

## **Имитация мягкой посадки в земных условиях**

**Малышев В.В., Старков А.В.,\* Титков М.А.\*\***

*Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), МАИ, Волоколамское шоссе, 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993,*

*Россия*

*\*e-mail: [starkov@spacelab.pro](mailto:starkov@spacelab.pro)*

*\*\*e-mail: [titkov@spacelab.pro](mailto:titkov@spacelab.pro)*

### **Аннотация**

В работе представлена модель движения космического аппарата при мягкой посадке, способы имитации мягкой посадки и предполагаемые размеры стенда для проведения бросковых испытаний в земных условиях.

**Ключевые слова:** космический аппарат, посадочный модуль, стенд бросковых испытаний.

### **Введение**

Космические аппараты, с помощью которых происходит изучение Солнечной системы, вносят большой вклад в развитие естественных наук. Если раньше человек мог только наблюдать движение небесных тел, а так же изучать на расстоянии, то сейчас научно-технический прогресс позволяет произвести небесных тел Солнечной Системы. Возможность детального изучения небесных тел после посадки на их поверхность изменяет саму

методологию науки, которая уже сейчас широко использует возможность средств и подходов, применяемых в комплексе наук о Земле.

Основными задачами космических аппаратов (КА) является сближение с поверхностью планеты на приемлемой скорости, посадка, работа на поверхности и, возможно, взлет с поверхности для доставки возвращаемого аппарата на землю с грузом или ценной информацией. Для обеспечения надежного решения всех этих задач при проектировании КА необходимо учитывать условия в окрестностях изучаемого тела и на его поверхности: наличие или отсутствие атмосферы, ускорение свободного падения, а также ее свойства, характеристики рельефа и пород поверхности. Все эти параметры предъявляют высокие требования к конструкции КА.

В статье рассматривается заключительный этап полета КА (начиная с высот 30—10 м над поверхностью планеты), включающего момент контакта аппарата с грунтом, скольжение по грунту и, полная остановка аппарата на поверхности в положении, которое является исходным для последующего функционирования аппарата на данном небесном теле.

Для успешного выполнения задачи прилунения большое значение имеет вид и структура лунной поверхности. Многочисленные продолжительные исследования показали, что основными лунными породами являются [8]:

1. Морские базальты, более или менее богатые железом и титаном;
2. Материковые базальты, богатые камнем, редкоземельными элементами и фосфором;

3. Алюминиевые материковые базальты – возможный результат ударного плавления;

4. Магматические породы, такие, как анортозиты, пироксениты и дуниты.

На Луне принято выделять области двух типов [8]: светлые - материковые, занимающие 83% площади лунного шара, и темные - морские, составляющие 17%. Материки отличаются более высокой отражательной способностью, наличием значительных неровностей и множеством кратеров разных размеров и степени сохранности вала. Моря - относительно ровные области с меньшим количеством кратеров; они лежат ниже уровня материковой поверхности. Например, Море Дождей расположено на 3 км ниже, а Море Влажности на 2 км ниже окружающей местности.

Учет особенностей поверхности для моделирования этапа прилунения с использованием КА требует разработки новых теоретических и экспериментальных методов исследований, так как этап посадки, характеризуемый значительными (по сравнению с другими этапами) действующими нагрузками, аппаратными перегрузками и возможностью опрокидывания аппарата, является критическим для всей экспедиции. Такие характеристики процесса посадки объясняются большой энергией, накопленной спускаемым аппаратом к моменту посадки, а так же совокупностью многих неблагоприятных случайных действующих погрешностей и факторов: рельефом и физико-механическими характеристиками места посадки, начальными характеристиками и

ориентацией аппарата, упругостью его конструкции и др. Очевидно, что в таких условиях полная оценка надежности всего этапа посадки возможна лишь при глубоком и всестороннем аналитическом исследовании характеристик спускаемого аппарата, зависящем от наличия математических моделей процесса и расчетных (или расчетно-экспериментальных) методов организации расчетов.

