

Научная статья

УДК 62-756.4

URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=177654>

АМОРТИЗАЦИЯ СПУСКАЕМЫХ АППАРАТОВ ПРИ ПОСАДКЕ НА ПОВЕРХНОСТИ ПЛАНЕТ

Юрий Александрович Петров¹, Евгений Николаевич Брешев²,

Даниил Владимирович Сергеев³✉

^{1,2,3}Научно-производственное объединение им. С.А. Лавочкина,

Химки, Московская область, Россия

³sergeevdv@laspace.ru✉

Аннотация. В статье приведена методика расчета амортизации спускаемых аппаратов (СА) при посадке на поверхности планет и их спутников. Рассмотрена задача посадки СА на рыхлый и твердый грунт. В качестве энергопоглотителей рассмотрены упругопластические материалы, соты и пенопласты, которые одновременно являются теплозащитой СА. Приведены результаты расчета перегрузок и времени удара для разных типов СА, а также глубина внедрения СА при посадке на рыхлый грунт.

Ключевые слова: амортизация, энергопоглотители, грунт; перегрузка, плотность грунта, скорость контакта спускаемого аппарата

Для цитирования: 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>

Original article

DEPRECIATION OF DESCENT VEHICLES WHEN LANDING ON THE SURFACE OF PLANETS

Yuri A. Petrov¹, Evgeny N. Breshev², Daniil V. Sergeev³✉

^{1,2,3}Lavochkin Association, JSC,

Moscow region, Khimki, Russia

³sergeevdv@laspace.ru✉

Abstract. The spacecraft touchdown on the surface of planets and their satellites is one of the crucial stages of the flight, since the surfaces of the planets are insufficiently studied, the kinematic parameters of the spacecraft motion may vary in a wide range.

To dampen the spacecraft touchdown, landing devices, which should ensure a touchdown with permissible overloads and a stable spacecraft position on the surface are employed.

The article considers the descent vehicles that do not have special mechanical shock-absorbing supports, and energy absorbers are installed directly on the body of the descent vehicles.

At a hard surface touchdown, such as rock outcrops, volcanic rocks, sedimentary rocks, the soil practically does not deform, and the energy of the device is being extinguished due to the energy absorbers operation. Materials with high plasticity such as foams, honeycombs, thin-walled crumpled shells, as well as inflatable shells are being employed as energy absorbers for cushioning the descent vehicle. They differ in the magnitude of the

maximum relative deformation, maximum compression force, the shape of the compression diagram, and elastic recoil energy when removing the external load.

The article considers the technique for the overloads computing while spherical descent vehicles touchdown on the loose and hard ground.

This technique may be employed for the development of the descent vehicles touchdown damping on the surface of planets and their satellites, with regard to various soil models.

Telemetric data from accelerometers on the spacecraft acceleration at the impact with the surface and this impact duration, allows computing the soil bearing capacity and its density at the touchdown site by the proposed methodology.

Touchdown ensuring of the descent vehicles with permissible overloads is especially important for vehicles returned to Earth with soil. The design of the descent vehicles to confirm the calculated maximum overloads should be tested for strength during throwing tests. Besides, the capsule with the soil should remain sealed after touchdown of the descent vehicles on any soil to exclude microbiological contamination of the surface of the touchdown area.

Keywords: shock absorption, energy absorbers, soil, overload, soil density, contact velocity of the descent vehicle

For citation: Petrov Yu.A., Breshev E.N., Sergeev D.V. Depreciation of descent vehicles when landing on the surface of planets. *Trudy MAI*, 2023, no. 133. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=177654>

Введение

Посадка космических аппаратов (КА) на поверхности планет и их спутников является одним из ответственных этапов полета, так как поверхности планет недостаточно изучены, а кинематические параметры движения аппарата могут изменяться в широком диапазоне. При этом аппарат совершает неориентированную посадку [1-3].

В работе рассматриваются СА, которые не имеют специальных механических амортизирующих опор, а энергопоглотители установлены непосредственно на корпусе СА.

Амортизационное устройство СА должно обеспечить посадку с допустимыми перегрузками на грунты разной прочности [4-6].

Из механики грунтов известно, что осадка грунта зависит от нагрузки, площади основания и степени сжимаемости грунта [7,8].

Для определения площади контакта СА с рыхлым грунтом поверхности посадки, необходимо знать изменение его несущей способности по глубине. Под несущей способностью понимается среднее давление под подошвой тела, погруженного в грунт той или иной силой на данную глубину [1,8].

Грунты для районов посадки на Луну КА «Луна-16» и «Сервейер», исследованы достаточно подробно, чтобы можно было определить перегрузки при посадке в зависимости от скорости и веса аппарата и оценить работу грунта [1].

Планеты и их спутники изучены пока ещё недостаточно, чтобы можно было дать достоверно и однозначно характеристику грунта в районе посадки. Вместе с тем, полученные с помощью КА результаты исследования характеристик

поверхностного слоя планет свидетельствуют о том, что, несмотря на существенные их различия, связанные со своеобразием геологического развития планет, атмосферными условиями, силой тяжести, расстоянием от Солнца и прочих характеристик, они имеют много общего, особенно в отношении рельефа и свойств грунта. Поверхности Луны, Фобоса, Марса, Меркурия, а также астероидов, покрыты рыхлым реголитом. Реголит возникает в результате дробления, перемешивания и спекания разных пород при падениях метеоритов и микрометеоритов. Толщина слоя реголита для них составляет от 0,02 м в горных районах до 1 м и более в морских районах. Несущая способность поверхностного слоя составляет от 1 до 5 кПа для рыхлого грунта, несущая способность скальных пород – от 1 МПа и более. Например, базальт с плотностью 2,6 – 3 г/см³ имеет прочность при сжатии 400 МПа [1, 8, 9].

При разработке устройства амортизации рассматриваются несколько вероятностных моделей поверхности посадки и грунта. Рельеф поверхности посадки характеризуется уклонами, наличием лунок, распределением камней и выходами скальных пород [12]. Грунты отличаются прежде всего плотностью и несущей способностью, а при посадке на рыхлый грунт – изменением несущей способности по глубине.

Конечно, глубина погружения СА при посадке на рыхлый грунт зависит не только от характеристик грунта, но и от инерционных, кинематических параметров аппарата, которые и учитываются при расчете амортизации СА.

При посадке на твердую поверхность, например, выходы скальных пород, камни вулканического происхождения, осадочные породы, грунт практически не

деформируются, и энергия аппарата гасится за счет работы энергопоглотителей. В качестве энергопоглоителей для амортизации СА используются материалы, обладающие высокой пластичностью: пенопласты, соты, тонкостенные сминаемые оболочки, а также надувные оболочки. Они отличаются величиной максимальной относительной деформации, максимальным усилием при обжатии, формой диаграммы обжатия, энергией упругой отдачи при снятии внешней нагрузки [13-15].

