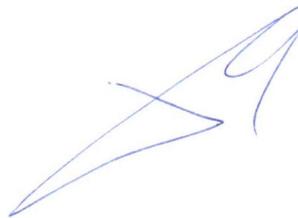


Московский авиационный институт «МАИ»
(национальный исследовательский университет)



На правах рукописи

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»

ДИССЕРТАЦИЯ

диссертация на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Научный руководитель
Доктор технических наук, профессор
Малышев Вениамин Васильевич

МОСКВА
2017

СОДЕРЖАНИЕ

СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ	5
ВВЕДЕНИЕ	6
ГЛАВА. 1. ИССЛЕДОВАНИЕ ПОСАДКИ СПУСКАЕМОГО АППАРАТА НА ПОВЕРХНОСТЬ.	16
1.1. Состав лунной поверхности.....	16
1.2. Анализ имеющихся испытательных стендов.....	18
1.2.1. Маятниковый стенд	19
1.2.2. Стенд отработки посадки LAMA	20
1.2.3. 2–х координатный стенд бросковых испытаний	21
1.2.4. 3–х координатный стенд бросковых испытаний	22
1.2.5. Наклонный стенд бросковых	23
1.2.6. Сравнительный анализ стендов бросковых испытаний	25
1.3. Требования к стенду наклонных испытаний	27
1.4. Выводы по разделу	29
ГЛАВА. 2. ФОРМИРОВАНИЕ ОБЛИКА СТЕНДА БРОСКОВЫХ ИСПЫТАНИЙ.....	31
2.1. Системы координат	31
2.2. Дифференциальные уравнения движения СА	34
2.3. Силовые факторы, действующие на СА в момент посадки на планету со стороны грунта.	36
2.4. Силы, действующие со стороны амортизаторов.....	38
2.5. Силы, действующие на СА на стенде.....	39
2.6. Моделирование динамики посадки на поверхность Луны	40
2.7. Моделирование динамики посадки на наклонном стенде	50
2.8. Сравнительный анализа результатов и формирование облика стенда	59
2.8.1..Проектные параметры стенда для отработки динамики посадки СА.....	59

2.8.2.	Проектные параметры блочно-подвесного механизма.....	60
2.8.3.	Механизм сброса.....	60
2.8.4.	Проектные параметры площадки, имитирующей грунт	61
2.8.5.	Устройство для крепления макета	62
2.9.	Выводы по разделу	63
ГЛАВА. 3. АНАЛИЗ ДИНАМИКИ ПОСАДКИ СА СРЕДСТВАМИ 3D ПРОЕКТИРОВАНИЯ.....		64
3.1.	Методика применения пакетов 3D проектирования для описания динамики посадки посадочного СА	65
3.1.1.	Создание несущего эскиза макета лунного посадочного модуля.	67
3.1.2.	Создание твердотельной параметрической модели макета лунного посадочного модуля.....	68
3.1.3.	Используемые средства и методы при создании макета лунного посадочного модуля.....	74
3.1.4.	Создание сборки макета лунного посадочного модуля.....	75
3.1.5.	Управление моделью с помощью дерева построений	76
3.1.6.	Средства визуализации.....	76
3.1.7.	Использование дополнительных приложений Solidworks	77
3.1.8.	NX Nastran	78
3.1.9.	Математическое моделирование динамики посадки с использованием средств 3D проектирования	85
3.2.	Обоснование схемы расстановки датчиков на макете ПМ	120
3.3.	Регистрирующая аппаратура ПМ и стенда	122
3.4.	Аппаратура измерений	122
3.4.1.	Датчики расстояния	122
3.4.2.	Трехосевые акселерометры MMA7341L и MMA7361L	123
3.4.3.	Трехосевой гироскоп L3GD20.....	125
3.4.4.	Сохранение и передача телеметрической информации.....	129

3.4.5. Постоянно-запоминающее устройство и беспроводная передача информации посредством WiFi модуля	130
3.5. Управление ходом эксперимента и периферийные устройства	132
3.6. Выводы по разделу	133
ЗАКЛЮЧЕНИЕ	134
БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК	136

СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ

ЕСКД – Единая система конструкторской документации

КА – космический аппарат

КЭ – конечно элементная

КЭМ – конечно-элементная модель

МЭМС – микроэлектромеханические системы

НПО – научно-производственное объединение

ОЗУ – оперативное запоминающее устройство

ПК – персональный компьютер

ПМ – посадочный модуль

ПО – программное обеспечение

ПУ – посадочное устройство

СА – спускаемый аппарат

САПР – система автоматизированного проектирования

СК – система координат

СЛАУ – система линейных алгебраических уравнений

ЧПУ – числовое программное управление

ВВЕДЕНИЕ

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 новые научно обоснованные технические решения, обладающие новизной и научной значимостью:

1. Обоснована целесообразность использования полномасштабного макета посадочного модуля и проведены испытания 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.

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

Основные положения, выносимые на защиту:

1. Методика разработки комплексного стенда полунатурного моделирования мягкой посадки на поверхность планеты.

2. Методика определения технических характеристик регистрирующей аппаратуры и возможные схемы ее размещения на макете СА.

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

На защиту выносятся следующие положения и результаты, полученные в диссертационной работе:

1. Методика разработки стенда полунатурного моделирования мягкой посадки на поверхность планеты.

2. Результаты использования программно–математического комплекса по отработке мягкой посадки.

3. Предполагаемый облик макета для проведения испытаний.

Обзор литературы по данной тематике показал, что существует достаточное количество работ, в которых описывается как отдельные различные посадки.

Так, в работах Согомоян А.Я, Исаева А.Л., Велданова В.А., Маркова В.А., Пусева В.И., Ручко А.М., Сотского М.Ю., Федорова С.В рассматриваются методики определения напряжения возникающего на поверхности недеформируемого ударника при проникании в деформируемые среды.

В работах Корянова В.В. рассматривается комплексное решение жесткой посадки на платы, приводится математическая модель движения аппарата и методика расчета силы сопротивления грунта.

В работе Баженова В.И., Осина М.И. авторами приводятся математические модели движения СА при посадке, а так же предлагаются возможные методики испытания макета аппарата в земных условиях.

В работах [39-49] приводится описание существующих программных пакетов, позволяющих определять напряженно-деформируемое состояние отдельных узлов конструкции и изменения геометрии тела при действии на него динамической нагрузки, также приводится перечень учебно-методической литературы для использования данных программных комплексов.

Основное внимание в диссертационной работе уделено описанию стендовой отработки заключительного этапа посадки СА, а именно, процесс столкновения с поверхностью Луны после выключения тормозных двигательных установок. В качестве прототипа обосновано выбирается наклонный стенд бросковых испытаний.

Наклонный стенд бросковых испытаний полномассового макета предназначен для экспериментального изучения процесса мягкой посадки космических аппаратов на Луну и другие планеты с помощью свободнопадающей натурноподобной модели. 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 энергопогложительные элементы. Применение сменного грунта, имитирующего поверхностный слой Луны, существенно расширяет возможности стенда.

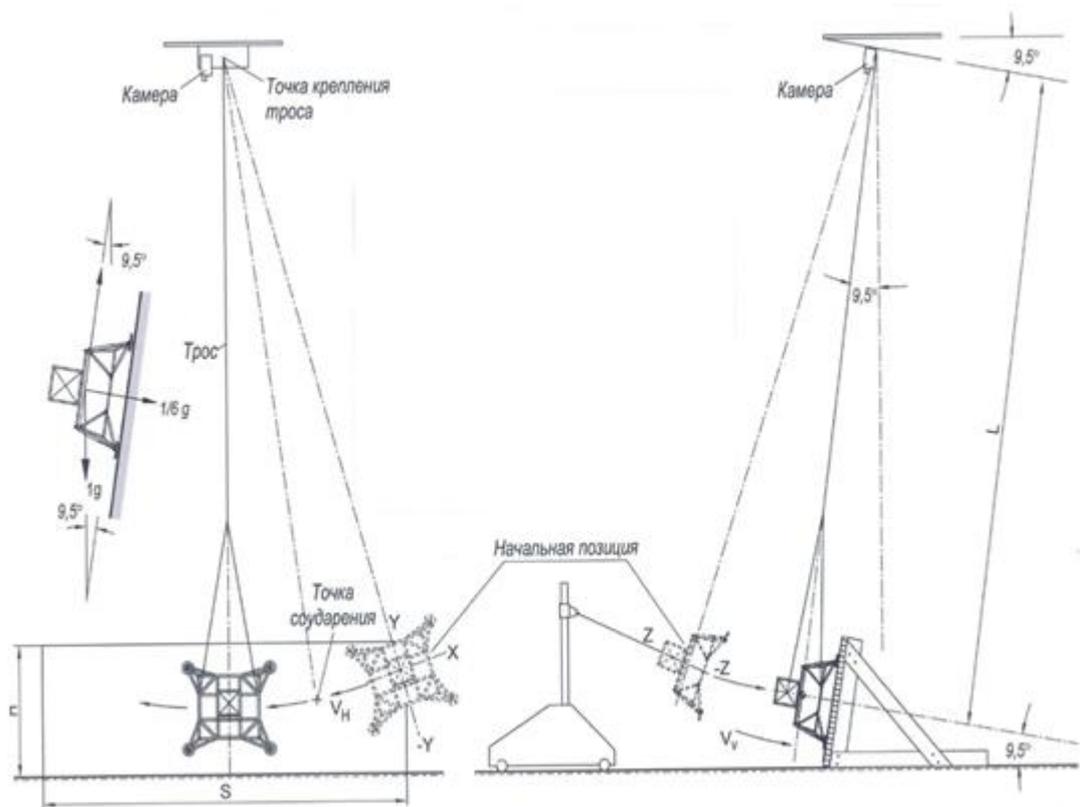


Рисунок В.1. Наклонный стенд.

Наклонный стенд имеет наиболее простую форму конструкции и состоит из следующих элементов:

- поворотная платформа с имитатором грунта планеты и возможностью изменения угла наклона между нормалью к поверхности платформы и плоскостью горизонта;
- маятниковая система подвеса макета с возможностью изменять угол отклонения линии подвеса макета СА от вертикальной плоскости;
- система сброса модели с возможностью варьировать степень отклонения макета спускаемого аппарата от точки соприкосновения с поверхностью;
- блочно–подвесной механизм с возможностью перемещения точки подвеса в горизонтальной плоскости, что позволяет компенсировать силы, возникающие при перемещении макета как по площадке с грунтом, так и перпендикулярно к ней в момент отскока.

Рассмотрим схему применения стенда. Перед испытанием макет помещают на посадочную площадку, силовые тросы натягивают с помощью лебедок и канатов. Затем макет поднимают на расчетную высоту, обеспечивающую необходимую вертикальную скорость падения макета, и закрепляют на опорном тросе. В этом положении разгружающее макет усилие несколько снижается. Сброс макета производится после срабатывания отцепа подвески. По мере падения макета сила разгрузки увеличивается, достигая необходимой величины в момент контакта опор макета с поверхностью. Во время этого контакта возникают колебания в величине силы разгрузки вследствие инерционности силовых тросов. Такие колебания имеют место в течение всего процесса посадки макета.

В качестве поверхности посадки использовалась жесткая массивная платформа, которая покрывается имитатором грунта для получения необходимого коэффициента трения.

Следует отметить существенное влияние ветра на величину горизонтальной посадочной скорости натурального макета. Так, при ветре, достигающем 4,5 м/с, отклонения в величине горизонтальной скорости может быть весьма значительным.

Подвижный блочно–подвесной механизм стенда перемещается автоматически вслед за маневрирующим макетом, обеспечивая с помощью следящей системы постоянную вертикальность тросов подвески и разгрузку макета СА.

Несравненным достоинством данного стенда является простота его конструкции и оптимальная точность результатов при моделировании посадки.

Таким образом, отработку заключительного этапа посадки предполагается провести на наклонном стенде маятникового типа для полунатурного моделирования. Натурное моделирование в общем случае предполагает наличие макета СА и системы разгрузки для имитации ускорения свободного падения на выбранной планете. При создании макетов

СА существуют различные подходы, которые в конечном итоге сводятся либо к использованию макетов, имеющих массово–инерционные характеристики реального СА, либо к использованию масштабирования изделий. Это в свою очередь накладывает определенные требования к конструктивным характеристикам стенда.

В работе предлагается использовать первый подход, а в качестве стенда – маятниковый стенд бросковых испытаний, также предлагается принципиальная схема броскового стенда отработки динамики посадки, а также рассчитываются его основные конструктивные параметры (высота точки подвеса, положение и наклон площадки, имитирующей поверхность Луны и др.).

Предлагаемый бросковый стенд для отработки непосредственно самой посадки СА имитирует финальный этап посадки на планету – свободное падение СА после момента отсечки двигателя [4]. При этом для макетов СА, используемых на стенде характерно точное соответствие с оригиналом только по конструкции посадочного устройства и по основным массово–инерционным параметрам. Поэтому прочие элементы конструкции СА (приборный отсек, двигатели, различные системы, аппаратура и т. д.) моделируются лишь по своей массе [4]. Все это существенно упрощает конструкцию макета, позволяя в то же время провести экспериментальные исследования различных схем натуральных посадочных устройств, влияния на устойчивость при посадке массово–инерционных характеристик СА, конструктивных параметров посадочного устройства (ПУ) и условий мягкой посадки, оценить потенциальные опасности для полезного груза СА (опрокидывание, перегрузки, разрушение конструкции), возникающие при аварийных ситуациях, – т.е. полностью отработать мягкую посадку СА, устранив влияние масштабного эффекта на результаты испытаний, имеющее место при использовании динамически подобных моделей.

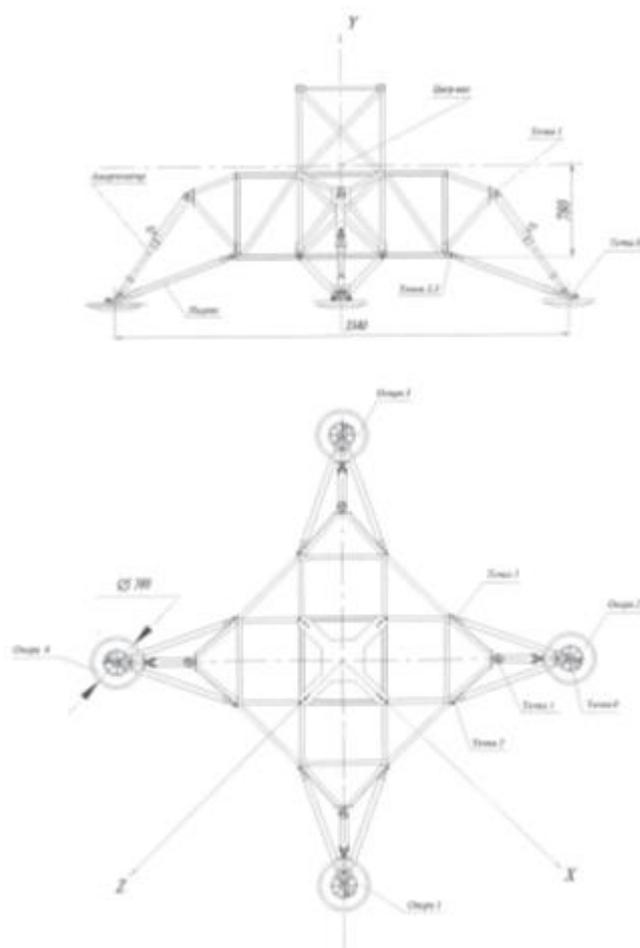


Рисунок В.2 Посадочное устройство СА.

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.

При проведении наземных экспериментальных исследований мягкой посадки обычно производятся измерения и регистрация следующих параметров: углов тангажа, крена, рыскания (ориентация модели); вертикальных и горизонтальных перегрузок (в центре масс модели и на всех опорах ПУ); давления топлива на стенки модельных баков; угловых ускорений и скоростей вращения модели; деформаций опорных энергопоглотителей; напряжений в элементах конструкции ПУ модели.

ГЛАВА. 1. ИССЛЕДОВАНИЕ ПОСАДКИ СПУСКАЕМОГО АППАРАТА НА ПОВЕРХНОСТЬ.

Для успешного выполнения задачи посадки на Луну большое значение имеет структура и вид лунной поверхности. Множественные исследования показали, что наиболее часто встречающимися лунными породами являются:

- 1) алюминиевые материковые базальты;
- 2) материковые базальты, богатые редкоземельными элементами, камнем и фосфором [50];
- 3) морские базальты, богатые железом и титаном [50];
- 4) магматические породы, такие, как пироксениты, анортозиты и дуниты [50].

1.1. Состав лунной поверхности

Поверхность Луны покрыта тонким слоем породы, называемой «реголит». Реголит состоит из фрагментов основной породы и стекла, образовавшихся из основных типов пород. Лунные породы не полностью схожи с земными породами. Образцы брекчии были доставлены на Землю после работ, проведенных космическими экипажами [50].

Моря занимают 16% поверхности Луны – это темные базальтовые равнины с редкими кратерами, расположенные в региональных понижениях, обычно в округлых впадинах лунных бассейнов. Кроме темных базальтовых морей, на материках присутствуют и более древние лавовые поля с осветленной поверхностью, вероятно, перекрытой тонкими чехлами выбросов из позднейших ударных бассейнов и кратеров. Относительно молодые ударные мелкие кратеры пробивают эти чехлы и выносят на поверхность темный материал, например, в районе кратеров Шиллер и Варгентин, в окрестностях Моря Нектара и др [50].

На поверхности Луны ударные кратеры занимают доминирующее положение, заполняя весь диапазон размеров от микрократеров до структур с поперечниками 150 –300 км.

Моря лежат ниже уровня материковой поверхности. Например, Море Влажности расположено на 2 км ниже, а Море Дождей на 3 км ниже окружающей местности [27]. На восточном крае вблизи экватора видны темные пятна Моря Смита и Моря Краевого. В одном из проектов строительства будущей лунной базы Море Смита указывают в числе вероятных мест, подходящих для осуществления исследовательских работ. Площадь маленького пятна Моря Волн составляет 21 тыс. км². Особенно четко выделяется граница Моря Кризисов, площадь которого 176 тыс. км². Дно этого моря расположено на 3,5 км ниже окружающей местности. На его краю виден яркий кратер с лучевой системой – Прокл диаметром 28 км [50].

Море Спокойствия на Луне, по площади равное Черному морю на Земле (421 тыс. км²), знаменито тем, что здесь американский астронавт Н. Армстронг впервые шагнул на лунную поверхность 20 июля 1969г. Море Спокойствия соединяется с Морем Изобилия и Морем Нектара, в котором советский зонд "Луна 16" (1970г.) взял пробу лунного грунта и доставил ее на Землю. На границе Моря Ясности с материком выполнял исследования самоходный аппарат "Луноход 2" (1973г.)

Узкая полоска Моря Холода переходит в Океан Бурь и Залив Росы – самое крупное формирование видимого полушария площадью 2,1 млн. км². На окраине Океана Бурь вблизи экватора выделяется темное дно кратера Гримальди. Здесь наземными методами исследований обнаружены кислородосодержащие породы – ильмениты. Данный кратер также мог бы стать одним из потенциальных мест будущей лунной базы. Площадь Моря Дождей – 829 тыс. км². Справа хорошо заметен кратер Аристарх, диаметром 42км, а выше кратер Коперник диаметром 94 км. Темная область к югу от Коперника недавно была названа Морем Островов. Море Познанное получило свое название после того, как в 1964г. здесь опустился американский зонд "Рейнджер 7". К югу от Залива Радуги совершил свое путешествие первый самоходный лунник "Луноход 1" (1970–1971 гг.).

В Море Влажности внимание привлекает система параллельных борозд, а в Море Облаков – Прямая Стена. Слева от Моря Облаков в материковой части выделяется цепочка из трех кратеров, размеры которых превышают 100 км. Средний из них Альфонс, известен тем, что в 1957г. там наблюдалось свечение, зарегистрированное на спектрограммах. Самый яркий кратер с мощной лучевой системой назван в честь астронома Тихо Браге, составившего таблицы перемещения планет, на основе которых Кеплер вывел законы движения планет.

Долины – отчетливо выраженные обособленные впадины шириной в несколько километров и протяженностью в десятки и сотни километров – встречаются на склонах обширных горных областей (например, Альпийская долина), а также в материковых районах (например, долина Рейта).

1.2. Анализ имеющихся испытательных стендов

Заключительный этап полета спускаемого аппарата (начиная с высот 30—10м над поверхностью планеты) включает момент контакта аппарата с грунтом, скольжение по грунту и, наконец, полное успокоение аппарата на поверхности в положении, которое является исходным для последующего функционирования аппарата на данном небесном теле [10].

Очевидно, что создание надежно функционирующего посадочного амортизирующего устройства межпланетного космического аппарата невозможно без проведения целого комплекса исследований, включающего в себя теоретические, экспериментальные, проектные и конструкторские работы.

Рассмотрим испытательные стенды, предназначенные для экспериментального изучения процесса мягкой посадки, с целью выбора наиболее подходящего для выполнения задачи отработки динамики процесса посадки космических аппаратов на Луну. Испытательные стенды позволяют 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 грунта, имитирующего поверхностный слой Луны, Марса и других планет, существенно расширяет возможности стенда.

1.2.1. Маятниковый стенд

Маятниковый стенд бросковых испытаний (рисунок 1.1.): высота подъема модели СА над столом Н определяется требуемой величиной вертикальной составляющей посадочной скорости и регулируется путем поворота консольной стрелы стенда в вертикальной плоскости. Величина горизонтальной составляющей посадочной скорости зависит от угла отклонений параллелограмма маятниковой системы подвески от вертикального положения.

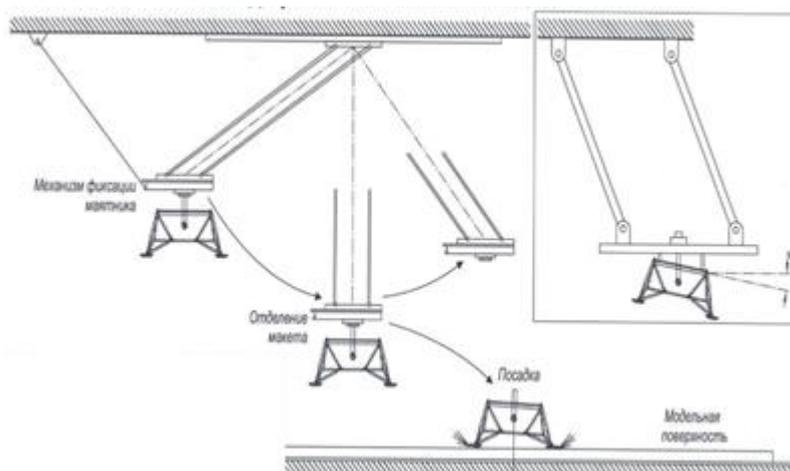


Рисунок 1.1 Маятниковый стенд.

Основной особенностью экспериментальных исследований мягкой посадки на натуральных макетах СА является то, что они, помимо окончательной проверки работоспособности ПУ, оценки его эффективности и надежности, позволяют провести натурную отработку заключительного этапа полета и посадки на поверхность планеты.

Маятниковый стенд бросковых испытаний не подходит для моделирования процесса прилунения, поскольку на данном стенде отсутствует система разгрузки, а отсюда следует, что данный стенд предназначен для отработки динамики посадки не на полномассовых макетах

спускаемых аппаратов, а на масштабируемых моделях. В свою очередь моделирование посадки на Луну на основе масштабируемых моделей имитируется с недостаточной степенью точности.

1.2.2. Стенд отработки посадки LAMA

Стенд отработки посадки LAMA компании DLR (рисунок 1.2) представляет собой зал с возможностью имитировать поверхность без атмосферной планеты. Основную функцию стенда по моделированию посадки осуществляет роботизированный механизм, который обеспечивает перемещение объекта на заданную поверхность.



Рисунок 1.2 LAMA.

Использование стенда LAMA для выполнения поставленной задачи является вариантом необоснованно завышенной стоимости, связанным с большими затратами на создание высокотехнологичного механизма, для решения не столь масштабной проблемы. А также стенд LAMA не реализует систему разгрузки макета и имитируется только непосредственный контакт опор модели с грунтом.

1.2.3. 2–х координатный стенд бросковых испытаний

2–х координатный стенд бросковых испытаний (рисунок 1.3) полномасштабного макета представляет собой блочно–тросовую систему с двумя пневмоцилиндрами и подвешенным макетом спускаемого аппарата. Движение посадочного аппарата осуществляется под управлением ресивера, который имеет возможность подавать газ (воздух) под давлением в пневмоцилиндры, и, тем самым, изменять ход рабочего тела последних. Рабочее тело пневмосистемы соединено с блочно–тросовой системой, и изменяя свое положение, может приводить в движение макет посадочного аппарата через подвижную каретку.

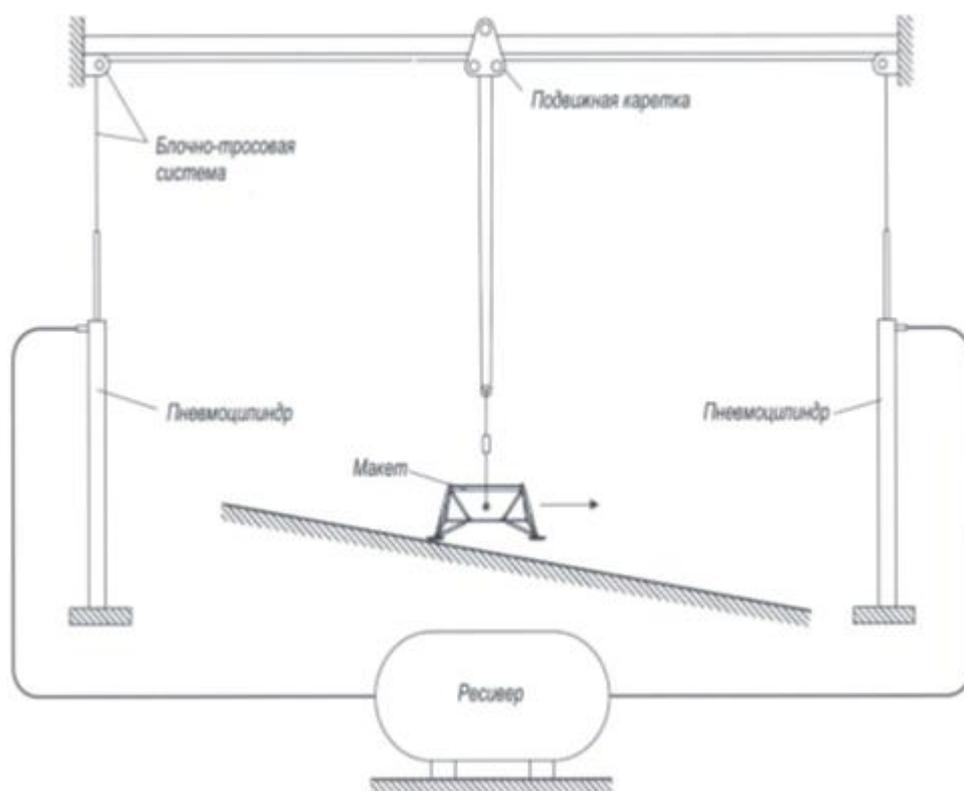


Рисунок 1.3 2–х координатный стенд.

2–х координатный стенд бросковых испытаний имеет возможность с высокой точностью имитировать посадку макета СА на заданную поверхность в момент соприкосновения с ней.

Ключевым недостатком данного стенда является отсутствие возможности движения аппарата в 3–х мерном пространстве, что исключает множество факторов, влияющих на успешное выполнение задачи

моделирования процесса прилунения. А также на данном стенде не реализована система разгрузки и осуществляется имитация только на масштабируемых моделях.

3–х координатный стенд бросковых испытаний (рисунок 1.4) полномассового макета представляет собой модификацию 2–х координатного стенда бросковых испытаний полномассового макета с возможностью осуществлять движение макета в 3–х мерном пространстве.

1.2.4. 3–х координатный стенд бросковых испытаний

3–х координатный стенд представляет собой систему тросов взаимодействующих с макетом посадочного аппарата через навесной каркас, разгружающую систему точной вертикальной стабилизации разгружающего троса и мостовой кран.

Движение начинается после срабатывания разгружающего устройства с профилированным кулаком и торсионом посредством системы тросов через навесной каркас. Навесной каркас включает в себя разгружающую систему точной вертикальной стабилизации разгружающего троса, которая состоит из блочно–тросовой системы, каретки и траверса.

Передвижение макета по 3–м координатам происходит за счет мостового крана, который имеет возможность движения по направляющим рельсам.

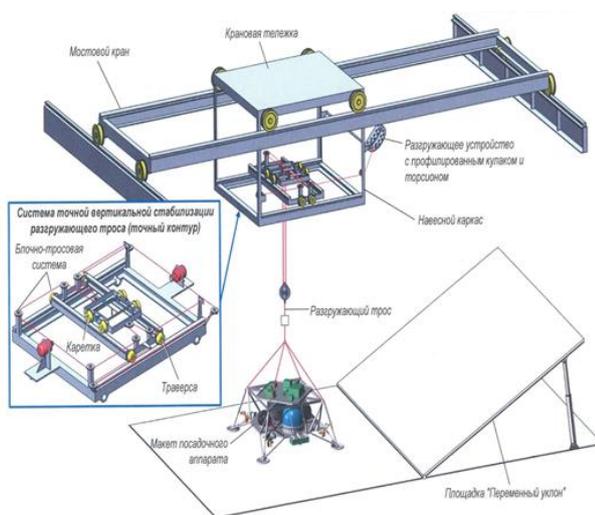


Рисунок 1.4. 3–х координатный стенд.

Наличие разгружающей системы точной вертикальной стабилизации разгружающего троса и возможность осуществлять движение по 3–м координатам позволяет имитировать посадку макета СА с достаточно высокой точностью.

В силу сложности системы точной вертикальной стабилизации разгружающего троса в подвесной конструкции, на стенде не представляется возможным реализовать имитацию силы тяжести на Луне. Так же соответствующим образом нет возможности отслеживать параметры макета СА после контакта с площадкой с переменным углом наклона, когда происходит отскок макета от поверхности. Данные обстоятельства не позволяют использовать представленный стенд для выполнения поставленной задачи.

1.2.5. Наклонный стенд бросковых

Наклонный стенд бросковых испытаний полномассового макета предназначен для экспериментального изучения процесса мягкой посадки космических аппаратов на Луну и другие планеты с помощью свободнопадающей натурно подобной модели [24]. 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 энергопогложительные элементы [24]. Применение сменного грунта, имитирующего поверхностный слой Луны, существенно расширяет возможности стенда [24].

Наклонный стенд имеет наиболее простую форму конструкции и состоит из следующих элементов:

- поворотная платформа с имитатором грунта планеты и возможностью изменения угла наклона между нормалью к поверхности платформы и плоскостью горизонта;

- маятниковая система подвеса макета с возможностью изменять угол отклонения линии подвеса макета СА от вертикальной плоскости;
- система сброса модели с возможностью варьировать степень отклонения макета спускаемого аппарата от точки соприкосновения с поверхностью;

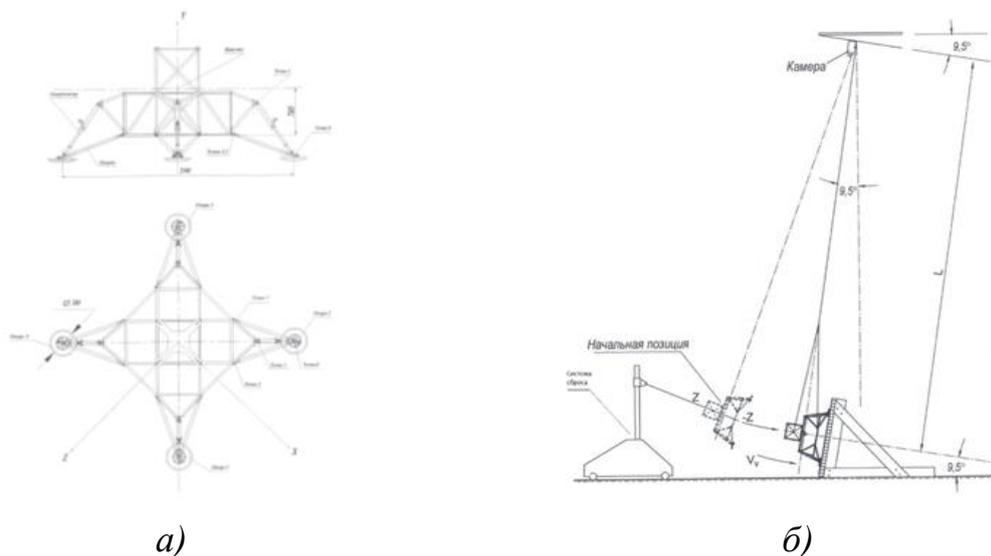


Рисунок 1.5. Схема макета СА (а) и схема механизма разгрузки (б)

Рассмотрим схему применения стенда. Перед испытанием макет помещают на посадочную площадку, силовые тросы натягивают с помощью лебедок и канатов. Затем макет поднимают на расчетную высоту, обеспечивающую необходимую вертикальную скорость падения макета, и закрепляют на опорном тросе. В этом положении разгружающее макет усилие несколько снижается. Сброс макета производится после срабатывания отцепки подвески. По мере падения макета сила разгрузки увеличивается, достигая необходимой величины в момент контакта опор макета с поверхностью. Во время этого контакта возникают колебания в величине силы разгрузки вследствие инерционности силовых тросов. Такие колебания имеют место в течение всего процесса посадки макета.

В качестве поверхности посадки использовалась жесткая массивная платформа, которая покрывается имитатором грунта для получения необходимого коэффициента трения.

Следует отметить существенное влияние ветра на величину горизонтальной посадочной скорости натурального макета. Так, при ветре, достигающем 4,5 м/с, отклонения в величине горизонтальной скорости может быть весьма значительным.

Несравненным достоинством данного стенда является простота его конструкции и оптимальная точность результатов при моделировании посадки.

1.2.6. Сравнительный анализ стендов бросковых испытаний

Для осуществления выбора оптимальной схемы стенда бросковых испытаний полномассового макета, максимально подходящего для выполнения задачи моделирования посадки СА на поверхность Луны, проведем сравнительный анализ рассмотренных стендов бросковых испытаний (смотри таблицу 1.1).