Для определения критических углов подходов и предельных скоростей допустимых при посадке применяются стенды бросковых испытаний. Испытательный стенд предназначен для экспериментального изучения процесса мягкой посадки космических аппаратов на Луну, Марс и другие планеты с помощью полномассового динамически подобного макета. Испытательный стенд позволяет провести в наземных условиях исследование устойчивости космического аппарата при мягкой посадке, оценить действующие на него перегрузки, выбрать оптимальную по массе конструкцию посадочного устройства и отработать его энергопоглощающие элементы, применение сменного слоя посадочной поверхности, имитирующей грунт позволит максимально повторить поверхность Луны и других планет[2],[5].

Для решения задачи о пространственном движении КА необходимо выполнение двух численных процессов [5]:

1. Вычисление всех силовых факторов, действующих на тело, во время движения;

2. Решение системы дифференциальных уравнений, в интервале времени, начинающегося с момента непосредственно перед началом касания и заканчивающегося в момент полной остановки КА.

Алгоритм работы программы заключается в последовательном выполнении следующих действий:

1. Ввод начальных условий движения аппарата;
2. Разбиение опор аппарата на малые поверхности, для вычисления нормального и касательного сопротивлений;
3. Начало цикла;
4. Вычисление нормальных и касательных скоростей;
5. Определение силовых факторов, действующих на каждую площадку опоры аппарата, вступившую в контакт с грунтом;
6. Определение суммарных силовых факторов, действующих на опоры;
7. Проверка условий полной остановки аппарата;
8. Конец цикла;
9. Вывод результатов;
10. Конец.

Для исследования динамики посадки используются две системы координат (СК)[3]:

1. Инерциальная СК,  $O_N X'_N Y'_N Z'_N$ , связанная с поверхностью, имитирующий грунт планеты;

2. Подвижная СК, жестко связанная с аппаратом OXYZ: начало СК в центре масс аппарата, оси совпадают с главными центральными осями инерции спускаемого аппарата (СА).

Для описания пространственного движения КА при мягкой посадки, необходимо составить и решить систему динамических уравнений [5].

Уравнение движения центра масс аппарата будет выглядеть так [5]:

$$m\bar{W}_O = \bar{F}; \quad (1)$$

где  $m$  – масса аппарата,  $\bar{W}_O$  – ускорение центра масс аппарата,  $\bar{F}$  – вектор сил сопротивления со стороны преграды, амортизаторов и силы тяжести, в следующей главе эти силы будут рассмотрены, отдельно.

Ускорение точки  $O$  можно представить как [5]:

$$W_{Ox} = \dot{V}_{Ox}; \quad (2)$$

$$W_{Oy} = \dot{V}_{Oy}; \quad (3)$$

$$W_{Oz} = \dot{V}_{Oz}; \quad (4)$$

где  $\bar{V}_O$  – скорость точки  $O$  в инерциальной системе координат, которая равна:

$$V_{Ox} = \dot{X}; \quad (5)$$

$$V_{Oy} = \dot{Y}; \quad (6)$$

$$V_{Oz} = \dot{Z}; \quad (7)$$

где  $X, Y, Z$  – это координаты центра масс аппарата, уравнения движения аппарата примет вид:

$$m\dot{V}_{OX} = G_X + F_X + F_{AX}; \quad (8)$$

$$m\dot{V}_{OY} = G_Y + F_Y + F_{AY}; \quad (9)$$

$$m\dot{V}_{OZ} = G_Z + F_Z + F_{AZ}; \quad (10)$$

где  $G_X, G_Y, G_Z$  – проекция силы тяжести на оси OXYZ, где  $F_X, F_Y, F_Z$  – проекция силы сопротивления грунта на оси OXYZ,  $F_{AX}, F_{AY}, F_{AZ}$  – силы амортизации на оси OXYZ.