Основной характеристикой энергопоглотителей является диаграмма обжатия - изменение усилия F по ходу h при деформации энергопоглотителя, которая определяется экспериментально. Площадь под кривой диаграммы представляет собой работу, затраченную на его обжатие. Отношение площади под кривой диаграммы к площади прямоугольника со сторонами F_{\max} (максимальное усилие обжатия) и h_{\max} (максимальная деформация) называется коэффициентом полноты диаграммы обжатия η . Чем выше коэффициент полноты η , тем меньше нагрузки на аппарат при одинаковой деформации энергопоглотителей.

При выборе материала энергопоглотителя для СА учитываются также требования по теплозащите, поскольку энергопоглотители являются одновременно теплозащитой и должны быть конструктивно совместимы с СА [2, 16, 17].

При посадке на Землю возвращаемых аппаратов рассматриваются разные грунты района посадки, которые отличаются большим разнообразием по физико – механическим свойствам. К этим грунтам относятся: крупнообломочный, галечниковый, гравийный, песчаный, глинистый, суглинок и другие грунты. При посадке СА на деформируемый грунт с большой скоростью необходимо определить перегрузки и глубину лунки.

В статье приведена методика расчета перегрузок при посадке СА сферической формы на рыхлый и твердый грунт.

Посадка СА на деформируемый грунт

При рассмотрении посадки СА на деформируемый грунт примем ряд допущений:

- 1) Прочность энергопоглотителей СА больше прочности деформируемого грунта;
- 2) Конструкция аппарата является жестким телом;
- 3) Лобовая часть аппарата близка к сферической форме;
- 4) Аппарат движется в грунте с вертикальной скоростью;
- 5) Энергия аппарата при его движении в грунте переходит только в энергию деформации грунта.

Расчетная схема посадки СА показана на рисунке 1.

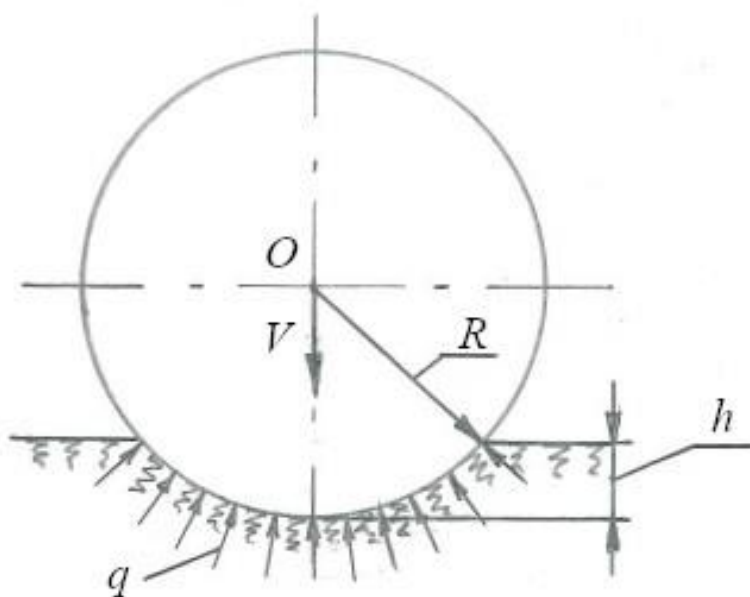


Рис. 1. Расчетная схема посадки СА

Уравнение движения аппарата в грунте имеет следующий вид:

$$m \frac{dv}{dt} = -N + mg_{пл}, \quad (1)$$

где m – масса аппарата, V – скорость движения аппарата в грунте, N – равнодействующая сила сопротивления грунта, $g_{пл}$ – ускорение силы тяжести планеты.

Сила сопротивления грунта будет равна:

$$N = q \cdot S_k, \quad (2)$$

где q – реакция давления грунта, S_k – площадь контакта СА с грунтом.

Примем, что величина силы реакции грунта будет зависеть от скорости удара, изменения плотности грунта по глубине, коэффициента сопротивления, тогда:

$$N = k \frac{\rho_1 \cdot \rho_2}{\rho_2 - \rho_1} \cdot V^2 \cdot S_k, \quad (3)$$

где k – коэффициент сопротивления грунта, ρ_1 – начальная плотность грунта, ρ_2 – конечная плотность грунта после его уплотнения

Если глубина лунки h небольшая по сравнению с диаметром корпуса СА, то есть $h/2R \ll 1$, тогда приближенно площадь контакта будет равна:

$$S_k = 2\pi R h, \quad (4)$$

где R – радиус оболочки СА.

После подстановки выражений для N и S_k в уравнение (1), уравнение движения примет вид:

$$m \frac{dV}{dt} = -k \frac{\rho_1 \cdot \rho_2}{\rho_2 - \rho_1} \cdot V^2 \cdot 2\pi R h + m g_{\text{пл}} . \quad (5)$$

При входе аппаратов в атмосферу планет они испытывают большие перегрузки $n \geq 300 \text{ед.}$ При посадке перегрузки на СА так же достаточно большие и зависят от скорости контакта, массы аппарата, радиуса корпуса СА и характеристик грунта.

Поскольку сила тяжести аппарата при посадке существенного влияния на величину перегрузки не оказывает, то для аналитического решения задачи силу тяжести учитывать не будем. Тогда уравнение движения примет вид:

$$m \frac{dV}{dt} = -k \frac{\rho_1 \cdot \rho_2}{\rho_2 - \rho_1} \cdot V^2 \cdot 2\pi R h . \quad (6)$$

Перейдем в этом уравнении от переменной t к переменной h [10, 11]:

$$\frac{dV}{dt} = \frac{dV}{dh} \cdot \frac{dh}{dt} = V \frac{dV}{dh} , \quad (7)$$

Интегрируя уравнение получим:

$$\ln V = -b \frac{h^2}{2} + C . \quad (8)$$

При $t = 0$, $h = 0$ и $V = V_0$ – начальная скорость удара аппарата о поверхность грунта, постоянная интегрирования равна $C = \ln V_0$.