Таблица 1.1 Сравнительный анализ стендов

№	Наименование стенда	Достоинства	Недостатки
1.	Маятниковый стенд бросковых испытаний	Простота конструкции. Возможность освобождения макета от механизма фиксации маятника.	Стенд предназначен для моделирования динамики посадки на динамически подобных моделях.
2.	ЛАМА – стенд отработки посадки и планетоходов	Роботизированный механизм, который обеспечивает перемещение объекта на заданную поверхность.	Высокая стоимость. Сложная конструкция стенда. Отсутствие системы обезвешивания.

3.	2-х координатный стенд бросковых испытаний полномассового макета	Простота конструкции.	Отсутствие возможности движения аппарата в 3-х мерном пространстве.
4.	3-х координатный стенд бросковых испытаний полномассового макета	Наличие разгружающей системы точной вертикальной стабилизации разгружающего троса и возможность осуществлять движение по 3-м координатам.	В силу сложности подвесной конструкции, не представляется возможным реализовать имитацию силы тяжести на Луне. Нет возможности отслеживать параметры макета СА после отскока.
5.	Наклонный стенд бросковых испытаний полномассового макета	Не высокая стоимость. Наиболее простая конструкция.	Натяжение троса, не возможность рассмотреть все варианты посадки

Наклонный стенд бросковых испытаний полномассового макета наиболее полно соответствует требованиям, предъявленным для решения задачи моделирования посадки спускаемого аппарата на поверхность Луны. А именно за счет контакта макета СА и наклонной поверхности с имитатором грунта стенд бросковых испытаний полномассового макета осуществляет моделирование посадки с силой тяжести такой же, как и на поверхности Луны. Реализация блочно-подвесного механизма дает возможность компенсировать

все «лишние» силы, возникающие при имитации посадки СА на лунную поверхность с отскоком. Так же наклонный стенд за счет простоты конструкции предоставляет возможность наиболее полно просчитать все возможные варианты посадки на заданную поверхность.

1.3. Требования к стенду наклонных испытаний

Таким образом, на основе проведенного сравнительного анализа было принято решение принять для дальнейшего анализа наклонный стенд бросковых испытаний полномассового макета. Для решения задачи о пространственном движении СА необходимо выполнение двух численных процессов [23]:

1. Вычисление всех силовых факторов, действующих на тело, во время движения тела [23];
2. Решения системы дифференциальных уравнений, в интервале времени, начинающегося с момента касания тела и заканчивающегося в момент полной остановки СА [23].

Алгоритм работы программы представлен в блок-схеме (рисунок 3.1) и заключается в последовательном выполнении следующих действий [23]:

1. Ввод начальных условий движения аппарата [23];
2. Разбиение опор аппарата на малые поверхности, для вычисления нормального и касательного сопротивлений [23];
3. Начало цикла[23];
4. Вычисление нормальных и касательных скоростей[23];
5. Определение силовых факторов, действующих на каждую площадку опоры аппарата, вступившую в контакт с грунтом [23];
6. Определение суммарных силовых факторов, действующих на опоры [23];
7. Проверка условия полной остановки аппарата [23];
8. Конец цикла [23];
9. Вывод результатов [23];

10. Конец [23].



Рисунок 1.6. Принципиальная блок-схема решения задачи

Основная задача стенда – обеспечить силовые возмущения, действующие на макет посадочного модуля, которые будут действовать на спускаемый аппарат в реальных условиях посадки на поверхность Луны. Основным из возмущений является гравитационное воздействие Луны. Будем считать, что стенд выполнен в соответствии со схемой, предложенной на рисунке 1.5. Для удобства имитирования лунного ускорения допускаем, что мы можем гарантировать только дециметровую точность точки подвеса и удаления площадки имитирующий грунт от точки равновесия.

Исходя из требований к испытаниям по отработке динамики посадки: 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.

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.

1.4. Выводы по разделу

Основным результатом первой главы является проведённый сравнительный анализ стендов бросковых испытаний с целью выявления наиболее подходящего прототипа для дальнейших исследований.

1. Выявлено что при формировании облика стенда бросковых испытаний необходимо особое внимание уделить следующим факторам:

- Наличие значительной составляющие горизонтально скорости подхода к поверхности (более 1,5 м/с);
- Варьированию, помимо углов тангажа и рысканья, угла крена макета СА;
- Возможности опрокидывание, заключающейся в повороте вокруг любой оси, кроме продольной СА на 180°;
- Возможности разрушение конструкции, превышение значений допустимой нагрузки на амортизаторы аппарата.

2. Из рассмотренных стендов бросковых испытаний в качестве прототипа выбран наклонный стенд маятникового типа, как более точно имитирующий возможные варианты развития событий, а также позволяющий избежать разгрузки макета СА для имитации лунного ускорения свободного падения.

3. Определены дальнейшие направления исследования в работе:

- разработка математических моделей движения СА при посадке и имитации на стенде;
- реализация математических моделей в виде специализированного программного обеспечения;
- проведение расчетов и определение параметров и компоновки стенда бросковых испытаний, а также мест расположения регистрирующей аппаратур.

4. Для формирования облика стенда бросковых испытаний необходимо проведение математического моделирования процесса касания, выявление критических параметров вектора состояния СА и способов их имитации на стенде, что предполагает формирование двух математических моделей – модель динамики СА на Луне и на стенде.

ГЛАВА. 2. ФОРМИРОВАНИЕ ОБЛИКА СТЕНДА БРОСКОВЫХ ИСПЫТАНИЙ

Для имитации посадки необходимо провести математическое моделирование и уделить внимание факторам существенно влияющих на возникновение нештатных ситуаций.

С целью 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.

2.1. Системы координат

Для исследования динамики посадки используются две системы координат (СК)[4]:

1. Инерциальная СК (рисунок 2.1), $ONX'NY'NZ'N$, связанная с поверхностью планеты. Оси $ONX'N$ и $ONZ'N$ лежат в плоскости поверхности посадки, причем ось $ONX'N$ совпадает с направлением максимального наклона поверхности, ось $ONY'N$ с направлением местной нормали [16];

2. Подвижная СК (рисунок 2.1), жестко связанная с аппаратом $OXYZ$: начало СК в центре масс аппарата, оси совпадают с главными центральными осями инерции СА берутся с учетом особенности лунной поверхности. Для моделирования этапа прилунения требуется использование экспериментальных методов исследований, поэтому в работе применяются две системы координат [4]:

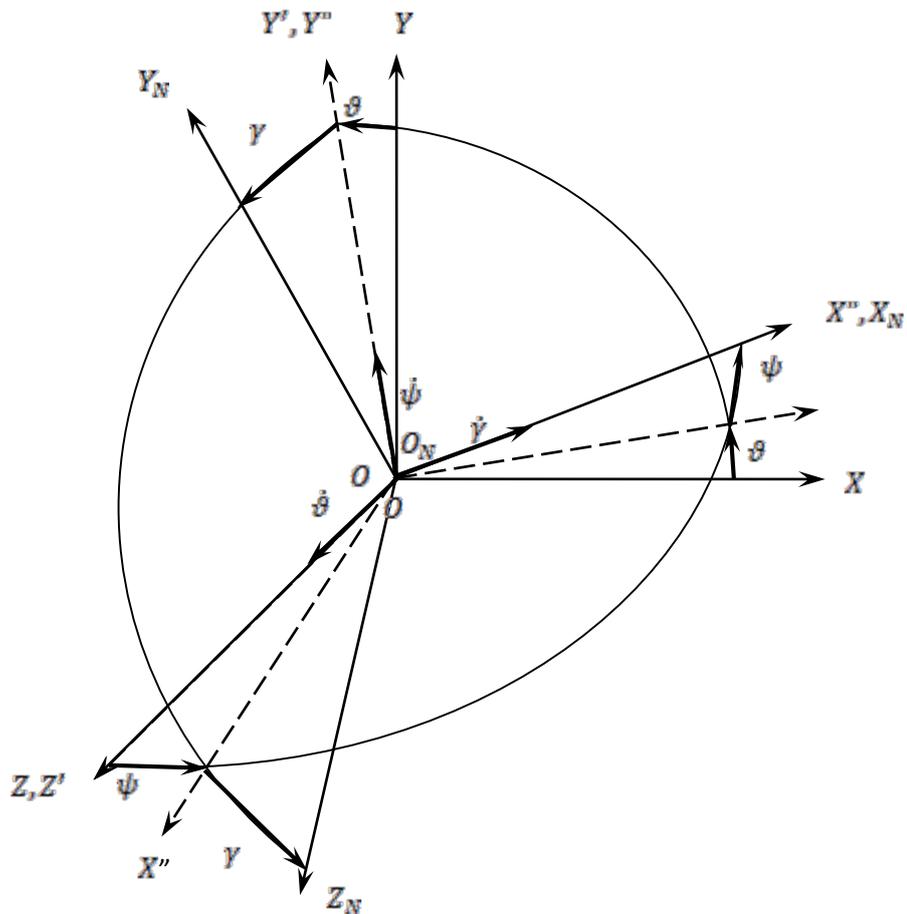


Рисунок 2.2 Переход между не подвижной СК и подвижной СК аппарата

Для осуществления преобразования вектора K из неподвижной системы координат в подвижную, его необходимо последовательно умножить на матрицы поворота, на угол тангажа $R(\vartheta)$, рысканья $R(\psi)$, и крена $R(\gamma)$ равные:

$$M = \begin{pmatrix} \cos \vartheta \cdot \cos \psi & \sin \vartheta \cdot \cos \psi & \sin \psi \\ -\cos \vartheta \cdot \sin \psi \cdot \sin \gamma - \sin \vartheta \cdot \cos \gamma & -\sin \vartheta \cdot \sin \psi \cdot \sin \gamma + \cos \vartheta \cdot \cos \gamma & \cos \psi \cdot \sin \gamma \\ -\cos \vartheta \cdot \sin \psi \cdot \cos \gamma + \sin \vartheta \cdot \sin \gamma & -\sin \vartheta \cdot \sin \psi \cdot \cos \gamma - \cos \vartheta \cdot \sin \gamma & \cos \psi \cdot \cos \gamma \end{pmatrix} \quad (2.1)$$

Элементами результирующей матрицы M являются направляющие косинусы осей связанной СК относительно осей инерциальной СК. Исходя из свойств ортогональности, обратное преобразование будет иметь вид:

$$K = K_N M^{-1} \quad (2.2)$$

Обратное преобразование можно реализовать за счет транспонированной матрицы M^T , которая равна матрице M^{-1} и записывается как матрица обратная M (3.1.7):

$$M^{-1} = M^T \quad (2.3)$$

2.2. Дифференциальные уравнения движения СА

Дифференциальные уравнения движения СА описывающие пространственное движение при мягкой посадке, записываются в систему динамических уравнений, требующих последующего решения. Уравнение движения центра масс аппарата будет [23]:

$$m\bar{W}_O = \bar{F}, \quad (2.4)$$

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 [23].

Ускорение точки O можно представить как:

$$W_{OX} = \dot{V}_{OX}, \quad (2.5)$$

$$W_{OY} = \dot{V}_{OY}, \quad (2.6)$$

$$W_{OZ} = \dot{V}_{OZ}, \quad (2.7)$$

где \bar{V}_O – скорость точки O в инерциальной системе координат, которая равна [23]:

$$V_{OX} = \dot{X}, \quad (2.8)$$

$$V_{OY} = \dot{Y}, \quad (2.9)$$

$$V_{OZ} = \dot{Z}, \quad (2.10)$$

где X, Y, Z – это координаты центра масс аппарата, уравнения движения аппарата примет вид [16]:

$$m\dot{V}_{OX} = G_X + F_X + F_{AX}, \quad (2.11)$$

$$m\dot{V}_{OY} = G_Y + F_Y + F_{AY}, \quad (2.12)$$

$$m\dot{V}_{OZ} = G_Z + F_Z + F_{AZ}, \quad (2.13)$$

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 [23].

Моменты, действующие относительно центра масс аппарата, равны:

$$M_X = I_X \frac{d\omega_X}{dt} + (I_Z - I_Y)\omega_Y\omega_Z, \quad (2.14)$$

$$M_Y = I_Y \frac{d\omega_Y}{dt} + (I_X - I_Z)\omega_X\omega_Z, \quad (2.15)$$

$$M_Z = I_X \frac{d\omega_Z}{dt} + (I_Y - I_X)\omega_X\omega_Y. \quad (2.16)$$

Кинематические уравнения Эйлера [23]:

$$\omega_X = \dot{\vartheta} \cdot \sin \psi + \dot{\gamma}, \quad (2.17)$$

$$\omega_Y = \dot{\vartheta} \cdot \cos \psi \cdot \sin \gamma + \dot{\psi} \cdot \cos \gamma, \quad (2.18)$$

$$\omega_Z = \dot{\vartheta} \cdot \cos \psi \cdot \cos \gamma - \dot{\psi} \cdot \sin \gamma. \quad (2.19)$$

Уравнения Эйлера, разрешенные относительно производных углов, выглядят так [23]:

$$\dot{\psi} = \frac{\omega_Y \cdot \cos \gamma - \omega_Z \cdot \sin \gamma}{\cos \vartheta}, \quad (2.20)$$

$$\dot{\vartheta} = \omega_Y \cdot \sin \gamma + \omega_Z \cdot \cos \gamma, \quad (2.21)$$

$$\dot{\gamma} = \omega_X - \operatorname{tg} \vartheta (\omega_Y \cdot \cos \gamma - \omega_Z \cdot \sin \gamma), \quad (2.22)$$

Систему уравнений, описывающую пространственное движение СА, можно получить из формул 1.11 – 1.22 [23]:

$$\left. \begin{aligned} m\dot{V}_{OX} &= G_X + F_X + F_{AX} \\ m\dot{V}_{OY} &= G_Y + F_Y + F_{AY} \\ m\dot{V}_{OZ} &= G_Z + F_Z + F_{AZ} \\ M_X &= I_X \frac{d\omega_X}{dt} + (I_Z - I_Y)\omega_Y\omega_Z \\ M_Y &= I_Y \frac{d\omega_Y}{dt} + (I_X - I_Z)\omega_X\omega_Z \\ M_Z &= I_X \frac{d\omega_Z}{dt} + (I_Y - I_X)\omega_X\omega_Y \\ \omega_X &= \dot{\vartheta} \cdot \sin \psi + \dot{\gamma} \\ \omega_Y &= \dot{\vartheta} \cdot \cos \psi \cdot \sin \gamma + \dot{\psi} \cdot \cos \gamma \\ \omega_Z &= \dot{\vartheta} \cdot \cos \psi \cdot \cos \gamma - \dot{\psi} \cdot \sin \gamma \\ \dot{\psi} &= \frac{\omega_Y \cdot \cos \gamma - \omega_Z \cdot \sin \gamma}{\cos \vartheta} \\ \dot{\vartheta} &= \omega_Y \cdot \sin \gamma + \omega_Z \cdot \cos \gamma \\ \dot{\gamma} &= \omega_X - \operatorname{tg} \vartheta (\omega_Y \cdot \cos \gamma - \omega_Z \cdot \sin \gamma) \end{aligned} \right\} \quad (2.23)$$

После момента касания ПУ с грунтом, на СА действуют следующие силы [23]:

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

2.3. Силовые факторы, действующие на СА в момент посадки на планету со стороны грунта.

Проанализировав условия посадки на поверхность планет можно понять, что скорость встречи аппарата с грунтом может находиться в пределах от нескольких метров в секунду до десятка и более метров в секунду. Отсюда следует, что СА необходимо снабдить надежным посадочным устройством со специальными амортизирующими опорными конструкциями [3]. Известны различные конструктивные схемы посадочного устройства аппарата, например, лепесткового вида, в виде стержневых опор, ферменных конструкций, тонкостенных оболочек и пр. [19].

В работах [6], [7], [11], [20] приведен способ определения силовых факторов, нормальное и касательное сопротивление на поверхность проникающего тела будет вычисляться по формуле:

$$\sigma_n = Av_n^2 + Bv_n + C, \quad (2.24)$$

$$\sigma_\tau = \mu\sigma_n, \quad (2.25)$$

где σ_n – нормальное сопротивление, σ_τ – 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 работе [7]), где μ – 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 [19], которая находится:

$$v_n = (\bar{v} - \bar{v}_e)\bar{n}, \quad (2.26)$$

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 [19]:

$$v_n = v_x n_x + v_y n_y + v_z n_z \quad (2.27)$$

Касательная составляющей скорости будет равна:

$$v_\tau = \sqrt{v_{\tau X}^2 + v_{\tau Y}^2 + v_{\tau Z}^2}, \quad (2.28)$$

$$\tau_X = \frac{v_{\tau X}}{v_\tau}, \tau_Y = \frac{v_{\tau Y}}{v_\tau}, \tau_Z = \frac{v_{\tau Z}}{v_\tau}, \quad (2.29)$$

Сила сопротивления и ее момент определяются из следующих уравнений [19]:

$$\bar{F} = - \sum_{i=1}^N \int_{S_{ki}} (\sigma_n \bar{n}_i + \sigma_\tau \bar{\tau}_i) dS_i, \quad (2.30)$$

$$\bar{M} = - \sum_{i=1}^N \int_{S_{ki}} \bar{\rho}_i \times (\sigma_n \bar{n}_i + \sigma_\tau \bar{\tau}_i) dS_i, \quad (2.31)$$

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 , $\bar{\rho}_i i$ целиком определяются геометрией тела, и для каждой поверхности записываются по-своему [19].

2.4. Силы, действующие со стороны амортизаторов

При мягкой посадке СА конструкция спроектирована так, что погасит собой часть кинетической энергии. На рисунке 2.3. представлен график зависимости силы амортизации от перемещения.

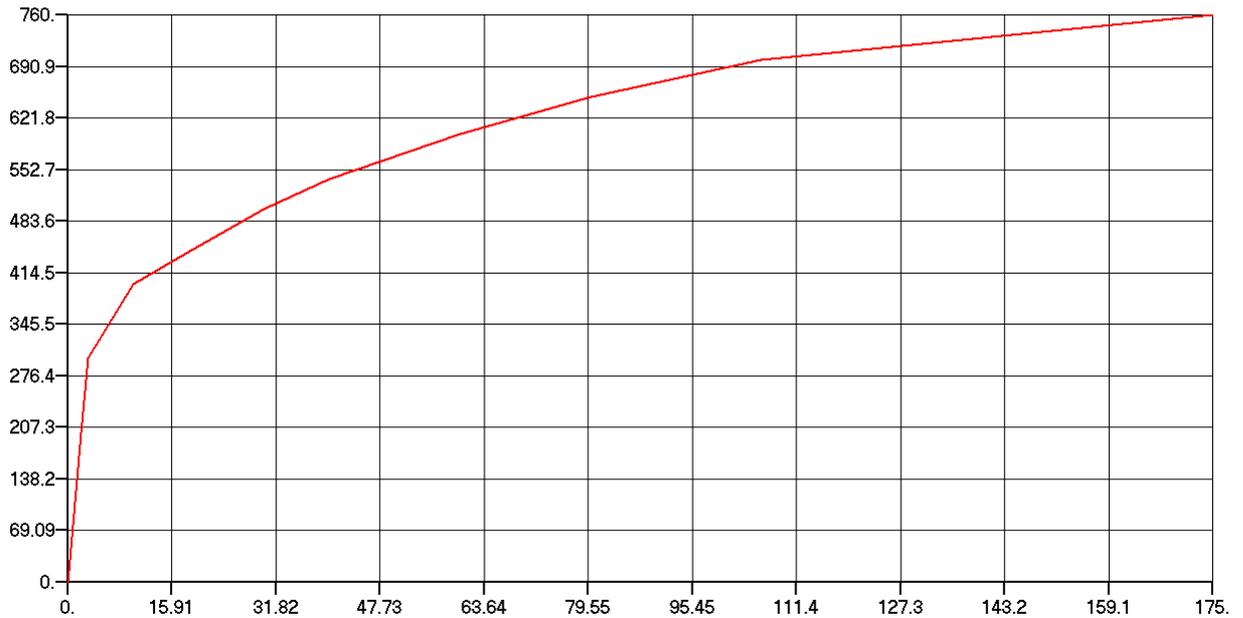


Рисунок 2.3 Зависимости сил возникающих на амортизаторах при обжати.

На рисунке 2.4. наглядно продемонстрирован пример изменения положения одной из опор аппарата. Из рисунка хорошо видно что произойдет с опорой при полном сжатии амортизатора.

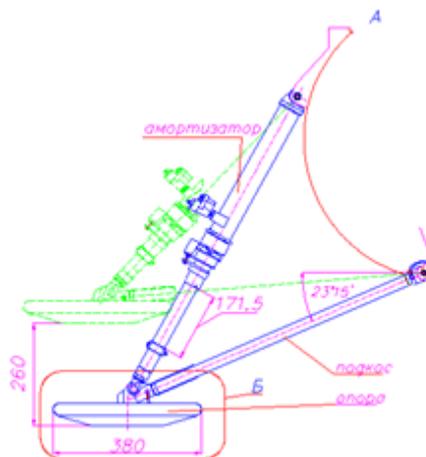


Рисунок 2.4 Крайние положения опор

2.5. Силы, действующие на 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 изменяется положение макета, от чего и зависит результирующая сила натяжения. Для определения натяжения троса необходимо описать 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;

φ – 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:

$$F_{Tjx} = -T_x - P_x, \quad F_{Tjz} = -T_z - P_z \quad (2.32)$$

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:

$$F_{Tj} = F \sin \mu_j < \sqrt{(T_x + P_x)^2 + (T_z + P_z)^2} \quad (2.33)$$

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:

$$\sum F_{Tjx} = -T_x - P_x, \sum F_{Tjz} = -T_z - P_z \quad (2.34)$$

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

2.6. Моделирование динамики посадки на поверхность Луны

Проведение испытаний для обеспечения успешного выполнения задачи отработки динамики посадки СА на поверхность Луны является решающим этапом. Вопросы планирования испытаний на стадии опытно-конструкторских работ имеют важное значение в связи с тем, что стоимость этапа испытаний, включая стоимость изготовления опытных образцов, составляет от 45% до 70% всех затрат [16].

Целью решения задачи по определению необходимых объемов испытаний является научно-техническое обоснование программы экспериментальной отработки (испытаний) и требуемого количества опытных образцов для выполнения этой программы, а также определение продолжительности процесса экспериментальной отработки и необходимого материально-технического обеспечения. Задача определения рациональных объёмов испытаний относится к задачам внутреннего проектирования и решается в рамках данной работы.

При имитации посадки на Луну и моделирования посадки приняты следующие исходные данные:

Массово – инерционные характеристики СА:

- масса макета лунного посадочного модуля = 520кг
- осевые моменты инерции:

$$J_x = 292.7 \text{ кг} \cdot \text{м}^2$$

$$J_y=402.1 \text{ кг}\cdot\text{м}^2$$

$$J_z=378.8 \text{ кг}\cdot\text{м}^2$$

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 -20^0 до $+20^0$;
- ориентация опор макета относительно вектора горизонтальной составляющей скорости считается приемлемой диапазоне от -90^0 до $+90^0$.

Компьютерное моделирование динамики посадки СА на поверхность Луны и на стенде проводилось для расчётных случаев, представленных в таблице 2.1.

Таблица 2.1. Расчетные случаи

№	Наклон поверхности, град	Вертикальная составляющая скорости, м/с	Горизонтальная составляющая скорости, м/с	Угол подхода, град
1.	0	3	0	0
2.		3	1	0
3.		3	0	45
4.		3	1	45
5.	10	3	0	0
6.		3	1	0
7.		3	0	45
8.		3	1	45

Ниже представлены результаты для расчетных случаев, начиная с момента первого касания поверхности.

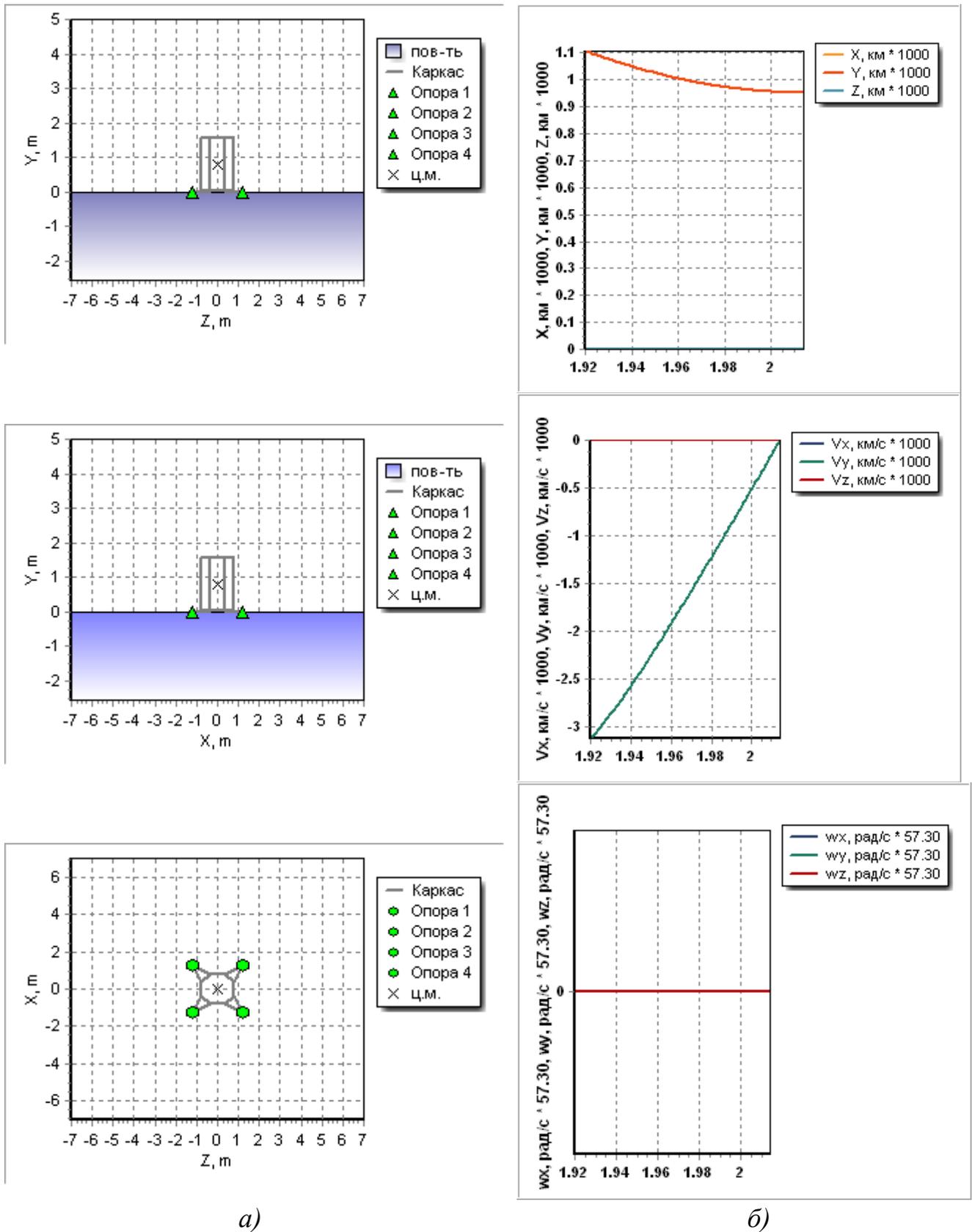
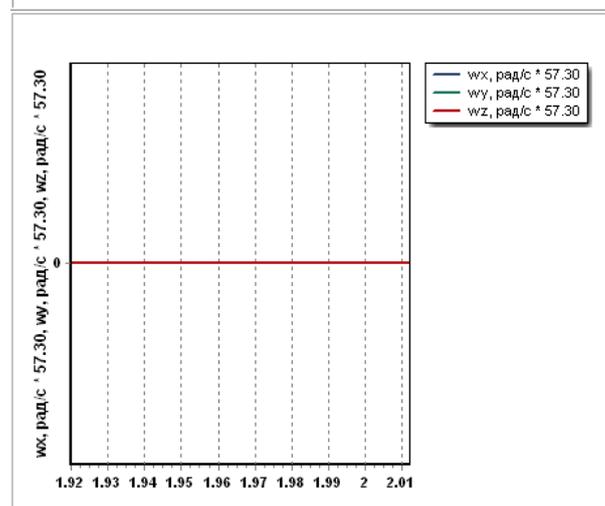
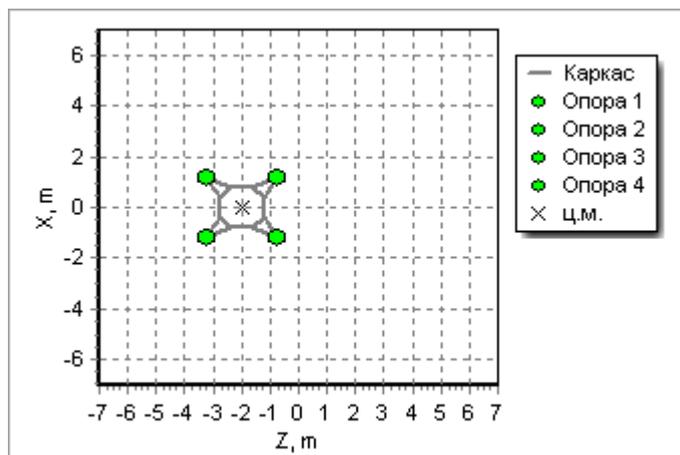
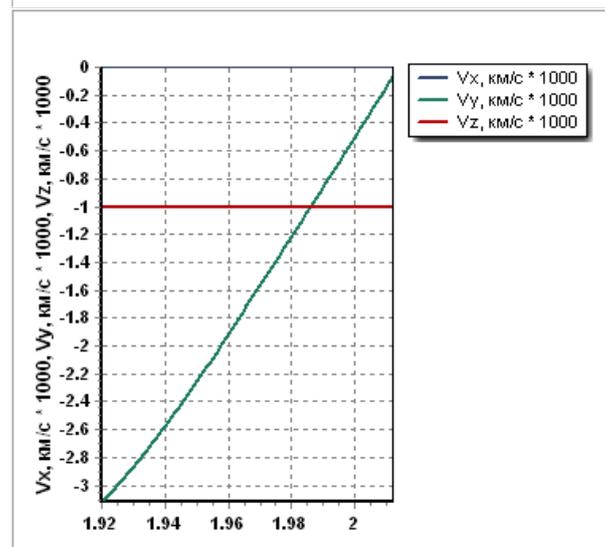
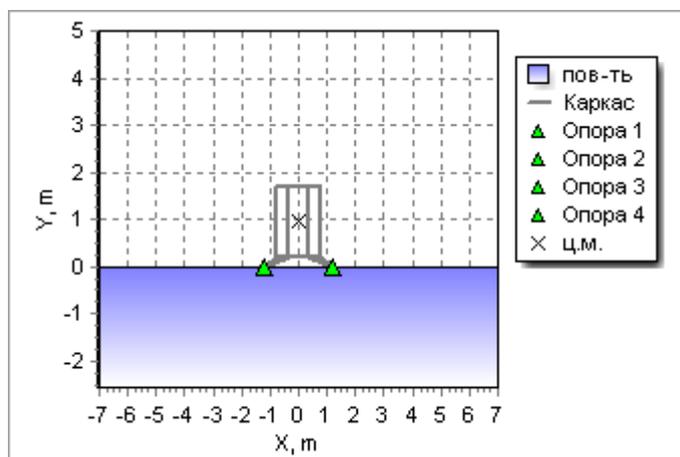
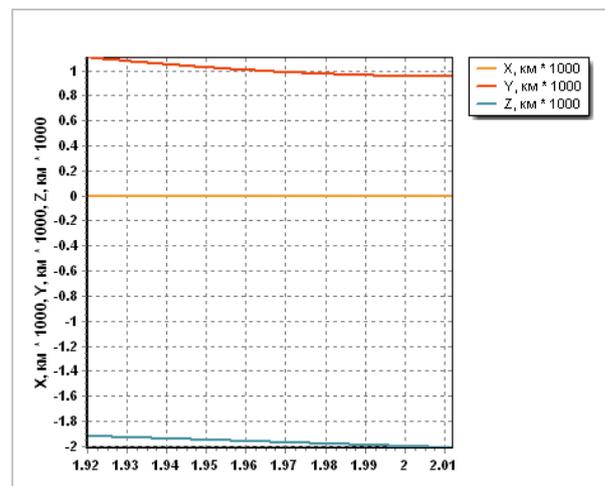
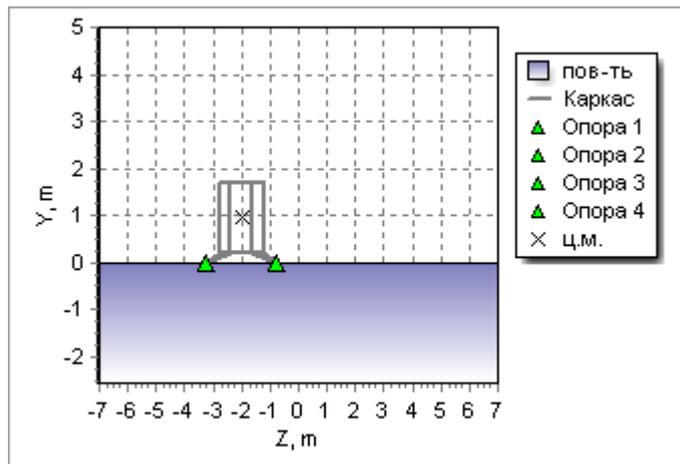


Рисунок 2.5. Визуализация результатов математического моделирования посадки СА на Луну (а), графики изменения координат, скоростей, угловых скоростей центра масс СА при посадке на Луну (б) для случая №1.



a)

б)

Рисунок 2.6. Визуализация результатов математического моделирования посадки СА на Луну (*a*), графики изменения координат, скоростей, угловых скоростей центра масс СА при посадке на Луну (*б*) для случая №2.

