



На правах рукописи
УДК 269.78

Титков Михаил Алексеевич

**ФОРМИРОВАНИЕ ОБЛИКА СТЕНДА БРОСКОВЫХ
ИСПЫТАНИЙ И ПОЛНОМАССОВОГО МАКЕТА
СПУСКАЕМОГО АППАРАТА ДЛЯ ПОЛУНАТУРНОЙ
ИМИТАЦИИ ПОСАДКИ НА ЛУНУ В ЗЕМНЫХ
УСЛОВИЯХ**

Специальность 05.07.09

«Динамика, баллистика, управление движением
летальных аппаратов»

АВТОРЕФЕРАТ

диссертация на соискание ученой степени
кандидата технических наук

МОСКВА
2017

Работа выполнена на кафедре «Системный анализ и управление» Федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» (МАИ).

Научный руководитель: Малышев Вениамин Васильевич, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой «Системный анализ и управление» Московского авиационного института (национального исследовательского университета) (МАИ)

Официальный оппонент: Михайлов Михаил Васильевич, доктор технических наук, профессор, начальник сектора ПАО «РКК «Энергия»
Корянов Всеволод Владимирович, кандидат технических наук, доцент, первый заместитель заведующего кафедрой СМ-3 МГТУ имени Н.Э. Баумана.

Ведущая организация: Федеральное государственное унитарное предприятие научно-производственное объединение имени С.А. Лавочкина, (ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», 141400, г. Химки, Московская область, ул. Ленинградская, д. 24)

Защита состоится «21» декабря 2017г. в 16.00 часов на заседании диссертационного совета Д 212.125.12 в Федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» (МАИ) по адресу: 125993, г. Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д.4, в аудитории 302.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке Федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» (МАИ) по адресу: 125993, г. Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д.4, а также на сайте института по адресу: https://www.mai.ru/events/defence/index.php?ELEMENT_ID=85134

Автореферат разослан «___» _____ 2017г.

Отзывы, заверенные печатью, просим высылать по адресу: 125993, г. Москва, ГСП-3, А-80, Волоколамское шоссе, д.4, Ученый совет МАИ.

Ученый секретарь
диссертационного совета Д 212.125.12,
к.т.н., доцент -

 А.В. Старков

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы работы обусловлена требованиями федеральной космической программы РФ на 2016–2025 годы, предусматривающей запуск не менее 5 космических аппаратов (КА) для углубленных исследований Луны, как с орбиты, так и с ее поверхности. Сложность процессов, происходящих при отработке безопасной посадки КА, требует проведения полунатурных испытаний, вследствие недостаточной адекватности моделей аналитических исследований. Одним из способов, позволяющих оценить конструктивные особенности посадочного модуля КА, совместное использование натурального и математического моделирования в рамках единого стенда полунатурного моделирования мягкой посадки на поверхность Луны, методике разработки, которого посвящена представляемая диссертационная работа.

Кроме этого анализ публикаций на данную тему и результаты работ, выполненных авторами: О.М. Алифановым, А.Г. Арутюняном, В.И. Баженовым, В.Н. Бакулиным, В.А. Воронцовым, Е.И. Григорьевым, А.М. Защириным, В.П. Казаковцевым, В.В. Коряновым, М.И. Осиним, К.М. Пичхадзе, П.А. Пономаревым, О.А. Сапрыкиным, В.С. Финченко позволил определить основные особенности построения стенда и макета спускаемого аппарата (СА) для полунатурных испытаний, а также пути исследований, направленных на определение общих принципов и методов решения поставленной задачи. В работах этих авторов излагались теоретические основы и методы моделирования посадки на поверхность планеты, динамики грунта, основные принципы методики проведения испытаний в земных условиях.

Все вышесказанное подчеркивает актуальность выбранной темы диссертации, в которой была получена методика разработки стенда полунатурного моделирования мягкой посадки на Луну. Объектом исследования в диссертационной работе выступает маятниковый стенд бросковых испытаний для полунатурной отработки динамики посадки СА в земных условиях.

Предметом исследования диссертационной работы является компоновка стенда отработки динамики мягкой посадки.

Цель и решаемые задачи диссертационной работы заключаются в создании методики разработки стенда полунатурного моделирования мягкой посадки на поверхность планеты.

В процессе выполнения диссертационной работы на основе анализа причин возникновения нештатных ситуаций при мягкой посадке предложена методика разработки стенда полунатурного моделирования мягкой посадки на поверхность Луны и решены следующие задачи:

- выбраны основные направления отработки мягкой посадки в земных условиях;

- сформированы требования к средствам наземной отработки посадки на поверхность Луны;
- разработана математическая модель движения СА на стенде и поверхности Луны;
- разработана модель имитации грунта и цифровая модель местности;
- сформированы критерии оценки различных моделей движения СА, используемых в разработанной методике.
- разработана методика построения стенда полунатурного моделирования для отработки динамики посадки на поверхность Луны.

Методами исследования, применяемыми в работе, являются методы математического моделирования, программирования, теоретической механики, математического анализа, в качестве методологической основы используется системный подход. На нем основывается принцип создания системы для проведения полунатурных испытаний. При создании программно–математического обеспечения используются объектно–ориентированные языки программирования мультизадачной операционной системы Windows.

Научная новизна результатов. В работе получены следующие результаты, обладающие новизной и научной значимостью:

1. Обоснована целесообразность использования полномассового макета посадочного модуля и проведение испытаний с использованием броскового наклонного стенда.
2. Определены основные параметры стенда бросковых испытаний с учетом необходимости отработки всего спектра линейных скоростей и углов подхода СА к поверхности Луны.
3. Сформированы адаптированные к требованиям исследования математические модели динамики макета СА на стенде бросковых испытаний и посадочного устройства в момент прилунения, в том числе с учетом особенностей возможных грунтов в месте предполагаемой посадки.
4. Показано соответствие динамики макета СА на предложенном стенде бросковых испытаний и динамики поведения ПУ в момент прилунения
5. Определены критические для СА линейные скорости подхода и пространственная ориентация.

Практическая значимость диссертационной работы. Результаты, полученные в диссертационной работе, могут найти дальнейшее применение в планируемой Лунной программе, а именно:

1. Разработанная методика может быть использована для отработки посадки ПУ с различными массово–инерционными характеристикам.
2. Все предложенные в работе модели реализованы в виде программно–математического обеспечения позволяющего более эффективно по сравнению с существующими аналогами решать задачи отработки

поведения макета СА на стенде бросковых испытаний и посадки ПУ на поверхность Луны.

Внедрение результатов работы в учебный процесс для постановки лабораторных работ, курсового и дипломного проектирования, в частности программно-математическое обеспечение моделирования динамики посадки СА на поверхность Луны и ее имитации в земных условиях

Достоверность результатов подтверждается использованием математических методов и сравнением с результатами, опубликованными другими авторами.