Моменты, действующие относительно центра масс аппарата, равны [5]:

$$M_X = I_X \frac{d\omega_X}{dt} + (I_Z - I_Y)\omega_Y\omega_Z; \quad (11)$$

$$M_Y = I_Y \frac{d\omega_Y}{dt} + (I_X - I_Z)\omega_X\omega_Z; \quad (12)$$

$$M_Z = I_Z \frac{d\omega_Z}{dt} + (I_Y - I_X)\omega_X\omega_Y. \quad (13)$$

Кинематические уравнения Эйлера [1], [2]:

$$\omega_X = \dot{\vartheta} \cdot \sin \psi + \dot{\gamma}; \quad (14)$$

$$\omega_Y = \dot{\vartheta} \cdot \cos \psi \cdot \sin \gamma + \dot{\psi} \cdot \cos \gamma; \quad (15)$$

$$\omega_Z = \dot{\vartheta} \cdot \cos \psi \cdot \cos \gamma - \dot{\psi} \cdot \sin \gamma. \quad (16)$$

Уравнения Эйлера, разрешенные относительно производных углов, выглядят так [2]:

$$\dot{\psi} = \frac{\omega_Y \cdot \cos\gamma - \omega_Z \cdot \sin\gamma}{\cos\vartheta}; \quad (17)$$

$$\dot{\vartheta} = \omega_Y \cdot \sin\gamma + \omega_Z \cdot \cos\gamma; \quad (18)$$

$$\dot{\gamma} = \omega_X - \operatorname{tg}\vartheta(\omega_Y \cdot \cos\gamma - \omega_Z \cdot \sin\gamma); \quad (19)$$

Систему уравнений, описывающую пространственное движение КА, можно получить из формул ((8)) – ((19)) [1],[2],[5]:

$$\left. \begin{aligned} m\dot{V}_{OX} &= G_X + F_X + F_{AX} \\ m\dot{V}_{OY} &= G_Y + F_Y + F_{AY} \\ m\dot{V}_{OZ} &= G_Z + F_Z + F_{AZ} \\ M_X &= I_X \frac{d\omega_X}{dt} + (I_Z - I_Y)\omega_Y\omega_Z \\ M_Y &= I_Y \frac{d\omega_Y}{dt} + (I_X - I_Z)\omega_X\omega_Z \\ M_Z &= I_Z \frac{d\omega_Z}{dt} + (I_Y - I_X)\omega_X\omega_Y \\ \omega_X &= \dot{\vartheta} \cdot \sin\psi + \dot{\gamma} \\ \omega_Y &= \dot{\vartheta} \cdot \cos\psi \cdot \sin\gamma + \dot{\psi} \cdot \cos\gamma \\ \omega_Z &= \dot{\vartheta} \cdot \cos\psi \cdot \cos\gamma - \dot{\psi} \cdot \sin\gamma \\ \dot{\psi} &= \frac{\omega_Y \cdot \cos\gamma - \omega_Z \cdot \sin\gamma}{\cos\vartheta} \\ \dot{\vartheta} &= \omega_Y \cdot \sin\gamma + \omega_Z \cdot \cos\gamma \\ \dot{\gamma} &= \omega_X - \operatorname{tg}\vartheta(\omega_Y \cdot \cos\gamma - \omega_Z \cdot \sin\gamma) \end{aligned} \right\} \quad (20)$$

После момента касания посадочного устройства (ПУ) с грунтом, на КА действуют следующие силы [5]:

1. Сила воздействия корпуса (через элементы ПУ);
2. Сила реакции грунта и сила трения о грунт;
3. Сила тяжести.

Описание удара твердого тела о поверхность грунта и проникание его в грунт является трудной задачей и представляет интерес во многих сферах. Трудности, связанные с движением в грунте, обусловлены многообразием их свойств. Аппроксимируем форму опор аппаратов для упрощения математической модели динамики грунта (Рисунок 1 Используемая форма опоры во время математического моделирования) [3],[4],[5],[7].