Значение перегрузки в ЦМ аппарата будет:

$$n = \frac{dV}{dt} \cdot \frac{1}{g} = \frac{V \frac{dV}{dh}}{g} = -\frac{bV^2 h}{g} \quad \text{или} \quad n = -\frac{bV_0^2}{g} h e^{-bh^2} \quad (9)$$

Для определения наибольшего значения перегрузки имеем условие:

$$\frac{dn}{dh} = 0, \text{ т. е. } \frac{dn}{dh} = -\frac{bV_0^2}{g} e^{-bh^2} (1 - 2bh^2) = 0 \quad (10)$$

Поскольку $\frac{bV_0^2}{g} e^{-bh^2} \neq 0$, тогда значение глубины лунки соответствующее моменту наибольшей перегрузки равно $h = \frac{1}{\sqrt{2b}}$.

$$\text{Следовательно, } n_{max} = -1,52 \frac{V_0^2}{g} \sqrt{\frac{\rho_1 \cdot \rho_2}{\rho_2 - \rho_1} \cdot \frac{R}{m}}.$$

Например, найдем максимальную перегрузку для СА «Венера-7», совершающего посадку на грунт с прочностью $\sigma_{сж} = (5 - 7) \text{ кг/см}^2$, для которого по результатам испытаний наиболее вероятная степень сжимаемости равна $\rho_1/\rho_2 \sim 0,9$ [15,16], начальная плотность $\rho_1 = 1,5 \cdot 10^3 \text{ кг/м}^3$, конечная плотность $\rho_2 = 1,7 \cdot 10^3 \text{ кг/м}^3$, коэффициент сопротивления грунта $k = 2$, СА сферической формы $R = 0,5 \text{ м}$, начальная скорость удара СА $V_0 = 6 \text{ м/с}$. Посадочная масса СА «Венера – 7» с учетом отделившейся крышки массой 14 кг и вводом в действие парашютной системы массой 12 кг составляет 474 кг. Максимальная перегрузка равна $n_{max} = -20,45 \text{ ед}$, при этом глубина лунки составляет 0,054 м.

По результатам обработки бросковых испытаний макета СА «Венера-7» на аглопоритовый уплотненный песок с толщиной слоя 1 м и несущей способностью 5 кг/см^2 на глубине 50 мм, осевая максимальная перегрузка составила $n_{max} = -23 \text{ ед}$. Результаты расчетной перегрузки удовлетворительно согласуются с экспериментом. Расхождение экспериментальной и теоретической перегрузки обусловлено допущениями, принятыми при расчете, а также следствием погрешностей измерения параметров при испытаниях.

Для определения времени t_k движения аппарата в грунте вплоть до его остановки и максимальной глубины h_{max} погружения аппарата в грунте, примем приближенно для скорости следующее выражение:

$$V = V_0 \cos \frac{\pi t}{2t_k} \quad (11)$$

Зависимость глубины погружения аппарата в грунте определится из выражения $h = \int_0^t V dt + C$. При $t = 0$, $h = 0$, постоянная интегрирования равна нулю $C = 0$.

$$\text{Вычислим интеграл } h = V_0 \int \cos \frac{\pi t}{2t_k} dt = V_0 \sin \frac{\pi t}{2t_k} \cdot \frac{2t_k}{\pi}. \quad (12)$$

Ускорение равно:

$$a = \frac{dV}{dt} = -V_0 \sin \frac{\pi t}{2t_k} \cdot \frac{\pi}{2t_k}. \quad (13)$$

Подставляя (11), (12), (13) в уравнение (6) и после преобразования получим:

$$\cos \frac{\pi t}{2t_k} = \frac{\pi}{2t_k V_0 \sqrt{b}} \quad (14)$$

Проинтегрируем это равенство в пределах от 0 до t_k , получим:

$$t_k = \frac{0,73}{V_0} \sqrt{\frac{(\rho_2 - \rho_1) \cdot m}{\rho_1 \cdot \rho_2 \cdot R}}. \quad (15)$$

Например, для характеристик СА приведенных ранее, время движения аппарата в грунте равно $t_k = 0,033$ с. Подставляя это время движения в уравнение 4, найдем глубину погружения аппарата в грунте $h = 0,126$ м. Подставляя в уравнение (4) глубину лунки $h = 0,054$ м и время движения СА в грунте $t_k = 0,033$ с, найдем

время, при котором реализуется максимальная перегрузка $n_{max} = -20,45$ ед, равное $t=0,0094$ с. Скорость движения СА при максимальной перегрузке равна $V = 5,4$ м/с. Изменение этих параметров по времени показано на рисунке 2.

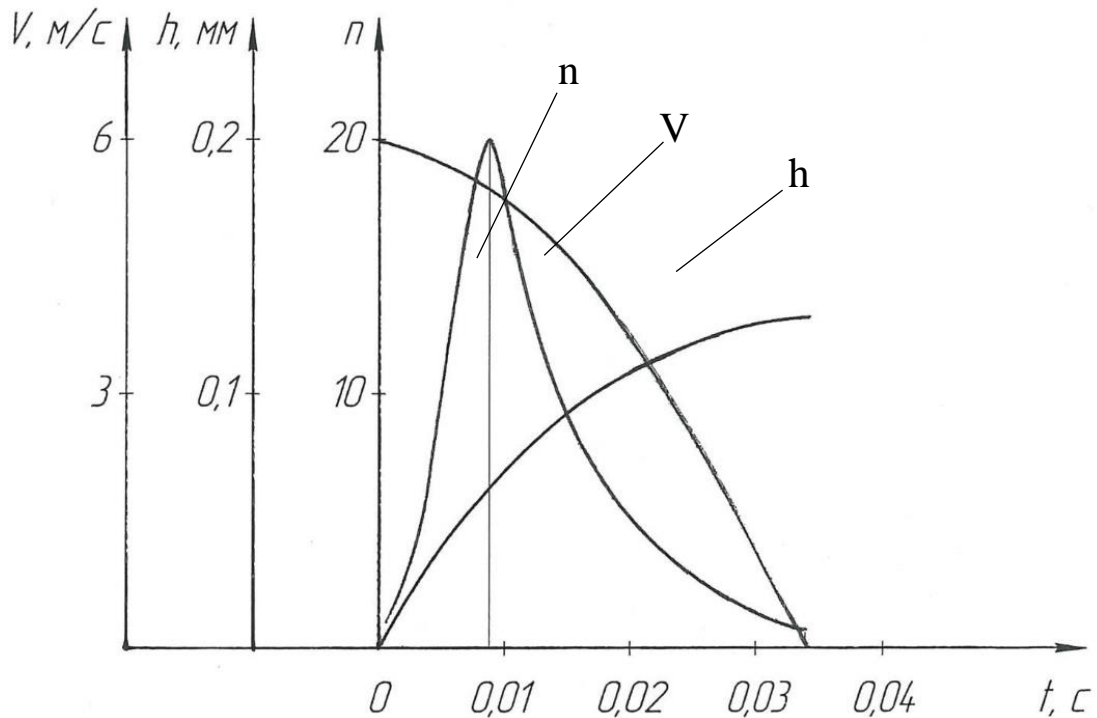


Рис. 2. Изменение скорости, перегрузки и глубины погружения СА в грунте по времени.

Посадка СА на твердый недеформируемый грунт

Для амортизации СА совершающего посадку на твердую поверхность планет, используются разные энергопоглотители, которые для ряда СА одновременно являются и теплозащитой СА [2, 17].

При входе СА в атмосферу планет со скоростью ~ 11 км/с на лобовой части возникает температура торможения порядка 10000 °С. Для обеспечения работоспособности аппаратуры и силовой конструкции СА, они имеют мощную теплозащиту в виде стеклотекстолитовых сот и наружного слоя из абляционного

материала, например, стеклотекстолита с эффективной энтальпией $I = 10^7 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}}$ [18,19].