Основные положения, выносимые на защиту:

1. Методика разработки стенда полунатурного моделирования мягкой посадки на поверхность Луны. Математическая модель движения СА, математическая модель динамики грунта, цифровая модель местности.

2. Методика определения технических характеристик регистрирующей аппаратуры и возможные схемы ее размещения на макете СА. Выполнен конечно–элементный анализ макета СА, определивший места установки регистрирующей аппаратуры и ее технические характеристики.

3. Результаты использования программно–математического обеспечения для отработки динамики посадки на Луну, ее имитации в земных условиях и сравнительный анализ полученных результатов.

Апробация работы и публикации. Результаты работы докладывались и получили одобрение на научно–технических конференциях: 19–ой Международной научной конференции «Системный анализ, управление и навигация» (Анапа, 2014 г.), 20–ой Международной научной конференции «Системный анализ, управление и навигация» (Евпатория, 2015 г.)

Основные результаты диссертационной работы опубликованы в 3 статьях в журналах, входящих в рекомендованный ВАКом Минобрнауки России перечень изданий, и в 2 работах в сборниках тезисов докладов на научно–технических конференциях.

Структура и объём диссертации. Диссертация состоит из введения, трех глав, заключения и выводов, списка литературы. Объём диссертации 140 страниц. Работа включает в себя 93 рисунка и 3 таблицы. Список литературы содержит 49 наименования.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

В введении определяется цель исследования и описываются методы решения поставленных задач. Описывается структура работы, приводятся сведения о публикациях и апробациях, связанных с работой.

В первой главе проводится исследование ранее завершённых миссий с мягкой посадкой. Проведен анализ неудачных и частично удачных миссий. Тем самым обосновывается актуальность темы диссертации.

Так же описываются основные этапы посадки на поверхность Луны. Основное внимание уделяется участку конечного спуска и вектору состояния СА на нем. В качестве исходных данных используются результаты

измерения скорости снижения и высоты в ранее завершенных успешных миссиях.

При мягкой посадке аппарата на грунт должны выполняться следующие требования:

- сохранение устойчивого положения аппарата в течение всего процесса посадки;
- отсутствие разрушения амортизаторов и (или) опрокидывания спускаемого аппарата;
- обеспечение ориентации аппарата на поверхности планеты после посадки для штатного функционирования всех его систем.

Для успешного выполнения задачи прилунения большое значение имеет информация о виде и структуре лунной поверхности, и их влиянии на динамику посадки в момент касания. Исследования лунного грунта показали, что основными лунными породами являются:

1. Морские базальты, богатые железом и титаном;
2. Материковые базальты, богатые калием, редкоземельными элементами и фосфором;
3. Алюминиевые материковые базальты – возможный результат ударного плавления;
4. Магматические породы, такие, как анортозиты, пироксениты и дуниты.

Создание надежно функционирующего посадочного амортизирующего устройства невозможно без проведения целого комплекса исследований, включающего в себя теоретические, экспериментальные, проектные и конструкторские работы.

Задачей испытательного стенда является проведение в наземных условиях исследований устойчивости космического аппарата при посадке, оценке действующих на него перегрузок и выбор оптимальной конструкции посадочного устройства, а также отработки его энергопоглощающих элементов.

В основе стенда лежит 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 бесстендовых летающих макетов ПА);
- разгрузка при помощи стендовых механизмов, состоящих из следящего подвижного устройства с разгружающим приспособлением (создание стендовых натуральных макетов ПА).

Первый вариант разгрузки позволяет получить наибольшую точность имитации посадки. Однако для того, чтобы в качестве СА можно было использовать натуральный макет, необходимо установить на него не один

разгружающий двигатель, а несколько с суммарным вектором тяги, проходящим через центр масс системы.

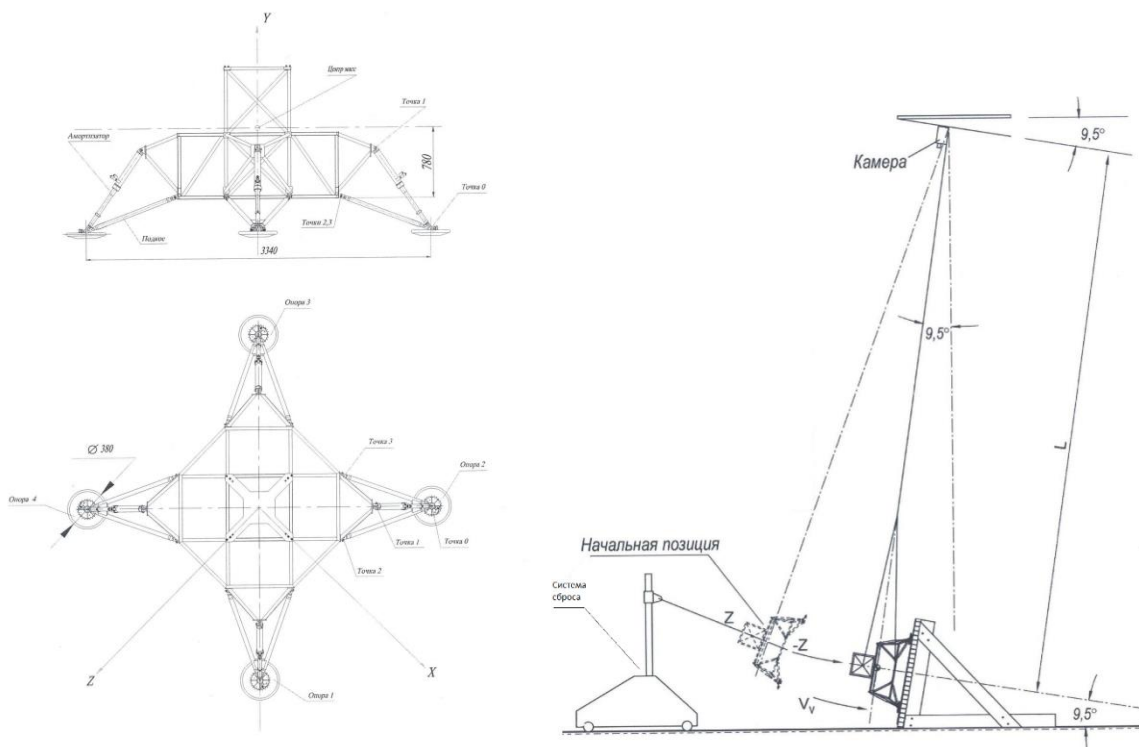
В рамках диссертационной работы рассматривался вариант разгрузки при помощи стендовых механизмов, который является наиболее приемлемым с точки зрения стоимости и большого числа проводимых испытаний. В качестве прототипа выбран наклонный стенд бросковых испытаний, выполненный в соответствии со схемой, предложенной на рисунке 1. Макет спускаемого аппарата подвешенный на тросе, осуществляет соприкосновения с наклонной поворотной платформой с имитатором грунта лунной поверхности. Данный вид разгрузки наилучшим образом представляет силы, которые действуют на космический аппарат в момент посадки на Луну. При этом обеспечивает силовые возмущения, действующие на макет посадочного модуля, в реальных условиях посадки на поверхности Луны. Основным из возмущений является гравитационное воздействие Луны. При всех своих достоинствах, предлагаемый для рассмотрения прототип стенда бросковых испытаний не обеспечивает отработку всех условий посадки.