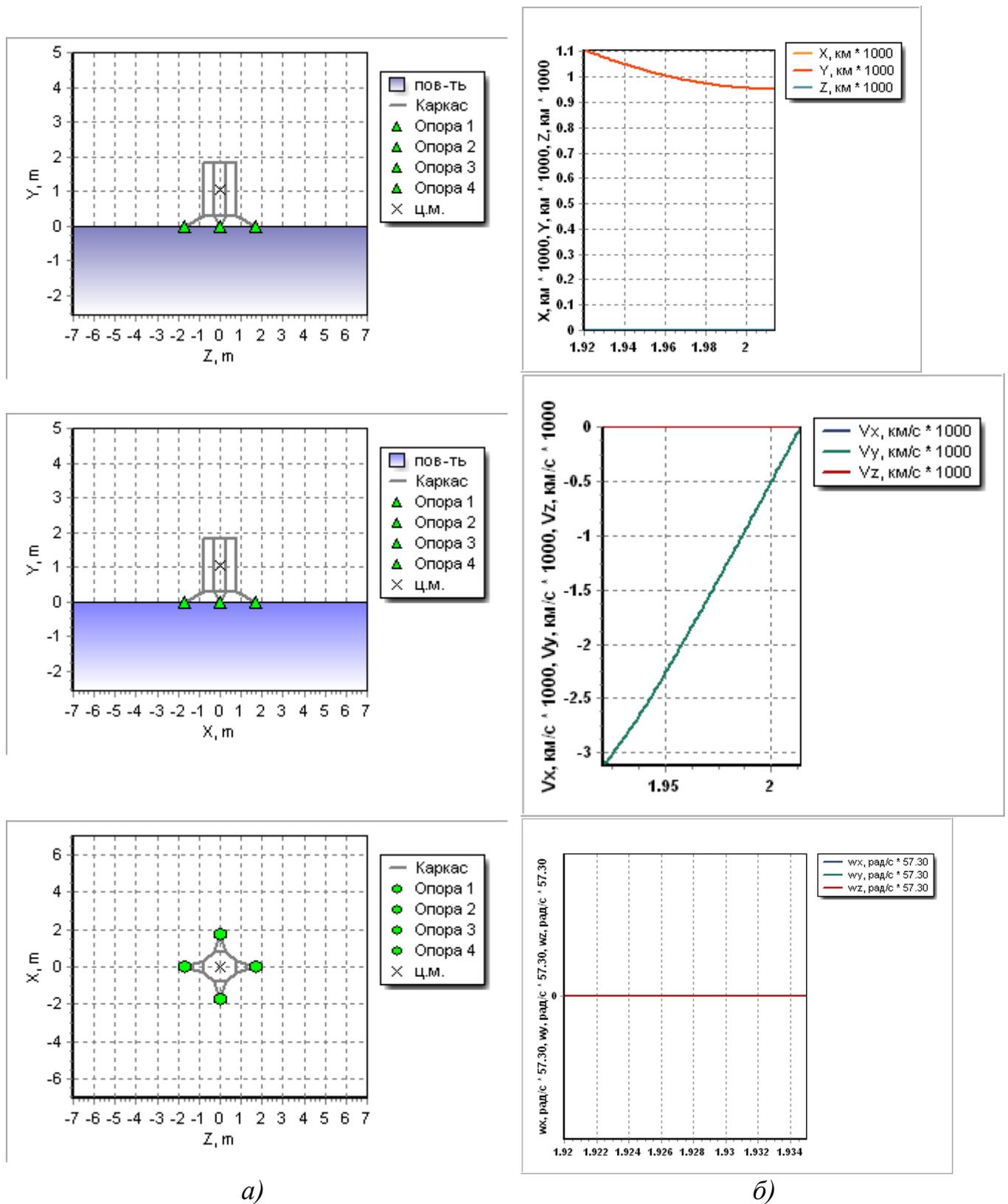
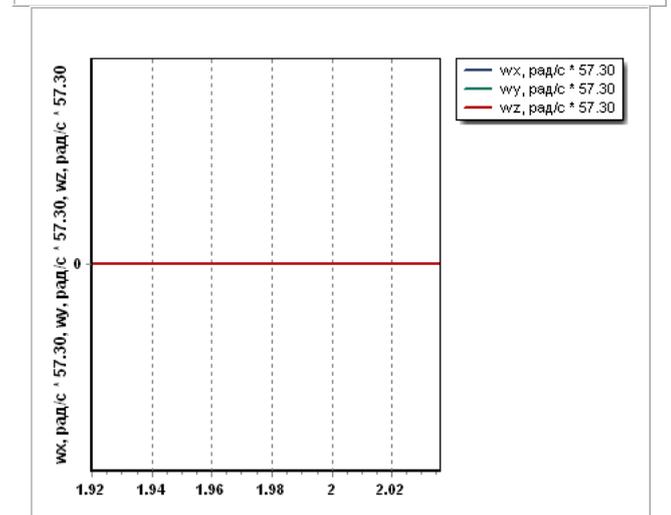
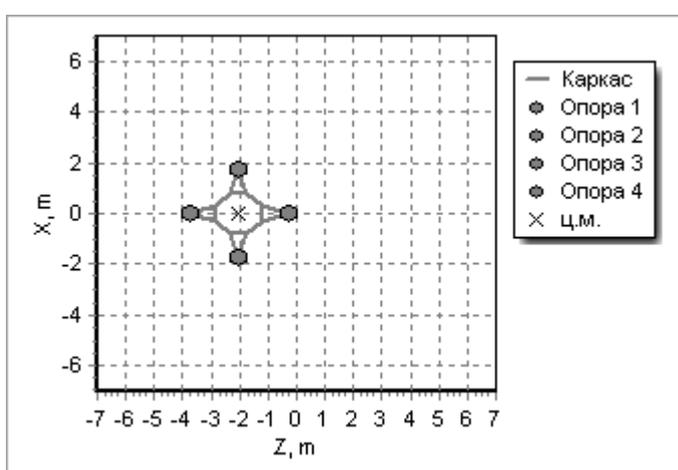
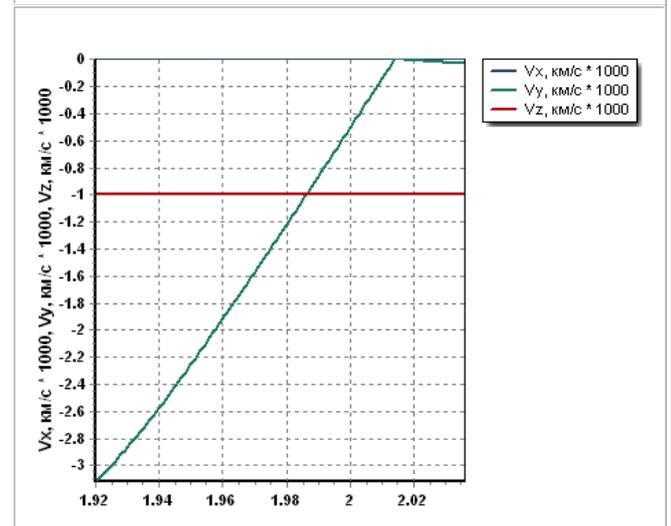
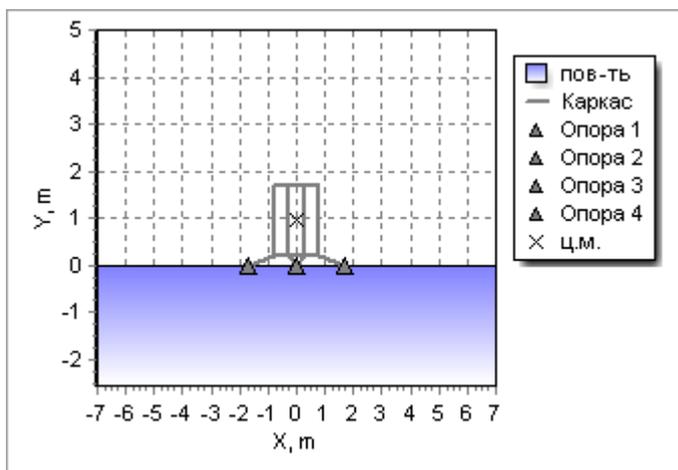
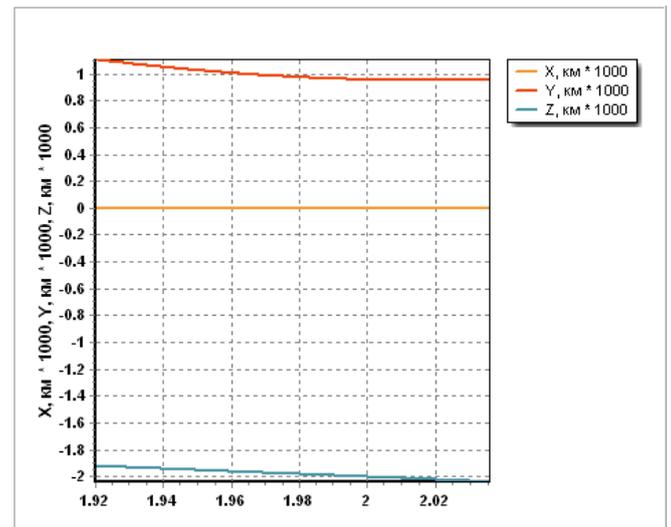
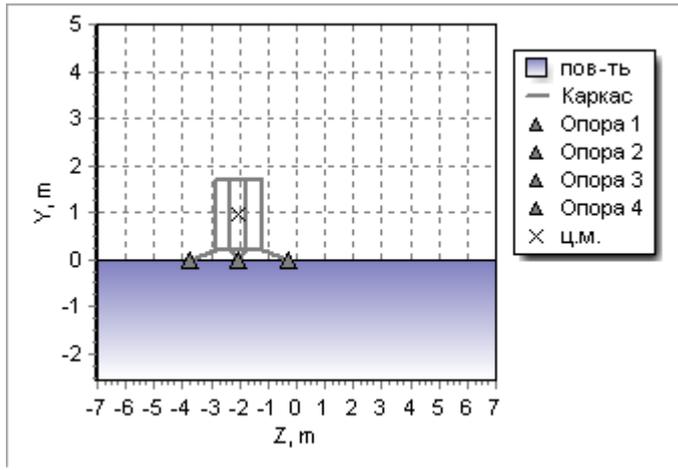


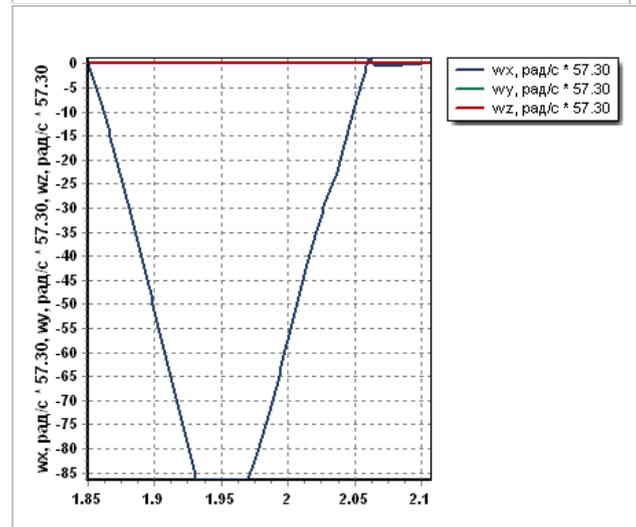
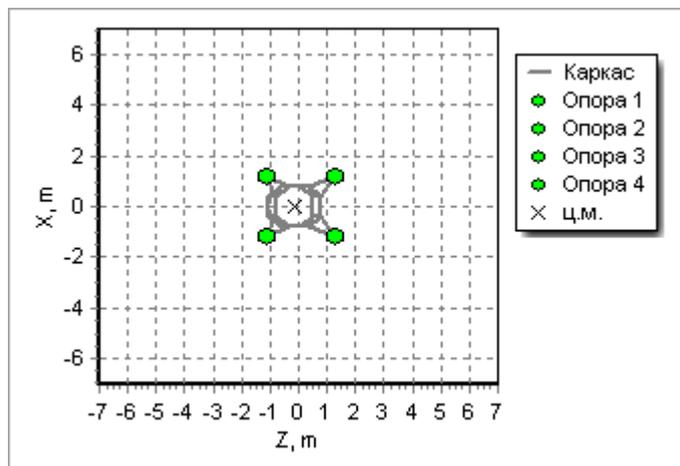
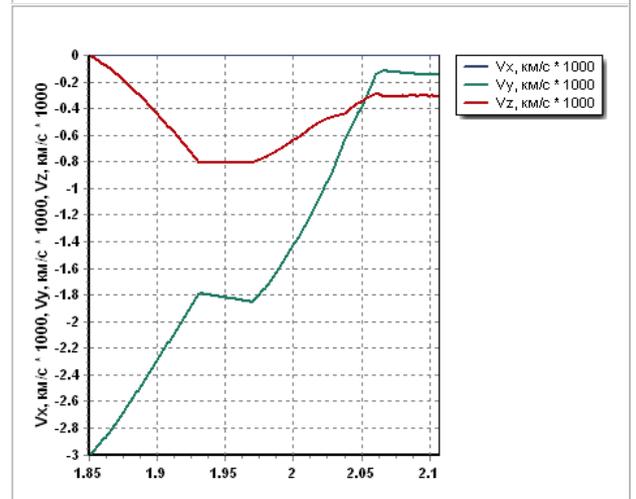
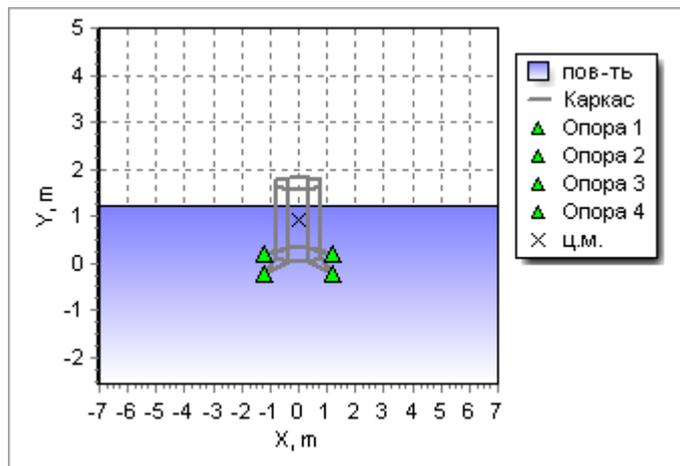
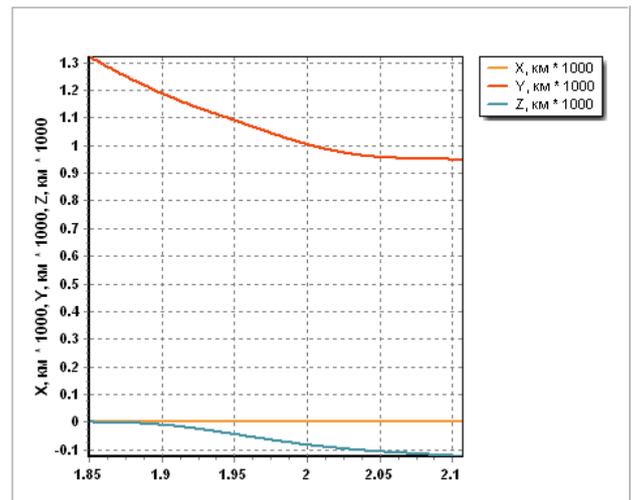
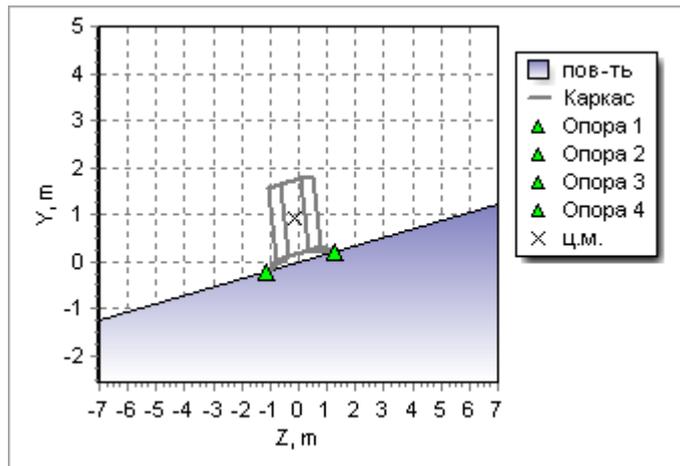
Рисунок 2.7. Визуализация результатов математического моделирования посадки СА на Луну (а), графики изменения координат, скоростей, угловых скоростей центра масс СА при посадке на Луну (б) для случая №3.



a)

б)

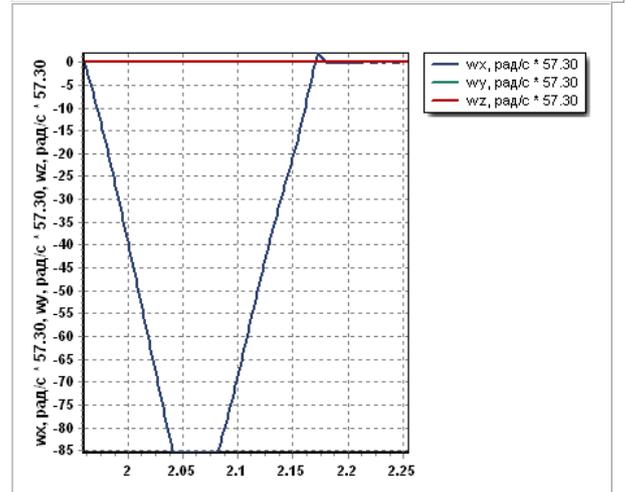
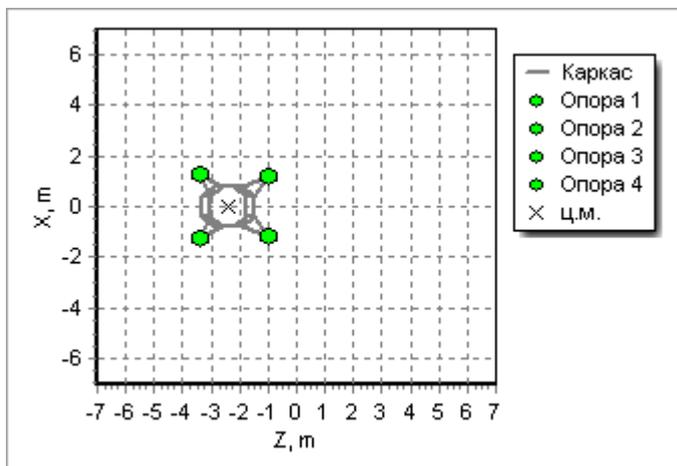
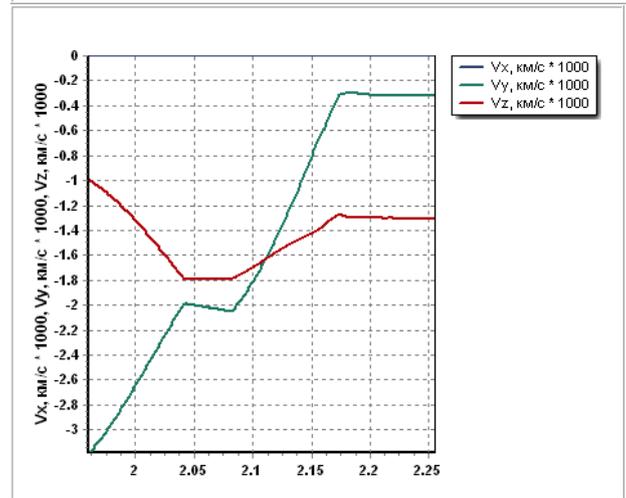
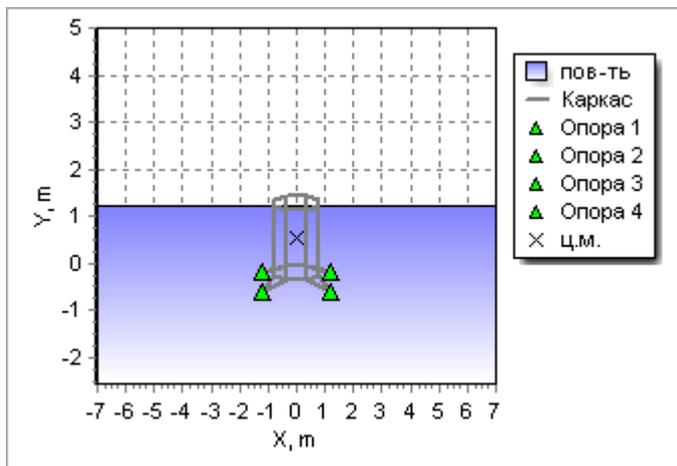
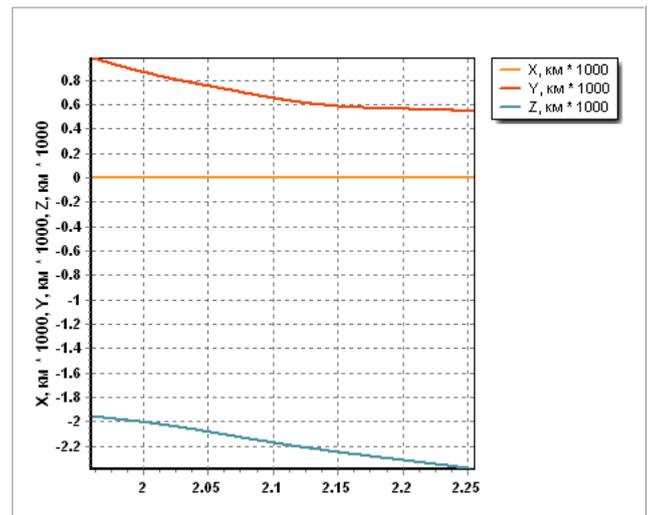
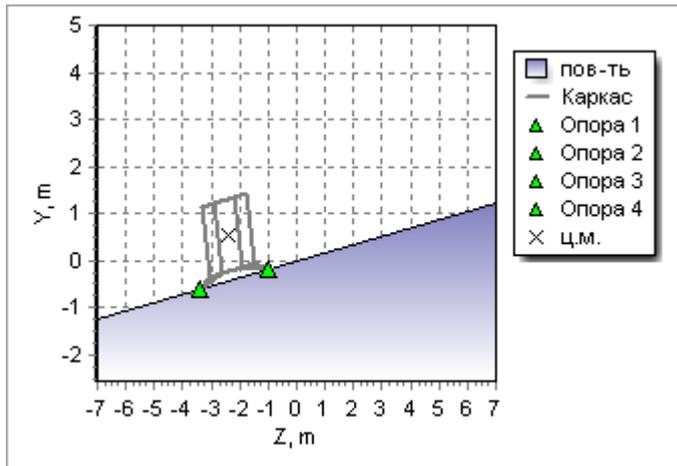
Рисунок 2.8. Визуализация результатов математического моделирования посадки СА на Луну (а), графики изменения координат, скоростей, угловых скоростей центра масс СА при посадке на Луну (б) для случая №4.



а)

б)

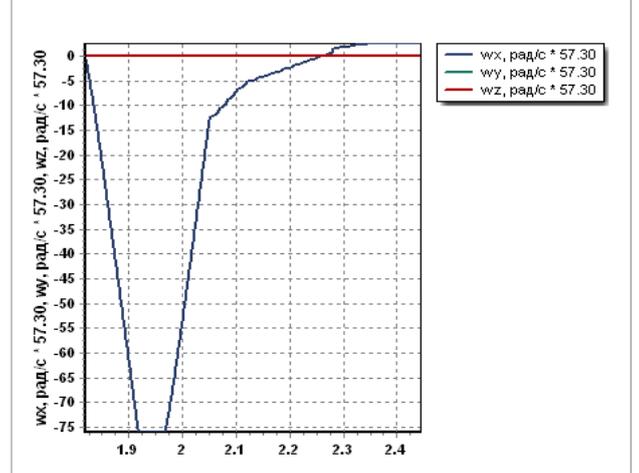
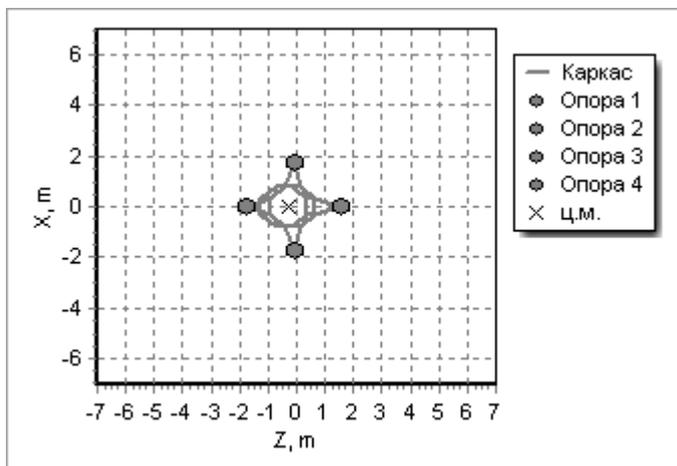
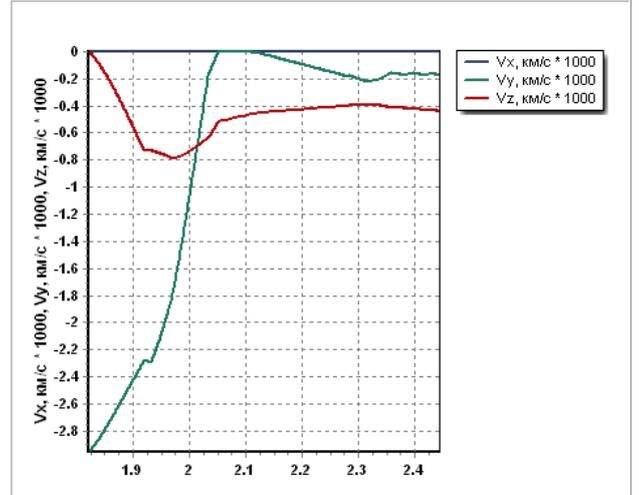
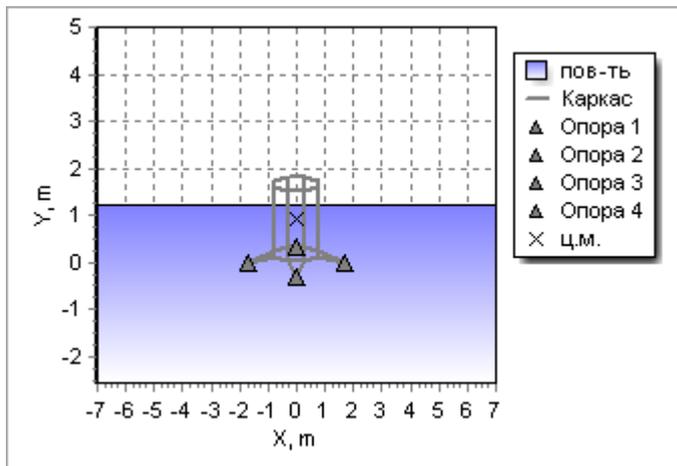
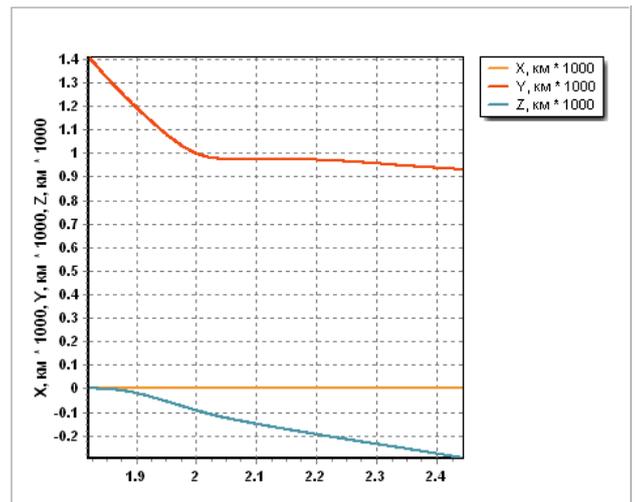
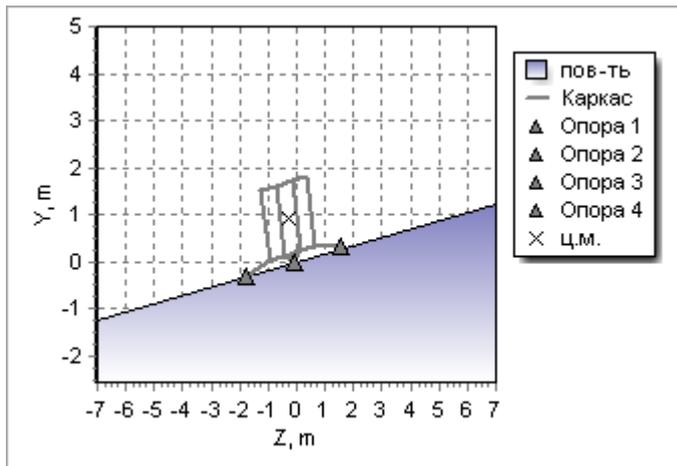
Рисунок 2.9. Визуализация результатов математического моделирования посадки СА на Луну (а), графики изменения координат, скоростей, угловых скоростей центра масс СА при посадке на Луну (б) для случая №5.



a)

б)

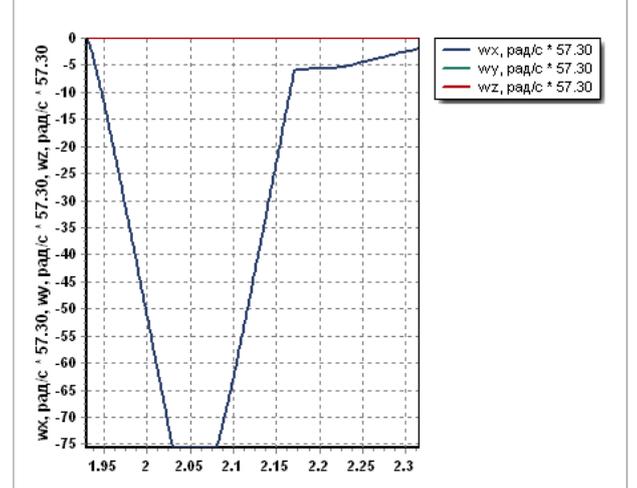
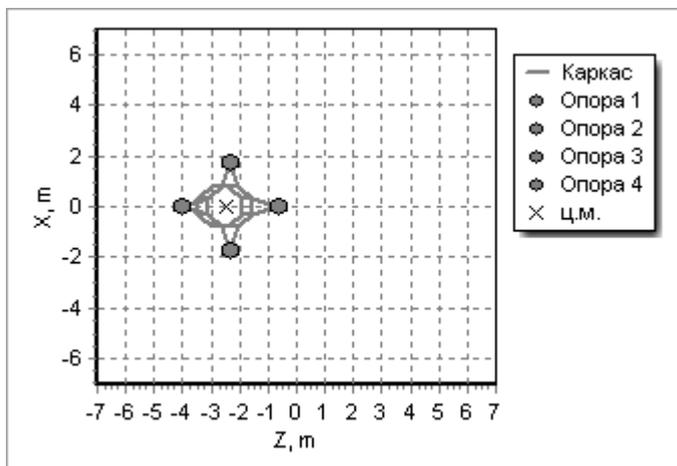
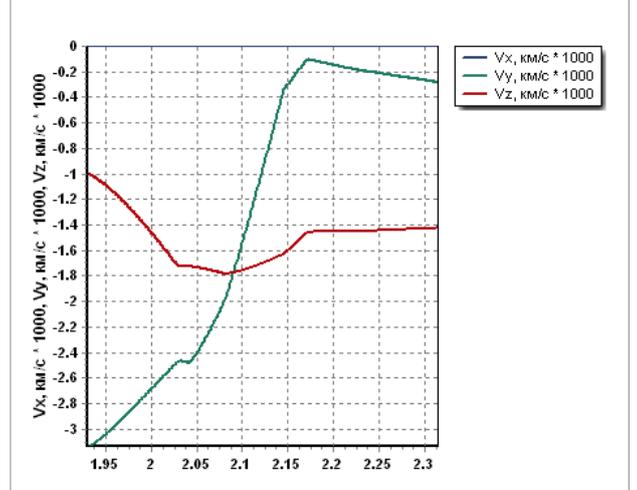
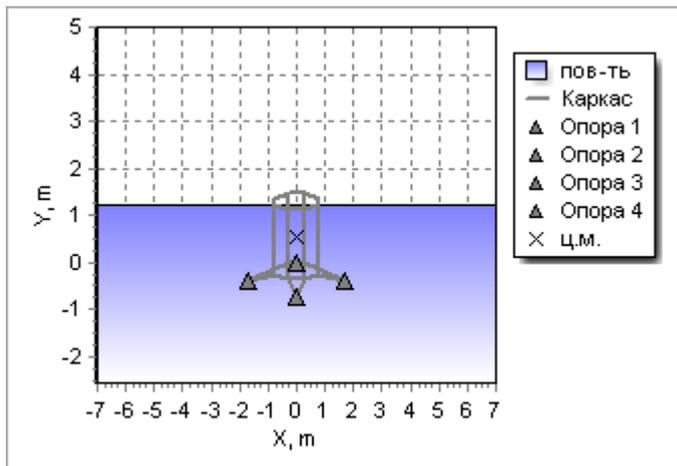
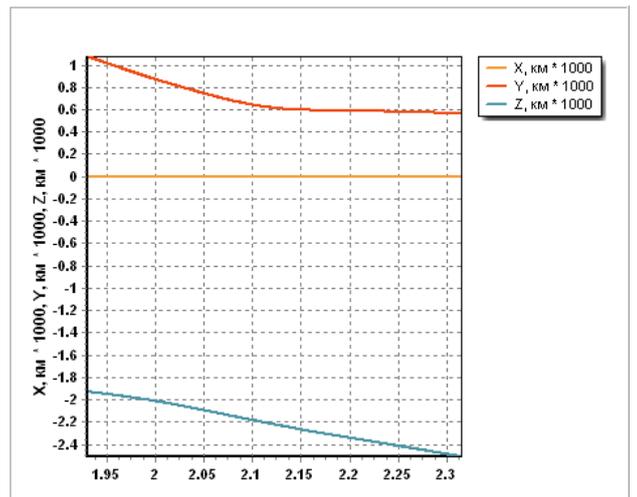
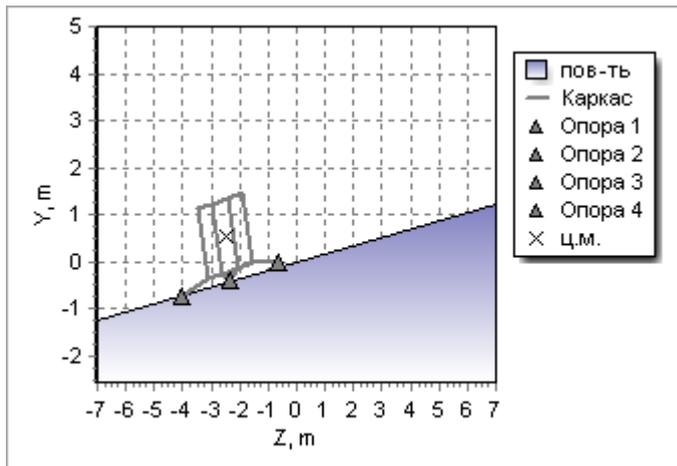
Рисунок 2.10. Визуализация результатов математического моделирования посадки СА на Луну (a), графики изменения координат, скоростей, угловых скоростей центра масс СА при посадке на Луну (б) для случая №6.



