизвестные силы и моменты реакций связей. Их подстановка в (3) дает первое искомое уравнение связи между корпусом ЛВПМ и стаканом.

Второе уравнение связи между корпусом ЛВПМ и стаканом отражает равенство проекций их угловых скоростей на общую продольную ось (рис. 2, 3):

$$\vec{\omega}_{\text{кор}} - \vec{\omega}_{\text{ст}} = 0.$$

Дифференцирование последнего равенства приводит к выражению

$$\vec{\varepsilon}_{\text{кор}} - \vec{\varepsilon}_{\text{ст}} + \vec{\omega}_{\text{кор}} \times \vec{\omega}_{\text{ст}} = 0. \quad (4)$$

Подстановка в последнее выражение угловых ускорений тел дает второе уравнение связи.

Связь между стаканом и штоком позволяет относительно движение стакана и штока вдоль общей продольной оси и относительный проворот относительно этой оси, поэтому сила реакции связи имеет две компоненты, перпендикулярные продольной оси; также имеются две компоненты момента, направленные таким же образом (рис. 4).

Штоки между собой и с тарелью связаны сферическими шарнирами, поэтому в точках связи будет лишь три компоненты силы реакции.

Уравнения связей – между стаканами и штоками, штоками основной стойки и штоками подкосов, штоками основной стойки и тарелей – получаются по такому же

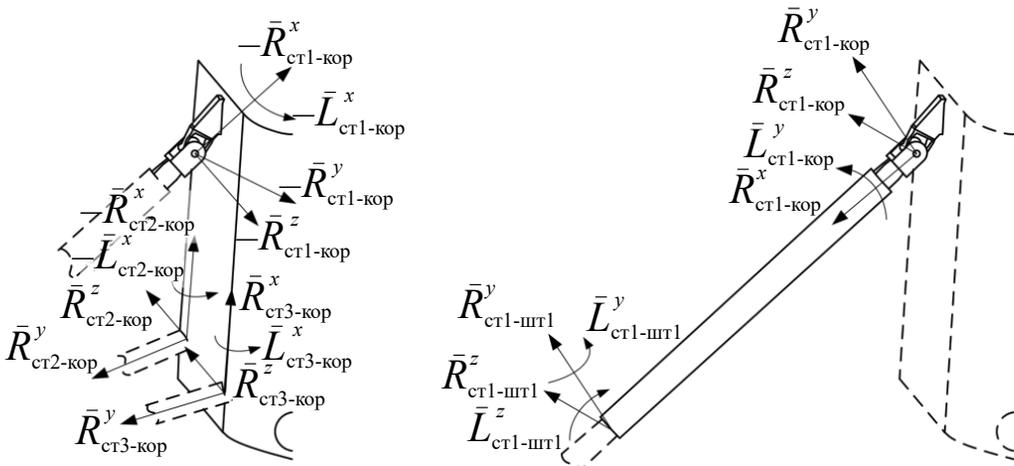


Рис. 4. Силы и моменты взаимодействия корпуса со стаканами стойки и подкосов.

алгоритму. Это крайне трудоемкая аналитическая процедура, и конечный вид всех уравнений связи не приводится из-за их громоздкости.

**Пример реализации.** Рассмотрен процесс выбора энергетических характеристик амортизатора для случая штатной посадки ЛВПМ на абсолютно ровную поверхность без локальных бугров и впадин как естественного, так и искусственного происхождения (за счет газодинамического воздействия струй двигательной установки на грунт в процессе посадки).

Результаты расчета конкретного случая посадки, характеризующегося определенным набором данных (начальных кинематических условий – скоростей центра масс аппарата, его угловых скоростей, ориентации продольной оси ЛВПМ относительно вертикали, уклона посадочной поверхности, эксцентриситета центра масс, инерционных характеристик и др.) оцениваются по ряду признаков.

Как отмечалось ранее, должно быть исключено соударение конструкции ЛВПМ с поверхностью, движение по грунту должно быть устойчивым вплоть до полной остановки. Итоговая ориентация ЛВПМ в этот момент должна обеспечивать возможность выполнения дальнейших операций, например выхода экипажа. Перегрузки при посадке не должны превышать пределы переносимости человека [8] и не нарушать работу приборов и оборудования.

Грунт интерпретировался реологической моделью Фойгта для тарели сферической формы с диаметром  $d_m = 0.8$  м. В расчет принимались параметры, соответствующие скальным земным грунтам, как менее чувствительные к физико-механическим свойствам конкретного грунта с жесткостью  $C_r = 7 \cdot 10^7$  кгс/м<sup>3</sup> и вязкостью  $\eta_r = 1 \cdot 10^5$  кгс·с/м<sup>3</sup>.