Стенд должен обеспечивать проведение испытаний по отработке динамики посадки при следующих условиях:

- масса макета посадочного модуля от 520 до 850 килограмм (в зависимости от комплектности);
- изменение вертикальной составляющей скорости подхода полномассового макета;
- изменение горизонтальной составляющей скорости подхода полномассового макета;
- изменение угла подхода между продольной осью макета и вертикалью к поверхности;
- изменение ориентации опор макета относительно вектора горизонтальной составляющей скорости.

Таким образом задачу исследования можно сформулировать следующим образом:

- разработать математические модели движения СА на заключительном этапе посадки на поверхность Луны и выявить наиболее критические условия для их отработки с помощью стенда полунатурного моделирования;
- разработать математическую модель движения макета СА на стенде бросковых испытаний и определить возможность имитации на нем критических условий посадки;
- предложить вариант модификации прототипа (параметры и компоновка стенда, а также места расположения регистрирующей аппаратуры) с целью обеспечения имитации максимально возможного набора критических условий посадки;
- предложить критерии и исследовать соответствие поведения макета при моделировании движения на стенде и в момент посадки на поверхность.



а)

б)

Рисунок 1. Схема макета СА (а) и схема механизма разгрузки (б)

При разработке стенда полунатурного моделирования мягкой посадки на поверхность Луны предлагается использование следующей методики:

1. Проведение математического моделирования мягкой посадки СА на Луну и определение критических скоростей и углов подхода, которые приведут к разрушению или опрокидыванию СА.
2. Определение размеров стенда для имитации всех благоприятных сходов посадки и математическое моделирование имитации мягкой посадки, для определения реализуемости эксперимента и последующей возможной корректировки облика стенда.
3. Сравнительный анализ результатов математического моделирования.
4. Оценка применимости предложенных математических моделей и определению на макете мест установки регистрирующей аппаратуры, с использованием САЕ-комплексов моделирования. Определение конечного облика стенда.

Выводы по первой главе

1. Определены причины нештатного завершения миссии и проведен анализ лунного грунта и лунного рельефа. Полученные результаты сформировали требования к испытательному стенду.
2. Проведен сравнительный анализ возможных схем испытаний по отработке динамики посадки КА на поверхность Луны, в том числе использование летных демонстраторов, который показал, что для отработки динамики посадки целесообразно использовать полномассовый макет

посадочного модуля и проведение испытаний с использованием броскового наклонного стенда.

3. Разработаны требования к макету посадочного модуля, включающие требования к массово–геометрическим характеристикам. Сформирована структура макета посадочного модуля.

Вторая глава посвящена вопросам формирования математических моделей и алгоритмов поведения СА на заключительном этапе посадки и на стенде бросковых испытаний. При этом основное внимание уделяется учету факторов существенно влияющих на возникновение нештатных ситуаций, к которым относятся:

- Опрокидывание – поворот вокруг любой оси кроме продольной СА на 180° ;
- Разрушение конструкции – превышение значений допустимой нагрузки на амортизаторы аппарата.

Для проведения исследований в работе вводятся системы координат, формируются уравнения движения СА при посадке на Луну и уравнения движения макета при имитации посадки на стенде, проводится математическое моделирование прилунения СА, определяются критические параметры посадки СА, которые приводят к нештатным ситуациям и определены параметры испытательного стенда.

Моделирование этапа прилунения требует использования экспериментальных методов исследований, поэтому в работе используются две системы координат (рисунок 2):

1. Инерциальная СК, $O_N X_N Y_N Z_N$, связанная с поверхностью планеты. Оси $O_N X_N$ и $O_N Z_N$ лежат в плоскости поверхности посадки, причем ось $O_N X_N$ совпадает с направлением максимального наклона поверхности, ось $O_N Y_N$ с направлением местной нормали;

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

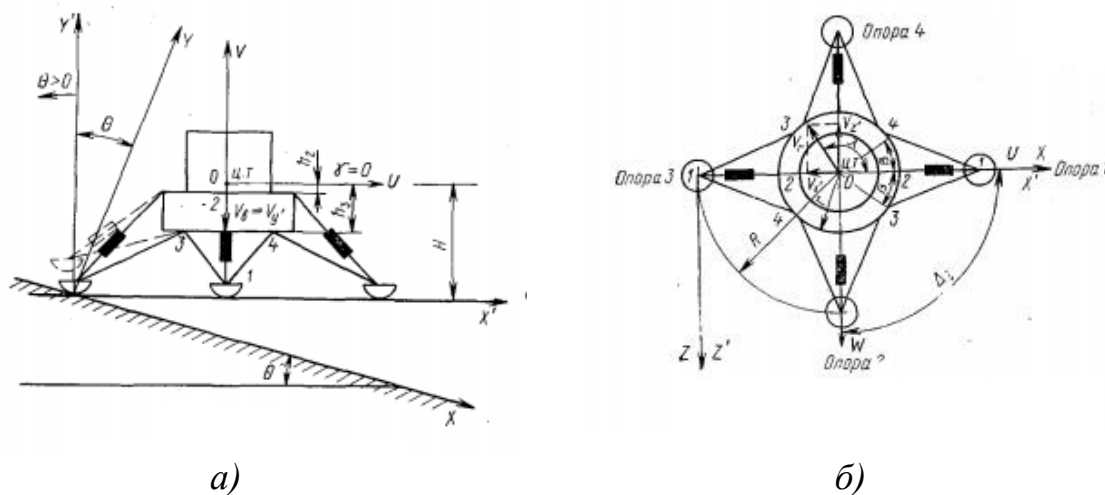


Рисунок 2. Инерциальная СК (а) и связанная система координат (б)

Дифференциальные уравнения движения СА, описывающие пространственное движения СА при мягкой посадке, записываются в систему динамических уравнений, требующей последующего решения. Уравнение движения центра масс аппарата будет:

$$m\bar{W}, \quad (1)$$

где m – масса аппарата, \bar{W}_O – ускорение центра масс аппарата, \bar{F} – вектор сил сопротивления со стороны преграды, амортизаторов и силы тяжести, рассмотрены ниже.

Ускорение точки O – центра масс СА, можно представить как:

$$W_{OX} = \dot{V}_{OX}, \quad (2)$$

$$W_{OY} = \dot{V}_{OY}, \quad (3)$$

$$W_{OZ} = \dot{V}_{OZ}, \quad (4)$$

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 в OXYZ, где F_X, F_Y, F_Z – проекция силы сопротивления грунта в OXYZ, F_{AX}, F_{AY}, F_{AZ} – силы амортизации в OXYZ.