Сотовые пакеты аппаратов «Венера -7, 8» (рисунок 3) выполнены по типу трехслойной панели, с толщиной пакета 50 мм. Величина обжатия сот составляет 40 мм.

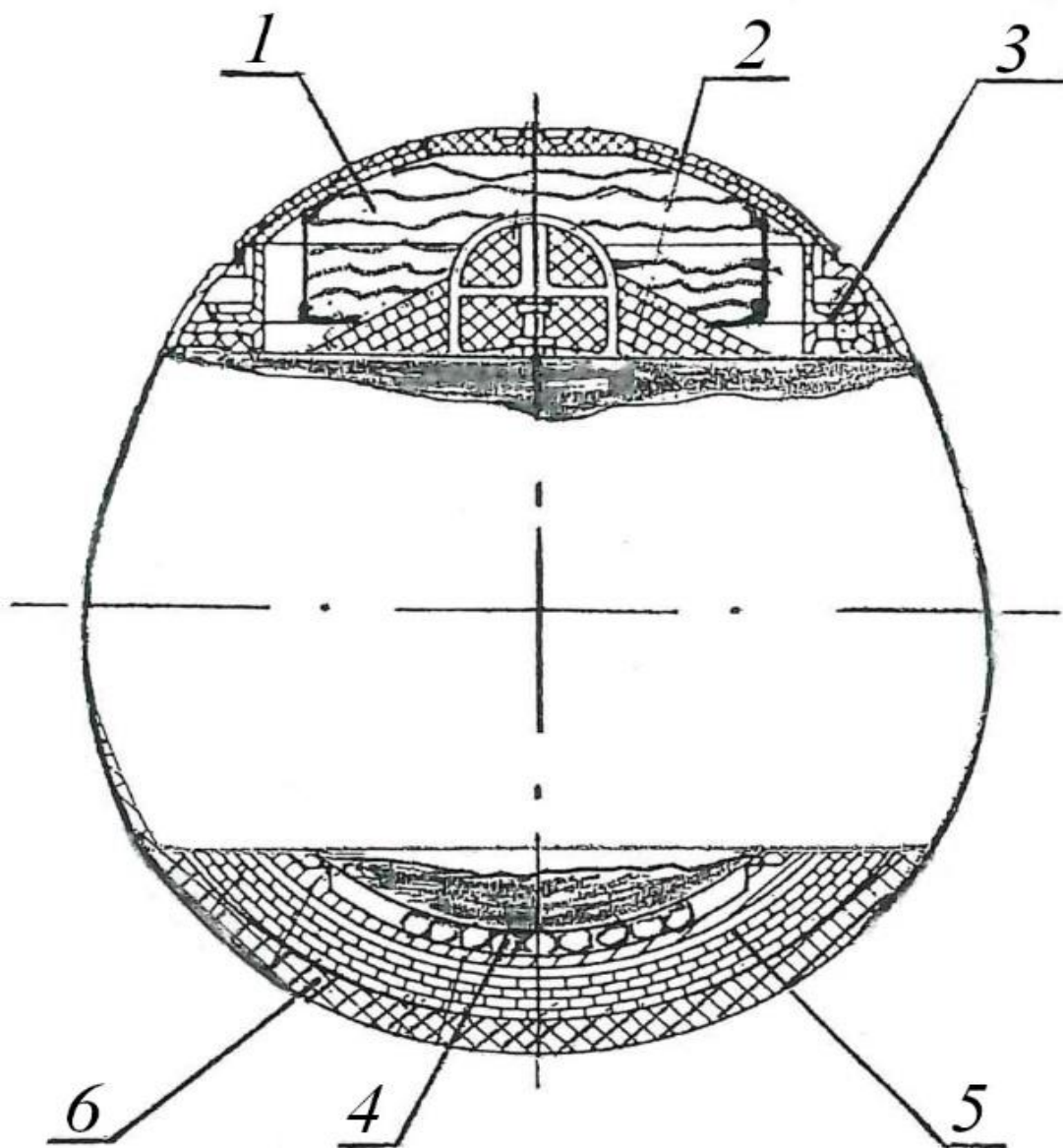


Рис. 3. Спускаемые аппараты «Венера – 7,8»:

1 – парашютная система (ПС); 2 – крышка ПС; 3 – пиротолкатель; 4 – демпфер;

5 – теплозащита - амортизатор; 6 – теплозащита.

Толщина теплозащиты из асботекстолита лобовой части аппаратов «Луна – 16, 20, 24» (рисунок 4) равна 19 мм, толщина стеклотекстолитовых сот с ячейкой 5×5 и прочностью $\sigma_{сж} = 2 \text{ МПа}$ равна 14 мм.

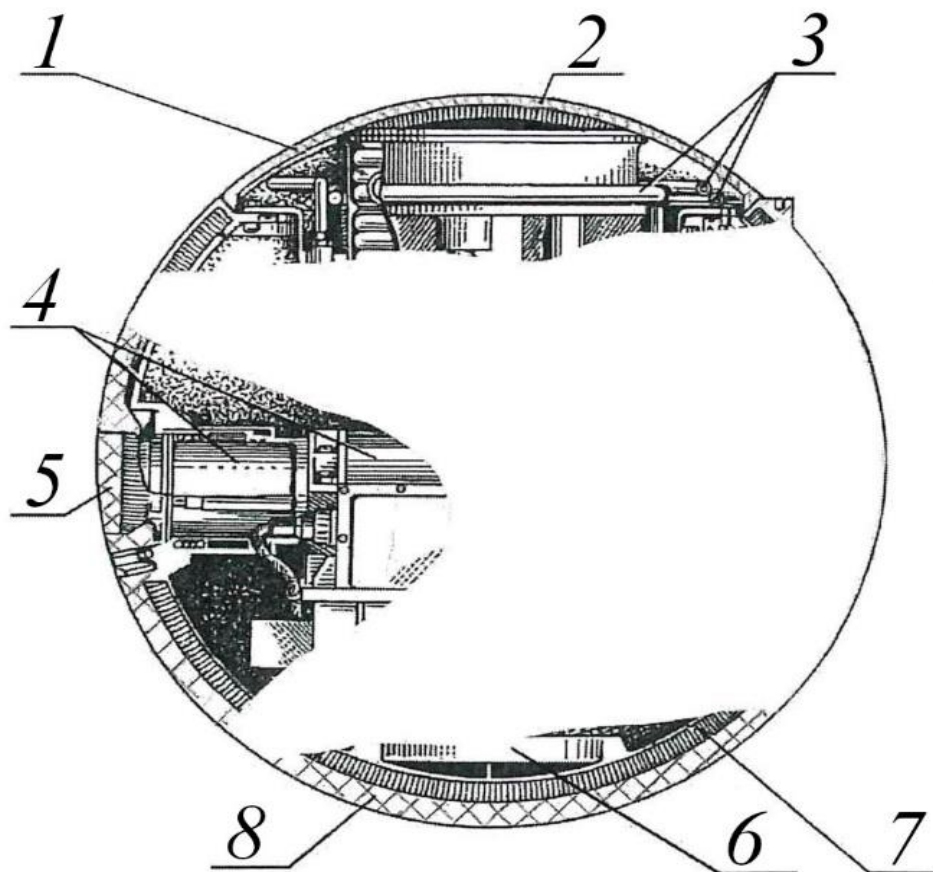


Рисунок 4. Возвращаемый аппарат «Луна – 16»:

1 – парашютная система; 2 – крышка парашютного отсека; 3 – гибкие штырьевые антенны; 4 – контейнер для бурового снаряда с грунтом; 5 – крышка; 6 – демпфер; 7 – теплозащита – амортизатор; 8 – теплозащита.