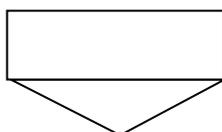


Рисунок 1 Используемая форма опоры во время математического моделирования

В работах [3],[4],[5],[7] приведен способ определения силовых факторов, нормальное и касательное сопротивления на поверхность проникающего тела будет вычисляться по формуле:

$$\sigma_n = Av_n^2 + Bv_n + C; \quad (21)$$

$$\sigma_\tau = \mu\sigma_n. \quad (22)$$

где  $\sigma_n$  – нормальное сопротивление,  $\sigma_\tau$  – касательное сопротивление,  $A, B, C$ , – коэффициенты, характеризующие свойства грунта (коэффициенты, характеризующие инерционную ( $A$ ), вязкостную ( $B$ ) и прочностную ( $C$ ) составляющую среды[7], подробная методика расчета так же приведена в работах [3],[4],[5]),  $\mu$  – коэффициент трения грунта о опору.

При вычислении силовых факторов на боковой поверхности тела, которая при проникании взаимодействует с инерционно расширяющейся средой, приводимой в движение лобовой частью, скорость движения среды в окрестности рассматриваемых точек боковой поверхности учитывается через  $v_n$ [5], которая находится:

$$v_n = (\bar{v} - \bar{v}_e)\bar{n}; \quad (23)$$

где  $v_n$  — проекция скорости рассматриваемой точки на нормаль к поверхности в этой точке,  $\bar{v}$  — скорость рассматриваемой точки тела,  $\bar{v}_e$  — скорость инерционно расширяющейся среды в окрестности, рассматриваемой точки,  $\bar{n}$  — вектор нормали в рассматриваемой точке боковой поверхности тела.

Проекции скорости на нормаль к поверхности в каждой точке определяют как [5]:

$$v_n = v_x n_x + v_y n_y + v_z n_z. \quad (24)$$

Касательная составляющей скорости будет равна:

$$v_\tau = \sqrt{v_{\tau X}^2 + v_{\tau Y}^2 + v_{\tau Z}^2}; \quad (25)$$

$$\tau_X = \frac{v_{\tau X}}{v_\tau}, \tau_Y = \frac{v_{\tau Y}}{v_\tau}, \tau_Z = \frac{v_{\tau Z}}{v_\tau}; \quad (26)$$

Сила сопротивления и ее момент определяются из следующих уравнений [5]:

$$\bar{F} = - \sum_{i=1}^N \int_{S_{ki}} (\sigma_n \bar{n}_i + \sigma_\tau \bar{\tau}_i) dS_i; \quad (27)$$

$$\bar{M} = - \sum_{i=1}^N \int_{S_{ki}} \bar{\rho}_i \times (\sigma_n \bar{n}_i + \sigma_\tau \bar{\tau}_i) dS_i; \quad (28)$$

где  $i$  — индекс, показывающий на какой характерной поверхности тела (сферической, цилиндрической и т.п.) определяются силовые факторы;  $S_{ki}$  — часть  $i$ -й поверхности, находящейся в контакте с преградой;  $\bar{n}_i$  — единичный вектор нормали;  $\bar{\tau}_i$  — единичный вектор касательной к поверхности;  $dS_i$  — элементарная площадка на  $i$ -й поверхности;  $\bar{\rho}_i$  — радиус—вектор рассматриваемой точки тела в связанной системе координат.

Выражения для  $\bar{n}_i$ ,  $dS_i$ ,  $\bar{\rho}_i$  целиком определяются геометрией тела, и для каждой поверхности записываются по-своему [5].

Стенд должен иметь возможность обеспечивать проведение испытаний по отработке динамики посадки при следующих условиях [6]:

- масса макета посадочного модуля от 520 до 850 килограмм (в зависимости от комплектности);

- вертикальная составляющая скорости подхода полномасштабного макета до 5 м/с;
- горизонтальная составляющая скорости подхода полномасштабного макета от 0 м/с до 2 м/с;
- угол подхода между продольной осью макета и вертикалью к поверхности находится в диапазоне от – 20 до 20 градусов;
- ориентация опор макета относительно вектора горизонтальной составляющей скорости в диапазоне от – 90 до 90 градусов.