Моменты, действующие относительно центра масс аппарата, равны:

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

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

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

Кинематические уравнения Эйлера:

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

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

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

Уравнения Эйлера, разрешенные относительно производных углов, выглядят так:

$$\dot{\psi} = \frac{\omega_y \cdot \cos \gamma - \omega_z \cdot \sin \gamma}{\cos \vartheta}, \quad (17)$$

$$\dot{\vartheta} = \omega_y \cdot \sin \gamma + \omega_z \cdot \cos \gamma, \quad (18)$$

$$\dot{\gamma} = \omega_x - \operatorname{tg} \vartheta (\omega_y \cdot \cos \gamma - \omega_z \cdot \sin \gamma), \quad (19)$$

Систему уравнений, описывающую пространственное движение СА, можно получить из формул 8 – 19:

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

Математическая модель сопротивления грунта. Сила сопротивления грунта определяется из следующего уравнения:

$$\bar{F} = - \sum_{i=1}^N \int_{S_{ki}} (\sigma_n \bar{n}_i + \sigma_\tau \bar{\tau}_i) dS_i, \quad (21)$$

где σ_n — нормальное сопротивление, σ_τ — касательное сопротивление, 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;

Нормальное и касательное сопротивления на поверхность проникающего тела будет вычисляться по формуле:

$$\sigma_n = AV_n^2 + BV_n + C, \quad (22)$$

$$\sigma_\tau = \mu\sigma_n. \quad (23)$$

где A, B, C , – коэффициенты, характеризующие свойства грунта (коэффициенты, характеризующие инерционную (A), вязкостную (B) и прочностную (C) составляющую среды, подробная методика расчета так же приведена в работе), μ – коэффициент трения грунта об 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 , которая находится:

$$V_n = (\bar{V} \cdot \bar{n}), \quad (24)$$

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.

Проекция скорости на нормаль к поверхности в каждой точке определяют как:

$$V_n = V_x n_x + V_y n_y + V_z n_z. \quad (25)$$

Касательная составляющей скорости будет равна:

$$V_\tau = \sqrt{V_{\tau X}^2 + V_{\tau Y}^2 + V_{\tau Z}^2}, \quad (26)$$

$$\tau_x = \frac{V_{\tau X}}{V_\tau}, \tau_y = \frac{V_{\tau Y}}{V_\tau}, \tau_z = \frac{V_{\tau Z}}{V_\tau}. \quad (27)$$

Математическая модель натяжения троса. Описываются конструктивные параметры СА, крепление троса, характеристику амортизатора, величину и направление ускорения от силы притяжения, коэффициент трения опор о поверхность, параметры вывода расчетной информации на печать, условия окончания расчета, начальных параметров движения СА:

μ_1, μ_2, μ_3 – коэффициенты трения;

T – сила натяжения троса;

$x_{сп}, y_{сп}, z_{сп}$ – координаты точки крепления троса к СА в связанной СК;

α – угол между проекцией оси Ox_g на поверхность и осью Ox ;

Если имеются горизонтальные составляющие от силы натяжения троса, то на опоре возникают силы, обратные составляющим от силы натяжения троса:

$$F_{Tjx} = -T_x - P_x, F_{Tjz} = -T_z - P_z \quad (28)$$

Если при заданных значениях коэффициента трения покоя, силы трения становятся меньше сил от натяжения троса, то начинается движение опоры по поверхности. Условие начала движения опоры следующее:

$$F_{Tj} = F \sin \mu_j < \sqrt{(T_x + P_x)^2 + (T_z + P_z)^2} \quad (29)$$

Значит, что при таком условии опоры начинают двигаться. В случае, когда на поверхности находятся одновременно две или три опоры и нет перемещения всех опор по поверхности, то сохраняется равенство суммарной силы трения покоя:

$$\sum F_{Tjx} = -T_x - P_x, \sum F_{Tjz} = -T_z - P_z \quad (30)$$

Таким образом, в зависимости от наличия или отсутствия движения опоры по поверхности получаем различные значения сил трения.

Силы, действующие со стороны амортизаторов. При мягкой посадке СА конструкция спроектирована так, что погасит собой часть кинетической энергии. На рисунке 3 представлен график зависимости силы амортизации от перемещения опоры амортизатора.

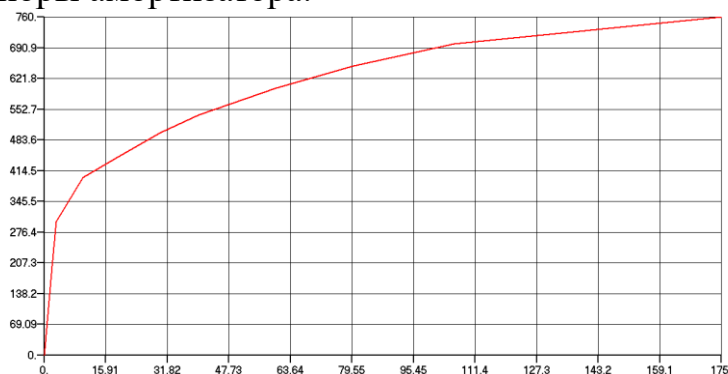


Рисунок 3 Обжатие амортизатора в зависимости от действующей на него силы

При превышении силы, действующей на амортизатор, происходит разрушение конструкции, и миссия считается неудачной.

Дифференциальные уравнения движения СА на стенде. Во время имитации посадки аппарата, помимо ранее описанных сил, появляется сила натяжения троса. Результирующая сила натяжения, состоит из центробежной силы и силы тяжести, умноженной на косинус угла отклонения аппарата. Направление и величина центробежной силы меняются по мере того, как и изменяет положение макета, от чего и зависит результирующая сила натяжения. Вследствие чего ранее описанная сила G принимается равной сумме результирующей силе натяжения троса и силы тяжести.

При математическом моделировании прилунения были определены критические параметры посадки, приводившие к разрушению или опрокидыванию СА:

- вертикальная составляющая скорости подхода полномассового макета более 5 м/с.;
- горизонтальная составляющая скорости подхода полномассового макета более 2 м/с.;

- угол подхода между продольной осью макета и вертикалью к поверхности считается приемлемым в диапазоне от -20 до 20 градусов;
- ориентация опор макета относительно вектора горизонтальной составляющей скорости считается приемлемой в диапазоне от -90 до 90 градусов.

При математическом моделировании испытаний на стенде параметры стенда формировались исходя из критических параметров посадки. Расположение точки подвеса находится на высоте 27 м , что является оптимальной высотой для удовлетворения требований точности, площадку с поверхностью, имитирующей грунт, необходимо удалить на расстояние 4.1 м от точки равновесия. Для имитации заданных скоростей в вертикальной плоскости необходимо перемещать макет на расстояниях от 4.1 м до 9.3 м и на расстоянии от 4.2 м до 5.2 м , для имитации горизонтальной составляющей скорости. При параметрах, описанных выше, отклонение от имитируемого ускорения будет не больше 0.002% , а для вертикальной и горизонтальной составляющих скорости ошибка составит не больше 0.6% и 1.5% соответственно.