а)

б)

Рисунок 2.11. Визуализация результатов математического моделирования посадки СА на Луну (а), графики изменения координат, скоростей, угловых скоростей центра масс СА при посадке на Луну (б) для случая №7.



a)

б)

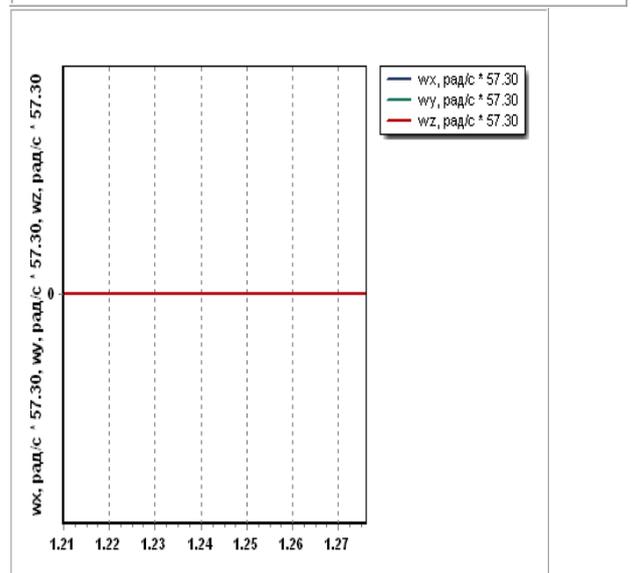
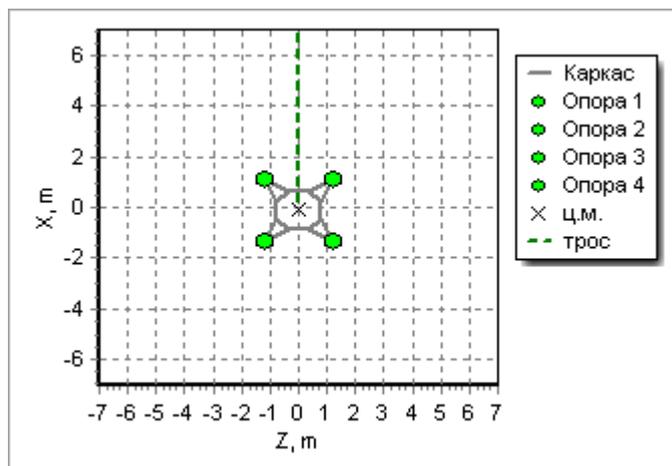
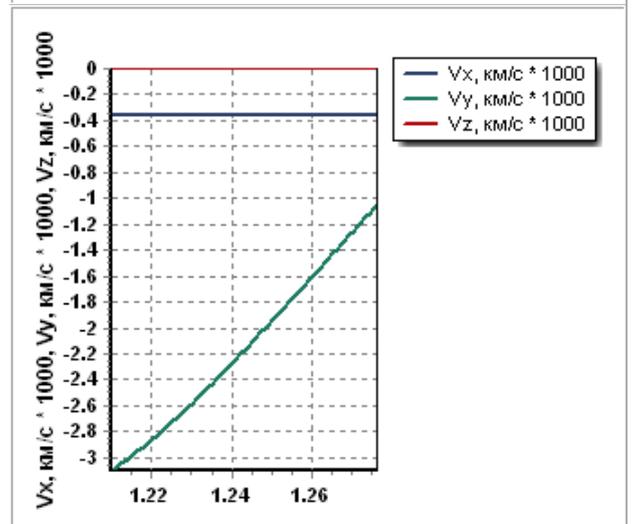
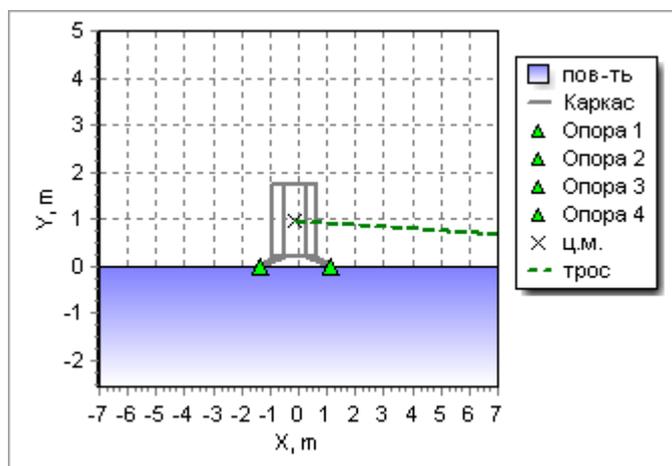
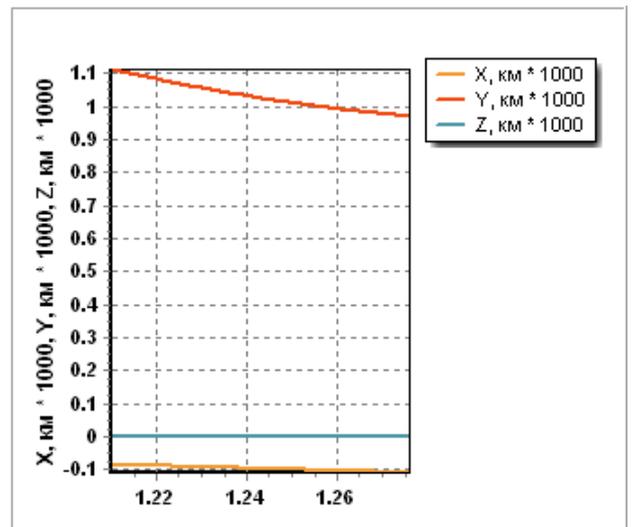
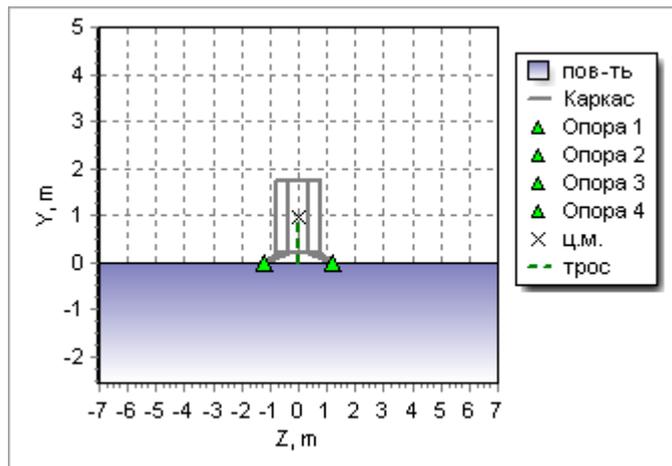
Рисунок 2.12. Визуализация результатов математического моделирования посадки СА на Луну (а), графики изменения координат, скоростей, угловых скоростей центра масс СА при посадке на Луну (б) для случая №8.

2.7. Моделирование динамики посадки на наклонном стенде

При математическом моделировании испытаний на стенде параметры стенда формировались исходя из критических параметров посадки. Расположение точки подвеса находится на высоте 27м, что является оптимальной высотой для удовлетворения требований точности, площадку с поверхностью, имитирующий грунт, необходимо удалить на расстояние 4.1м от точки равновесия. Для имитации заданных скоростей в вертикальной плоскости необходимо перемещать макет на расстоянии от 4.1м до 9.3м и на расстоянии от 4.2м до 5.2м, 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.

Ниже представлены результаты для расчетных случаев аналогичных описанных в пункте 2.6 (Таблица 2.1):



а)

б)

Рисунок 2.12. Визуализация результатов математического моделирования посадки СА при имитации посадки в земных условиях (а), графики изменения координат, скоростей, угловых скоростей центра масс СА(б) для случая №1.

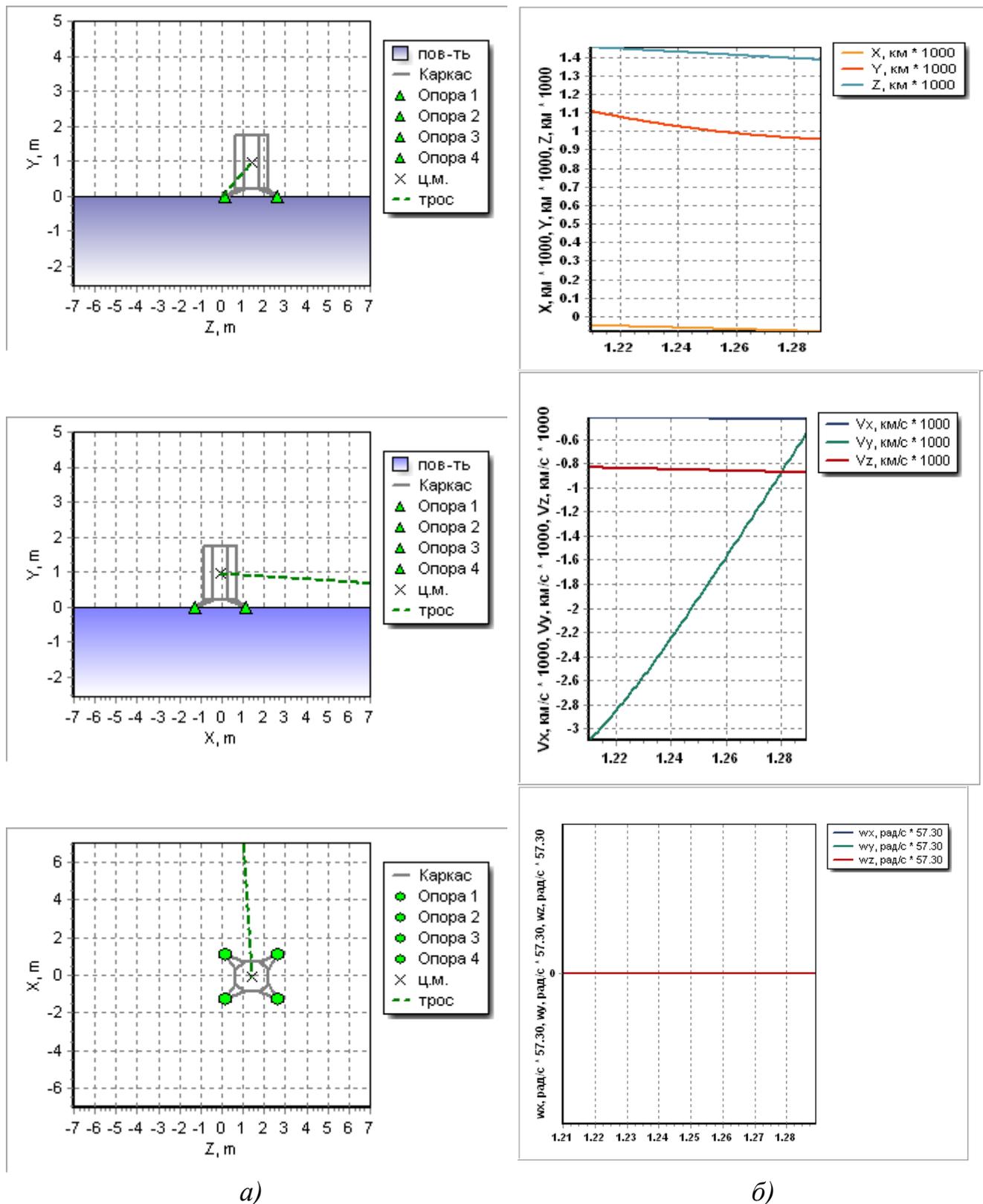
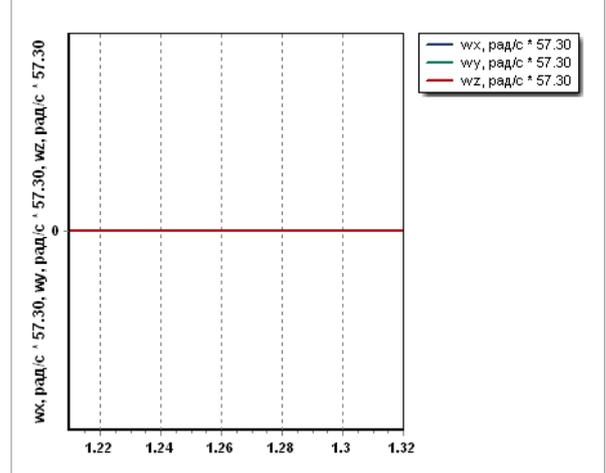
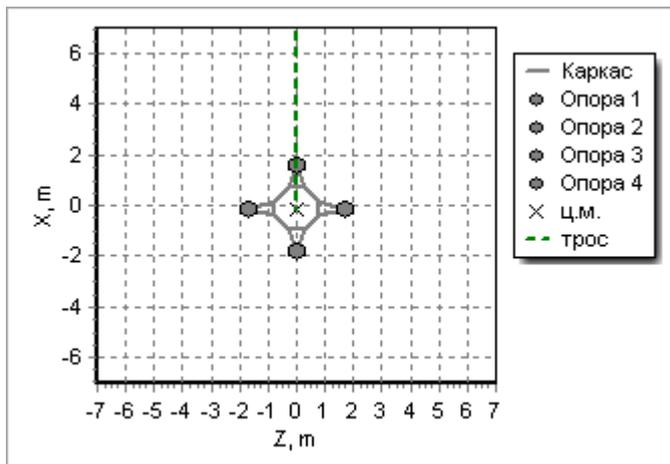
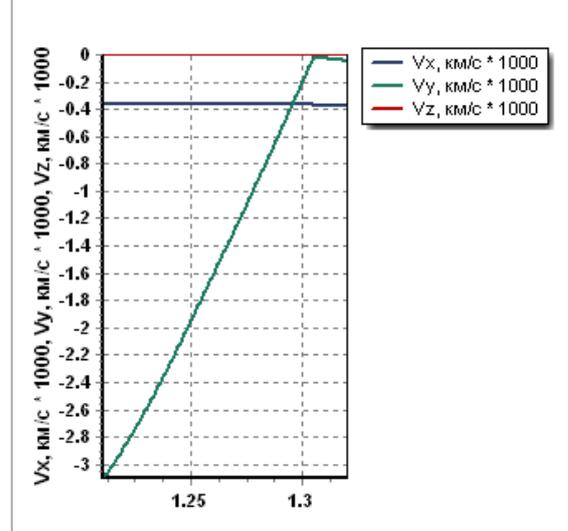
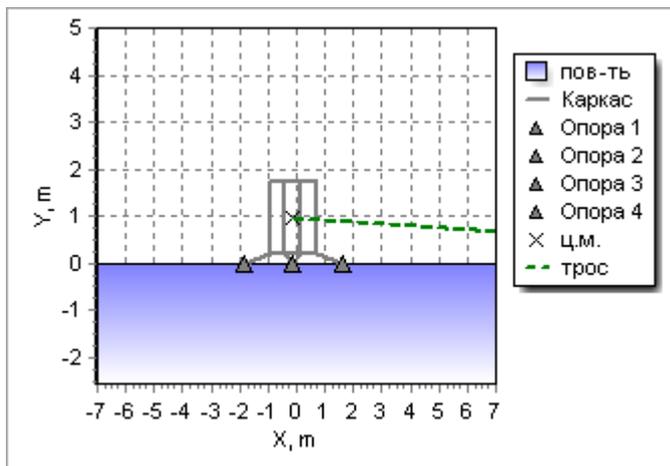
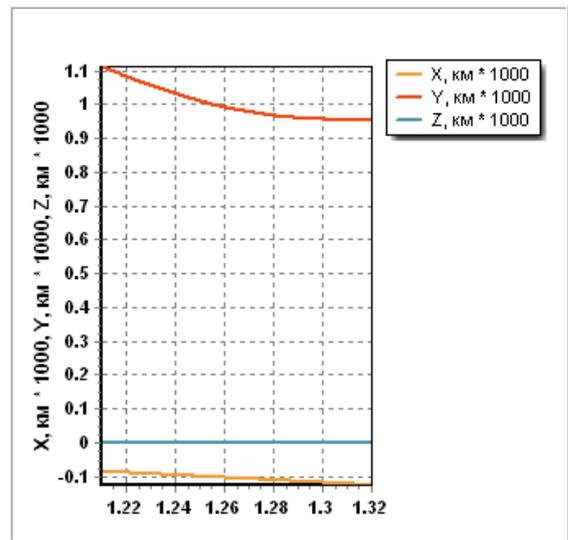
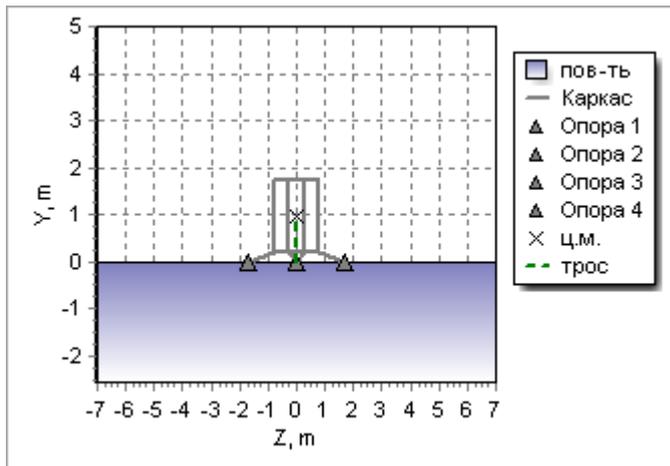


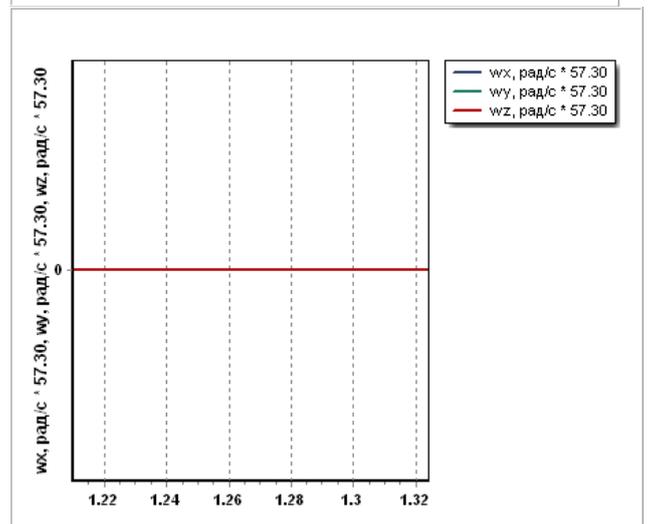
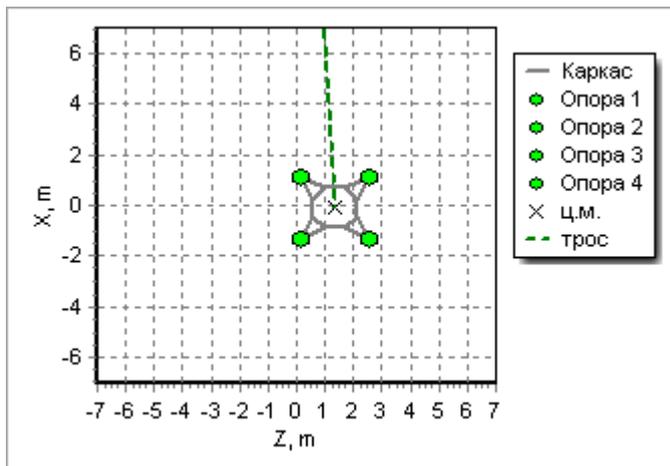
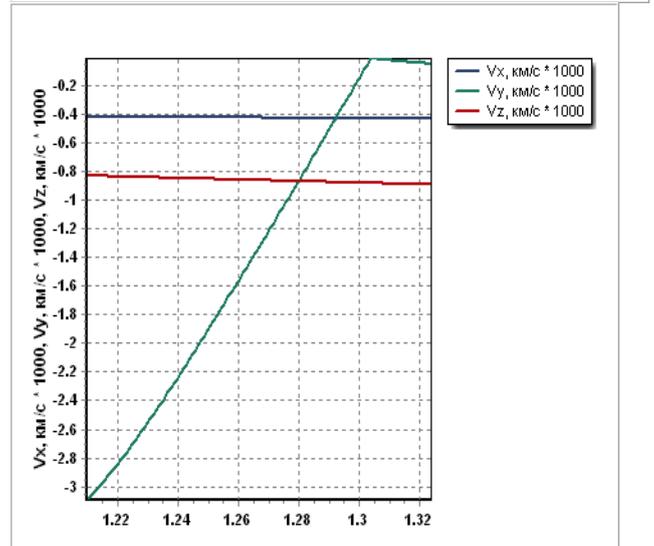
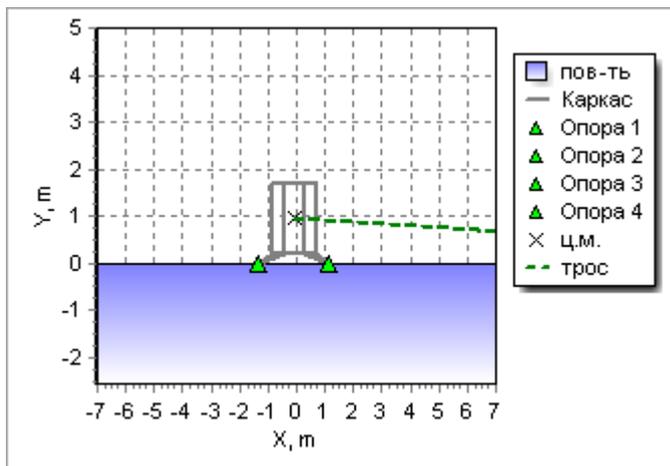
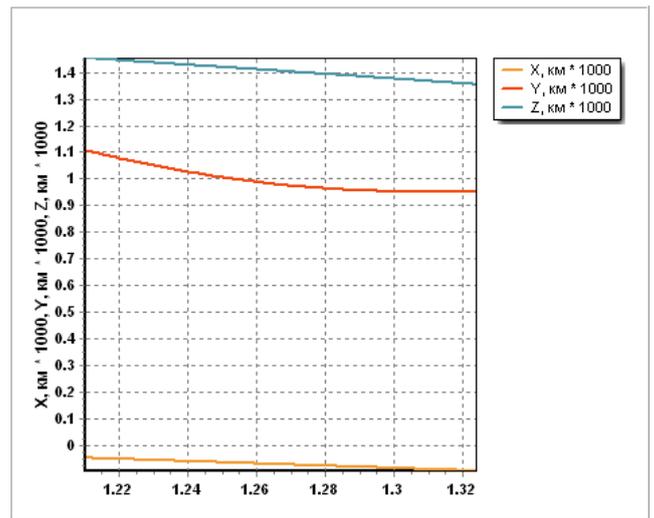
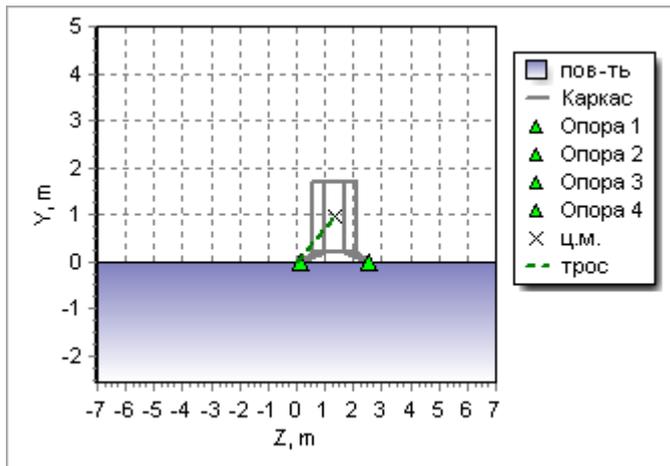
Рисунок 2.13. Визуализация результатов математического моделирования посадки СА при имитации посадки в земных условиях (а), графики изменения координат, скоростей, угловых скоростей центра масс СА (б) для случая №2.



а)

б)

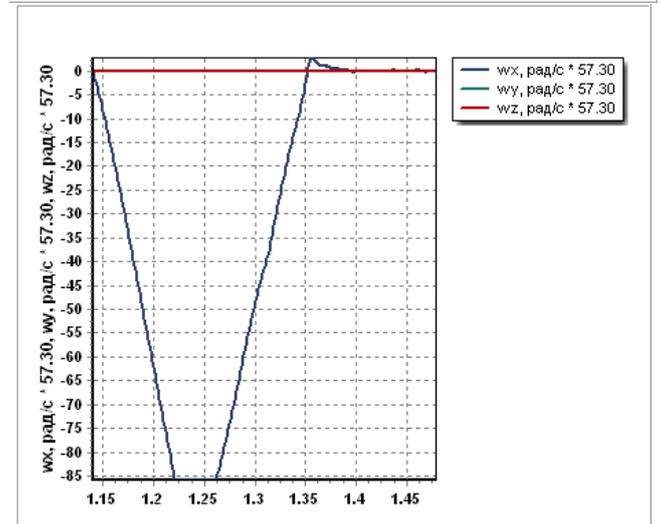
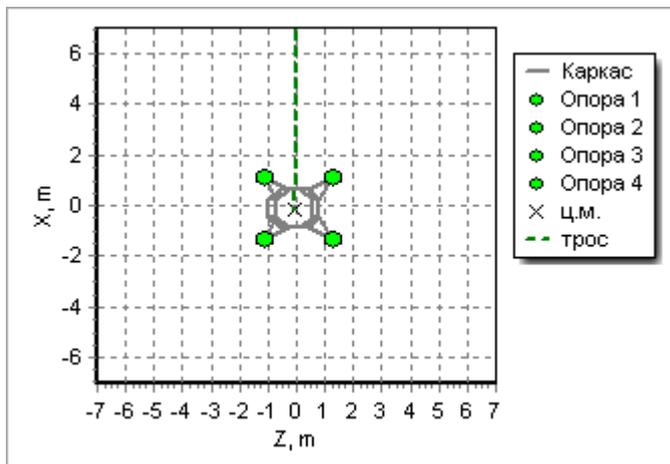
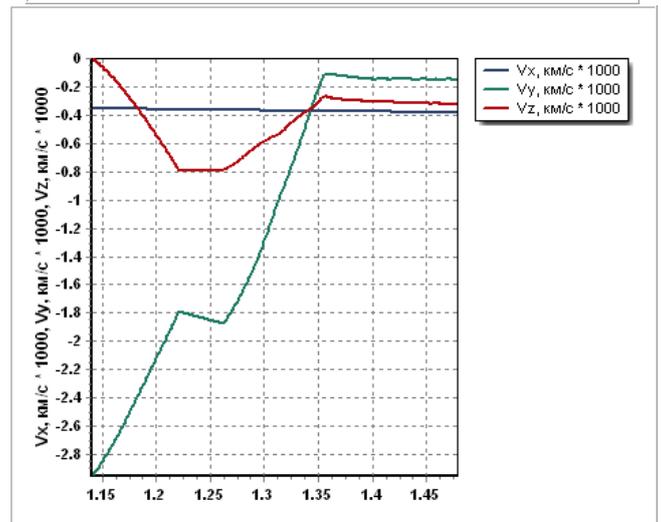
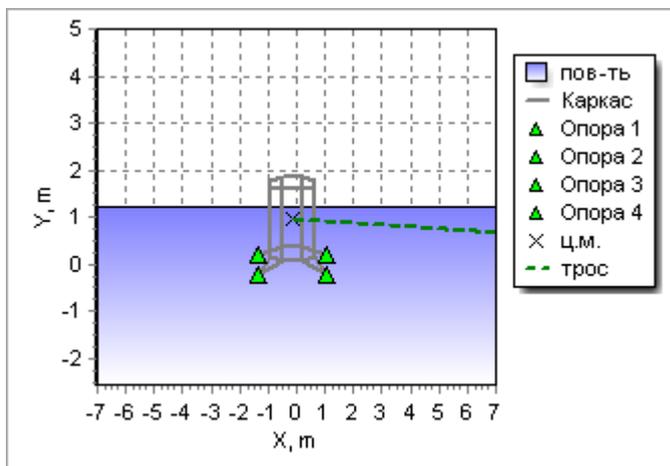
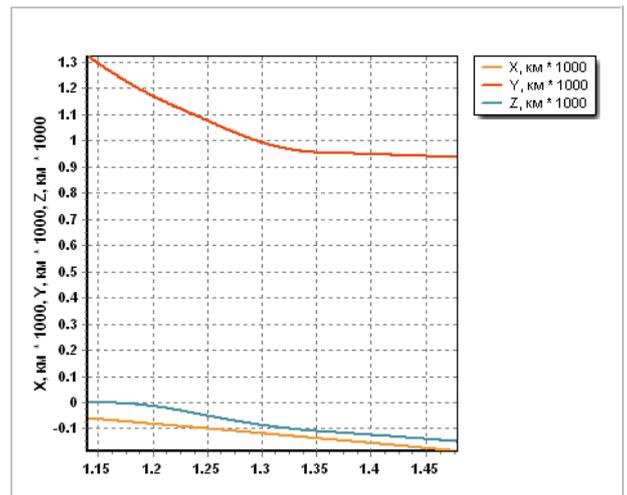
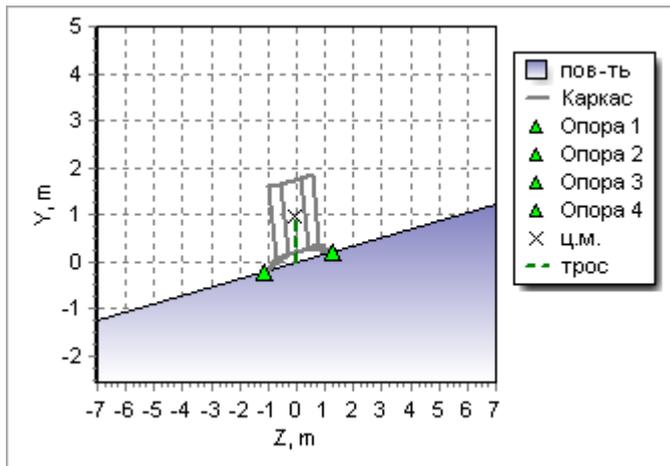
Рисунок 2.14. Визуализация результатов математического моделирования посадки СА при имитации посадки в земных условиях (а), графики изменения координат, скоростей, угловых скоростей центра масс СА (б) для случая №3.



a)

б)

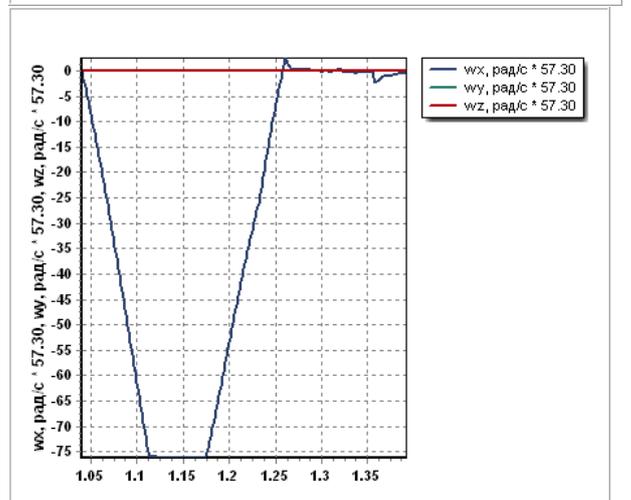
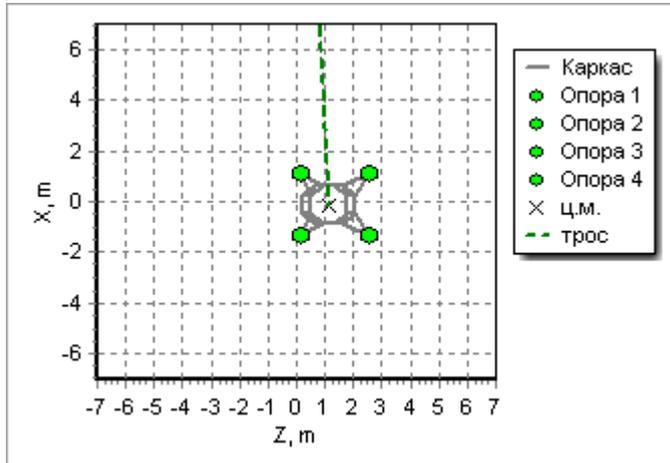
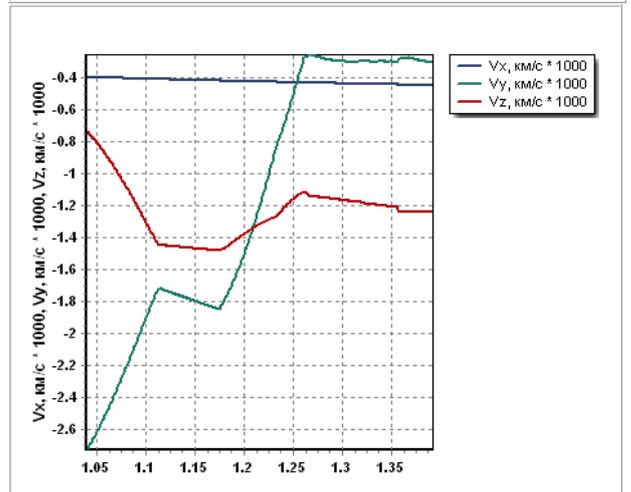
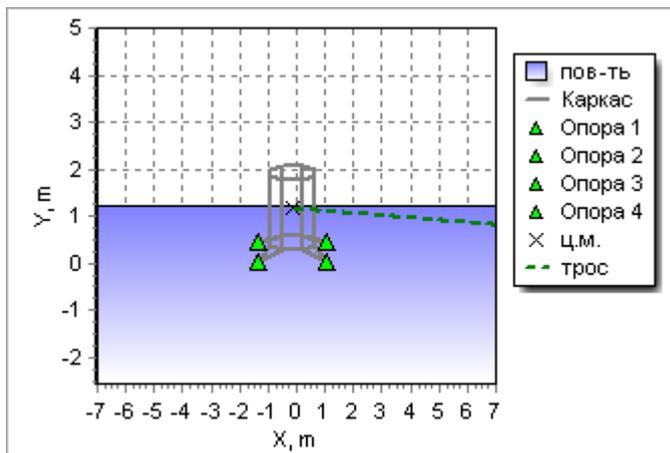
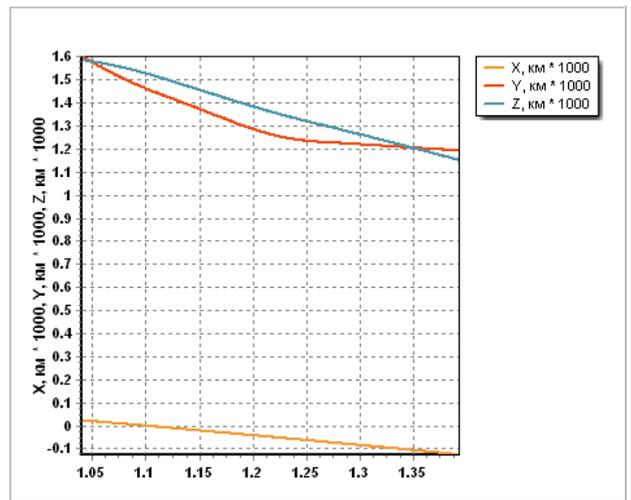
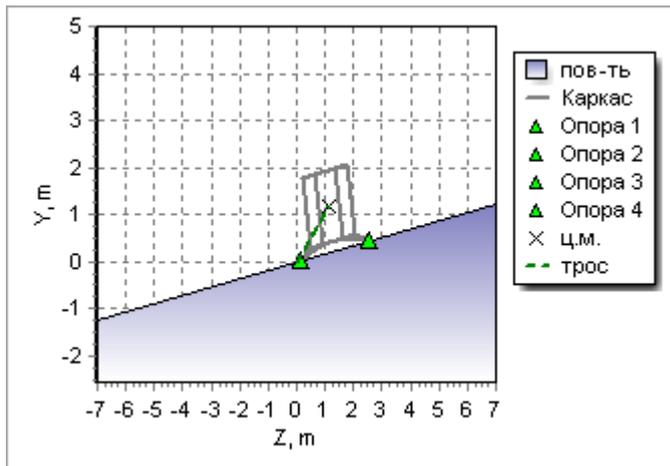
Рисунок 2.15. Визуализация результатов математического моделирования посадки СА при имитации посадки в земных условиях (а), графики изменения координат, скоростей, угловых скоростей центра масс СА (б) для случая №4.