Одной из основных систем стенда является система разгрузки. Способы разгрузки натурального макета, применяемые для достижения задачи успешного прилунения, являются сложными с технической точки зрения системами и могут быть реализованы различными конструктивными средствами, относящимися к двум следующим группам:

- разгрузка при помощи специальных реактивных двигателей, устанавливаемых на макете (создание безстендовых летающих макетов ПА) Такой вариант разгрузки позволяет получить наибольшую точность имитации полета межпланетного корабля. Однако для того, чтобы в качестве летающего макета можно было использовать натуральный макет межпланетного корабля, необходимо установить на него не один разгружающий двигатель, а несколько с суммарным вектором тяги, проходящим через центр масс системы;

- разгрузка при помощи стендовых механизмов, состоящих из следящего подвижного устройства с разгружающим приспособлением (создание стендовых натуральных макетов ПА). Этот вариант разгрузки при помощи стендовых механизмов является наиболее приемлемым вариантом разгрузки с точки зрения более низкой стоимости и большого числа проводимых испытаний.

В связи с тем, что допустимое отклонение значений усилия разгрузки от его номинальной величины, определяемой из условий подобия явлений, составляет 1—3%, то это может приниматься за основной критерий.

В наклонном стенде бросковых испытаний реализована наиболее простая схема разгрузки. Макет спускаемого аппарата, подвешенный на тросе, осуществляет соприкосновения с наклонной поворотной платформой и имитатором грунта лунной поверхности. Данный вид разгрузки наилучшим образом представляет силы, которые действуют на космический аппарата в момент посадки на Луну.