Для определения достоверности имитации посадки на стенде был проведен сравнительный анализ динамики посадки на стенде и Луне, который показал, что предлагаемая схема стенда бросковых испытаний для отработки динамики посадки адекватно отражает динамику поведения СА при посадке. Было выявлено, что для обеспечения ориентации опор макета, относительно горизонтальной составляющей вектора скорости, необходима доработка схемы макета т.к. при данной компоновке стенда затруднительно реализовать горизонтальную скорость подхода больше 2 м/с .

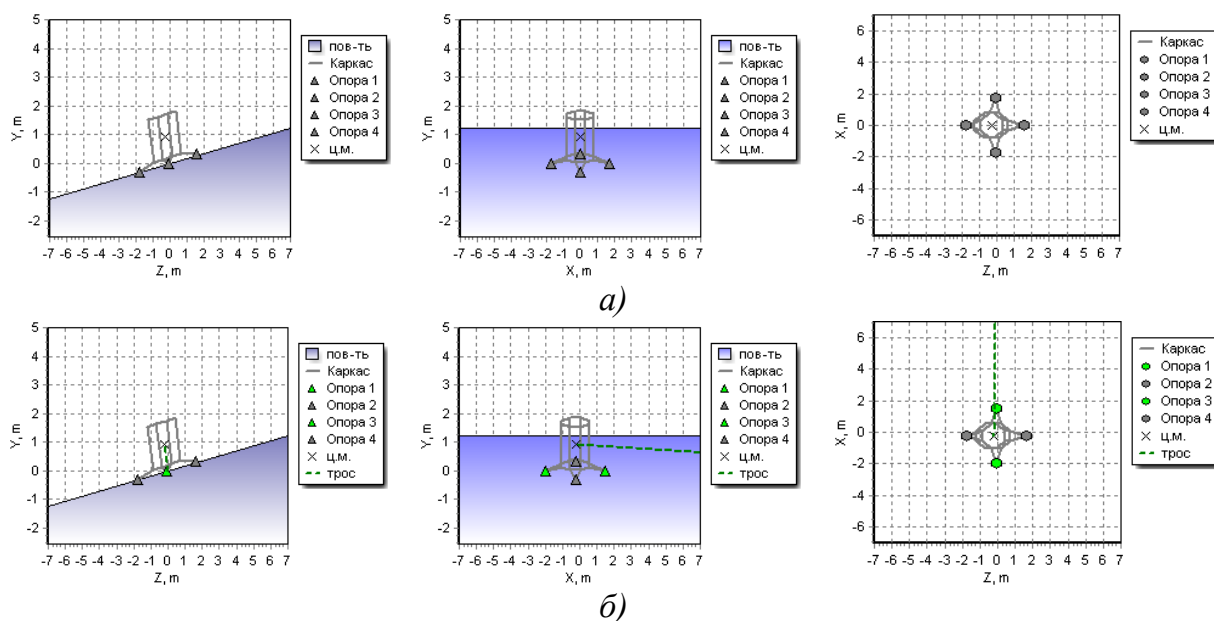


Рисунок 4. Визуализация результатов математического моделирования посадки СА на Луну (а) и имитации посадки в земных условиях (б).

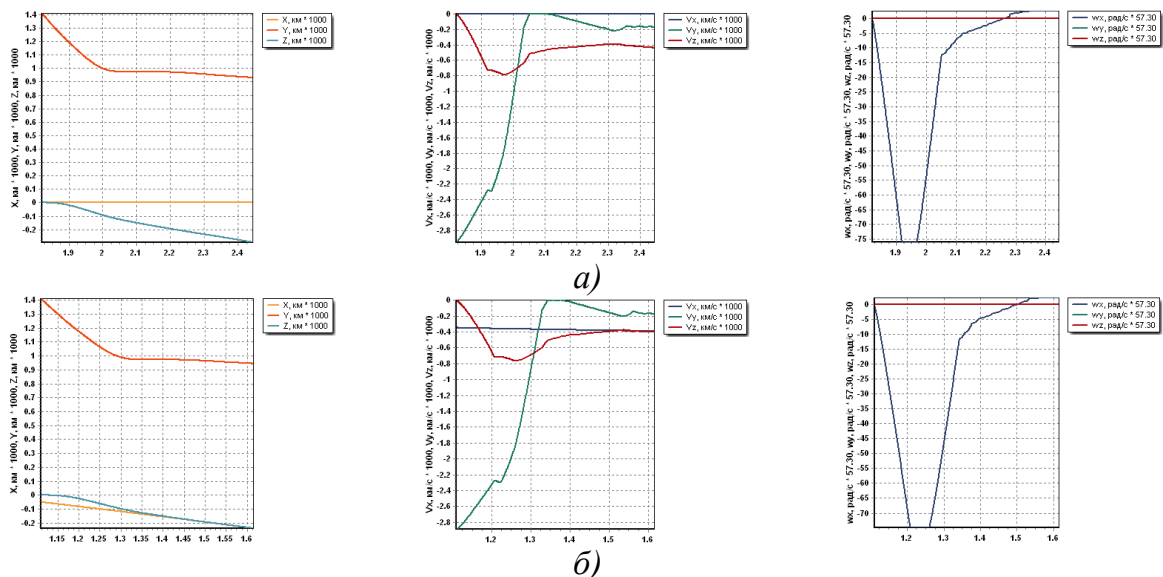


Рисунок 5. Графики изменения координат, скоростей, угловых скоростей центра масс СА при посадке на Луну (а) и имитации посадки в земных условиях (б).

На рисунках 4, 5 представлены результаты для расчетного случая с вертикальной составляющей скорости 3 м/с, горизонтальной составляющей скорости 1 м/с, наклоне поверхности 10 градусов и угле подхода аппарата 45 градусов, начиная с момента первого касания поверхности.

По результатам моделирования была уточнена компоновка стенда, а именно предложены добавления блочно-подвесного механизма (рисунок б), состоящего из электродвигателей, направляющих рельс и системы регистрации положения аппарата и отклонения троса, предназначенного для крепления троса и уменьшения при отскоке макета в горизонтальной плоскости.