Далее приведены результаты анализа расчетных случаев, характеризующихся следующими начальными условиями: ориентация продольной оси ЛВПМ относительно вертикали  $\theta = (0 \pm 5)^\circ$ , компоненты скорости центра масс – горизонтальной  $V_r = (0.0 \pm 0.5)$  м/с; вертикальной  $V_b = (0.0 \pm 0.5)$  м/с; угловой скорости  $\omega = (0 \pm 5)^\circ/\text{с}$ ; уклон посадочной поверхности  $\alpha = (0 \pm 5)^\circ$ .

Значения начальных условий определяются возможностями системы управления спуском. При отказе ее элементов значения начальных кинематических условий могут быть существенно выше. В этом случае расчеты позволят оценить влияние данного конкретного отказа на возможность продолжения миссии.

В связи с конструктивными ограничениями на максимальную величину хода обжатия энергопоглотителей (сотовых вкладышей) можно рационально выбрать лишь зависимость силы энергопоглотителей от текущего обжатия, что сравнительно легко реализуется путем подбора толщины и шага сот.

В результате проведения большой серии статистических расчетов (более 16 тысяч вариантов) была подобрана зависимость силы энергопоглотителя от хода обжатия (рис. 5), при которой выполняются требования к процессу мягкой посадки.

Зависимость включает участок линейного роста и две полки. Градиент выхода на первое пороговое усилие и величина этого усилия (6.5 тс) подобраны таким образом, чтобы в случае штатной посадки выполнялось ключевое ограничение по значению максимально допустимой вертикальной перегрузки. Второе пороговое усилие позволяет компенсировать более высокую вертикальную скорость, характерную для нештатной посадки.

Далее приведены характерные зависимости, характеризующие процесс посадки, для конкретного набора начальных условий из приведенных диапазонов: ориентация продольной оси ЛВПМ относительно вертикали  $\theta = 1^\circ$ , компоненты скорости центра масс – горизонтальной  $V_r = 0.47$  м/с, вертикальной  $V_b = 0.16$  м/с, угловой скорости  $\omega = 0.2^\circ/\text{с}$  по поперечным осям и  $0.46^\circ/\text{с}$  относительно продольной оси, уклон посадочной поверхности  $\alpha = 0^\circ$ .

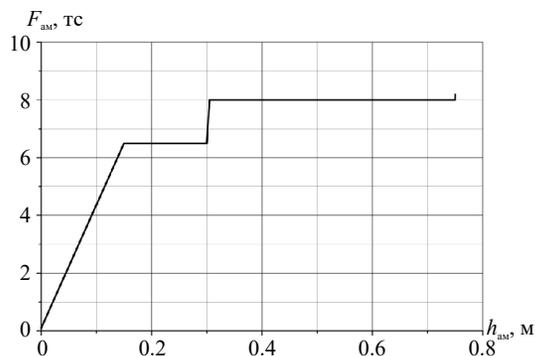


Рис. 5. Характеристика энергопоглотителя – сотового амортизатора.

Зависимость перегрузки от времени представлена на рис. 6. Максимальное значение, не превышающее трех единиц, не опасно для экипажа [8] и приборов. Данные приведены в системе координат, связанной с центром масс ЛВПМ, показанной на рис. 1.

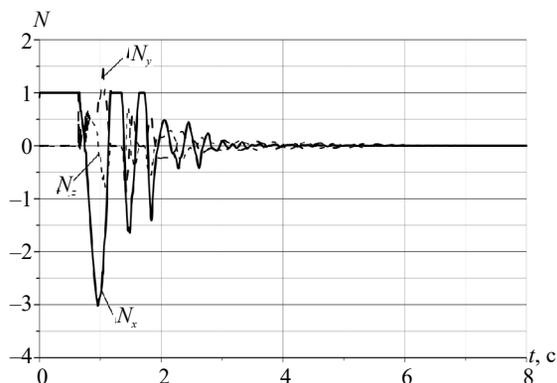


Рис. 6. Перегрузка ЛВПМ:  $N_x$  – перегрузка, действующая на корпус вдоль оси  $x$ ;  $N_y$  – перегрузка, действующая на корпус ЛВПМ вдоль оси  $y$ ;  $N_z$  – перегрузка, действующая на корпус ЛВПМ вдоль оси  $z$ .

На рис. 7 показан клиренс для корпуса ЛВПМ. Соударение днища ЛВПМ с поверхностью не происходит.