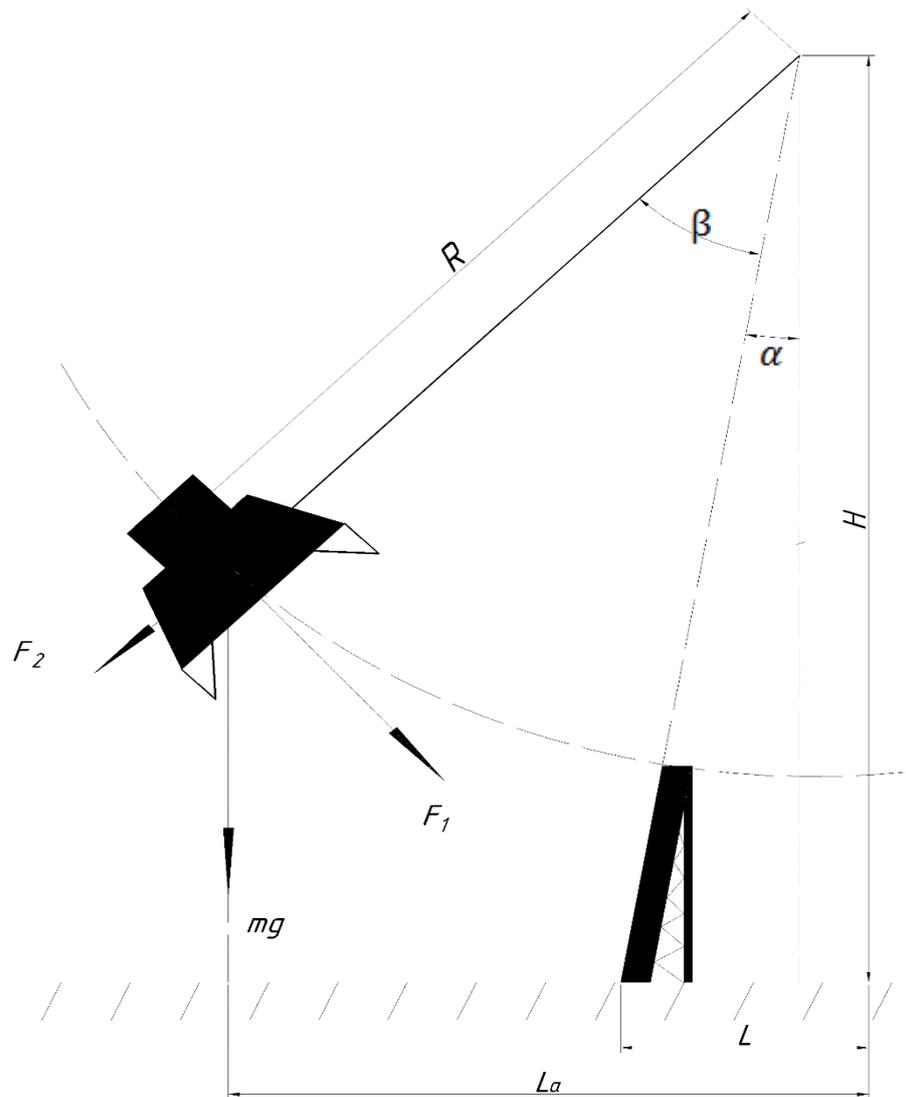


Рисунок 2. Схема наклонного стенда для проведения расчетов

Точность моделирования лунного ускорения свободного падения напрямую будет зависеть от высоты точки подвеса  $H$  и от удаления от точки равновесия имитирующей поверхности  $L$  (Рисунок 2. Схема наклонного стенда для проведения расчетов), так как сила направленная перпендикулярно площадке в момент удара о площадку будет определяться по формуле:

$$F_1 = mg \sin \alpha; \quad (29)$$

$$\alpha = \operatorname{arctg} \frac{L}{H} = \operatorname{arcsin} \frac{g_{\text{Л}}}{g_{\text{З}}}; \quad (30)$$

$$L = H \cdot \operatorname{tg} \alpha; \quad (31)$$

Здесь  $g_{\text{Л}}$  и  $g_{\text{З}}$  – ускорения свободного падения на Луне и Земле, соответственно, равные  $1,62 \text{ м/с}^2$  и  $9,81523 \text{ м/с}^2$ .

Как известно из закона сохранения энергии, сумма кинетической и потенциальной энергий является величиной постоянной:

$$E_{\text{К}} + E_{\text{П}} = \text{const}; \quad (32)$$

При этом:

$$E_{\text{П}} = mgh; \quad (33)$$

$$E_{\text{К}} = \frac{mv^2}{2}. \quad (34)$$

В случае с физическим маятником, кинетическая и потенциальная энергии будут определяться следующий образом [1]:

$$E_{\text{П}} = mgR(1 - \cos \varphi); \quad (35)$$

$$E_{\text{К}} = \frac{I\dot{\varphi}^2}{2}; \quad (36)$$

где  $I$  - момент инерции,  $\varphi$  - угол отклонения от точки равновесия,  $h$  - высота, на которую поднято тело,  $m$  - масса тела.

Из вышесказанного делаем вывод что, энергия в момент удара будет равна энергии в момент начала движения. Используя формулу (32) запишем равенство:

$$E_{K_0} + E_{П_0} = E_{K_K} + E_{П_K}; \quad (37)$$

где индексы «0» и «K» соответствуют начальному и конечному моментам времени.