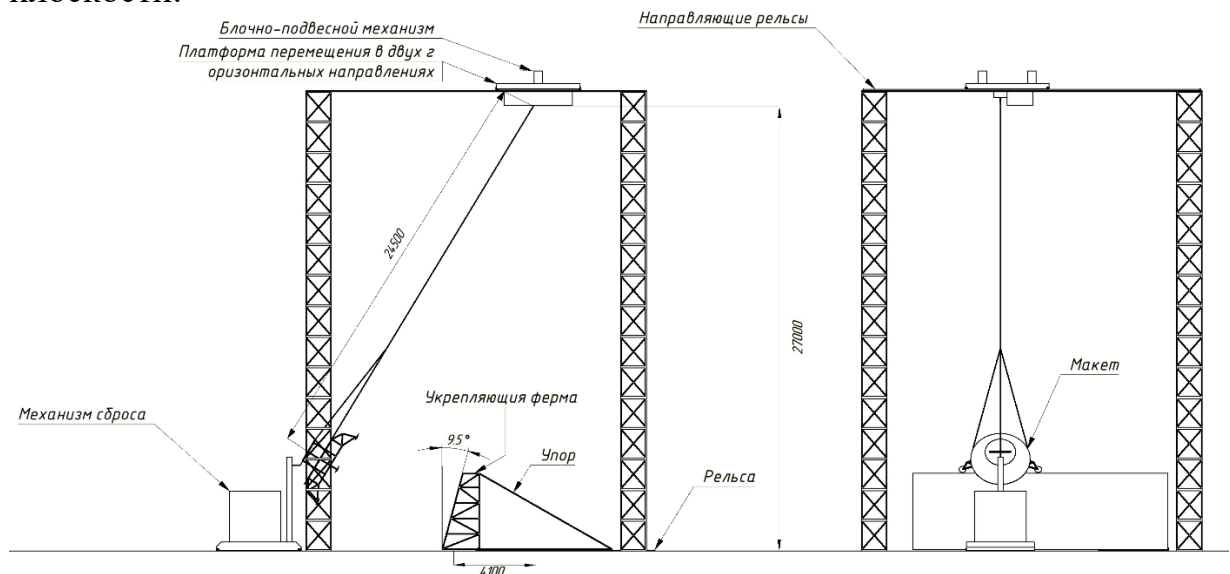


Рисунок 6. Схема наклонного стенда

Выводы по второй главе

1. Для рассмотренных выше вариантов расчетов поведение макета СА на стенде повторяет поведение СА при посадке на поверхность планеты.

Значения координат, скоростей, угловых скоростей при этом соответствуют друг другу. Отличие заключается во времени протекания процессов. В представленных выше результатах можно заметить, что при одинаковом характере поведения различных величин имитации посадки на стенде происходит быстрее.

2. Имеющееся отличие в результатах по координате Z вызвано разным способом формирования движения до момента касания. В первом случае это свободное падение СА, а во втором – маятниковое перемещение макета. Поэтому, в совокупности с остальными результатами, это только подтверждает вывод 1.

2. Для обеспечения горизонтальной составляющей скорости макета КА порядка 2 м/с на стенде, без использования начального перемещения блочно–подвесного механизма представляется затруднительным.

3. Сравнительный анализ динамики посадки СА на лунную поверхность и на стенде показал возможность использования доработанного стенда бросковых испытаний для отработки динамики посадки.

Третья глава посвящена оценке применимости предложенных математических моделей и определению на макете мест установки регистрирующей аппаратуры. С этой целью проведено верификационное моделирование поведения макета СА в момент касания с поверхностью Луны с использованием САЕ–комплексов моделирования. В качестве критерия соответствия предложено использовать меру отклонения координат и скоростей в местах предполагаемой установки регистрирующей аппаратуры на макете СА. Проведено компьютерное моделирование посадки, которое дало возможность проведения тестовых испытаний динамики посадки СА и построения трехмерного стенда наклонных испытаний полномассового макета, соответствующего следующим требованиям:

- комплексный кинематический и динамический анализ прочности механизмов;
- оптимизация размеров конструкции каждой детали макета лунного посадочного модуля;
- расчет массово–инерционных и геометрических характеристик макета лунного посадочного модуля.

В качестве рассматриваемого программного обеспечения использовались такие комплексы как AutoCad, SolidWorks, Inventor, Nastran, NX Nastran. Учитывая весь спектр задач, требуемых решений, были выбраны программные пакеты SolidWorks и Nastran.

Математическое моделирование динамики посадки с использованием средств 3D проектирования. При решении задач динамических высоконелинейных процессов ударно–контактного взаимодействия преимущественно используют разностные схемы решения систем дифференциальных уравнений. При этом формула разности является явной, если уравнение для разностной функции на некотором временном шаге включает в себя только производные на предыдущем временном шаге, в

противном случае она является неявной. Явные методы интегрирования, в основном, приводят к схемам решения, которые не требуют решения связанной системы уравнений, что, в свою очередь, приводит к тому, что интегрирование по времени легко реализуется, а необходимые вычислительные ресурсы малы даже для больших задач. Эти преимущества делают явные методы наиболее подходящими для высокоскоростных динамических задач, таких как столкновения и пробития. Однако решение по явной схеме является условно устойчивым, а устойчивость обеспечивается малым шагом интегрирования по времени Δt , ограниченного критерием Куранта:

$$\Delta t = L/c, \quad (31)$$

где L – характерный размер элемента; c – скорость распространения упругой волны, определяемая выражением:

$$c = \sqrt{\frac{E}{\rho \cdot (1 - \mu^2)}}, \quad (32)$$

где E , ρ и μ – модуль упругости, плотность и коэффициент Пуассона материала конструкции соответственно.

Шаг интегрирования по времени всей системы определяется минимальным значением для всех элементов:

$$\Delta t = a \cdot \min \{ \Delta t_1, \Delta t_2, \Delta t_3, \dots, \Delta t_M \}, \quad (33)$$

где M – число элементов. Для устойчивости, масштабный фактор α обычно устанавливается на значениях 0,9 или меньше.

В задачах вычислительной механики популярным методом является центрально–разностный метод.

Рассмотренный подход применялся для задачи математического моделирования динамики посадки спускаемого космического аппарата в условиях посадки на поверхность планеты и в условиях наземной стендовой отработки. При этом использовались существующие коммерческие программные комплексы, позволяющие получить достаточно точные решения для сформулированной выше задачи на основе приведённых основных соотношений.

Конечноэлементная модель космического аппарата представлялась ансамблем из 1480 балочных элементов (рисунок 7), соответствующих стержневым элементам посадочного модуля и тросу, 660 элементов теории пластин и оболочек, соответствующих площадке под полезную нагрузку, 4–х элементов типа «пружина», соответствующих опорным амортизаторам. Контактное взаимодействие посадочного модуля и поверхности стенда было смоделировано с использованием 4–х элементов зазора, по одному на каждую опору. Связь конструкции и троса задавалась с помощью абсолютно жёстких элементов, связывающих перемещения центра масс и близлежащих опорных узлов посадочного модуля.