а)

б)

Рисунок 2.16. Визуализация результатов математического моделирования посадки СА при имитации посадки в земных условиях (а), графики изменения координат, скоростей, угловых скоростей центра масс СА (б) для случая №5.



а)

б)

Рисунок 2.17. Визуализация результатов математического моделирования посадки СА при имитации посадки в земных условиях (а), графики изменения координат, скоростей, угловых скоростей центра масс СА (б) для случая №6.

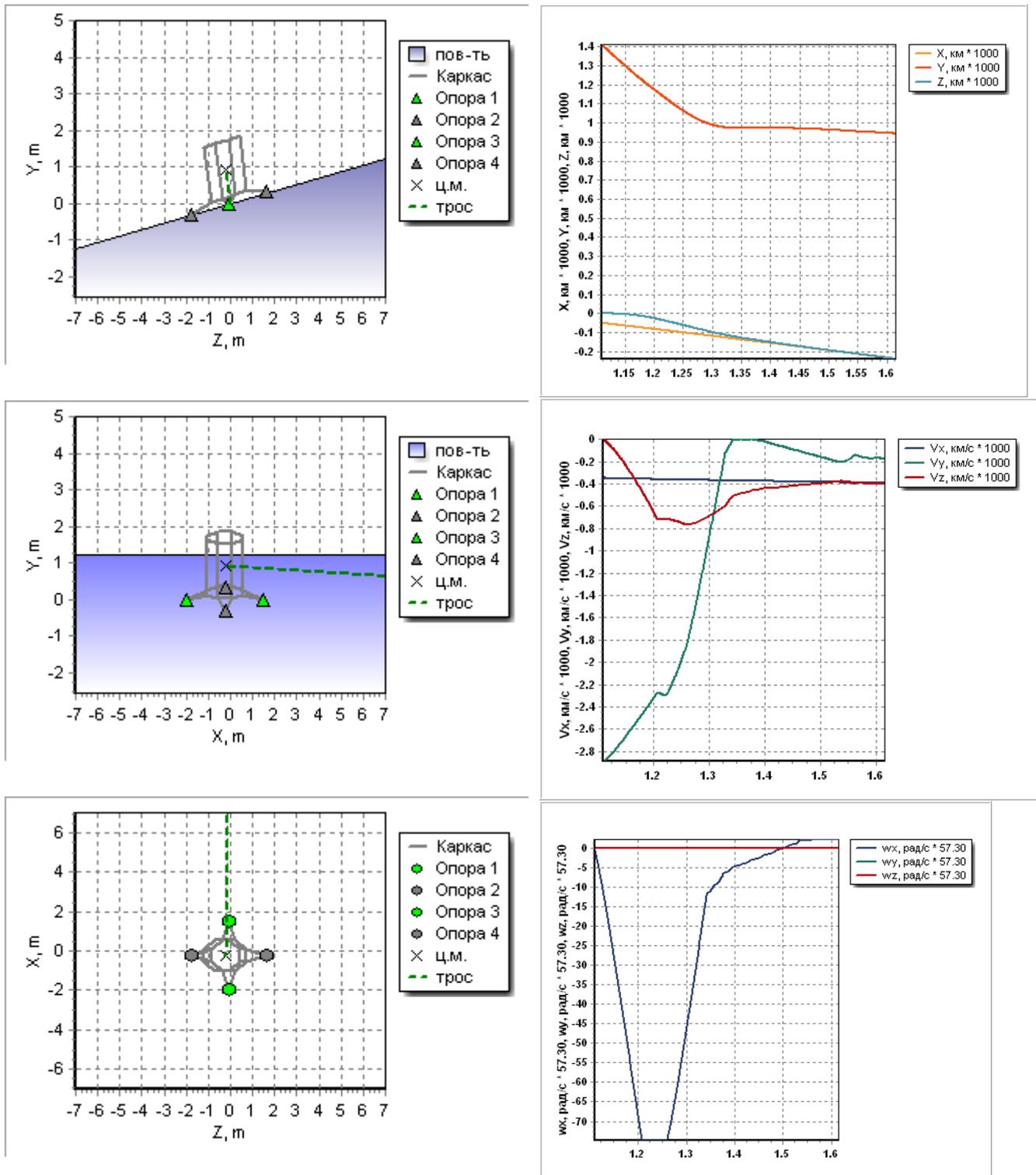
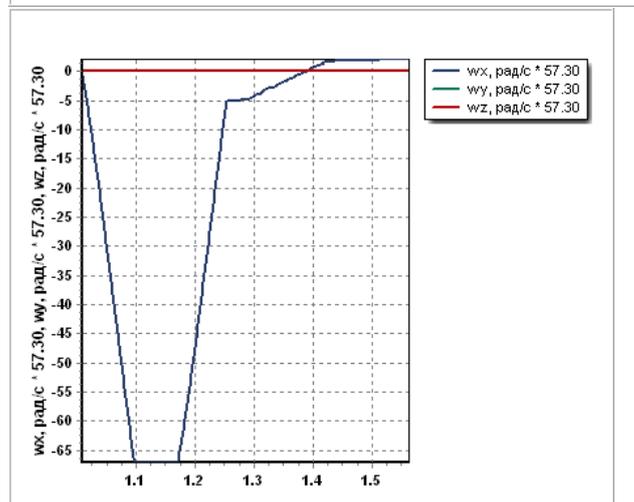
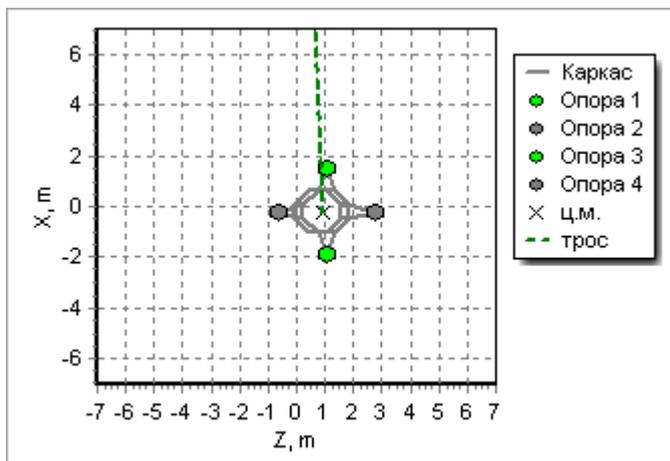
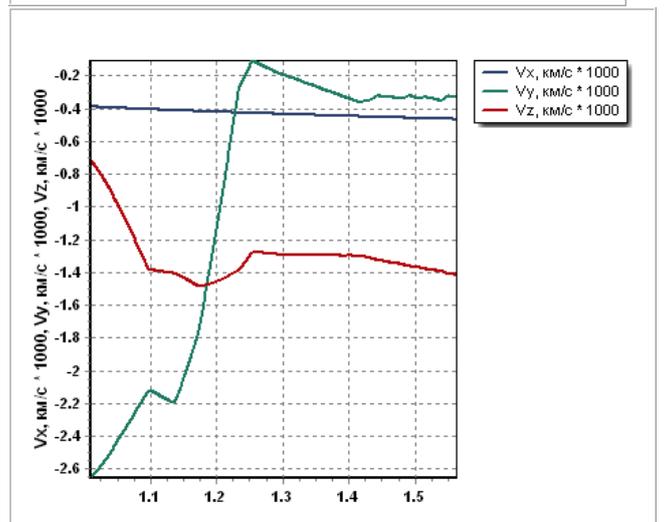
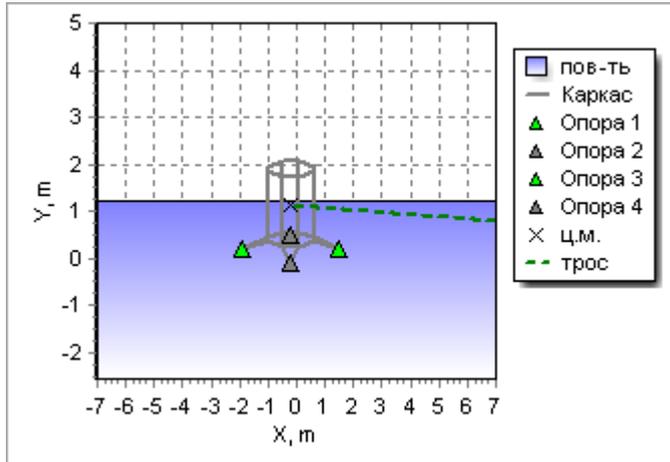
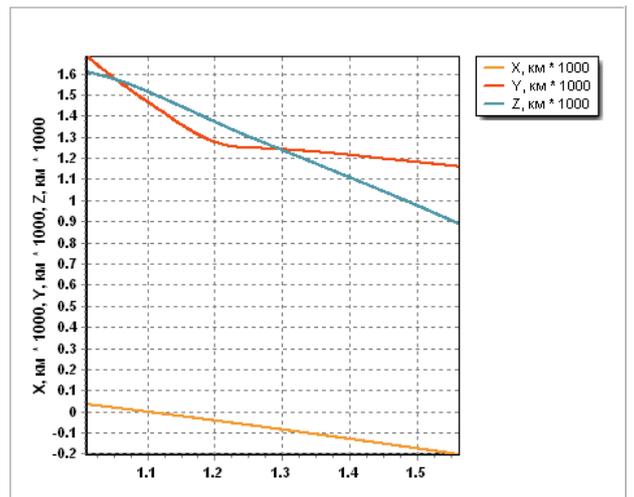
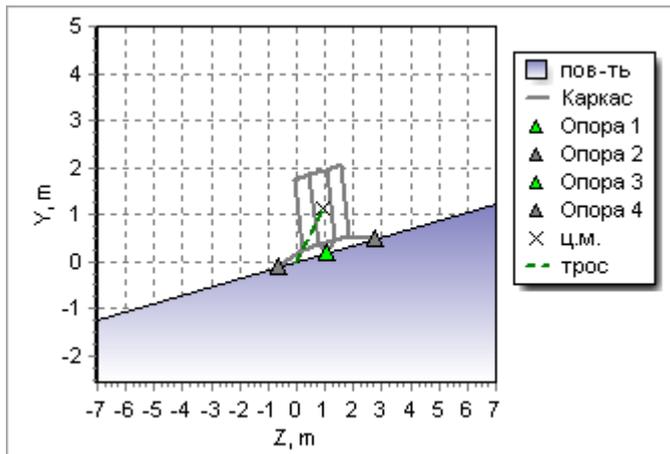


Рисунок 2.18. Визуализация результатов математического моделирования посадки СА при имитации посадки в земных условиях (а), графики изменения координат, скоростей, угловых скоростей центра масс СА (б) для случая №7.



a)

б)

Рисунок 2.19. Визуализация результатов математического моделирования посадки СА при имитации посадки в земных условиях (а), графики изменения координат, скоростей, угловых скоростей центра масс СА (б) для случая №8.

2.8. Сравнительный анализа результатов и формирование облика стенда

Исходя из результатов математического моделирования, можно сделать следующие выводы:

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. Так например в представленных выше результатах можно заметить, что при одинаковом характере поведения различных величин имитация посадки на стенде происходит быстрее [1, 23].
2. Имеющиеся отличия 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 [1].
3. Обеспечить горизонтальную составляющую скорости макета СА порядка более 1.5 м/с невозможно без использования дополнительных приспособлений [1].

Таким образом, сравнительный анализ динамики посадки СА на лунную поверхность и на стенде показал необходимость доработки облика стенда бросковых испытаний для наземной отработки динамики посадки.

2.8.1. Проектные параметры стенда для отработки динамики посадки СА.

С учетом полученных результатов предлагается внести дополнения в принципиальную схему стенда, а именно дополнить ее блочно-подвесным механизмом. В этом случае стенд будет состоять из следующих основных элементов:

1. Блочно-подвесного механизма, приводящего в движение точку подвеса в момент касания площадки.
2. Механизма сброса.
3. Площадки, имитирующей грунт.
4. Устройства для крепления макета.
5. Измерительной аппаратуры.

2.8.2. Проектные параметры блочно-подвесного механизма

Блочно-подвесной механизм предназначен для крепления троса и уменьшения влияния натяжения троса при отскоке макета в горизонтальной плоскости.

Схема блочно-подвесного механизма представлена на рисунке 2.20.

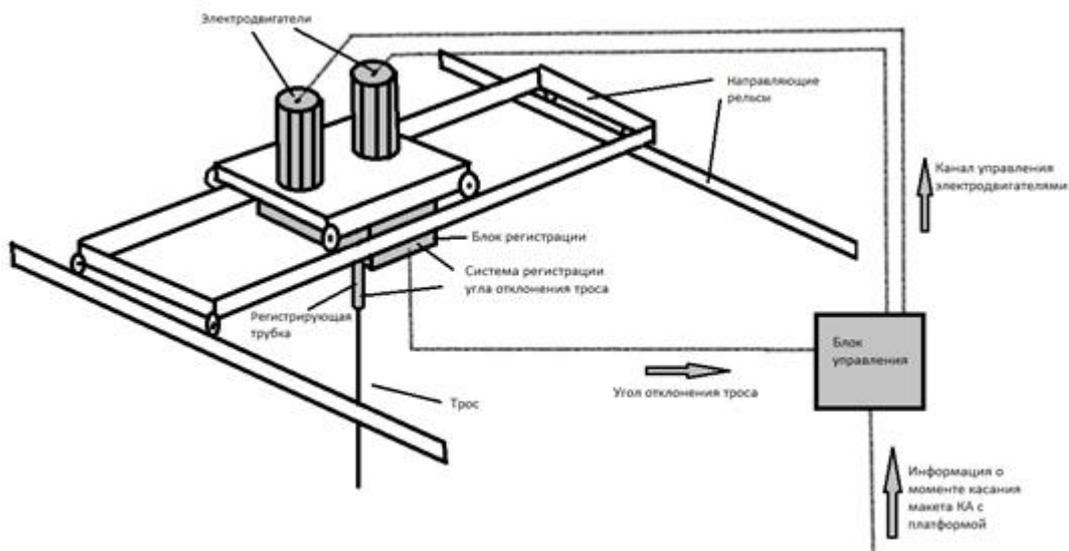


Рисунок 2.20. Блочно-подвесной механизм.

Проектные параметры. Блочно-подвесной механизм должен обеспечивать перемещение точки подвеса на расстояние до 10м со скоростью от 0 до 3 м/с в горизонтальной плоскости, в направлении предполагаемого отскока.

2.8.3. Механизм сброса

Назначение. Механизм сброса предназначен для обеспечения:

- горизонтальной составляющей вектора скорости в момент касания площадки в диапазоне от 0 до 3 м/с;
- вертикальной составляющей вектора скорости в момент касания площадки до 5 м/с;

Проектные параметры:

- механизм сброса располагается на отметке 0 м стенда;
- высота точки зацепа от 2.5 м до 4.1 м;
- перемещение механизма сброса в направлении, перпендикулярном площадке от 0 до 5.2 м (относительно площадки);
- перемещение механизма сброса в направлении, параллельном площадке от 0 до 2 м (относительно площадки);
- перед креплением макета механизм жестко фиксируется.

2.8.4. Проектные параметры площадки, имитирующей грунт

Назначение. Площадка, имитирующая грунт предназначена для:

- обеспечения угла подхода макета (угла между продольной осью макета и вертикалью к поверхности площадки) в диапазоне от 0 до 20 градусов;
- имитации поверхности Луны и ее физико-механических свойств.

Схема площадки представлена на рисунке 2.21.

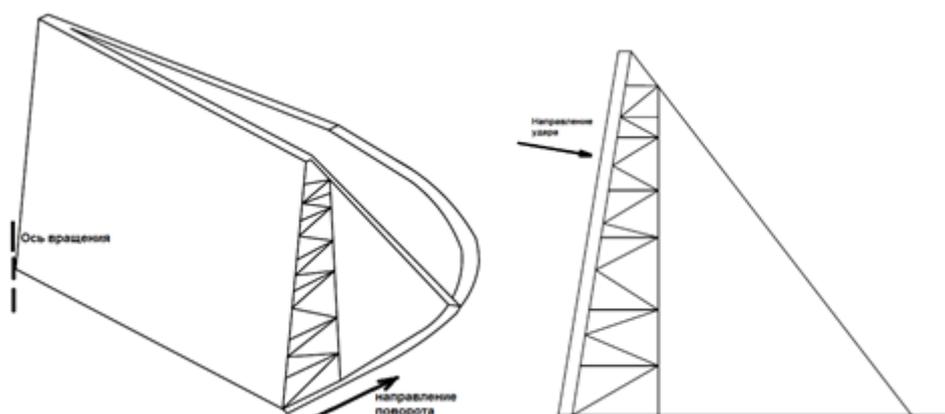


Рисунок 2.21. Схема площадки имитирующей грунт

Проектные параметры:

- Высота 4,5м.
- Ширина 15м.
- Угол поворота относительно закрепленной части от 0 до 20 градусов.

2.8.5. Устройство для крепления макета

Назначение. Устройство крепления макета предназначено для обеспечения ориентации опор макета в момент касания поверхности площадки в диапазоне ± 90 градусов.

Проектные параметры:

- отверстия для крепления троса должны быть сделаны с шагом 10^0 ;
- макет должен обеспечивать возможность присоединения к нему устройства для крепления.

Для управления углом крена макета лунного посадочного модуля, была предложена схема установки необходимого угла в момент старта. Такая вариация угла достигается установкой двух дисков, параллельно друг другу между центром масс аппарата: первый диск, устанавливается в верхней плоскости конструкции лунного посадочного модуля (выше центра масс), второй - в плоскости ниже центра масс. Для закрепления тросов диски должны иметь перфорацию по длине окружности. Закрепления тросов происходит по двум отверстиям нижнего диска и по одному – верхнего.

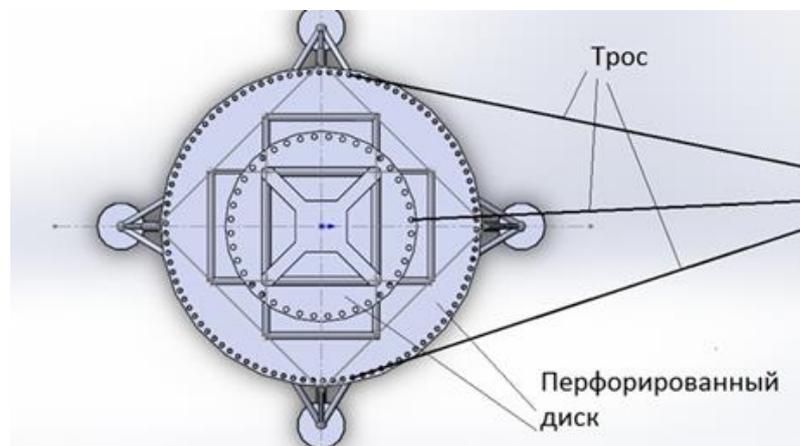


Рисунок 2.23. Перфорированные диски, закрепленные между центром масс, вид сверху

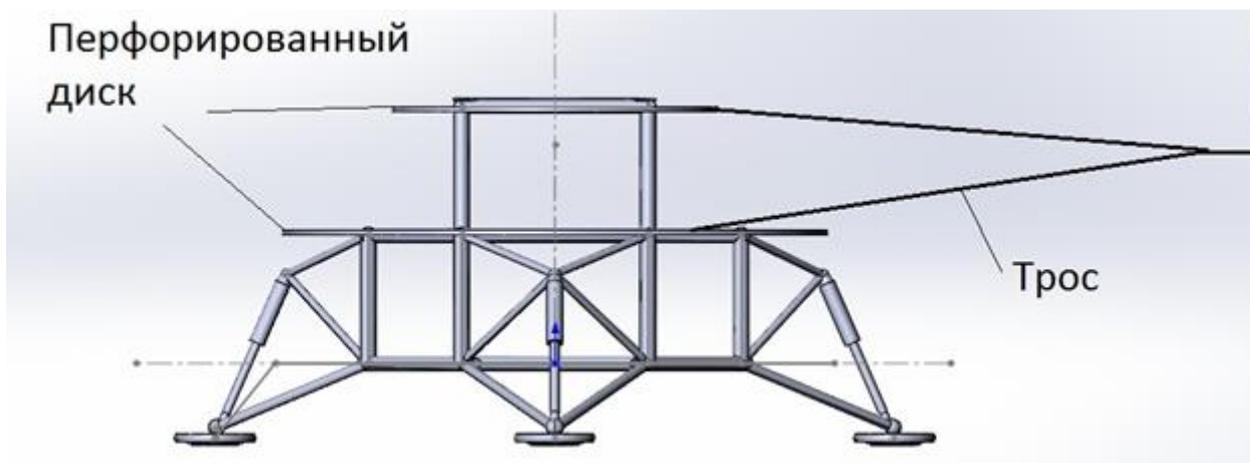


Рисунок 2.24. Перфорированные диски, вид сбоку

Таким образом, данная схема обеспечивает изменение угла аппарата в момент старта, а также предотвращает зацеп подвесного троса элементов конструкции лунного посадочного модуля (рисунки 2.8.4 и 2.8.5)

2.9. Выводы по разделу

1. По результатам проведенного математического моделирования можно сказать, что поведение макета СА на стенде бросковых испытаний с хорошей степенью точности имитирует поведение СА при посадке на поверхность Луны.

2. Недостатком прототипа является невозможность обеспечить горизонтальную составляющую скорости свыше 1.5 м/с и углы крена более 5 градусов. Для преодоления указанных недостатков предложено использовать блочно-подвесной механизм и устройство фиксации угла крена.

3. Результаты проведенного математического моделирования, модифицированного предложенным способом прототипа, показали более точную имитацию на стенде посадки СА и возможность отработки большего числа критических ситуаций.

4. Определен окончательный облик стенда бросковых испытаний и поставлена задача подтверждения полученных результатов средствами 3D-моделирования.

ГЛАВА. 3. АНАЛИЗ ДИНАМИКИ ПОСАДКИ СА СРЕДСТВАМИ 3D ПРОЕКТИРОВАНИЯ

Для верификации результатов, полученных в главе 2, а также получения частных решений задачи динамики посадки СА, рассмотрены несколько известных программных комплексов, которые дают возможность проведения твердотельного моделирования поставленной задачи.

В соответствии с требованиями, которые выдвигаются к модели макета лунного посадочного модуля, его особенности конструкции, а также непосредственно посадочной площадке, был составлен ряд критериев по отношению к предполагаемому программному обеспечению:

- комплексный кинематический и динамический анализ прочности механизмов;
- проектирование и модификация конструкции деталей и узлов;
- оптимизация размеров конструкции каждой детали макета лунного посадочного модуля;
- оптимизация порядка построения модели макета посадочного модуля;
- каркасное моделирование и их комбинация без ограничения степени сложности;
- расчет массово-инерционных и геометрических характеристик макета лунного посадочного модуля.

В качестве рассматриваемого программного обеспечения были выделены такие комплексы как AutoCad, SolidWorks, Inventor, Nastran, NXNastran. Однако, учитывая комплексность задачи, для ее решения были выбраны программные пакеты SolidWorks и Nastran. В соответствии с чем, моделирование динамики посадки на стенде было разбито на две части:

1. Разработка самого макета лунного посадочного модуля, узловых соединений, элементов конструкции, анализа и визуализация конструкции макета и деталей в частности, создание

высокополигональной 3D модели – с помощью программного пакета Solidworks.

2. Формирование расчетно-стержневой модели макета лунного посадочного модуля, расчет массово-инерционных характеристик, построение конечно-элементной модели макета, решение динамической задачи ударно-контактного взаимодействия – с помощью среды Nastran.

3.1. Методика применения пакетов 3D проектирования для описания динамики посадки посадочного СА

SolidWorks – это система автоматизированного проектирования, использующая привычный графический интерфейс пользователя Microsoft® Windows®, ядро интегрированного комплекса автоматизации предприятия, с помощью которого осуществляется поддержка изделия на всех этапах жизненного цикла в полном соответствии с концепцией CALS-технологий, относится к классу средних САПР. Основное назначение SolidWorks - это обеспечение сквозного процесса проектирования, инженерного анализа и подготовки производства изделий, практически любой сложности и назначения, включая создание интерактивной документации и обеспечение обмена данными с другими системами.

Это средство позволило отобразить идеи эскиза, экспериментировать с элементами и размерами, а также создать модели и подробные чертежи макета лунного посадочного модуля.

Разработчиком САПР SolidWorks является SolidWorks Corporation (США), независимое подразделение транснациональной корпорации Dassault Systemes (Франция).

Комплексные решения SolidWorks базируются на технологиях гибридного параметрического моделирования, интегрированных средствах электронного документооборота SWR-PDM и SWR-Workflow, а также на широком спектре специализированных модулей. Программное обеспечение

выполнено на русском языке, работает на платформе Windows 2000/XP/7. Выпуск конструкторской документации осуществляется в полном соответствии с требованиями ЕСКД.

Алгоритм создания программы динамики посадки СА включает следующие этапы:

- разработка несущего эскиза макета лунного посадочного модуля в SolidWorks;
- установка размерностей;
- создание необходимых плоскостей расположения элементов будущего СА;
- привязка эскизов элементов и плоскостей к несущему эскизу;
- создание объемного тела по каждому эскизу элемента;
- проведение комплексного анализа объемного макета лунного посадочного модуля (симметричность, массовые характеристики);
- препроцессорный анализ динамики посадки макета на поверхность;
- экспорт модели СА в среду NXNastran, создание конечно элементной модели, сравнение;
- разработка окружения элементов стенда: трос, площадка;
- установка необходимых числовых характеристик элементов: углы наклона, скорость, материалы, жесткость;
- предварительный просчет момента касания макета лунного посадочного модуля с посадочной площадкой;
- запуск расчета целевых характеристик макета лунного посадочного модуля, начиная с момента касания посадочной площадки;
- получение результатов.

3.1.1. Создание несущего эскиза макета лунного посадочного модуля.

Процесс создания макета лунного посадочного модуля в SolidWorks начинается с построения опорного тела и последующего добавления или вычитания материала. Для построения тела макета лунного посадочного модуля первоначально строится эскиз конструктивного элемента на плоскости, впоследствии преобразуемый тем или иным способом в твёрдое тело. В случае проектирования заданного макета было использовано несколько методов (вытянутая бобышка, повернутая бобышка, эскиз вдоль линии и т.д.) получения необходимых элементов конструкции - амортизатор, планка, трубка неполая, из которых состоит посадочный модуль, посадочная площадка, балка. SolidWorks предоставляет полный набор функций геометрических построений и операций редактирования. Основное требование, предъявляемое системой к эскизу макета лунного посадочного модуля при работе – это замкнутость и отсутствие самопересечений у контура в каждом эскизе. Принимая во внимание вышеперечисленные условия был построен несущий эскиз в плоском пространстве макета лунного посадочного модуля (рисунок 3.1.).

При создании контура эскиза в средней плоскости макета лунного посадочного модуля были выдержаны требуемые размеры, согласно приложению, самое главное на этом этапе – задать положение элементов. Затем, благодаря тому, что создаваемый эскиз полностью параметризован, для каждого элемента макета, устанавливается требуемый размер (диаметры опорных "лап", амортизаторов, пластин жесткости, длины опор, высота, ширина макета). Кроме того, для элементов, входящих в контур, задаются ограничения на расположение и связи с другими элементами (рисунок 3.1.).

Перед созданием эскиза макета лунного посадочного модуля, выбрана плоскость (сверху), в которой строился опорный эскиз макета. В этом эскизе мы строили "скелет" несущей плоскости макета. Далее, по мере постройки модели добавлялись дополнительные плоскости и эскизы для создания

модели, соответствующей поставленным требованиям.

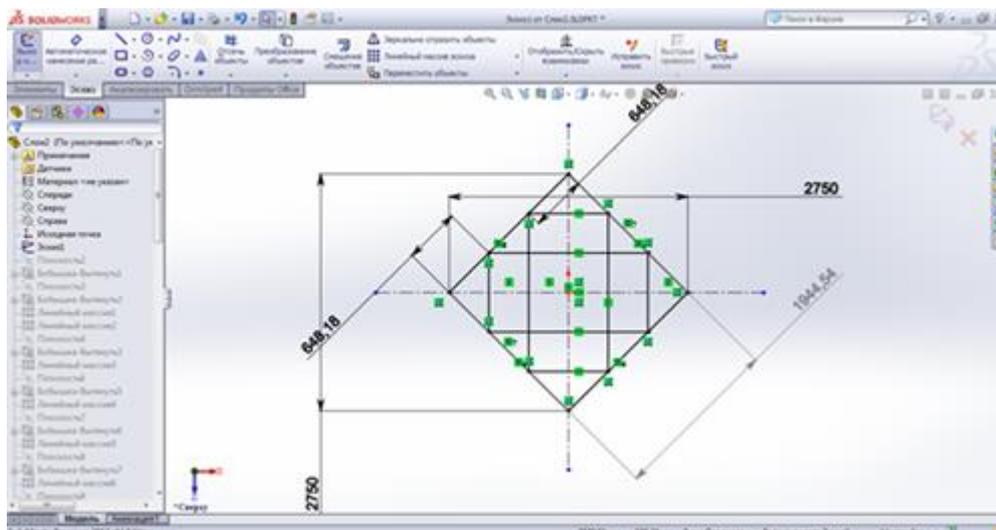


Рисунок 3.1. Связи и размеры

3.1.2. Создание твердотельной параметрической модели макета лунного посадочного модуля

SolidWorks содержит средства твердотельного моделирования, основывающиеся на постепенном добавлении или вычитании базовых конструктивных тел. Эскиз для получения базового тела, был построен на рабочей плоскости "сверху" макета лунного посадочного модуля.

Типовые инструменты для получения базовых тел, которые применялись в процессе проектирования макета лунного посадочного модуля:

- выдавливание заданного контура с возможностью указания угла наклона образующей – таким способом создавались несущие балки конструкции макета лунного посадочного модуля;
- с помощью метода вращения контура вокруг оси были созданы посадочные опоры макета (рисунок 3.2.);
- созданием твёрдого тела, ограничиваемого поверхностью перехода между заданными контурами были спроектированы грузы макета;
- создание дополнительных креплений для построения контура выдавливанием вдоль заданной кривой;
- фаски и скругления различного вида по всем контурам макета

("лапы");

- отверстия под крепления опорных амортизаторов;

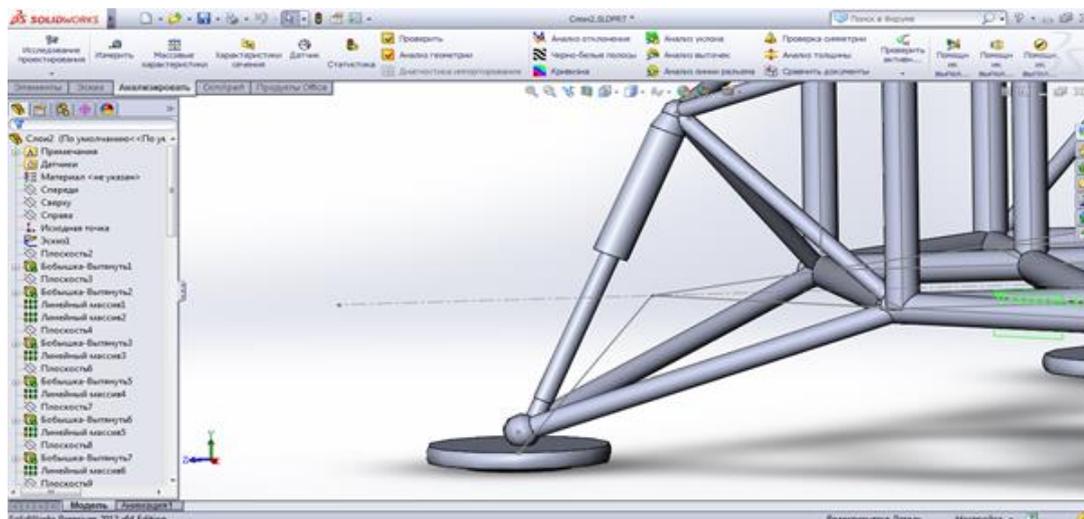


Рисунок 3.2. Посадочные опоры макета

В процессе проектирования деталей макета лунного посадочного модуля, таких как опоры и "лапы" использовались основные методы создания твёрдого тела, которые сочетают в себе также возможность комбинации всех перечисленных способов как при добавлении материала, так и при его снятии (в случае проектирования дисковых грузов макета). Естественный порядок работы позволил создать сложные твёрдотельные модели, состоящие из множества конструктивных элементов. Во время работы вводились вспомогательные плоскости и оси для использования в дальнейших построениях макета лунного посадочного модуля.