Для СА, имеющих сферическую лобовую форму площадь контакта в зависимости от деформации сот имеет линейную зависимость и соответственно для сот одинаковой жесткости усилие обжатия сот имеют линейную зависимость.

Для определения максимального усилия при посадке СА на твердую поверхность необходимо знать энергию аппарата при посадке и работу энергопоглотителя.

Кинетическая энергия аппарата массой m совершающего посадку со скоростью V равна $E = \frac{mV^2}{2}$.

Потенциальная энергия аппарата при максимальной деформации энергопоглотителя равна:

$$\Pi = G_{\text{ап}} \cdot h_{\text{max}}, \quad (16)$$

где $G_{\text{ап}}$ – вес аппарата на планете, h_{max} – максимальная деформация энергопоглотителя.

Работа обжатия энергопоглотителя равна:

$$A = \eta \cdot F_{\text{max}} \cdot h_{\text{max}}, \quad (17)$$

где η – коэффициент полноты диаграммы обжатия, F_{max} – максимальное усилие обжатия, h_{max} – максимальная деформация.

Приравняв энергию аппарата к работе энергопоглотителя, найдем выражение для максимальной силы обжатия:

$$F_{\text{max}} = \frac{m \cdot V^2}{2 \cdot \eta \cdot h_{\text{max}}} + \frac{G_{\text{ап}}}{\eta} \quad (18)$$

Из выражения видно, чем выше коэффициент полноты и больше максимальная деформация, тем меньше F_{max} и, следовательно, меньше перегрузки при посадке:

$$n_{max} = \frac{F_{max}}{G_3}. \quad (19)$$

Коэффициент полноты сотового пакета установленного на аппарате сферической формы равен $\eta = 0,5$.

Поскольку деформация сот небольшая, потенциальной энергией аппарата можно пренебречь, тогда:

$$F_{max} = \frac{m \cdot v^2}{2 \cdot \eta \cdot h_{max}}, \quad (20)$$

Например, для СА «Венера – 7, 8» массой 474 кг и радиусом 0,5 м, совершающих посадку на парашюте со скоростью контакта с поверхностью Венеры равной 6 м/с, максимальная осевая перегрузка равна $n_{max} = 90$. Для СА «Луна -16, 20, 24» массой 34 кг и радиусом 0,25 м, максимальная перегрузка при скорости посадки 5м/с составила $n_{max} = 200$.

Для амортизации СА «Венера – 7,8» использовались соты из стеклотекстолита с шестигранной формой ячейки $2,5 \times 0,1$ мм. Величину силы смятия пакета сот гексагональной структуры ориентировочно можно определить из выражения:

$$F_{см} = 2\pi R h \sigma_{сж}, \quad (21)$$

где R – радиус СА, h – максимальное сжатие сотового пакета, $\sigma_{сж}$ – напряжение сжатия сот.

Сила смятия пакета сот с размером ячейки $2,5 \times 0,1$ мм, для которых $\sigma_{сж} = 3,5$ МПа, при максимальном обжатии сот для СА «Венера -7, 8» равна $F_{см} = F_{max} = 440000$ Н.

Для амортизации автоматической марсианской станции (АМС) «Марс – 3» использовался пенопласт. Общий вид СА «Марс – 3» показан на рисунке 5 [2, 20].

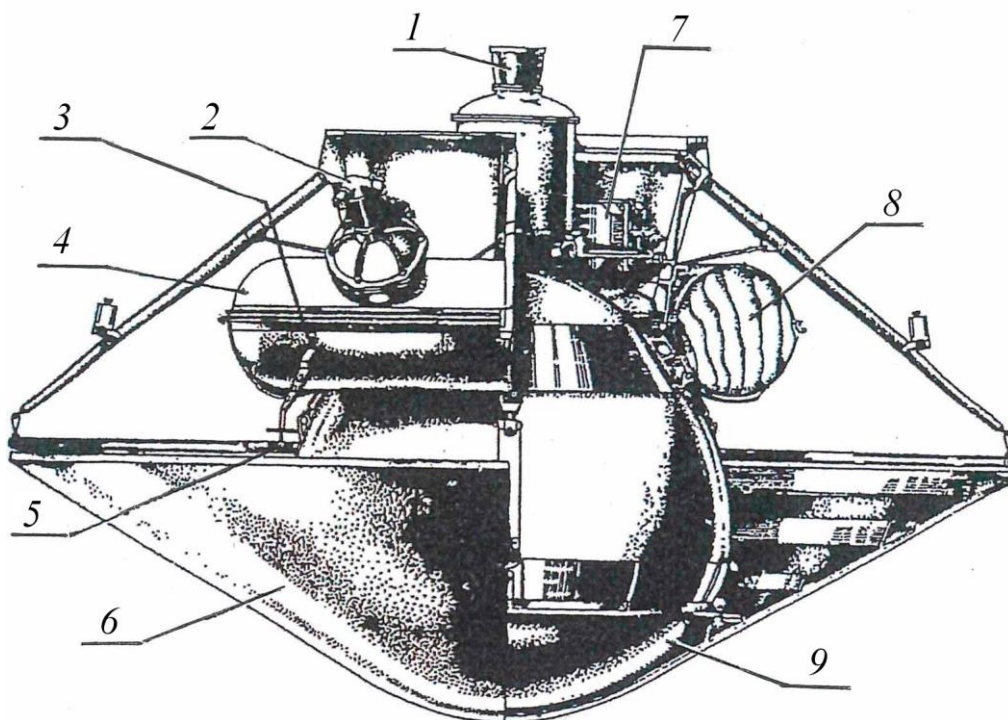


Рис. 5. Спускаемый аппарат «Марс – 3»:

1 – двигатель увода СА; 2 – двигатель ввода вытяжного парашюта; 3 – антенны связи с орбитальным аппаратом; 4 – парашютный контейнер; 5 – антенна радиовысотомера; 6 – аэродинамический экран; 7 – приборы и аппаратура системы автоматического управления; 8 – основной парашют; 9 – автоматическая марсианская станция.