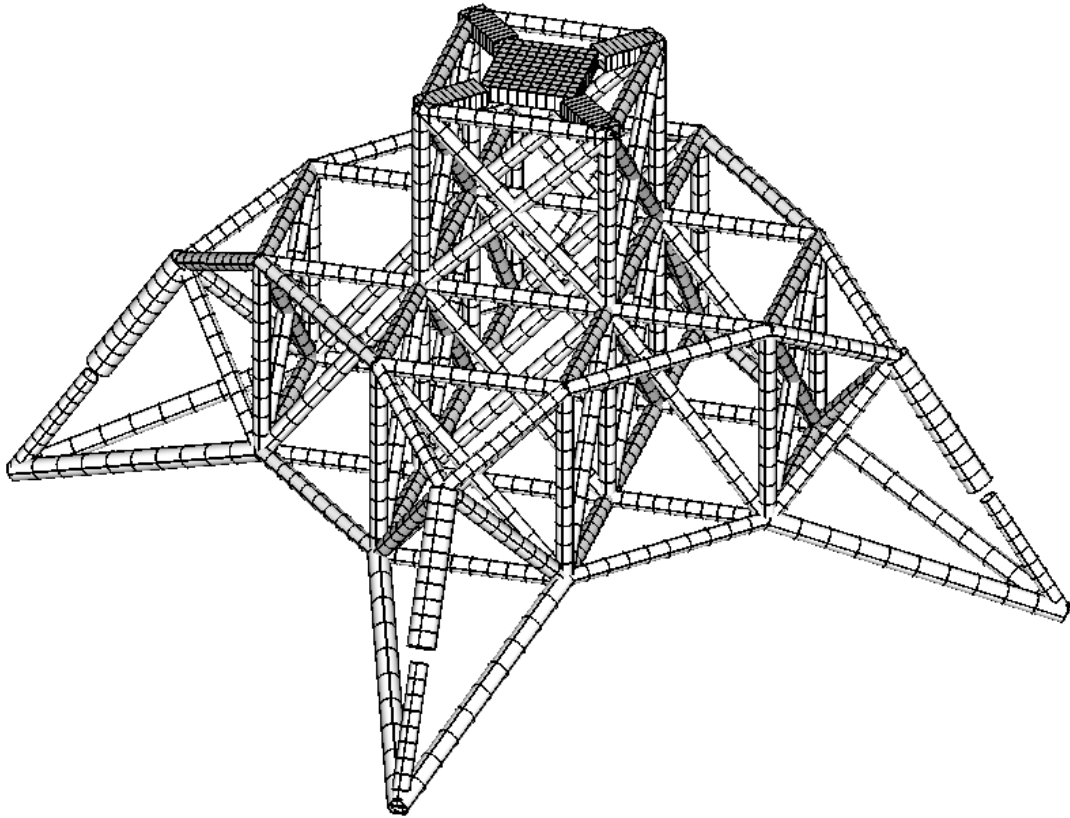


Рисунок 7. Конечноэлементная модель макета СА

При построении модели принималось, что посадочный модуль выполнен из алюминиевого сплава В95, трос выполнен из стали Ст3, а стенд представляет собой бетонную пластину. Модель поведения материалов модуля, троса и поверхности стенда – линейно–упругая.

Точкой начала расчёта (начальный расчётный момент времени) принималось время, когда минимальное расстояние между опорами макета посадочного модуля и поверхностью стенда составляет $S=10$ мм. При этом вертикальным отклонением угла наклона модуля от положения точки соприкосновения модуля со стендом можно пренебречь.

Модель посадочного модуля находилась под воздействием инерционных нагрузок, обусловленных ускорением свободного падения.

Трос шарнирно закреплён в точке подвеса. Площадка с имитатором грунта жёстко закреплена по всем узлам, что обеспечивает её недеформируемость. При этом точка подвеса имела возможность перемещаться в направлении вектора движения конструкции космического аппарата.

Моделирование динамики посадки космического аппарата на поверхность Луны и на поверхность стенда проводилось для нескольких расчётных случаев – с разными углами подхода аппарата к поверхности и с разными начальными скоростями. При этом характер распределения усилий в наиболее нагруженных стержнях опорных стоек носит колебательный характер, что обусловлено импульсным нагружением опорных стоек. Так,

например, на рисунках. 8–9 показан характер распределения усилий в наиболее нагруженных стержнях опорных стоек космического аппарата. Сравнение результатов численного расчёта динамики посадки аппарата на поверхности планеты и стенда проводилось по величинам усилий в стержнях опорных стоек, а также по перемещению опорных точек и центра масс посадочного модуля относительно соответствующей поверхности.

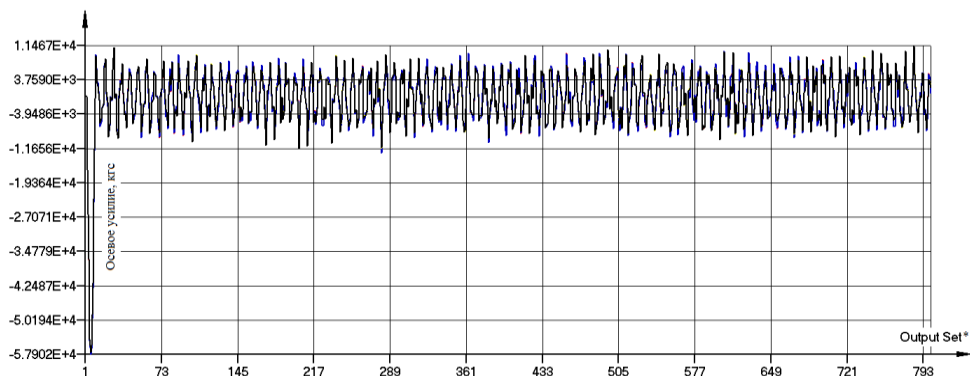


Рисунок 8. Зависимость осевых усилий в наиболее нагруженных стержнях опорных стоек макета космического аппарата от времени для случая посадки аппарата на поверхность Луны с нулевым углом подхода

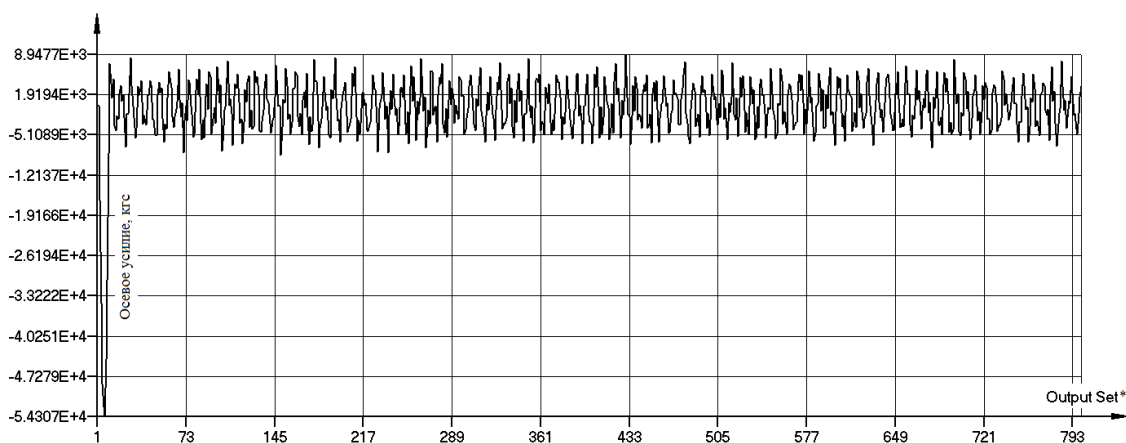


Рисунок 9. Зависимость осевых усилий в наиболее нагруженных стержнях опорных стоек макета космического аппарата от времени для случая посадки аппарата на поверхность стенда с нулевым углом подхода

Характер поведения макета при перемещении точки подвеса показывает, что использование блочно–подвесного механизма делает результаты имитационного моделирования на стенде более приближенными к реальным условиям посадки, место установки блочно–подвесного механизма определяется геометрией стенда.