Параметры всех созданных конструктивных элементов доступны для изменения, так что они изменялись исходя из необходимых параметров эскиза или базового тела и затем выполнялась полная перестройка макета, однако это достаточно трудоемкий процесс, который сопровождался изменением связанных эскизов.

Кроме создания твёрдых тел, в ходе проектирования макета лунного посадочного модуля были построены необходимые поверхности, которые были использованы как для вспомогательных построений, эскизов, так и

самостоятельно. Некоторые поверхности были импортированы из внешней системы, а также построены теми же способами, что и твёрдые тела (выдавливание, вращение, переход между контурами и т.п.).

Режимы визуализации полученного макета позволяют просматривать его каркасное или реалистичное изображение. Для повышения качества тонированных изображений изменялись физические характеристики поверхности детали (текстуры) и назначались дополнительные источники света.

Все используемые методы при создании твердотельной параметрической модели макета лунного посадочного модуля, а также вспомогательные модули изложены ниже и разбиты на блоки, исходя из выполнения необходимых задач:

- двунаправленная ассоциативность макета и чертежа; управление макетом и поиск элементов с помощью дерева конструирования FeatureManager;
- создание нескольких исполнений макета лунного посадочного модуля в едином файле модели;
- многотельные детали; создание массивов элементов - круговых и линейных, управляемых таблицами и эскизами, применялось для создания кругового массива опор макета вокруг вертикальной оси (рисунок 3.3.);
- моделирование поверхностей: обрезка, удлинение и сшивка, преобразование замкнутого объема поверхностей в твердое тело; вырезы и добавление материала с использованием поверхностей;
- создание вспомогательных плоскостей, осей, координатных систем, кривых, эскизов, 3D-сплайнов (рисунок 3.4.);
- использование технологий Windows: контекстные меню, cut-and-paste, drag-and-drop.

Проектирование деталей

- единая библиотека физических свойств материалов, текстур и

штриховок;

- моделирование на основе объемных элементов; управление историей построения модели; ручное и автоматическое образмеривание; динамичное внесение изменений в режиме реального времени;

- моделирование пространственных трубопроводов и каналов с использованием 3-х мерных эскизов;

- использование библиотек стандартных элементов; автоматическая генерация отверстий с цековкой, зенковкой, резьбовых и т.п.

Проектирование сборок

- работа в контексте сборки; проектирование "снизу вверх", "сверху вниз";

- взаимное определение положения деталей в составе сборки, автосопряжения (SmartMates), автокрепежи (SmartFasteners);

- круговые, линейные и производные массивы компонентов, вырезы и отверстия как элементы сборки;

- контекстная подмена компонентов, реструктуризация сборок (формирование и роспуск подборок применялось в процессе формирования полной сборки макета лунного посадочного модуля).

Проектирование изделий с учетом специфики изготовления

- листовой материал - получение разверток, в том числе для цилиндрических, конических и линейчатых листовых деталей моделирование "от детали к развертке" и "от развертки к детали" автоматическое добавление вырезов для снятия напряжения в острых углах, пополняемые библиотеки стандартных выштамповок и вырезов в листовых деталях, настраиваемые таблицы сгибов; применялись в процессе изготовления сдерживающей пластины в верхней плоскости макета лунного посадочного модуля;

- сварные конструкции - проектирование рамных или ферменных конструкций по произвольному набору плоских или трехмерных эскизов в файле детали; использование специфических конструктивных элементов:

разделка под сварку, концевые заглушки, косынки и элементы сварочного шва почти всех деталей макета.

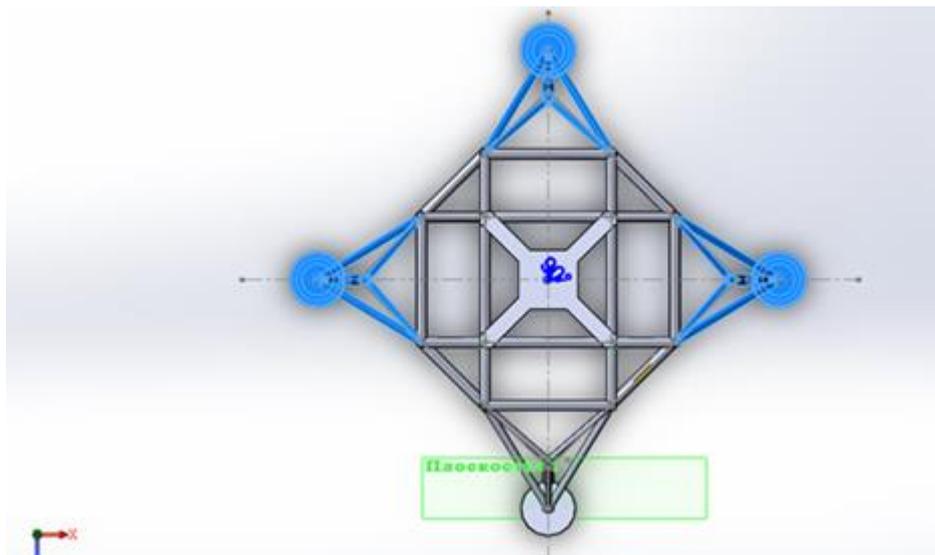


Рисунок 3.3. Круговой массив

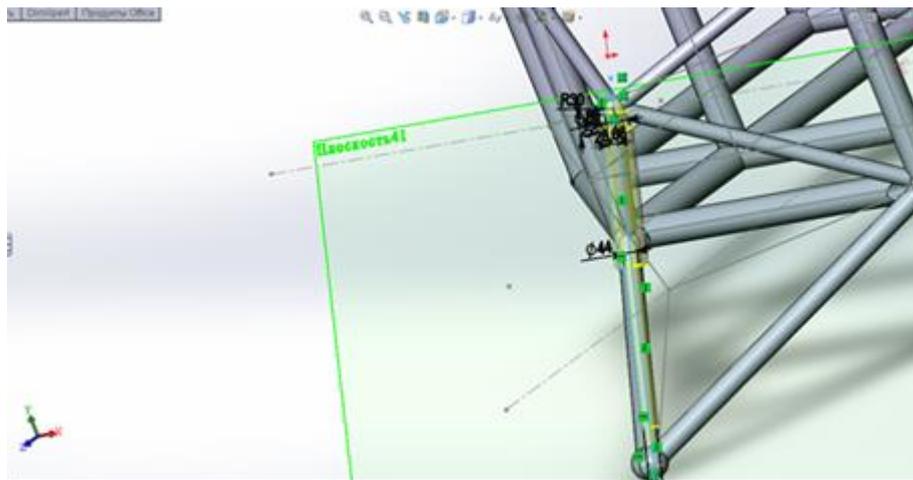


Рисунок 3.4. Вспомогательная плоскость

Экспресс-анализ

- COSMOSXpress позволил выполнить предварительное определение напряжений, деформаций, расчет коэффициента запаса прочности при соприкосновении макета лунного посадочного модуля с посадочной площадкой;

- симитирована работа механизмов макета лунного посадочного модуля, поиск взаимопроникновений и анализ коллизий между звеньями макета, симитированы контактные взаимодействия, гравитация и работа

пружин.

Просмотр и печать

- просмотрщик SolidWorksViewer позволил увидеть, как будет выглядеть чертеж макета в различных плоскостях;
- также просмотрщик позволяет создавать автономно просматриваемые чертежи и модели eDrawings.

Твердотельное параметрическое моделирование деталей всего макета базируется на создании дерева построений, отражающего этапы ее формообразования. Исходные примитивы, добавляемые к текущей модели макета лунного посадочного модуля или вычитаемые из нее, формируются на базе плоского эскиза (плоского замкнутого контура без самопересечений), выполненного в произвольно ориентированной плоскости. К ним относятся тела вращения (несущие балки и опоры, "лапы") и выдавливания тела, полученные сопряжением произвольно ориентированных сечений или сдвигом (амортизаторы). Аппарат наложения размерных и геометрических связей (ограничений) на геометрические элементы макета лунного посадочного модуля обеспечили построение параметрической модели с возможностью изменения произвольного параметра, связывания его со значением другого параметра. Сохраняется неразрывная связь эскиз - твердое тело, дающая возможность при необходимости корректировать модель макета через изменения её эскиза.

Использованное моделирование включило также в себя построения трёхмерных фасок и скруглений, ребер жесткости и литейных уклонов, создание различными способами полых (тонкостенных) тел, использование мощного аппарата построения вспомогательных плоскостей и осей. Также, есть возможности оперировать трехмерными сплайнами и достаточно сложными поверхностями, которые могли служить ограничением при различных формообразующих операциях или границей отсечения части тела, а для деталей одной толщины выполнять развертку. Ведение файла протокола позволяет отслеживать процесс создания трехмерной модели и вносить в него

необходимые изменения. Можно изменить любой параметр модели и через несколько секунд увидеть результаты полной перестройки модели.

Созданные детали макета были объединены в сборку с заданием ограничений взаимного расположения любых деталей друг относительно друга (соосность, фиксация, совпадение точек и плоскостей и многое другое) и регулировкой характеристик каждой детали.

На основе трехмерного объекта возможно автоматическое создание чертежа детали, состоящего из основных и вспомогательных видов, сложных разрезов и сечений. Следует отметить мощные интеграционные возможности системы, обеспечивающей интерфейс с ведущими технологическими и расчетными приложениями, а существующие средства разработки приложений позволяют стыковать прикладные системы, такие как, например Nastran, с геометрическим ядром SolidWorks.

3.1.3. Используемые средства и методы при создании макета лунного посадочного модуля

Существует несколько различных средств создания объёмных моделей. Основными формообразующими и используемыми для создания макета лунного посадочного модуля операциями являются команды добавления и снятия материала. Система позволила выдавить контур с различными конечными условиями, в том числе на заданную длину или до указанной поверхности, а также вращать контур вокруг заданной оси. Были созданы тела поперечных балок по заданным контурам с использованием нескольких образующих кривых (так называемая операция лофтинга) и выдавливанием контура вдоль заданной траектории. При этом был отредактирован ранее построенный элемент балки твердотельной модели (рисунок 3.5.).

Для работы необходимо использовать различные часто повторяющиеся конструктивные элементы макета лунного посадочного модуля, то есть можно сохранить примитивы в виде библиотечных элементов. Что и было сделано при проектировании элементов конструкции опор.

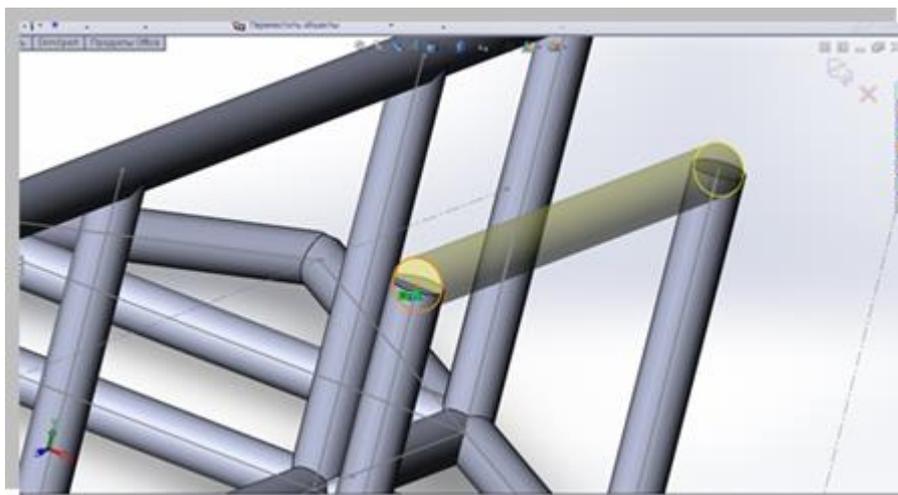


Рисунок 3.5. Выдавливание контура вдоль прямой

Для работы необходимо использовать различные часто повторяющиеся конструктивные элементы макета лунного посадочного модуля, то есть можно сохранить примитивы в виде библиотечных элементов. Что и было сделано при проектировании элементов конструкции опор.

Также применялись многочисленные сервисные возможности, такие как копирование выбранных конструктивных элементов по линии или по кругу, зеркальное отображение как указанных примитивов, так и моделей.

При редактировании детали возможно вернуть модель в состояние, предшествовавшее созданию выбранного элемента. Это требовалось для выполнения различных действий, невозможных в текущий момент (но это достаточно трудоемкий и долгий процесс).

3.1.4. Создание сборки макета лунного посадочного модуля

Используя возможность создания сборки на основе ранее построенных деталей, сборка макета лунного посадочного модуля создавалась способом “снизу вверх”.

Проектирование сборки начинается с задания взаимного расположения деталей друг относительно друга, причем обеспечивается предварительный просмотр накладываемой пространственной связи. Для цилиндрических поверхностей (опор макета, поперечных и косых балок) задавались связи концентричности, для плоскостей - их совпадение, параллельность,

перпендикулярность или угол взаимного расположения.

Работая со сборкой, по мере необходимости создавались новые детали (вспомогательные), были определены их размеры и расположение в пространстве относительно других элементов сборки. Наложённые связи позволили автоматически перестроить всю сборку при изменении параметров каждой из деталей, входящих в узел. Каждая деталь обладает материальными свойствами, поэтому была применена возможность контроля собираемости сборки. Для проектирования изделий, получаемых с помощью сварки, система позволяет выполнить объединение нескольких свариваемых деталей в одну.

3.1.5. Управление моделью с помощью дерева построений

Для упрощения работы с трехмерным макетом на любом этапе проектирования и повышения её наглядности в SolidWorks использовалось Дерево Построений (Feature Manager) в стиле Проводника Windows. Оно представляет собой своеобразную графическую карту модели макета, последовательно отражающую все геометрические примитивы, которые были использованы при создании деталей, а также конструктивные оси и вспомогательные плоскости, на которых создавались двухмерные эскизы. При работе в режиме сборки Дерево Построений показывает список деталей, входящих в сборку.

Feature Manager предоставляет средства редактирования структуры макета или узла. Он позволил переопределять порядок следования отдельных конструктивных элементов либо целых деталей, создавать в пределах детали или сборки несколько вариантов конфигурации каждого элемента.

3.1.6. Средства визуализации

Используемая в SolidWorks технология OpenGL позволяет получить тонированные изображения деталей или сборок, а также динамически вращать их в режиме реального времени.

Кроме того, было применено специальное приложение PhotoWorks, которое дает возможность создать фотореалистические изображения

построенных объектов. Таким образом, были сделаны изображения будущего макета. Для того, чтобы представить изделие наиболее наглядно можно показать входящие в него детали или сборки рассечёнными несколькими плоскостями, оставив при этом неизменными их геометрические параметры (рисунок 3.6).

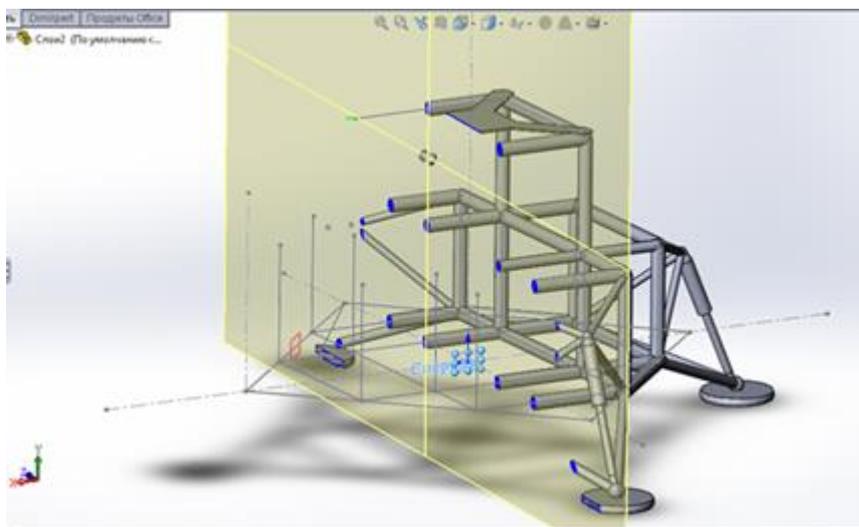


Рисунок 3.6. Сечение плоскостью

3.1.7. Использование дополнительных приложений Solidworks *COSMOS/Works*

Продукты третьих фирм (такие как Nastran) дали возможность рассчитать прочностные характеристики посадочного модуля в момент соприкосновения с посадочной площадкой с помощью метода конечных элементов.

К числу партнёров SolidWorks Corporation относятся такие компании - разработчики CAD/CAM/CAE решений, как NASTRAN, Delcam plc., Surfware Incorporated, Structural Research & Analysis Corporation, The Mac-Neal-Schwendler Corporation и другие. Для анализа прочностных характеристик конструкции с помощью метода конечных элементов также была использована специальная версия системы COSMOS - COSMOS/Works для SolidWorks. При этом не было необходимости импортировать геометрию детали в это расчётное приложение, так как оно использует ту же математическую модель, что и сам SolidWorks. Это позволило провести

предварительный срочный анализ прочности макета, увидеть необходимость доработки макета и динамики посадки на посадочную площадку.

Аналогичным образом (то есть без конвертирования данных) может выполняться подготовка управляющих программ для обработки созданных в SolidWorks моделей на оборудовании с ЧПУ.

Циклическая симметрия

Циклическая симметрия – это параметр нагрузки/ограничения, который позволил анализировать часть макета, когда геометрия и состояния границ повторялись в круговом массиве.

Эпюры качества сетки

Была создана эпюра качества сетки соотношение сторон и искажение элементов макет лунного посадочного модуля (проверка Якобиана). Такие инструменты эпюр, как ограничение сечения, изометрия-ограничение и зондирование, также доступны для изоляции областей с недопустимым искажением или соотношением сторон, однако к данной модели макета они не применялись дабы не усложнять процесс проектирования.

Технология тонкой стенки

С помощью собственной технологии тонкой стенки COSMOSFloWorks были решены проблемы, связанные с тонкостенной геометрией, путем задания минимальных значений параметров.

Грани с рабочей нагрузкой

При создании сопряжений в SolidWorks были указаны грани соприкосновения с рабочей поверхностью посадочной площадки для использования при анализе COSMOSMotion. Программа COSMOSMotion использует эти данные по граням с рабочей поверхностью для точной передачи данных нагрузки движения в COSMOSWorks [29].

3.1.8. NX Nastran

В настоящее время широко распространена замена физического моделирования компьютерным, что позволяет снизить затраты на

дорогостоящие экспериментальные исследования. Для получения достоверных результатов размерность конечно-элементных моделей (КЭМ) постоянно возрастает, в частности происходит существенный рост размерностей моделей.

Наряду с ростом размерности решаемых задач, наблюдается тенденция к усложнению формулировок конечных элементов. Так, вместо формулировки Бельчико-Цая всё чаще используют полностью интегрируемые элементы, которые требуют от 3 до 20 раз больше арифметических операций. Однако это приводит к росту вычислительных затрат и необходимости использовать аппаратное обеспечение на базе многопроцессорных систем с общей (SMP) или с распределённой (MPP) памятью.

При решении задач динамических высоконелинейных процессов ударно-контактного взаимодействия преимущественно используется явный метод, реализованный в таких пакетах, как ABAQUS/Explicit, Ansys, LS-DYNA, PAM-CRASH, RADIOSS. Здесь интегрирование уравнений динамики ведётся в явном виде, что позволяет избежать обращения больших матриц и, таким, образом существенно снизить трудоёмкость расчётного. Решение по явной схеме является условно устойчивым, устойчивость обеспечивается малым шагом интегрирования по времени Δt , ограниченного критерием Куранта $\Delta t = L / c$, где $c = \sqrt{E / \rho}$ – скорость распространения упругой волны; L – характерный размер элемента; E – модуль упругости материала; ρ – плотность материала.

Для моделирования процесса посадки лунного посадочного модуля был выбран программный пакет NXNastran с пре- постпроцессором Femap.

Основное уравнение краевой динамической задачи о напряжённо-деформированном состоянии твёрдых тел

В среде NXNastran матрицы основного уравнения динамического процесса

$$[M]\{\ddot{q}(t)\} + [C]\{\dot{q}(t)\} + [K]\{q(t)\} = \{f(t)\}$$

формируются с использованием следующих данных:

- матрица жёсткости тела $[K]$ – содержит сведения об упругих свойствах материала;
- матрица масс $[M]$ – содержит сведения о массе материала (через плотность) и о неконструктивной (дополнительной) массе КЭ;
- матрица вязкого демпфирования $[C]$ – содержит сведения о коэффициенте конструкционного демпфирования материала, который определяется при резонансной частоте, об общем коэффициенте демпфирования КЭ, об общем коэффициенте конструкционного демпфирования тела G .

При этом демпфирование есть смысл учитывать не всегда, а при:

- колебаниях тел при частотах вынуждающих сил, приближающихся к резонансным;
- при моделировании переходных процессов колебаний тел, которые длятся значительно дольше, чем период собственных колебаний тела.

Алгоритм решения краевой динамической задачи о напряжённо-деформированном состоянии твёрдых тел

При решении краевых динамических задач, связанных с соударением объектов в системе NXNastran используется такой вариант непосредственного решения динамического уравнения как центрально-разностных алгоритм – CDM.

Алгоритм CDM является особым случаем разностной схемы. В ней используются разностные операторы второго порядка приближения:

$$\{\ddot{q}\}^n \approx \frac{\{q\}^{n+1} - 2\{q\}^n + \{q\}^{n-1}}{\Delta t^2}; \quad \{q\}^n \approx \frac{\{q\}^{n+1} - \{q\}^{n-1}}{2\Delta t}$$

Если $[K]\{q\}$ аппроксимировать выражением $[K]\left(\frac{\{q\}^{n+1} + \{q\}^{n-1}}{2}\right)$, то разностная схема

$$\begin{aligned} & (a_0[M] + a_1[C] + 0,5[K])\{q\}^{n+1} = \\ & = [M](a_2\{q\}^n - a_0\{q\}^{n-1}) + [C]a_1\{q\}^{n-1} - [K]0,5\{q\}^{n-1} + \{f\}^n \end{aligned}$$

получает абсолютную устойчивость. Введённые коэффициенты:

$$a_0 = 1 / \Delta t^2; \quad a_1 = 1 / (2\Delta t); \quad a_2 = 2a_0.$$

Если суммарная матрица $a_0[M] + a_1[C]$ является диагональной или такой, что легко обращается или приводится к диагональному виду, то разностная схема записывается в виде явной (рекуррентной) схемы:

$$\{q\}^{n+1} = (a_0[M] + a_1[C])^{-1} ((a_2[M] - [K])\{q\}^n - (a_0[M] - a_1[C])\{q\}^{n-1} + \{f\}^n),$$

которую называют явным центрально-разностным алгоритмом – CDM. Эта схема имеет условную устойчивость, т.е. временной шаг ограничен сверху: $\Delta t \leq T_n / \pi$, где T_n – наименьший из периодов собственных колебаний тела. Это очень жёсткое ограничение, которое нельзя проигнорировать, но большое количество шагов компенсируется отсутствием действий по сборке и решению СЛАУ с недиагональной матрицей. Для того, чтобы матрица $a_0[M] + a_1[C]$ была диагональной, вводится ограничение: $[C] = \alpha[M]$ (демпфирование Релея). Тогда матрица $a_0[M] + a_1[C] = (a_0 + \alpha a_1)[M]$.

Построение расчётной стержневой модели лунного посадочного модуля.

Анализ конструкции лунного посадочного модуля показывает, что данная конструкция представляет собой пространственную ферму – трёхмерную стержневую систему.

Построение расчётной геометрической модели

При построении геометрической модели использовались координаты основных узлов опор посадочного модуля, приведённые в [1], см. таблица 2.2.7.

Таблица 3.1. – Координаты основных узлов опор посадочного модуля

№ опоры	№ точки	X, мм	Y, мм	Z, мм
1	0	1180	-342	1180
	1	800	472	800
	2	360	20	778

	3	778	20	360
2	0	1180	-342	-1180
	1	800	472	-800
	2	778	20	-360
	3	360	20	-788
3	0	-1180	-342	-1180
	1	-800	472	-800
	2	-360	20	-778
	3	-778	20	-360
4	0	-1180	-342	1180
	1	-800	472	800
	2	-778	20	360
	3	-360	20	778

Используя приведённые в таблице 3.7. значения координат, а также основные размеры, указанные на конструктивной схеме макета посадочного модуля [1], в препроцессоре Femap была построена геометрическая модель посадочного модуля, в которой линиям соответствуют стержневые элементы конструкции (рисунки 3.7.-3.9.).

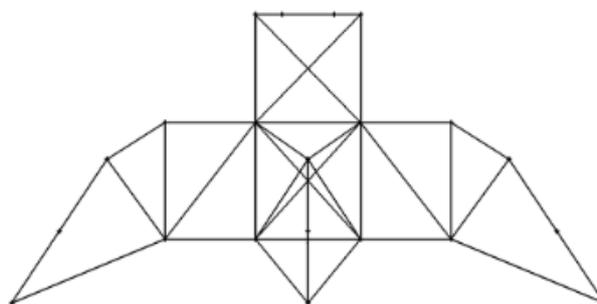


Рисунок 3.7. Геометрическая модель посадочного модуля, проекция на вертикальную плоскость.

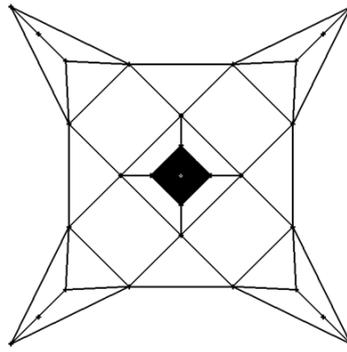


Рисунок 3.8. Геометрическая модель посадочного модуля, проекция на горизонтальную плоскость.

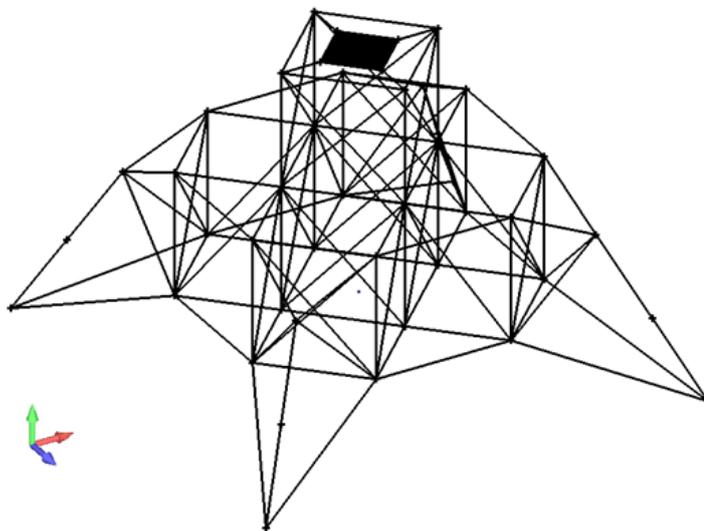


Рисунок 3.9. Геометрическая модель посадочного модуля.

Построение конечноэлементной модели: элементы, свойства материалов, граничные условия, нагрузки.

Для численного расчёта в системе NXNastran на основе построенной геометрической модели была создана конечноэлементная модель лунного посадочного модуля в условиях его работы на наклонном стенде бросковых испытаний.

Модель представлена ансамблем из 1480 балочных элементов, 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 смоделировано с использованием 4-х элементов зазора, по одному на каждую опору. Связь конструкции и троса задана с помощью абсолютно жёстких элементов, связывающих перемещения центра масс и близлежащих опорных узлов посадочного модуля [1].

При построении модели принималось, что посадочный модуль выполнен из алюминиевого сплава В95, трос выполнен из стали Ст3, а стенд представляет собой бетонную пластину [1].

Модель поведения материалов модуля, троса и поверхности стенда – линейно-упругая, в связи с чем для алюминиевого сплава В95 использовались следующие физико-механические характеристики:

$$\text{модуль упругости } E^{B95} = 7200 \text{ кгс} / \text{мм}^2 ,$$

$$\text{коэффициент Пуассона } \mu^{B95} = 0,3 ,$$

$$\text{плотность } \rho^{B95} = 2,85 \cdot 10^{-10} \text{ ТЭМ} / \text{мм}^3 .$$

Материал троса – сталь Ст3, имеет следующие характеристики:

$$E^{Ст3} = 21000 \text{ кгс} / \text{мм}^2 ,$$

$$\text{коэффициент Пуассона } \mu^{Ст3} = 0,3 ,$$

$$\text{плотность } \rho^{Ст3} = 7,85 \cdot 10^{-10} \text{ ТЭМ} / \text{мм}^3 .$$

Материал стенда – бетон, имеет следующие характеристики:

$$\text{модуль упругости } E^{B95} = 3000 \text{ кгс} / \text{мм}^2 ,$$

$$\text{коэффициент Пуассона } \mu = 0,18 ,$$

$$\text{плотность } \rho = 2,3 \cdot 10^{-10} \text{ ТЭМ} / \text{мм}^3 .$$

Жёсткость пружинных элементов принималась равной $k = 4,3 \text{ кгс} / \text{мм}$.

Точкой начала расчёта (далее начальный расчётный момент времени) принималось время, когда минимальное расстояние между опорами макета посадочного модуля и поверхностью стенда составляет $s = 10 \text{ мм}$. При этом величина отклонения вертикального угла наклона модуля положения точки соприкосновения модуля со стендом составит

$$\Delta\varphi = 2 \arcsin \frac{s}{2l_{\text{троса}}} = 2 \arcsin \frac{10}{2 \cdot 23630} \approx 0,01^\circ < 0,1^\circ.$$

Таким образом, вертикальным отклонением угла наклона модуля от положения точки соприкосновения модуля со стендом можно пренебречь. В связи с этим в качестве начальных параметров использовались следующие величины:

- вертикальная составляющая скорости подхода посадочного модуля $v_x^0 = 5000 \text{ мм/с}$;
- горизонтальная составляющая скорости подхода посадочного модуля $v_y^0 = 2000 \text{ мм/с}$;
- третья ортогональная составляющая скорости подхода посадочного модуля $v_z^0 = 860 \text{ мм/с}^2$;
- вертикальное ускорение, соответствующее равнодействующей силы тяжести и усилия в тросе, $a_x^0 = 1641 \text{ мм/с}^2$.

Модель посадочного модуля находится под воздействием инерционных нагрузок, обусловленных ускорением свободного падения $g_z = 9806 \text{ мм/с}^2$.

Трос шарнирно закреплён в точке подвеса площадки с имитатором грунта жёстко закреплена по всем узлам, что обеспечивает её недеформируемость.

3.1.9. Математическое моделирование динамики посадки с использованием средств 3D проектирования

Поведение лунного посадочного модуля в условиях его работы на наклонном стенде бросковых испытаний рассматривалось для двух расчётных случаев:

1. В момент падения модуля на поверхность стенда угол между нормалью к поверхности стенда и осью симметрии модуля составляет «0°».
2. В момент падения модуля на поверхность стенда угол между

нормалью к поверхности стенда и осью симметрии модуля составляет «+20°».

Для сравнения было рассмотрено поведение лунного посадочного модуля в условиях его работы на Луне для трёх расчётных случаев:

1. В момент падения модуля на лунную поверхность угол между нормалью к поверхности Луны и осью симметрии модуля составляет «0°».
2. В момент падения модуля на лунную поверхность угол между нормалью к поверхности Луны и осью симметрии модуля составляет «20°».
3. В момент падения модуля на лунную поверхность угол между нормалью к поверхности Луны и осью симметрии модуля составляет «10°».

Сравнительный анализ представлен в ниже.

Компьютерное моделирование динамики посадки СА на поверхность Луны проводилось для четырёх расчётных случаев:

1. В момент падения СА на лунную поверхность:
 - вертикальная составляющая вектора скорости – 5 м/с;
 - горизонтальная составляющая вектора скорости – 2 м/с;
 - третья ортогональная составляющая вектора скорости – 0,86 м/с;
 - угол наклона продольной оси аппарата – 0°;
 - угол наклона поверхности – 0°;
 - ударно-контактное взаимодействие происходит по четырём опорам.
2. В момент падения СА на лунную поверхность:
 - вертикальная составляющая вектора скорости – 5 м/с;
 - горизонтальная составляющая вектора скорости – 2 м/с;
 - третья ортогональная составляющая вектора скорости – 0,86 м/с;
 - угол наклона продольной оси аппарата – 10°;
 - угол наклона поверхности – 0°;

- ударно-контактное взаимодействие происходит по двум опорам.
3. В момент падения СА на лунную поверхность:
- вертикальная составляющая вектора скорости – 5 м/с;
 - горизонтальная составляющая вектора скорости – 2 м/с;
 - третья ортогональная составляющая вектора скорости – 0,86 м/с;
 - угол наклона продольной оси аппарата – 20°;
 - угол наклона поверхности – 0°;
 - ударно-контактное взаимодействие происходит по двум опорам.
4. В момент падения СА на лунную поверхность:
- вертикальная составляющая вектора скорости – 3 м/с;
 - горизонтальная составляющая вектора скорости – 1 м/с;
 - угол наклона продольной оси аппарата – 7°;
 - угол наклона поверхности – 12°;
 - ударно-контактное взаимодействие происходит по двум опорам.