СА входит в атмосферу Марса ($H = 100$ км) со скоростью – 6 км/с, при этом аэродинамический экран (АЭ) защищает АМС от воздействия высоких температур. При торможении СА до скорости 400 м/с вводится парашютная система. После сброса АЭ основной парашют извлекает из парашютного контейнера твердотопливный двигатель мягкой посадки и дальнейшее торможение АМС

осуществляется с помощью парашютно-реактивной системы (ПРС). При достижении вертикальной скорости порядка 6,5 м/с происходит отделение ПРС и АМС совершает свободное падение с высоты 1,5 – 7 м на поверхность Марса. Скорость соударения АМС при контакте с поверхностью посадки не превышает 12 м/с. Она гасится специальным амортизационным устройством из пенопласта, рассчитанным на допустимую перегрузку 200. Конструкция АМС показана на рисунке 6.

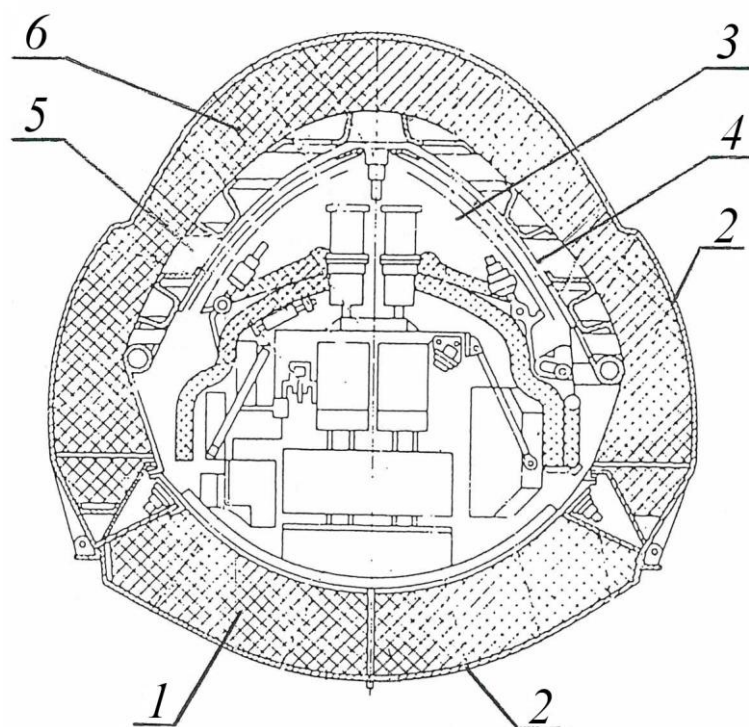


Рис. Автоматическая марсианская станция:

1 - амортизатор из пенопласта лобовой части АМС; 2 – кожух из стеклотекстолита;
3 – лепестки системы вертикализации; 4 – вытеснительный мешок; 5 – защитный кожух раскрываемых лепестков и оборудования станции; 6 – амортизатор из пенопласта защитного кожуха; 7 – теплоизоляция приборов и аппаратуры.

Известно достаточно большое количество марок пенопластов. В качестве энергопоглотителей могут использоваться различные вспененные материалы – пенопласты, такие как пенополистирол (ППС), пенополиуретан (ППУ), пенополиэтилен (ППЭ) и другие. Пенопласты различаются по плотности, жесткости, диапазоном рабочих температур и другими механическими и теплофизическими свойствами. Разрушающее напряжение при сжатии существенно зависит от плотности материала.

Пенопласты хорошо поддаются механической обработке, хорошо склеиваются, обладают высокой адгезией к различным металлам и неметаллам.

Использование пенопластов для всенаправленной амортизации способствует их высокая технологичность нанесения на поверхности аппаратов сложной конфигурации, обеспечивая тем самым равномерно распределенную нагрузку при ударе.

На рисунке 7 показаны диаграммы обжатия некоторых пенопластов.

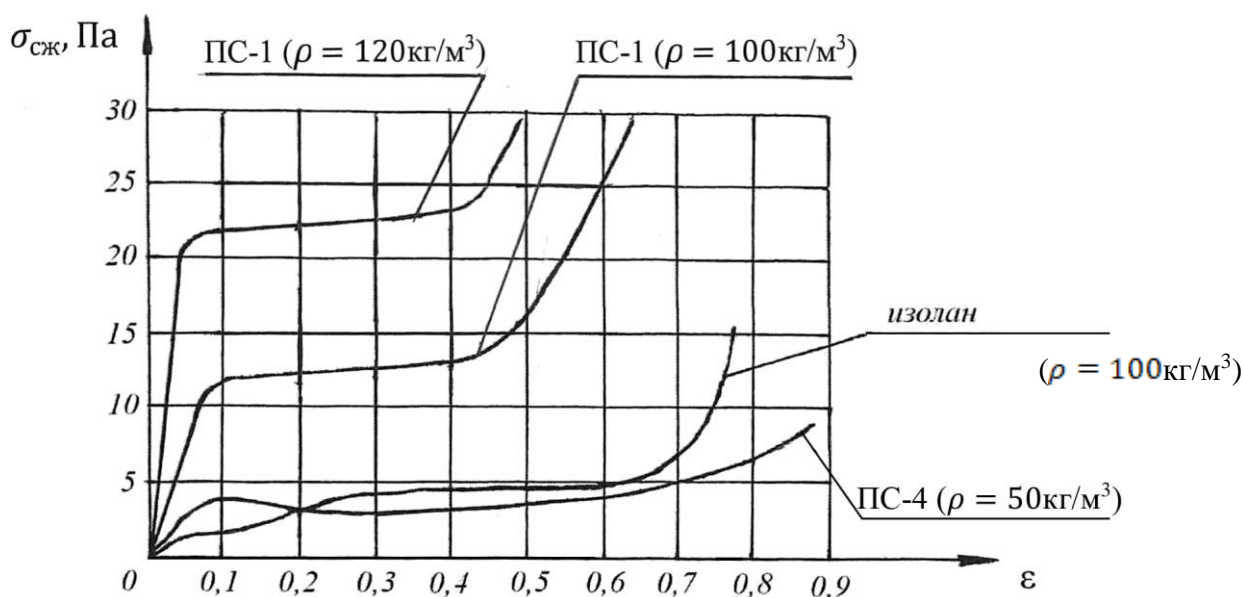


Рис. 7. Диаграммы обжатия пенопластов.

Из графиков обжатия пенопластов видно, что, например, для ПС-1 при деформации $\varepsilon > 40\%$ наблюдается резкий рост напряжений при малой деформации, поэтому при выборе потребной для амортизации толщины пенопласта принимают, что относительная деформация ε не превышает определенного значения, начиная с которого резко увеличивается напряжения сжатия.

Для амортизации АМС массой $m = 358$ кг использовался пенопласт ПС-1 с плотностью $\rho = 100$ кг/м³, для которого прочность сжатия $\sigma_{сж} = 1,3$ МПа. Толщина пенопласта в лобовой части составляет 190 мм. Лобовая часть аппарата имеет сферическую форму $R = 980$ мм, ограниченную диаметром 1200 мм.