Математическое моделирование, проведенное средствами 3D моделирования, определило порядок сил, действующих на аппарат во время посадки и показало соответствие результатов, полученных с использованием математической модели и программного обеспечения, описанного в главе 2.

Предложено использование следующий аппаратуры рисунок. 10:

1. Микроконтроллеры с WiFi-модулем для осуществления регистрации измерений в режиме реального времени, который устанавливается в верхней части макета ПМ для обеспечения лучшей беспроводной передачи данных совместно с блоком питания;

2. Для определения расстояния от 20 см до 150 см предлагается использовать 4 инфракрасных датчика расстояния, которые устанавливаются на каждую опору в точку 1, или ниже, но не на подвижную часть опоры в направлении точки 0, для измерения динамики работы опор;

3. Для определения расстояния от 15 см до 6,45 м предлагается использовать 5 ультразвуковых датчиков расстояния. Один ультразвуковой датчик расстояния устанавливается снизу посадочного модуля (ПМ), под центром масс, четыре датчика – в точках крепления каждой опоры;

4. Для фиксации ускорений предлагается использование трехосевого акселерометра с возможностью выбора степени чувствительности, который устанавливается в центре масс или под центром масс.

5. Для определения изменения углов ориентации аппарата предлагается использовать 4 гироскопа L3GD20. Гироскопы устанавливаются по краям каждой опоры в точке 1 или между точками 2 и 3.

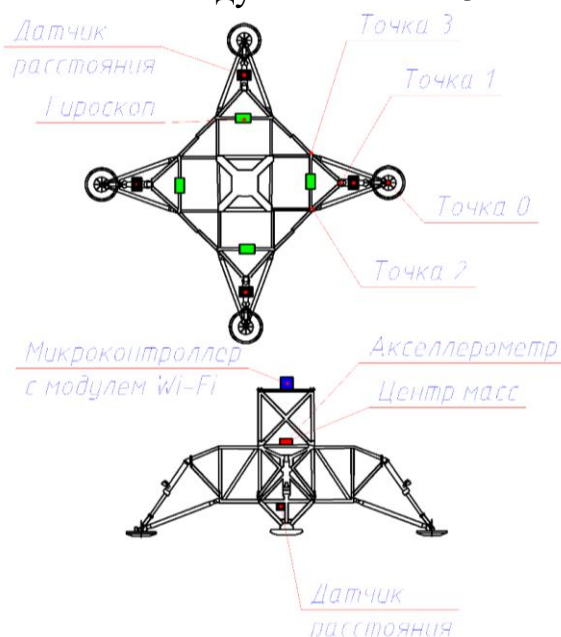


Рисунок 10. Схема расположения датчиков на ПМ.

Выводы по третьей главе

1. Подтверждена достоверность используемых математических моделей, описывающих динамику процесса посадки спускаемого на Луну аппарата и динамику поведения макета СА на бросковом наклонном стенде.

2. Предложены проектные параметры стенда для отработки динамики посадки и варианты выбора регистрирующей аппаратуры для выполнения требований измеряемых параметров. Дана схема расстановки датчиков на самом макете посадочного модуля.

Основные результаты работы:

1. Сравнительный анализ возможных схем испытаний по отработке динамики посадки СА на поверхность Луны, в том числе использование летных демонстраторов. Показано, что для отработки динамики посадки целесообразно использовать полномасштабный макет посадочного модуля и проведение испытаний с использованием броскового наклонного стенда с дополнениями в виде блочно–подвесного механизма.

2. Используемые математические модели, описывающие динамику процесса посадки спускаемого на Луну аппарата и динамику поведения макета посадочного модуля на бросковом наклонном стенде, достоверно отражают посадку в реальных условиях.

3. Предложена методика построения программно–моделирующего комплекса для отработки динамики посадки СА на поверхность. Разработано программное обеспечение для анализа динамики посадки. Разработана методика использования пакетов 3D моделирования для решения динамической задачи ударно–контактного взаимодействия посадочного модуля или его макета с поверхностью. Проведено математическое моделирование и дан сравнительный анализ результатов моделирования динамики посадки на поверхность Луны с результатами, получаемыми на стенде.

4. Разработаны требования к макету посадочного модуля, включающие как требования к массово–геометрическим характеристикам, так и требования к измерительным средствам. Сформирована структура макета посадочного модуля.

5. Предложены проектные параметры стенда для отработки динамики посадки и варианты выбора регистрирующей аппаратуры для выполнения требований измеряемых параметров. Дана схема расстановки датчиков на самом макете посадочного модуля и на экспериментальном стенде для внешнего визуального фиксирования хода эксперимента.

ОСНОВНЫЕ ПУБЛИКАЦИИ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

Публикации в изданиях из рекомендованного ВАК Минобрнауки России перечня:

1. **Абросимов П.А., Малышев В.В., Старков А.В., Титков М.А., Шмигирилов С.Ю.** Методика математического моделирования динамического отклика конструкции спускаемого космического аппарата в условиях наземной стендовой отработки. Научно – технический вестник Поволжья. Казань, 2015, №2, с. 48–55.
2. **Малышев В.В., Старков А.В., Титков М.А.** Анализ динамики имитационной посадки полноразмерного макета посадочного модуля на поверхность Луны. Космонавтика и ракетостроение №78, 2015, Королев: Издательский дом «Роспечать», с. 5–14.
3. **Малышев В.В., Старков А.В., Титков М.А.** Имитация мягкой посадки в земных условиях. Электронный журнал «Труды МАИ», 2015, № 79.

Участи в научных конференциях:

1. **Кудрявцев А.Н., Малышев В.В., Старков А.В., Титков М.А.** Динамика мягкой посадки КА на поверхность планеты и способы ее имитации в земных условиях. Тезисы докладов 19 международной научной конференции «Системный анализ» г. Анапа, 2014, Типография издательства МАИ, с. 85–86.
2. **Малышев В.В., Старков А.В., Титков М.А.** Методика разработки комплексного стенда полунатурного моделирования мягкой посадки на поверхность планеты. Тезисы докладов 20 международной научной конференции «Системный анализ» г. Евпатория, 2015, Типография издательства МАИ, с. 85–86.

Множительный центр МАИ (НИУ)
Заказ от «_____» _____ 2017г. Тираж 100 экз.