При этом минимальное расстояние между опорами СА и поверхностью Луны составляет 10 мм. Время подлёта СА равно $t \approx 2 \cdot 10^{-3} \text{ с}$ и $t \approx 3,33 \cdot 10^{-3} \text{ с}$ для скоростей подлёта 5 м/с и 3 м/с соответственно. Ввиду невозможности проведения расчёта на бесконечно большой промежуток времени, максимальный расчётный момент времени составил 0,64 с, что является достаточно большим временным интервалом, по сравнению с временем подлёта и продолжительностью ударно-контактного взаимодействия и позволяет оценить поведение СА после удара.

На СА действует лунное ускорение свободного падения $g_z = 1622 \text{ мм/с}^2$.

Результаты расчёта конечноэлементной модели СА при расчётном случае «1», а именно: положение СА в начальный и максимальный расчётный момент времени в проекции на плоскость XY, зависимость осевых усилий в наиболее нагруженных стержнях опорных стоек СА (амортизаторах) от времени (стоит отметить, что в результате симметричности конструкции

графики осевых усилий одинаковы для всех опорных стоек СА) – приведены на рисунках 3.10-3.12. На рисунке 3.12. по оси абсцисс отсчёт ведётся по номеру набора выходных расчётных данных («OutputSet»): каждый номер соответствует 0,0004 с реального времени; на оси ординат отмечены значения осевых усилий, выраженных в кгс.

Результаты расчёта конечноэлементной модели СА при расчётном случае «2», а именно: положение СА в начальный и максимальный расчётный момент времени в проекции на плоскость XY, зависимость осевых усилий в наиболее нагруженных стержнях первой пары опорных стоек СА (амортизаторах) от времени, зависимость осевых усилий в наиболее нагруженных стержнях второй пары опорных стоек СА (амортизаторах) от времени (стоит отметить, что в результате симметричности конструкции графики осевых усилий одинаковы для парных опорных стоек СА) – приведены на рисунках 3.13-3.16. При этом первой парой опорных стоек СА считается та пара опорных стоек, которая первой входит в соприкосновение с лунной поверхностью. На рисунках 3.15.-3.16. по оси абсцисс отсчёт ведётся по номеру набора выходных расчётных данных («OutputSet»): каждый номер соответствует 0,0004 с реального времени; на оси ординат отмечены значения осевых усилий, выраженных в кгс.

Результаты расчёта конечноэлементной модели СА при расчётном случае «3», а именно: положение СА в начальный и максимальный расчётный момент времени в проекции на плоскость YZ, зависимость осевых усилий в наиболее нагруженных стержнях первой пары опорных стоек СА (амортизаторах) от времени, зависимость осевых усилий в наиболее нагруженных стержнях второй пары опорных стоек СА (амортизаторах) от времени (стоит отметить, что в результате симметричности конструкции графики осевых усилий одинаковы для парных опорных стоек СА) – приведены на рисунках 3.17-3.20. При этом первой парой опорных стоек СА считается та пара опорных стоек, которая первой входит в соприкосновение с лунной поверхностью. На рисунках 3.19.-3.20. по оси абсцисс отсчёт ведётся

по номеру набора выходных расчётных данных («OutputSet»): каждый номер соответствует 0,0004 с реального времени; на оси ординат отмечены значения осевых усилий, выраженных в кгс.

Результаты расчёта конечноэлементной модели СА при расчётном случае «4», а именно: положение СА в начальный и максимальный расчётный момент времени в проекции на плоскость ХУ, зависимость осевых усилий в наиболее нагруженных стержнях первой пары опорных стоек СА (амортизаторах) от времени, зависимость осевых усилий в наиболее нагруженных стержнях второй пары опорных стоек СА (амортизаторах) от времени (стоит отметить, что в результате симметричности конструкции графики осевых усилий одинаковы для парных опорных стоек СА) – приведены на рисунках 3.21.-3.24. При этом первой парой опорных стоек СА считается та пара опорных стоек, которая первой входит в соприкосновение с лунной поверхностью. На рисунках 3.23.-3.24. по оси абсцисс отсчёт ведётся по номеру набора выходных расчётных данных («OutputSet»): каждый номер соответствует 0,0004 с реального времени; на оси ординат отмечены значения осевых усилий, выраженных в кгс.

Очевидно, что характер распределения усилий в наиболее нагруженных стержнях опорных стоек СА (амортизаторах) от времени носит колебательный характер, что обусловлено импульсным нагружением опорных стоек (сила контактного взаимодействия мгновенно нарастает, а через короткое время мгновенно падает до нуля).

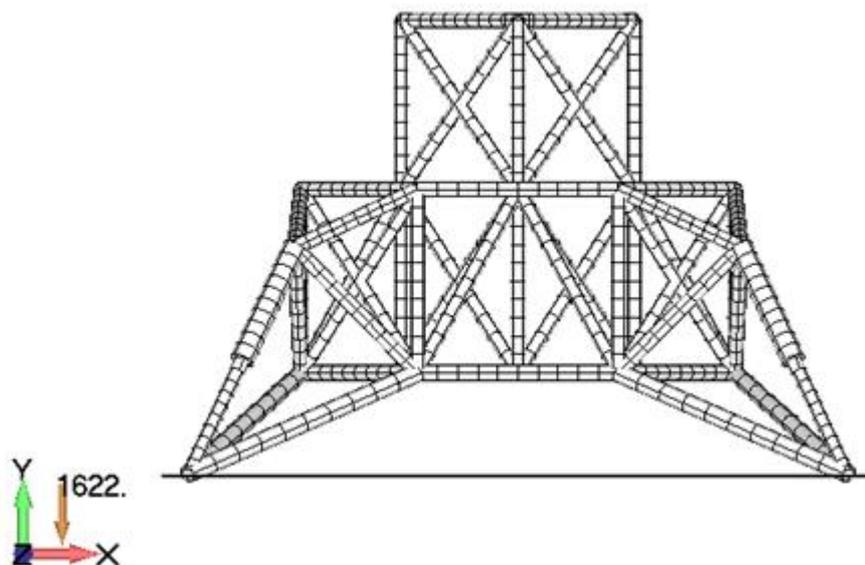


Рисунок 3.10. Положение СА в начальный момент времени в проекции на плоскость XY для расчётного случая «1»

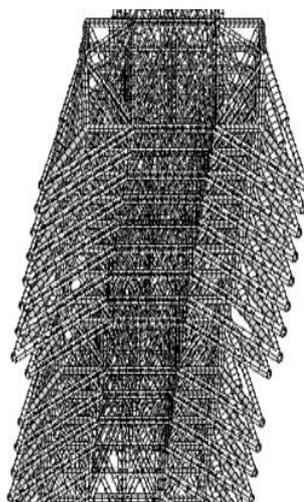


Рисунок 3.11. Раскадровка перемещения СА в проекции на плоскость XY для расчётного случая «1»

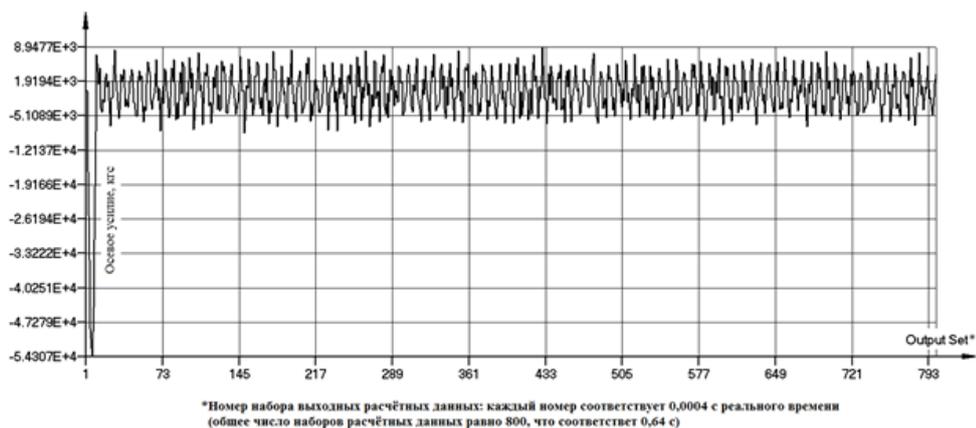


Рисунок 3.12. Зависимость осевых усилий в наиболее нагруженных стержнях опорных стоек СА (амортизаторах) от времени для расчётного случая «1»

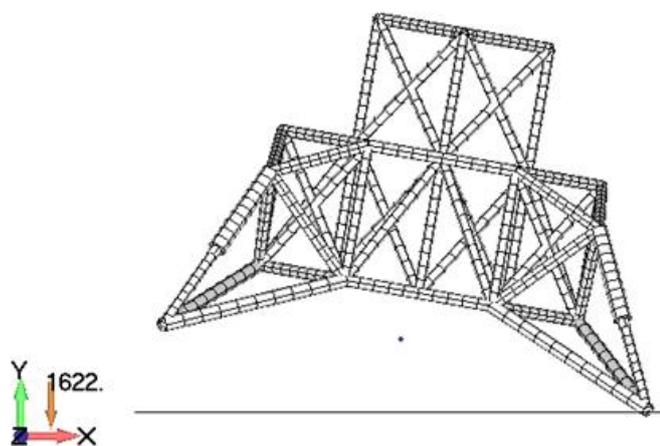


Рисунок 3.13. Положение СА в начальный момент времени в проекции на плоскость XY для расчётного случая «2»

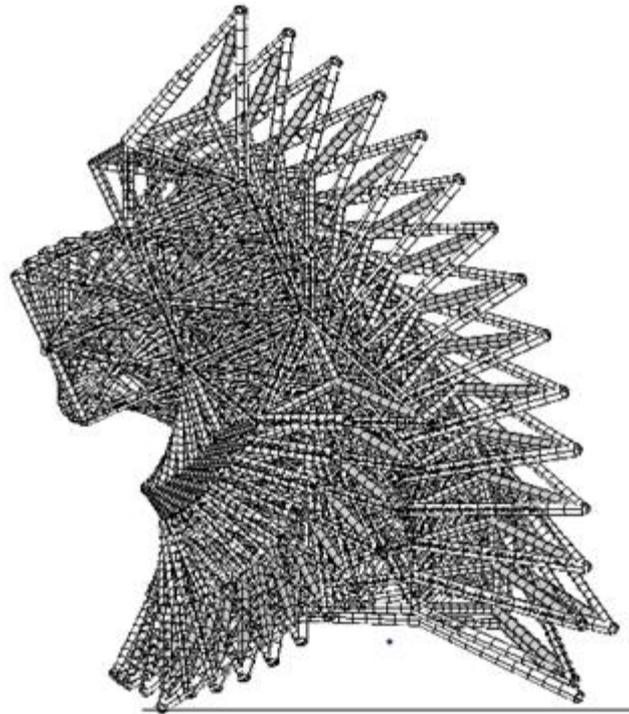


Рисунок 3.14. Раскадровка перемещения СА
в проекции на плоскость XY для расчётного случая «2»

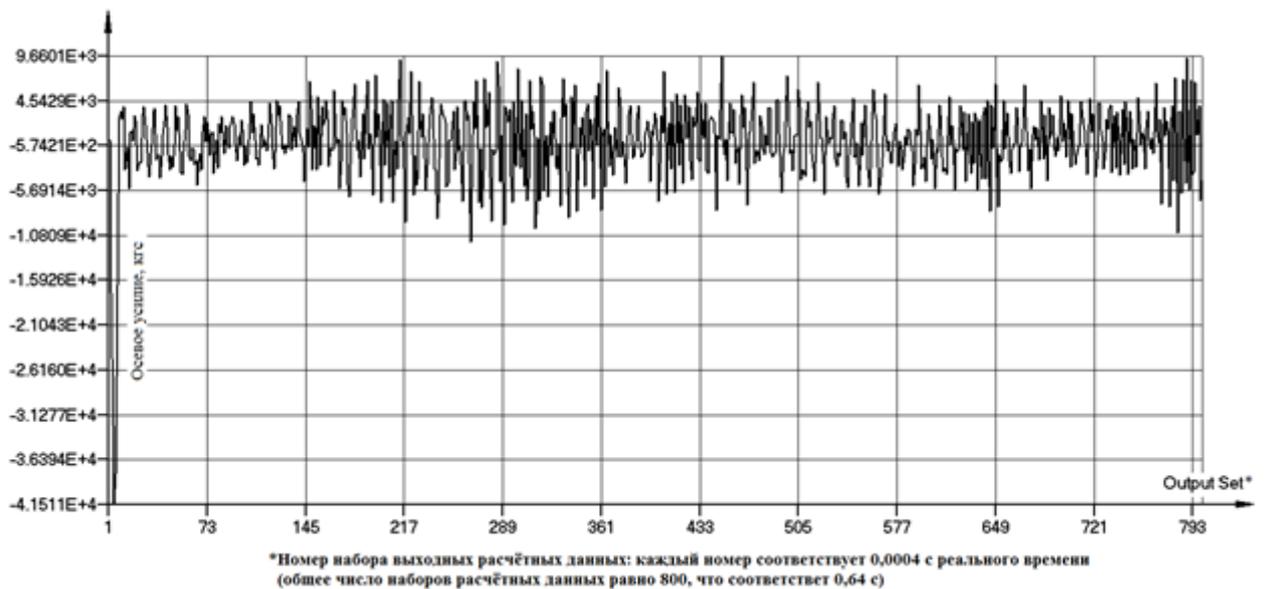


Рисунок 3.15. Зависимость осевых усилий в наиболее нагруженном стержне первой пары опорных стоек СА (амортизаторе) от времени для расчётного случая «2»

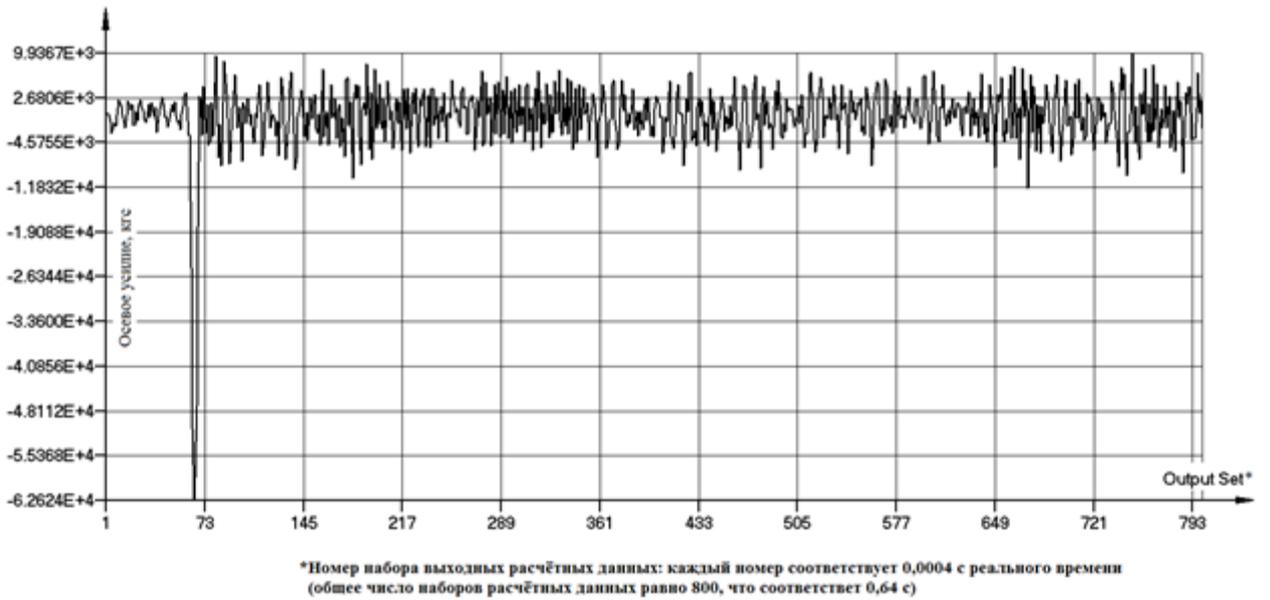


Рисунок 3.16. Зависимость осевых усилий в наиболее нагруженном стержне второй пары опорных стоек СА (амортизаторе) от времени для расчётного случая «2»

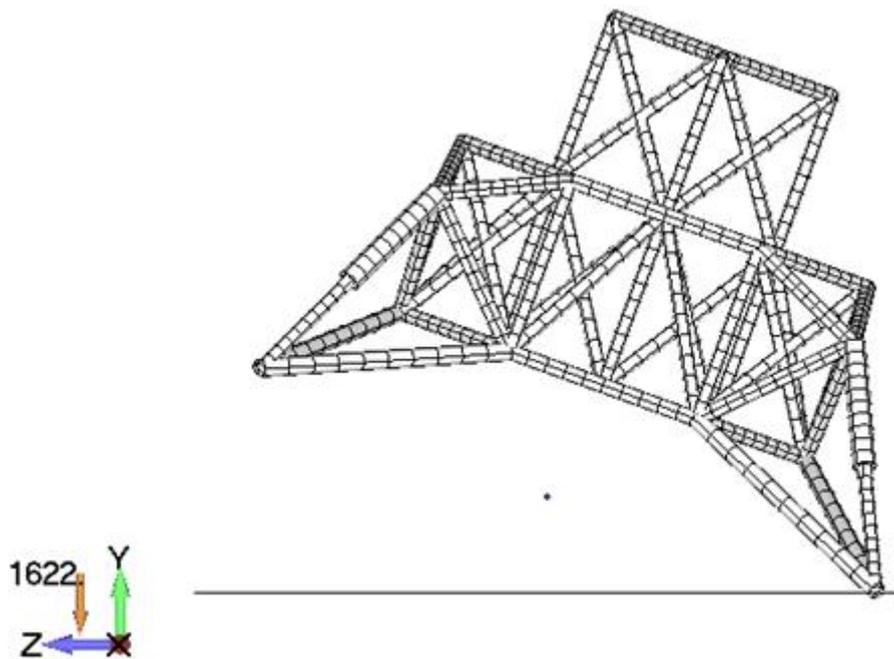


Рисунок 3.17. Положение СА в начальный момент времени в проекции на плоскость YZ для расчётного случая «3»

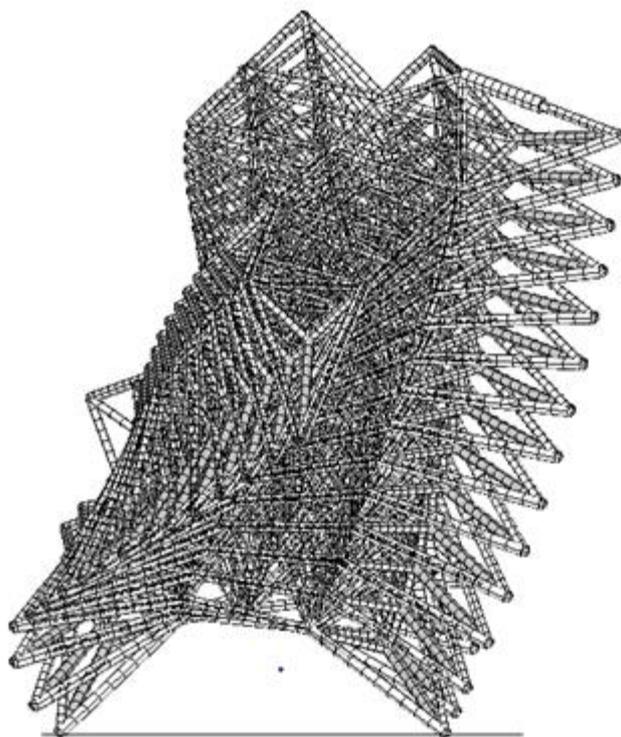


Рисунок 3.18. Раскадровка перемещения СА
в проекции на плоскость YZ для расчётного случая «3»

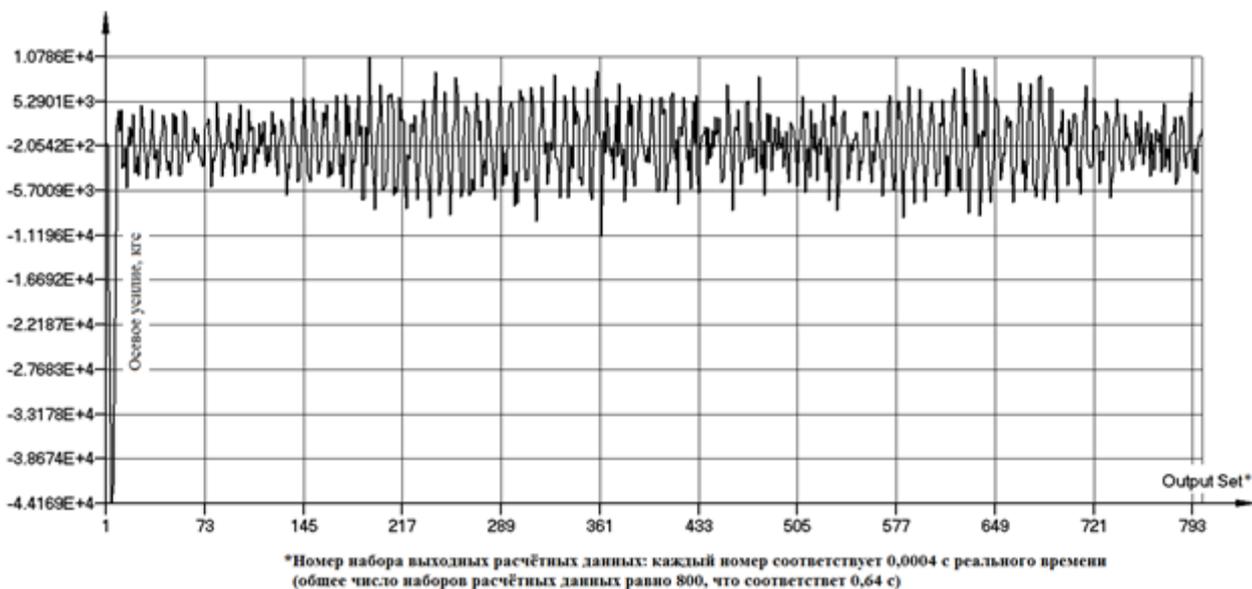


Рисунок 3.19. – Зависимость осевых усилий в наиболее нагруженных стержнях первой пары опорных стоек СА (амортизаторах) от времени для расчётного случая «3»

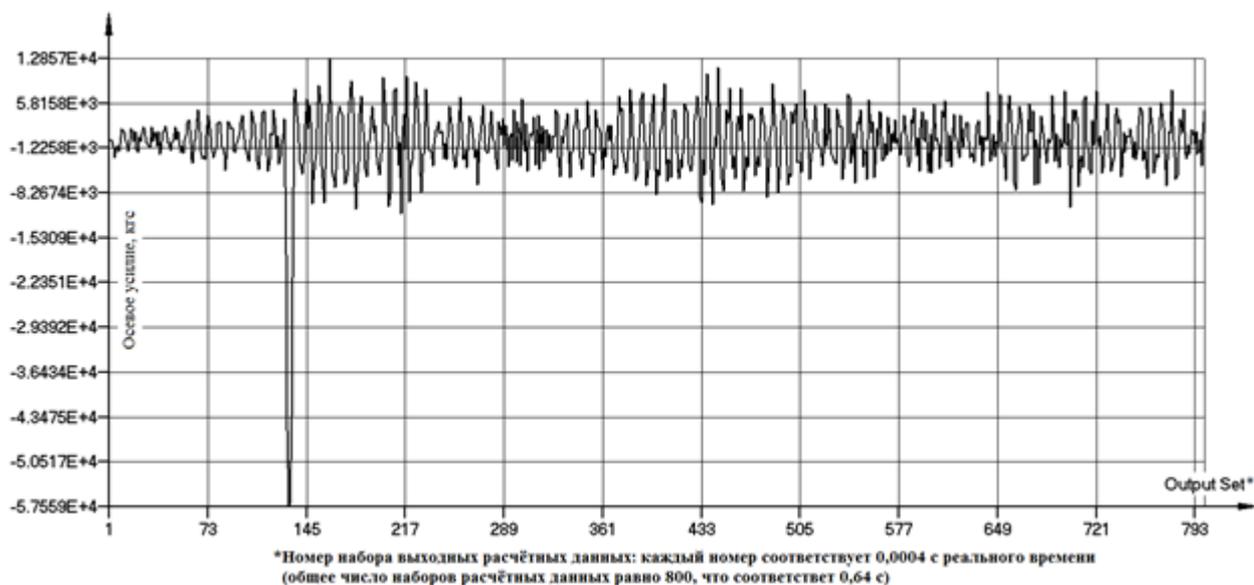


Рисунок 3.20. Зависимость осевых усилий в наиболее нагруженном стержне второй пары опорных стоек СА (амортизаторе) от времени для расчётного случая «3»

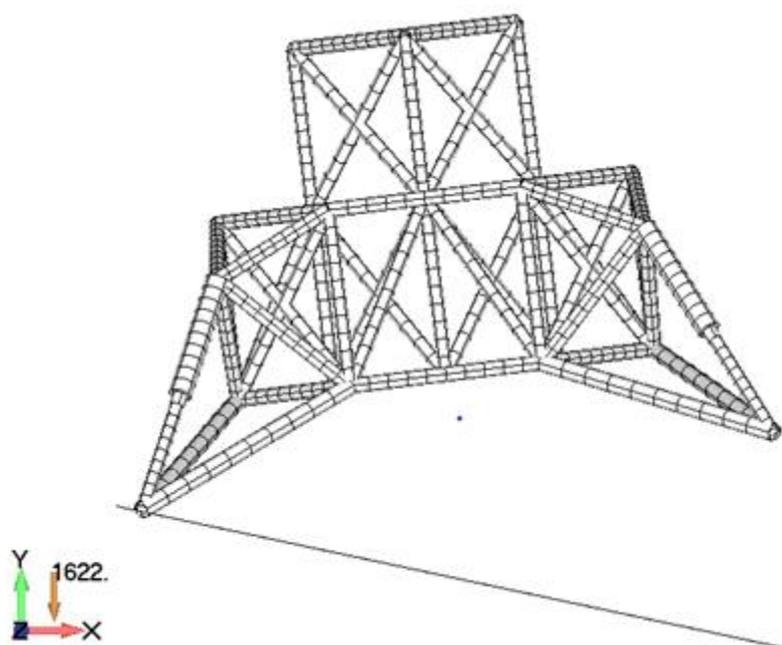


Рисунок 3.21. Положение СА в начальный момент времени в проекции на плоскость XY для расчётного случая «4»

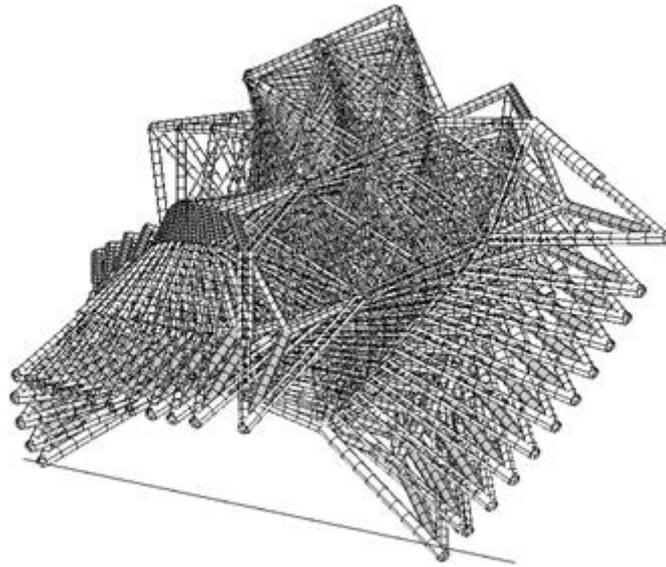


Рисунок 3.22. Раскадровка перемещения СА
в проекции на плоскость ХУ для расчётного случая «4»

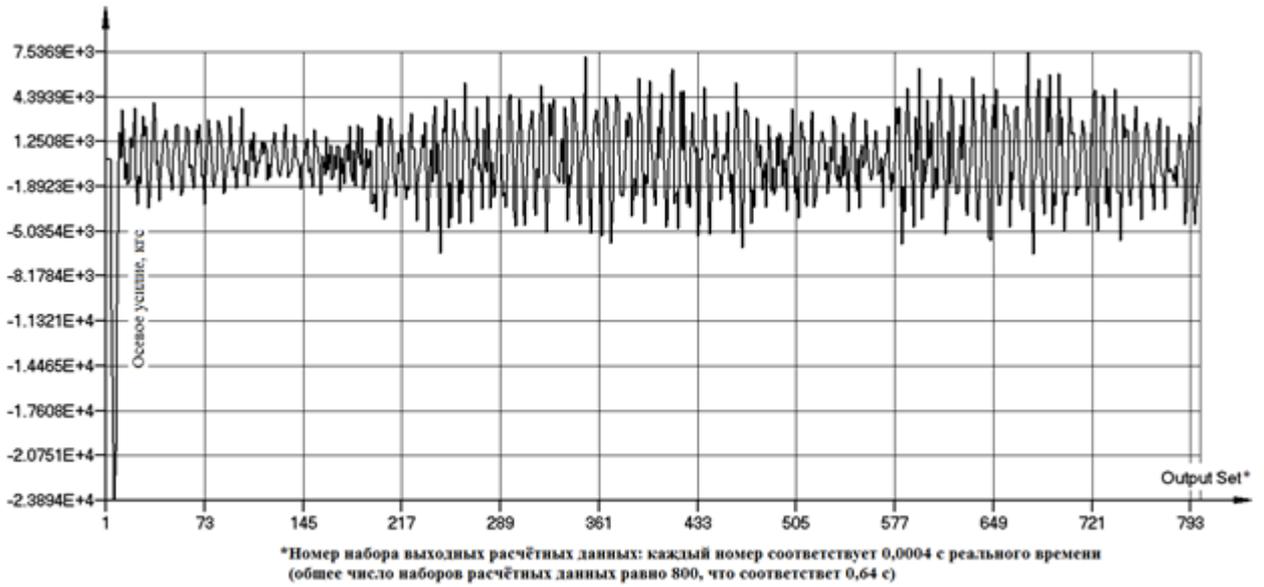


Рисунок 3.23. Зависимость осевых усилий в наиболее нагруженных стержнях первой пары опорных стоек СА (амортизаторах) от времени для расчётного случая «4»

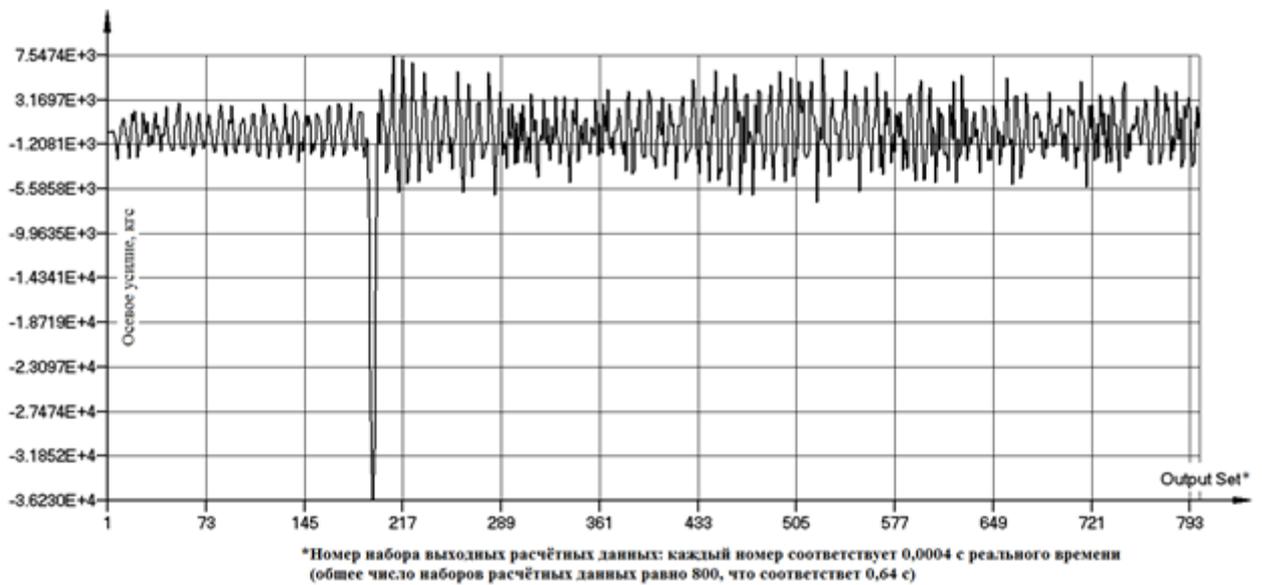


Рисунок 3.24 Зависимость осевых усилий в наиболее нагруженных стержнях второй пары опорных стоек СА (амортизаторах) от времени для расчётного случая «4»

Компьютерное моделирование динамики посадки макета СА на поверхность площадки с грунтовой моделью в земных условиях проводилось для четырёх расчётных случаев:

1. В момент падения макета СА на поверхность площадки с грунтовой моделью:
 - вертикальная составляющая вектора скорости – 5 м/с;
 - горизонтальная составляющая вектора скорости – 2 м/с;
 - третья ортогональная составляющая вектора скорости – 0,86 м/с;
 - угол наклона продольной оси аппарата – 0°;
 - ударно-контактное взаимодействие происходит по четырём опорам.
2. В момент падения макета СА на поверхность площадки с грунтовой моделью:
 - вертикальная составляющая вектора скорости – 5 м/с;
 - горизонтальная составляющая вектора скорости – 2 м/с;
 - третья ортогональная составляющая вектора скорости – 0,86 м/с;
 - угол наклона продольной оси аппарата – 10°;
 - ударно-контактное взаимодействие происходит по двум опорам.

3. В момент падения макета СА на поверхность площадки с грунтовой моделью:
 - вертикальная составляющая вектора скорости – 5 м/с;
 - горизонтальная составляющая вектора скорости – 2 м/с;
 - третья ортогональная составляющая вектора скорости – 0,86 м/с;
 - угол наклона продольной оси аппарата – 20°;
 - ударно-контактное взаимодействие происходит по двум опорам.
4. В момент падения макета СА на поверхность площадки с грунтовой моделью:
 - вертикальная составляющая вектора скорости – 3 м/с;
 - горизонтальная составляющая вектора скорости – 1 м/с;
 - угол наклона продольной оси аппарата – 7°;
 - угол наклона поверхности – 12°;
 - ударно-контактное взаимодействие происходит по двум опорам.