Максимальная работа пенопласта при его обжатии равна:

$$A = 0,5 F_{max} \cdot h_{max} = 0,5 S_k \cdot \sigma \cdot h_{max}, \quad (22)$$

где F_{max} – максимальное усилие обжатия пенопласта, h_{max} – максимальная деформация пенопласта, S_k – площадь контакта.

Поскольку $h/2R \ll 1$, то принимаем $S_k = 2\pi R h$.

Найдем перегрузку при посадке аппарата со скоростью 10 м/с.

Кинетическая энергия аппарата при посадке равна $E = \frac{mv^2}{2}$.

Работа пенопласта равна:

$$A = \frac{1}{2} F \cdot h = \frac{1}{2} 2\pi R h \cdot \sigma \cdot h \quad (23)$$

Приравняв энергию аппарата к работе пенопласта, найдем величину его обжатия:

$$h = \sqrt{\frac{mV^2}{2\pi R\sigma}} = 0,067 \text{ м.} \quad (24)$$

Усилие обжатия пенопласта при этой деформации составляет $F = 2\pi Rh \cdot \sigma = 5,4 \cdot 10^5 \text{ Н}$. Следовательно, перегрузка при посадке на аппарате равна 150.

После посадки АМС происходит сброс защитного кожуха с пенопластом с помощью вытеснительного мешка, раскрытие четырех лепестков и вынос на поверхность Марса научных приборов.

Заключение

Разработана методика расчета амортизации СА автоматических межпланетных станций при посадке на рыхлый и твердый грунт. В качестве энергопоглотителей рассматривались стеклотекстолитовые соты и пенопласт, которые использовались на СА «Венера – 7, 8», «Марс – 3» и возвращаемых на Землю СА с грунтом «Луна – 16».

Приведены результаты расчетов максимальных перегрузок и максимальной глубины проникания СА в рыхлый грунт. При выборе энергопоглощающих материалов учитывались требования теплозащиты СА.

Энергоемкость амортизационного устройства выбиралась с учетом инерционных характеристик СА и кинематических параметров движения СА.

Разработка амортизации при ударе СА о поверхность грунта является актуальной задачей. Проблема контактного взаимодействия аппарата с грунтом обусловлена многообразием физико-механических свойств различных видов

грунтов и отсутствием для них необходимых количественных данных, поэтому при разработке амортизации необходимо рассматривать несколько вероятностных моделей грунта.

Данная методика может быть использована при разработке амортизации СА, совершающих посадку на поверхности планет и их спутников, с учетом разных моделей грунта.

Имея телеметрические данные акселерометров об ускорении аппарата при ударе о поверхность и длительность удара, можно, используя предлагаемую методику, рассчитать несущую способность грунта и его плотность в месте посадки [21].

Обеспечение посадки СА с допустимыми перегрузками особенно актуально для возвращаемых на Землю аппаратов с грунтом. Конструкция СА для подтверждения расчетных максимальных перегрузок должна быть проверена на прочность при проведении бросковых испытаний. Кроме того, для исключения микробиологического загрязнения поверхности района посадки, капсула с грунтом должна оставаться герметичной после посадки СА на любой грунт.

Успешная посадка на Землю возвращаемого аппарата «Луна – 16» с образцами лунной породы (рисунок 8) стала возможной благодаря исключительно продуманному подходу разработчиков станции при выборе основных конструктивных решений, расчету функционирования основных систем и большому объему испытаний.

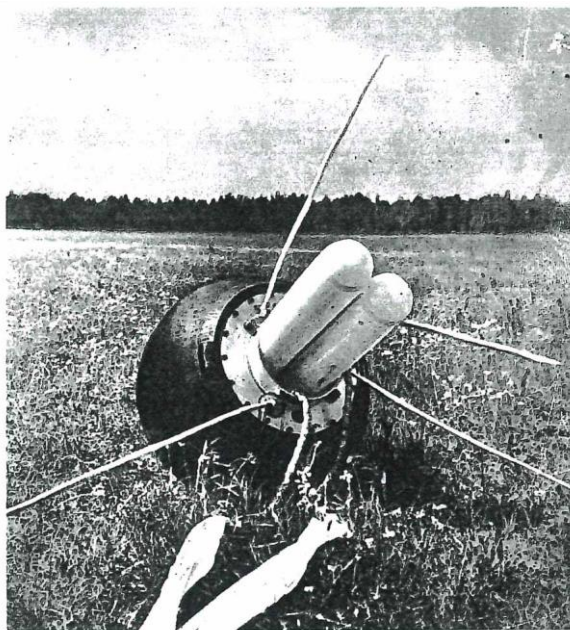


Рис. 8. Посадка на Землю возвращаемого аппарата «Луна - 16».

Список источников

1. Кемурджиан А.Л., Громов В.В., Черкасов И.И., Шварев В.В. Автоматические станции для изучения поверхностного покрова Луны. - М.: Машиностроение, 1976. – 200 с.
2. Базилевский А.Т., Григорьев Е.И., Ермаков С.Н. и др. Проектирование спускаемых автоматических космических аппаратов: Опыт разработки диалоговых процедур. - М.: Машиностроение, 1985. – 264 с.
3. Баженов В.И., Осин М.С. Посадка космических аппаратов на планеты. - М.: Машиностроение, 1978. – 159 с.
4. Берников А.С., Петров Ю.А., Сергеев Д.В., Штокал А.О. 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>. DOI: [10.34759/trd-2021-121-10](https://doi.org/10.34759/trd-2021-121-10).

5. Аверьянов И.О. Исследование динамики вертикального парашютного приземления объекта с системой амортизации // Труды МАИ. 2022. № 127. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=170322>. DOI: [10.34759/trd-2022-127-02](https://doi.org/10.34759/trd-2022-127-02)

6. Максимов С.А., Наумченко В.П., Илюшин П.А., Пикунов Д.Г., Соловьёв А.В. Анализ системы амортизации и демпфирования бесплатформенного инерциального измерительного прибора // Труды МАИ. 2023. № 129. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=173032>. DOI: [10.34759/trd-2023-129-20](https://doi.org/10.34759/trd-2023-129-20)

7. Сагомоян А.Я. Удар и проникание тел в жидкость. – М.: Изд-во Московского университета, 1986. – 172 с.

8. Цытович Н.А. Механика грунтов. - М.: Высшая школа, 1973. – 280 с.

9. Мороз В.И. Физика планет. - М.: Наука, 1967. – 496 с.

10. Бухгольц Н.Н. Основной курс теоретической механики: В 2-х ч. - М.: Наука, 1965. Ч. 1. – 468 с., 1966. Ч. 2. – 332 с.

11. Лойцянский Л.Г., Лурье А.И. Курс теоретической механики. - М.: Наука, 2006. Т. 2. – 720 с.