Подставим в соотношение (37) формулы для кинетической и потенциальной энергии (35),(36) чтобы в дальнейшем определить угол отклонения макета  $\varphi_0$ :

$$\frac{I\dot{\varphi}_0^2}{2} + mgR(1 - \cos \varphi_0) = \frac{I\dot{\varphi}_K^2}{2} + mgR(1 - \cos \varphi_K); \quad (38)$$

$$h_K = R(1 - \cos \alpha); \quad (39)$$

Исходя из условия, что нам известны скорости в начальный и конечный моменты времени и высота в конце пути, выражаем высоту, на которую нужно поднять тело (формула (39)), подставляем ее в формулу (38):

$$\varphi_0 = \arccos \left( 1 - \frac{\frac{I\dot{\varphi}_K^2}{2} + mgh_K}{mgR} \right). \quad (40)$$

Исходя из формулы (30), расстояние удаления макета  $L_A$  от точки равновесия будет равно:

$$L_A = R \cdot tg \beta; \quad (41)$$

На реальном стенде обеспечить идеальную точность подвеса макета, выставки его на устройстве сброса и придание макету нужной

пространственной ориентации невозможно. Поэтому целесообразно выбрать такие параметры стенда, которые обеспечат наилучшее моделирование лунного ускорения при наличии ошибок выставки параметров моделирования. Максимальная возможная точность установки точки подвеса, площадки и удаление аппарата от точки равновесия принимается дециметровая, а размеры стенда берутся по аналогии со стендом НПО имени Лавочки [6], построенным в 1965г.

Основным критерием выбора оптимального размера стенда принимается точность имитации лунного ускорения (Рисунок 3. Отклонение имитируемого ускорения от заданной величины в процентном отношении).

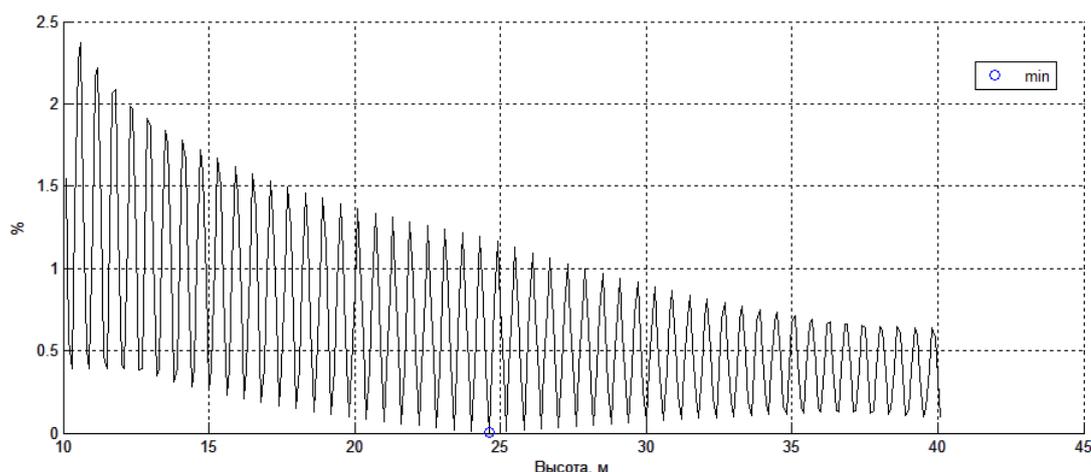


Рисунок 3. Отклонение имитируемого ускорения от заданной величины в процентном отношении