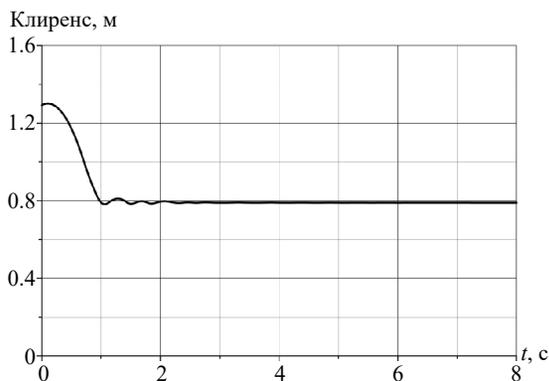


Рис. 7. Клиренс ЛВПМ.

**Выводы.** Предложен подход к описанию динамики мягкой посадки лунного взлетно-посадочного модуля на участке контакта с поверхностью, основанный на использовании общих теорем динамики и записи дополнительных уравнений для определения сил взаимодействия элементов посадочного устройства. Подход позволяет изучать характерные особенности процесса посадки и оценить ее успешность по ряду качественных критериев. Предложен профиль энергетической характеристики амортизаторов опор посадочного устройства, отвечающий этим критериям. Рассмотрен случай штатной посадки ЛВПМ.

**Финансирование.** Работа выполнялась в ИПРИМ РАН.

**Конфликт интересов.** Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Васильев В. В., Склезов А. А.* Влияние осевой силы на частоту продольных колебаний сетчатого композитного переходного отсека космического аппарата // *Механика композиционных материалов и конструкций*. 2012. Т. 18. № 1. С. 57–63.
2. *Ерофеев В. И., Герасимов С. И., Камчатный В. Г., Одзерихо И. А.* Условие на скользящем контакте в анализе устойчивости движения ступени на ракетном треке // *Проблемы машиностроения и надежности машин*. 2018. № 3. С. 21–27.
3. *Панкова Н. В.* Отделение защитных цилиндрических оболочек в ракетно-космических системах // *Проблемы машиностроения и автоматизации*. 2010. № 2. С. 82–87.
4. *Муртазин Р. Ф., Беляева Е. К.* Эффективный способ перелёта к лунной орбитальной станции на высокой круговой орбите для последующей доставки экипажа на лунную базу // XIII Всероссийский съезд по теоретической и прикладной механике 21–25 августа 2023 г. Сборник тезисов докладов. В 4 т. Т. 1. Общая и прикладная механика. СПб.: Политех-Пресс, 2023. С. 614–615.
5. *Бакулин В. Н., Борзых С. В.* Динамическая модель и новый подход к анализу успешности процесса мягкой посадки космического аппарата с механическим посадочным устройством // *Доклады академии наук. Физика, технические науки*. 2024. Т. 514. С. 50–57.
6. *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.
7. *Миненко В. Е., Белкина Г. Е., Беляева С. Ю., Нгуен С. Д.* Марсианский посадочный корабль // *Полет*. 2012. № 10. С. 30–35.
8. *Баженов В. И., Осин М. С.* Посадка космических аппаратов на планеты. М.: Машиностроение, 1978. 159 с.
9. *Воронин В. В., Борзых С. В., Бакулин В. Н.* Анализ возможностей и способов экспериментальной отработки процесса посадки возвращаемого аппарата с механическим посадочным устройством // *Материалы 19-й Международной конференции по вычислительной механике и современным прикладным программным системам*. Алушта, 2015. С. 676–678.
10. *Бакулин В. Н., Бычков Р. С., Борзых С. В.* Динамика процесса мягкой посадки космического аппарата с трансформируемым механическим посадочным устройством // XIII Всероссийский съезд по теоретической и прикладной механике 21–25 августа 2023 г. Сборник тезисов докладов. В 4 т. Т. 1. Общая и прикладная механика. 2023. С. 532–533.
11. *Петров Ю. А., Макаров В. П., Колобов А. Ю., Алешин В. Ф.* Посадочные устройства космических аппаратов на основе пенопластов и сотоблоков // *Наука и образование: научное издание МГТУ им. Н. Э. Баумана*, 2010. С. 1–8.
12. *Борзых С. В., Кокушкин В. В., Николаев А. В., Панкова Н. В., Перминов М. Д.* Пространственное движение отработавших ступеней при их отделении от ракеты-носителя // *Проблемы машиностроения и надежности машин*. 2002. № 2. С. 9–15.
13. *Bakulin V. N., Borzykh S. V.* Dynamic Model of Process of Division the Large-Sized Elastic Space-Rocket Designs // *Doklady Physics*. 2023. V. 68 (6). P. 190–194.
14. *Bakulin V. N., Borzykh S. V.* An approach for Building Dynamic Models of the Process of Transformable Space Structures // *Doklady Physics*. 2021. V. 66 (8). P. 243–248.
15. *Bakulin V. N., Borzykh S. V.* Development of an approach to the Formation of Dynamic Models of the Process of Disclosure of Transformable Space Structures // *Russian Aeronautics*. 2022. V. 65 (1). P. 49–56.