12. Базилевский А.Т., Маленков М.И., Волов В.А. и др. Оценка прочности лунного грунта по глубине колеи колес луноходов // Астрономический вестник. Исследования Солнечной системы. 2021. Т. 55. № 4. С. 291-315. DOI: [10.31857/S0320930X21040010](https://doi.org/10.31857/S0320930X21040010)

13. Богачев В.А., Петров Ю.А., Берников А.С., Сергеев Д.В. Исследование влияния различных факторов на съезд планетохода по трапам посадочного модуля // Труды

МАИ. 2022. № 127. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=170324>. DOI: [10.34759/trd-2022-127-04](https://doi.org/10.34759/trd-2022-127-04)

14. Ендогур А.И., Вайнберг М.В., Иерусалимский К.М. Сотовые конструкции. - М.: Машиностроение, 1986. – 200 с.

15. Петров Ю.А., Макаров В.П., Колобов А.Ю., Алешин В.Ф. Посадочные устройства космических аппаратов (КА) на основе пенопластов и сотоблоков // Наука и образование: научное издание МГТУ им. Н.Э. Баумана. 2010. № 4. URL: <http://engineering-science.ru/doc/141542.html>

16. Элементы упруго-пластические амортизаторы пластического типа. Методика расчета. ОСТ 92-9011-78. - М.: МО СССР, 1978. - 247 с.

17. Алексеев В., Минчин С. Венера раскрывает тайны. - М.: Машиностроение, 1975. – 96 с.

18. Сагомоян А.Я. Удар и проникание тел в жидкость. - М.: Изд-во Московского университета, 1986. – 172 с.

19. Авдонин А.С., Фигуровский В.И. Расчет на прочность летательных аппаратов. - М.: Машиностроение, 1985. – 434 с.

20. Иванов Н.М., Мартынов А.И. Управление движением космического аппарата в атмосфере Марса. - М.: Наука, 1977. – 416 с.

21. Ксанфомалити Л.В. Планета Венера. - М.: Наука, 1985. – 376 с.

References

1. Kemurdzhian A.L., Gromov V.V., Cherkasov I.I., Shvarev V.V. *Avtomaticheskie stantsii dlya izucheniya poverkhnostnogo pokrova Luny* (Automatic stations for studying the surface cover of the Moon), Moscow, Mashinostroenie, 1976, 200 p.
2. Bazilevskii A.T., Grigor'ev E.I., Ermakov S.N. et al. *Proektirovanie spuskaemykh avtomaticheskikh kosmicheskikh apparatov. Opyt razrabotki dialogovykh protsedur* (Designing descent automatic spacecraft. Experience of development of dialog procedures), Moscow, Mashinostroenie, 1985, 264 p.
3. Bazhenov V.I., Osin M.S. *Posadka kosmicheskikh apparatov na planety* (Spacecraft planets touchdown), Moscow, Mashinostroenie, 1978, 159 p.
4. Bernikov A.S., Petrov Yu.A., Sergeev D.V., Shtokal A.O. *Trudy MAI*, 2021, no. 121. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=162657>. DOI: [10.34759/trd-2021-121-10](https://doi.org/10.34759/trd-2021-121-10)
5. Aver'yanov I.O. *Trudy MAI*, 2022, no. 127. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=170322>. DOI: [10.34759/trd-2022-127-02](https://doi.org/10.34759/trd-2022-127-02)
6. Maksimov S.A., Naumchenko V.P., Ilyushin P.A., Pikunov D.G., Solov'ev A.V. *Trudy MAI*, 2023, no. 129. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=173032>. DOI: [10.34759/trd-2023-129-20](https://doi.org/10.34759/trd-2023-129-20)
7. Sagomonyan A.Ya. *Udar i pronikanie tel v zhidkost* (Impact and penetration of bodies into liquid), Moscow, Izd-vo Moskovskogo universiteta, 1986, 172 p.
8. Tsytovich N.A. *Mekhanika gruntov* (Mechanics of soils), Moscow, Vysshaya shkola, 1973, 280 p.
9. Moroz V.I. *Fizika planet* (Physics of planets), Moscow, Nauka, 1967, 496 p.

10. Bukhgol'ts N.N. *Osnovnoi kurs teoreticheskoi mekhaniki. V 2 chastyakh* (Basic course of theoretical mechanics. In 2 parts), Moscow, Nauka. Part. 1, 1965, 468 p. Part 2, 1966, 332 p.
11. Loitsyanskii L.G., Lur'e A.I. *Kurs teoreticheskoi mekhaniki* (Course of theoretical Mechanics), Moscow, Nauka, 2006, vol. 2, 720 p.
12. Bazilevskii A.T., Malenkov M.I., Volov V.A. et al. *Astronomicheskii vestnik. Issledovaniya Solnechnoi sistemy*, 2021, vol. 55, no. 4, pp. 291-315. DOI: [10.31857/S0320930X21040010](https://doi.org/10.31857/S0320930X21040010)
13. Bogachev V.A., Petrov Yu.A., Bernikov A.S., Sergeev D.V. *Trudy MAI*, 2022, no. 127. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=170324>. DOI: [10.34759/trd-2022-127-04](https://doi.org/10.34759/trd-2022-127-04)
14. Endogur A.I., Vainberg M.V., Ierusalimskii K.M. *Sotovye konstruksii* (Cellular constructions), Moscow, Mashinostroenie, 1986, 200 p.
15. Petrov Yu.A., Makarov V.P., Kolobov A.Yu., Aleshin V.F. *Nauka i obrazovanie: nauchnoe izdanie MGTU im. N.E. Baumana*, 2010, no. 4. URL: <http://engineering-science.ru/doc/141542.html>
16. *Elementy uprugo-plasticheskie amortizatorov plasticheskogo tipa. Metodika rascheta. OST 92-9011-78* (Industry Standard. Elastic-plastic elements of plastic-type shock absorbers. Calculation methodology. OST 92-9011-78), Moscow, MO SSSR, 1978, 247 p.
17. Alekseev V., Minchin S. *Venera raskryvaet tainy* (Venus reveals secrets), Moscow, Mashinostroenie, 1975, 96 p.
18. Sagomonyan A.Ya. *Udar i pronikanie tel v zhidkost'* (Impact and penetration of bodies into liquid), Moscow, Izd-vo Moskovskogo universiteta, 1986, 172 p.

19. Avdonin A.S., Figurovskii V.I. *Raschet na prochnost' letatel'nykh apparatov.* (Calculation of the strength of aircraft), Moscow, Mashinostroenie, 1985, 434 p.
20. Ivanov N.M., Martynov A.I. *Upravlenie dvizheniem kosmicheskogo apparata v atmosfere Marsa* (Spacecraft motion control in the atmosphere of Mars), Moscow, Nauka, 1977, 416 p.
21. Ksanfomaliti L.V. *Planeta Venera* (Planet Venus), Moscow, Nauka, 1985, 376 p.

Статья поступила в редакцию 13.11.2023

Одобрена после рецензирования 23.11.2023

Принята к публикации 25.12.2023

The article was submitted on 13.11.2023; approved after reviewing on 23.11.2023; accepted for publication on 25.12.2023