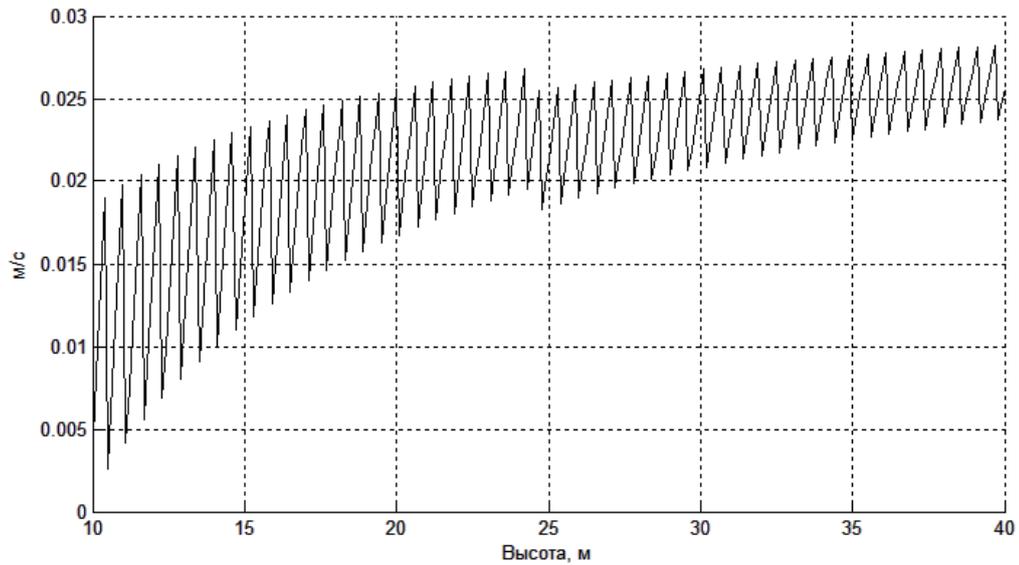


Рисунок 4. Отклонение имитируемой вертикальной составляющей скорости высоты точки подвеса.

Из Рисунок 4. Отклонение имитируемой вертикальной составляющей скорости высоты точки подвеса.4 видно, что максимальное отклонение от имитируемых скоростей не будет превышать 3%, а ускорение, будет отклоняться от заданного на 0.001295%, при длине троса 24.5 м и удалении площадки на расстояние 4.1 м (при ускорении свободного падения на Земле равного  $9.81523 \text{ м/с}^2$ , при ускорении свободного падения на Луне равного  $1.62 \text{ м/с}^2$ ). Величина вертикальной составляющей скорости будет равна  $4.970760367354469 \text{ м/с}$  (отклонение от заданного значения 0.584793 %), при отклонении аппарата 9.3 м.

Таким образом, предлагается установить точку подвеса на высоте 27 м, а площадку на расстоянии 4.1 м. Для имитации заданных скоростей в вертикальной плоскости необходимо перемещать макет на расстоянии от

4.1 м до 9.3 м. и на расстоянии от 4.2 м до 5.2 м, для имитации горизонтальной составляющей скорости.

### **Библиографический список**

1. Бухгольц Н.Н. Основы курса теоретической механики. - М.: Наука, 1965. -468 с.
2. Баженов В.И., Осин М.И. Посадка космических аппаратов на планеты. - М.: Машиностроение, 1978. – 159 с.
3. Велданов В.А., Марков В.А., Пусев В.И., Ручко А.М., Селиванов В.В., Сотский М.Ю., Федоров С.В. Применение акселерометрии для исследования динамических механических свойств материалов в усложненных условиях проведения измерений // Электронный журнал «Наука и образование», 2012, выпуск №8: <http://technomag.edu.ru/issue/425218.html> (дата публикации 08.2012).
4. Велданов В.А., Марков В.А., Пусев В.И., Ручко А.М., Сотский М.Ю., Федоров С.В. Расчет проникания недеформируемых ударников в малопрочные преграды с использованием данных пьезоакселерометрии // Журнал технической физики. 2011. Том 81. №7. С. 94-104.
5. Корянов В.В. Методика расчета параметров динамики движения спускаемого аппарата при жесткой посадке на поверхность планеты // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Машиностроение. 2009. №1 (74). С. 30 – 42.
6. Макаров В.П., Маркачев Н.А., Захаров Ю.В., Гришин С.А., Голиков Г.В. Создание и совершенствование стенда бросковых испытаний

автоматических космических аппаратов. // Вестник ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина». 2013. №1 (17). С. 56 – 62.

7. Сагомоян А.Я. Проникание. – М.: Изд-во МГУ, 1974.- 299 С.

8. Барсуков В.Л. Лунный грунт из Моря Кризисов. - М.: Наука, 1980.- 362 С.