Положение поверхности стенда в расчётных случаях 5-7 соответствует «Предложению по совершенствованию программы наземной отработки планетных посадочных аппаратов» НПО им. С.А. Лавочкина. Угол наклона поверхности в расчётном случае 8 отсчитывается относительно её положения в расчётных случаях 5-7.

Максимальный расчётный момент времени принимался в соответствии с соображениями, принятыми для расчётных случаев 1-4.

На макет СА действует земное ускорение свободного падения $g_z = 9866 \text{ мм/с}^2$.

Результаты расчёта конечноэлементной модели макета СА при расчётном случае «5», а именно: положение макета СА в начальный и максимальный расчётный момент времени в проекции на плоскость ХУ, зависимость осевых усилий в наиболее нагруженных стержнях опорных стоек макета СА (амортизаторах) от времени (стоит отметить, что в результате симметричности конструкции графики осевых усилий можно считать

одинаковыми для всех опорных стоек макета СА, однако очевидны их незначительные расхождения вызванные влиянием троса) – приведены на рисунках 3.25.-3.27. На рисунке 3.27. по оси абсцисс отсчёт ведётся по номеру набора выходных расчётных данных («OutputSet»): каждый номер соответствует 0,0004 с реального времени; на оси ординат отмечены значения осевых усилий, выраженных в кгс.

Результаты расчёта конечноэлементной модели макета СА при расчётном случае «6», а именно: положение макета СА в начальный и максимальный расчётный момент времени в проекции на плоскость ZX, зависимость осевых усилий в наиболее нагруженных стержнях первой пары опорных стоек макета СА (амортизаторах) от времени, зависимость осевых усилий в наиболее нагруженных стержнях второй пары опорных стоек макета СА (амортизаторах) от времени (стоит отметить, что в этом случае расхождение величин осевых усилий в парных опорах, вызванное влиянием троса значительно, чем в расчётном случае 1) – приведены на рисунках 3.28.-3.31. При этом первой парой опорных стоек макета СА считается та пара опорных стоек, которая первой входит в соприкосновение с лунной поверхностью. На рисунках 3.30.-3.31. по оси абсцисс отсчёт ведётся по номеру набора выходных расчётных данных («OutputSet»): каждый номер соответствует 0,0004 с реального времени; на оси ординат отмечены значения осевых усилий, выраженных в кгс.

Результаты расчёта конечноэлементной модели макета СА при расчётном случае «7», а именно: положение макета СА в начальный и максимальный расчётный момент времени в проекции на плоскость ZX, зависимость осевых усилий в наиболее нагруженных стержнях первой пары опорных стоек макета СА (амортизаторах) от времени, зависимость осевых усилий в наиболее нагруженных стержнях второй пары опорных стоек макета СА (амортизаторах) от времени (стоит отметить, что в этом случае расхождение величин осевых усилий в парных опорах, вызванное влиянием троса значительно, чем в расчётном случае 1) – приведены на рисунках 3.32.-

3.35. При этом первой парой опорных стоек макета СА считается та пара опорных стоек, которая первой входит в соприкосновение с лунной поверхностью. На рисунках 3.34-3.35 по оси абсцисс отсчёт ведётся по номеру набора выходных расчётных данных («OutputSet»): каждый номер соответствует 0,0004 с реального времени; на оси ординат отмечены значения осевых усилий, выраженных в кгс.

Результаты расчёта конечноэлементной модели макета СА при расчётном случае «8», а именно: положение макета СА в начальный и максимальный расчётный момент времени в проекции на плоскость ZX, зависимость осевых усилий в наиболее нагруженных стержнях первой пары опорных стоек макета СА (амортизаторах) от времени, зависимость осевых усилий в наиболее нагруженных стержнях второй пары опорных стоек макета СА (амортизаторах) от времени (стоит отметить, что в этом случае расхождение величин осевых усилий в парных опорах, вызванное влиянием троса значительно, чем в расчётном случае 1) – приведены на рисунках 5.27-5.30. При этом первой парой опорных стоек макета СА считается та пара опорных стоек, которая первой входит в соприкосновение с лунной поверхностью. На рисунках 3.38.-3.39. по оси абсцисс отсчёт ведётся по номеру набора выходных расчётных данных («OutputSet»): каждый номер соответствует 0,0004 с реального времени; на оси ординат отмечены значения осевых усилий, выраженных в кгс.

На основании вышеизложенного можно сделать вывод, что при посадке макета СА на поверхность площадки с грунтовой моделью в земных условиях (работа на стенде) влияние троса на заударное поведение макета СА тем больше, чем больше угол наклона продольной оси макета.

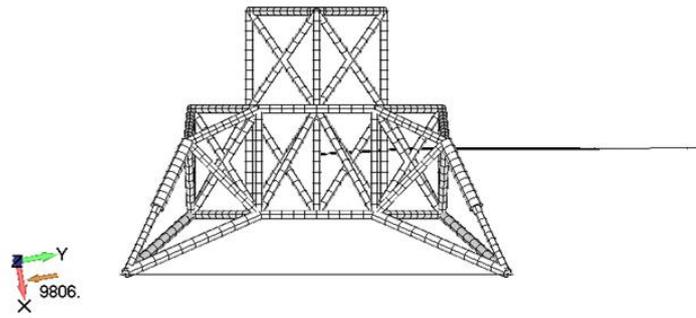


Рисунок 3.25. Положение макета СА в начальный момент времени в проекции на плоскость ХУ для расчётного случая «5»

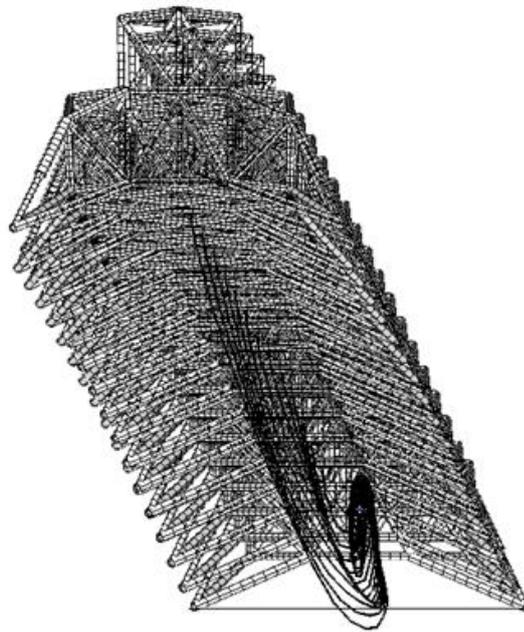


Рисунок 3.26. – Раскадровка перемещения СА в проекции на плоскость ХУ для расчётного случая «5»

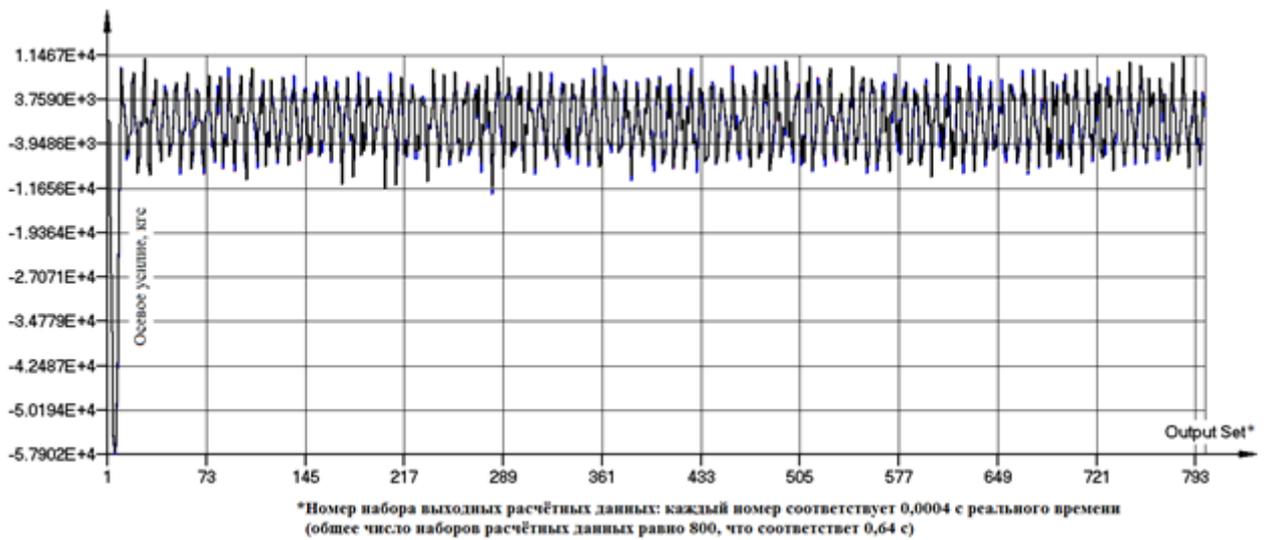


Рисунок 3.27. Зависимость осевых усилий в наиболее нагруженных стержнях опорных стоек макета СА (амортизаторах) от времени для расчётного случая

«5»

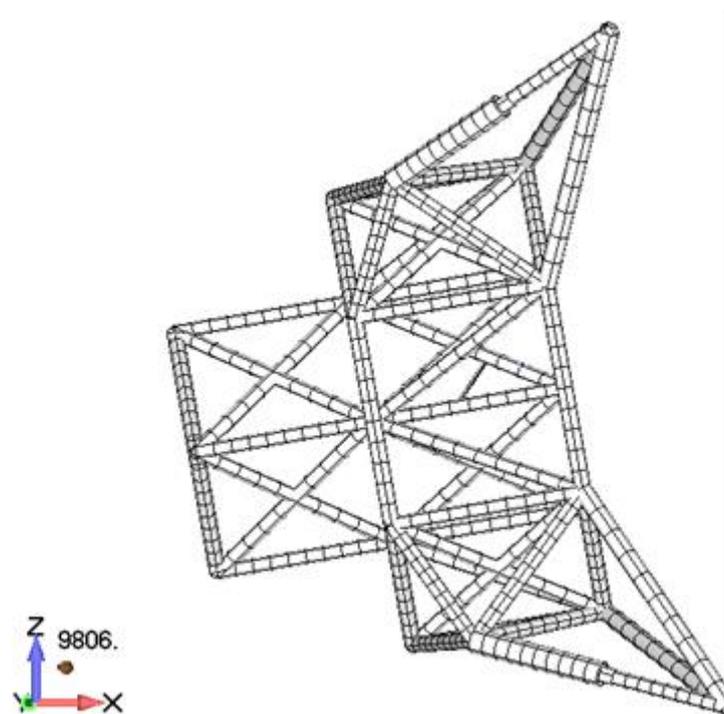


Рисунок 3.28. Положение СА в начальный момент времени в проекции на плоскость ZX для расчётного случая «б»

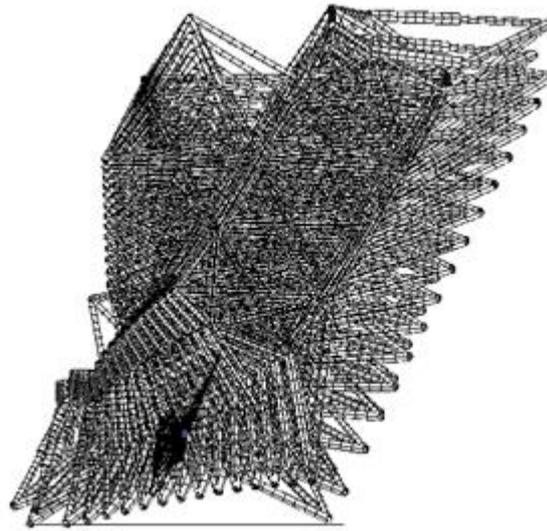


Рисунок 3.29. Раскадровка перемещения СА
в проекции на плоскость ZX для расчётного случая «б»

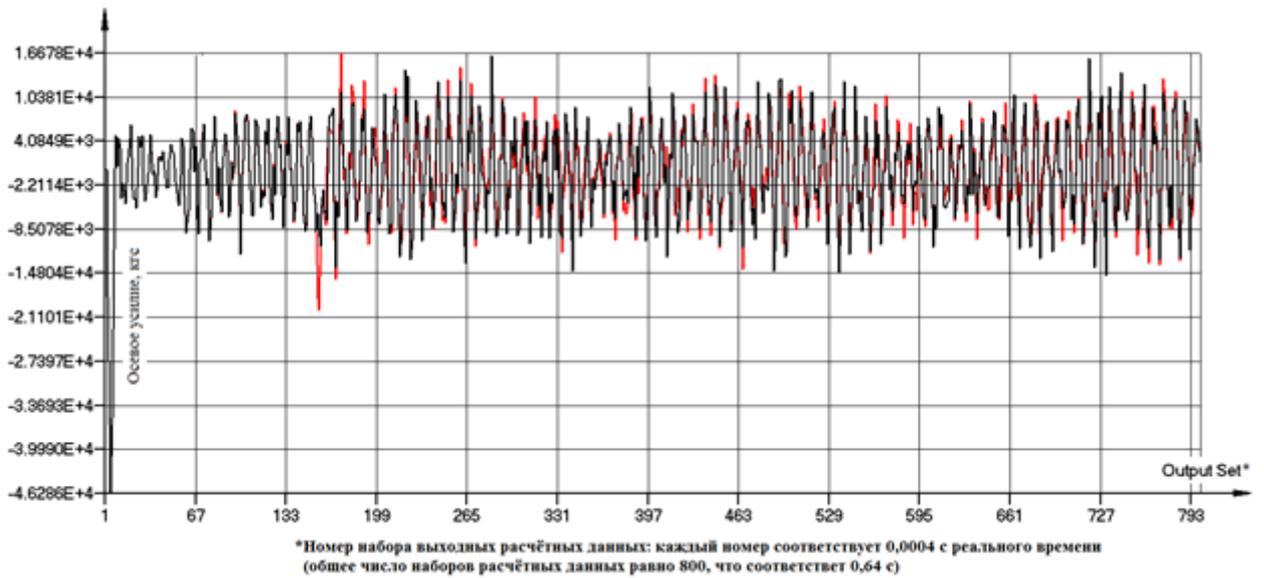


Рисунок 3.30. Зависимость осевых усилий в наиболее нагруженных стержнях первой пары опорных стоек СА (амортизаторах) от времени для расчётного случая «б»

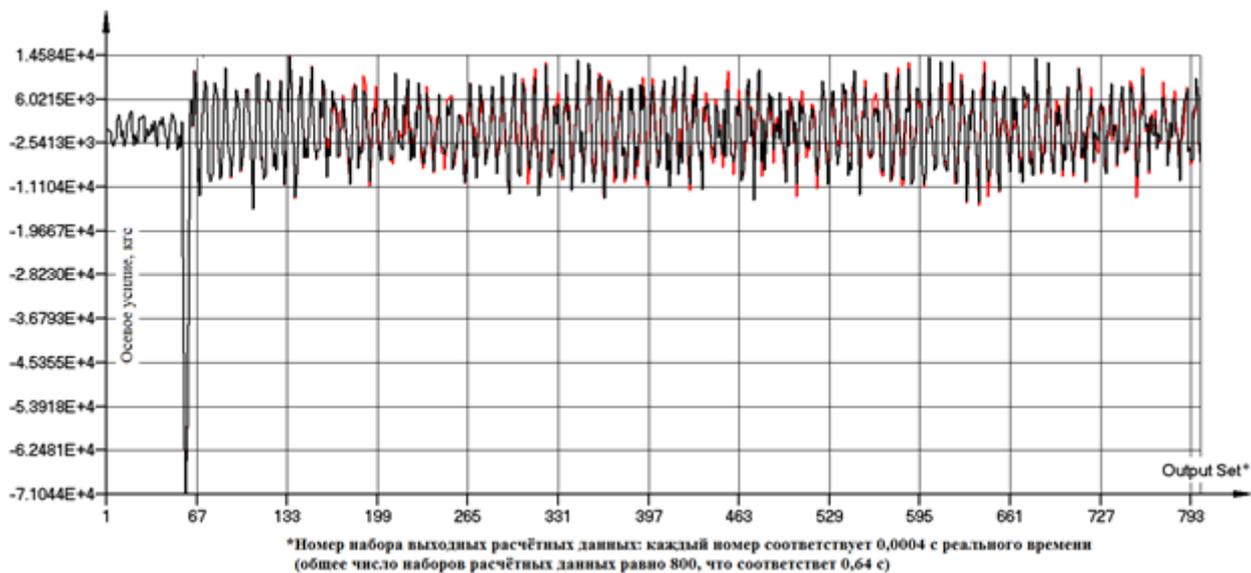


Рисунок 3.31. Зависимость осевых усилий в наиболее нагруженных стержнях второй пары опорных стоек СА (амортизаторах) от времени для расчётного случая «б»

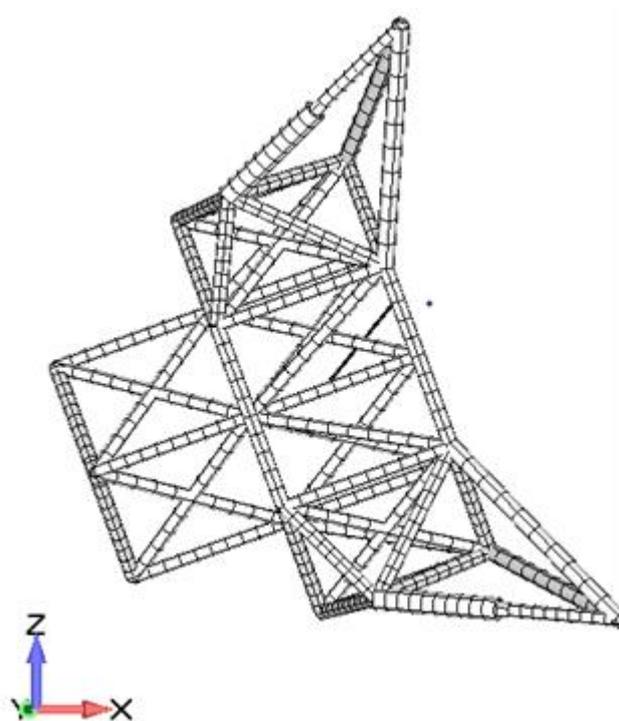


Рисунок 3.32. Положение СА в начальный момент времени в проекции на плоскость ZX для расчётного случая «7»

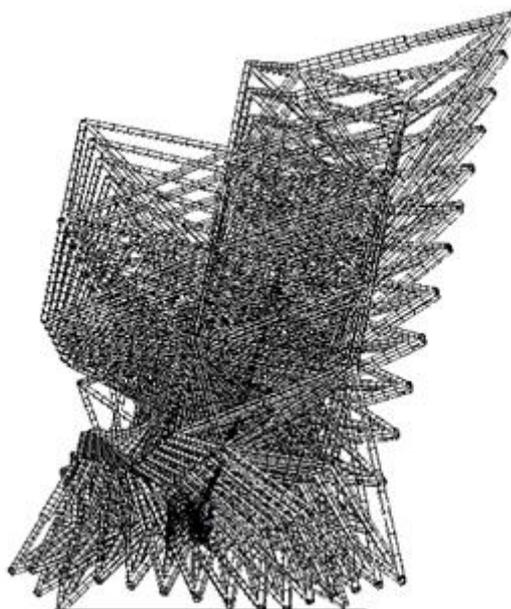


Рисунок 3.33. Раскадровка перемещения СА
в проекции на плоскость ХУ для расчётного случая «7»

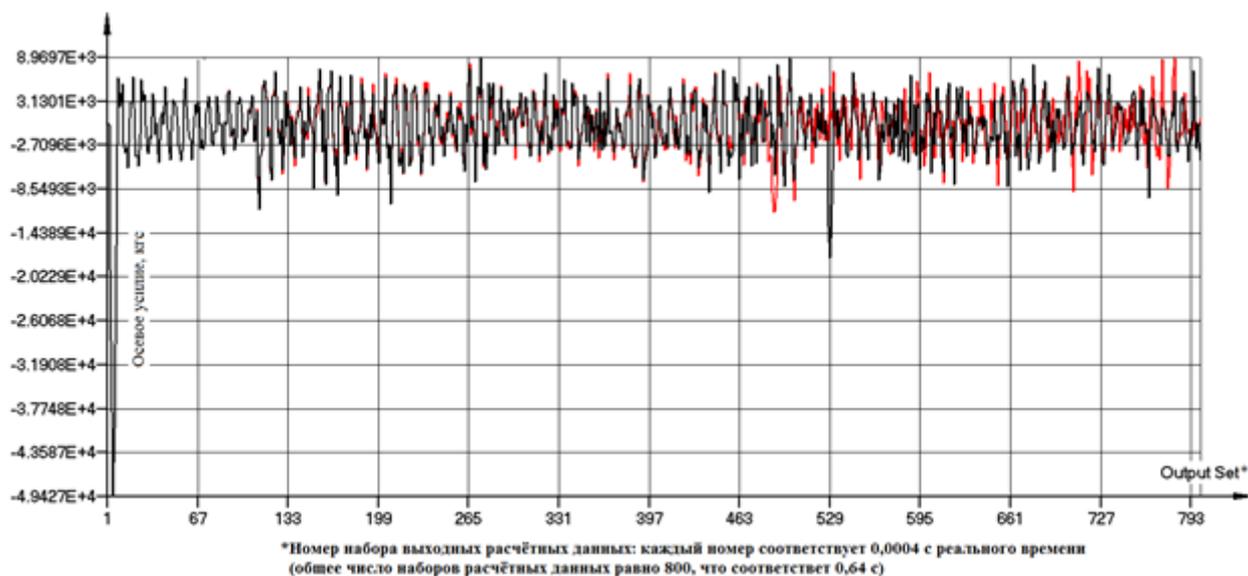


Рисунок 3.34. Зависимость осевых усилий в наиболее нагруженных стержнях первой пары опорных стоек СА (амортизаторах) от времени для расчётного случая «7»

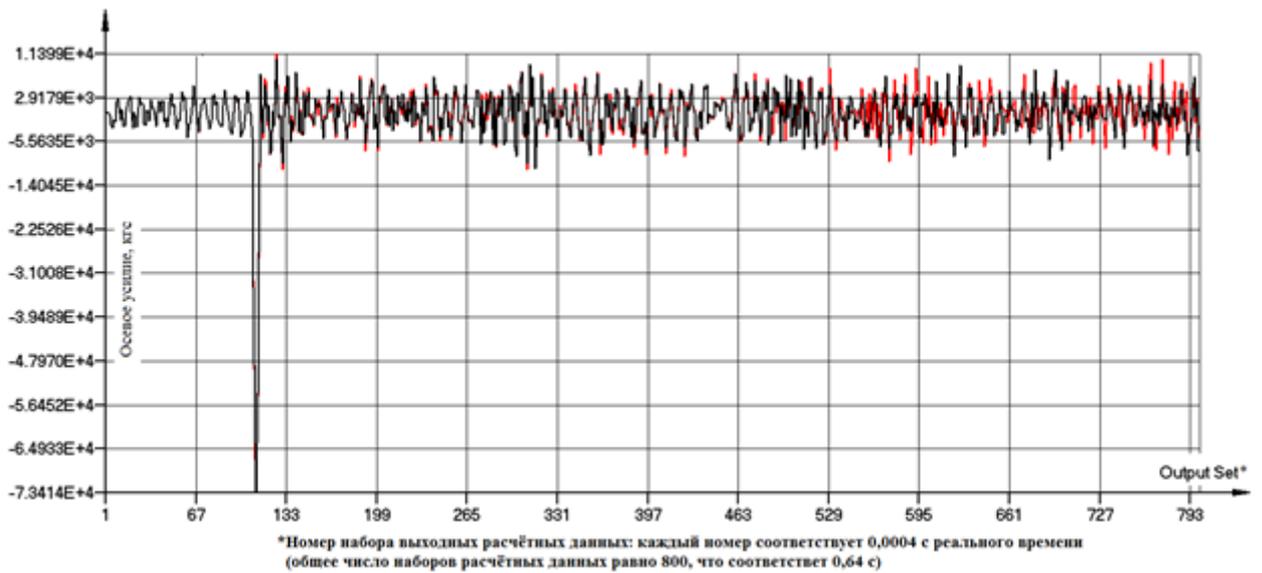


Рисунок 3.35. Зависимость осевых усилий в наиболее нагруженных стержнях второй пары опорных стоек СА (амортизаторах) от времени для расчётного случая «7»

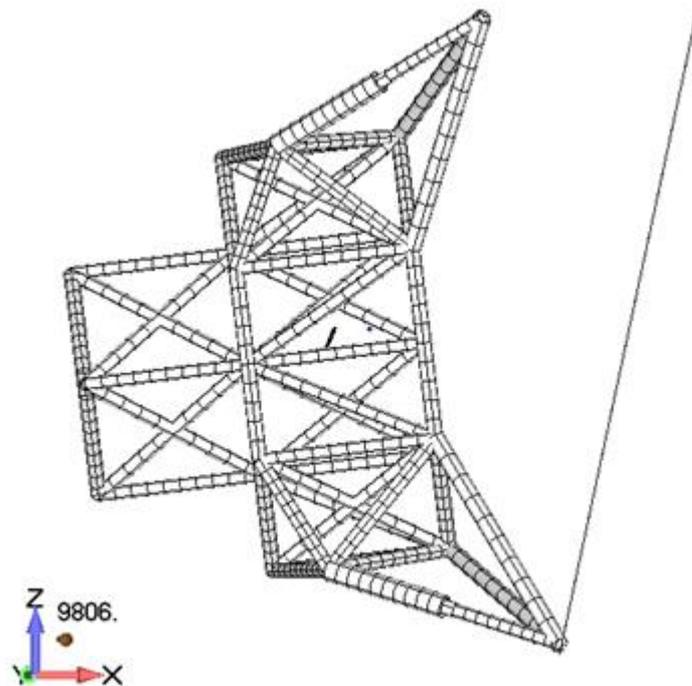


Рисунок 3.36. Положение СА в начальный момент времени в проекции на плоскость XY для расчётного случая «8»

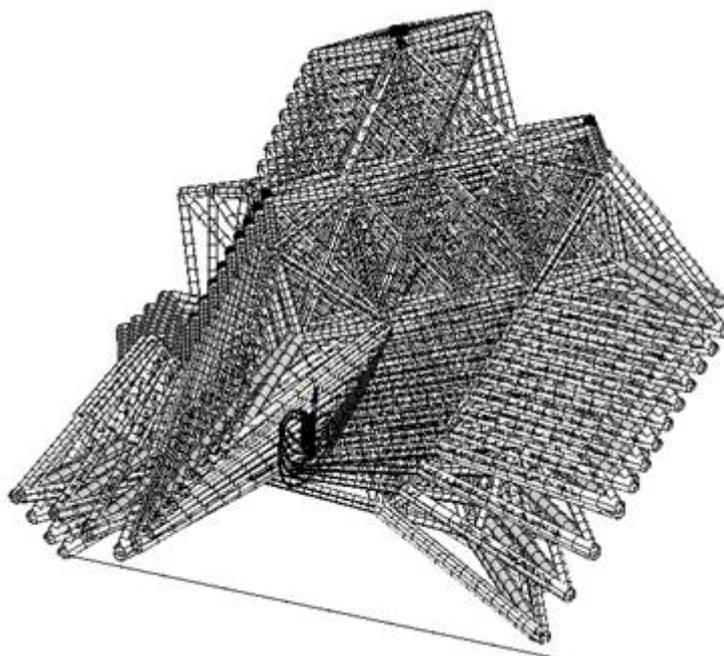


Рисунок 3.37. Раскадровка перемещения СА
в проекции на плоскость XY для расчётного случая «8»

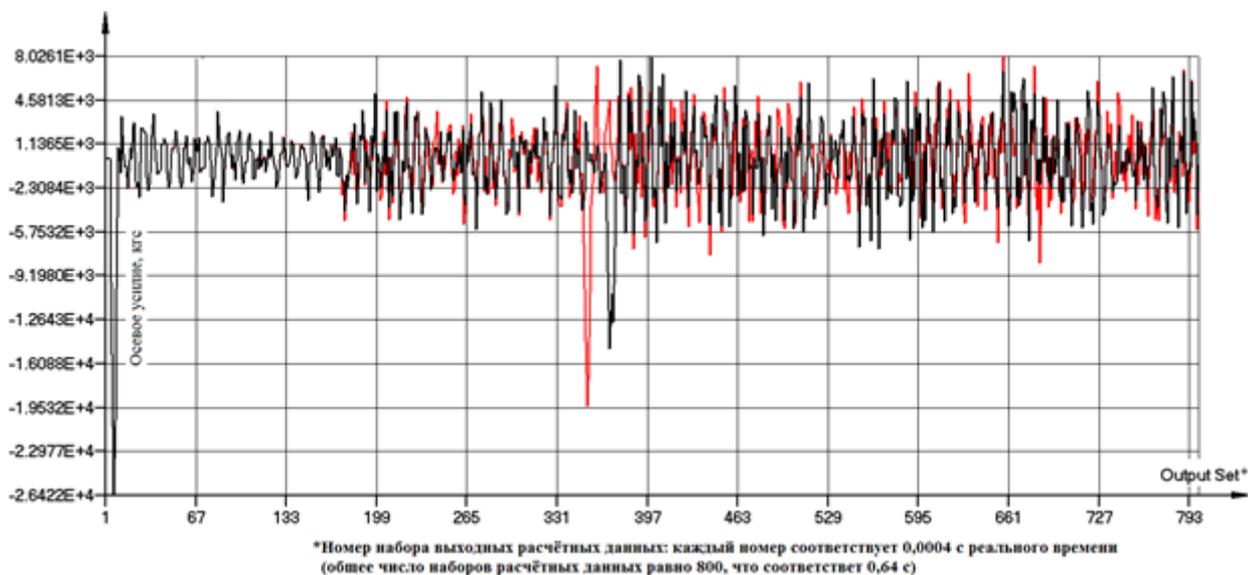


Рисунок 3.38. Зависимость осевых усилий в наиболее нагруженных стержнях первой пары опорных стоек СА (амортизаторах) от времени для расчётного случая «8»

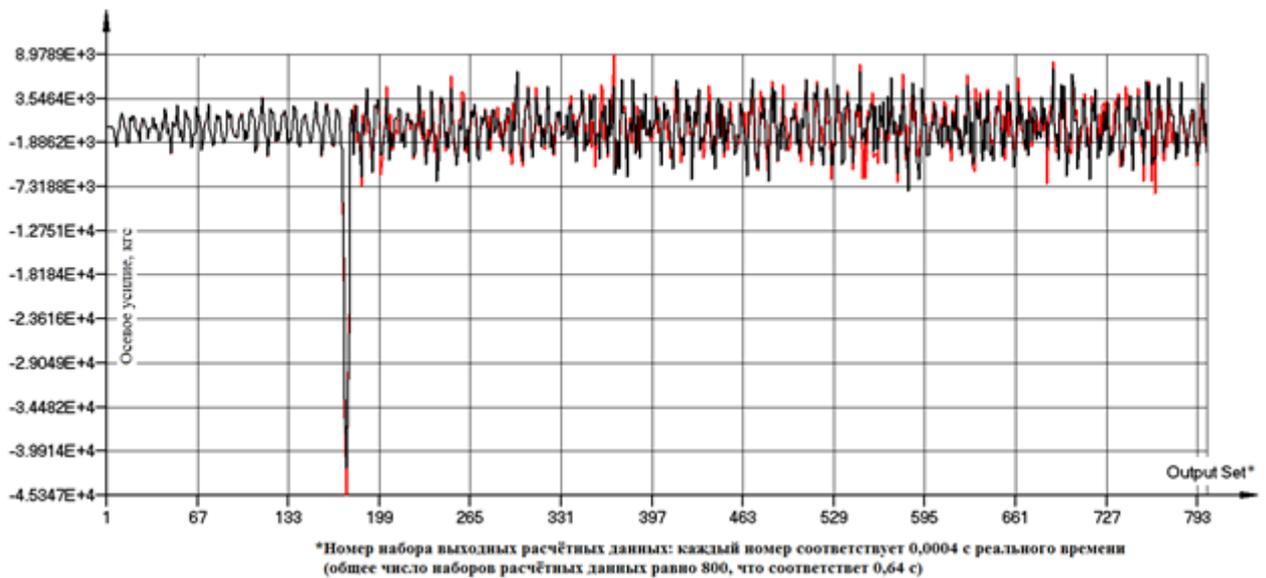


Рисунок 3.39. Зависимость осевых усилий в наиболее нагруженных стержнях второй пары опорных стоек СА (амортизаторах) от времени для расчётного случая «8»

Сравним полученные результаты по максимальным значениям, возникающих при ударе осевых усилий, в наиболее нагруженных стержнях опорных стоек СА и макета СА (амортизаторах) соответственно. При этом под максимальной величиной осевого усилия понимается максимальная по абсолютному значению величина, взятая с соответствующего графика.

Для расчётных схем 1(Луна) и 5(Стенд) получим:

$$\Delta P = \left| \frac{P_{max}^{стенд} - P_{max}^{луна}}{P_{max}^{луна}} \right| \cdot 100\% = \left| \frac{57902 - 54307}{54037} \right| \cdot 100\% = 6,6\%$$

Для расчётных схем 2(Луна) и 6(Стенд) получим:

– при ударе первой пары опор

$$\Delta P = \left| \frac{P_{max}^{стенд} - P_{max}^{луна}}{P_{max}^{луна}} \right| \cdot 100\% = \left| \frac{46286 - 41511}{41511} \right| \cdot 100\% = 11,5\%$$

– при ударе второй пары опор

$$\Delta P = \left| \frac{P_{max}^{стенд} - P_{max}^{луна}}{P_{max}^{луна}} \right| \cdot 100\% = \left| \frac{71044 - 62624}{62624} \right| \cdot 100\% = 13,4\%$$

Для расчётных схем 3(Луна) и 7(Стенд) получим:

– при ударе первой пары опор

$$\Delta P = \left| \frac{P_{max}^{стенд} - P_{max}^{луна}}{P_{max}^{луна}} \right| \cdot 100\% = \left| \frac{49427 - 44169}{44169} \right| \cdot 100\% = 11,9\%$$

– при ударе второй пары опор

$$\Delta P = \left| \frac{P_{max}^{стенд} - P_{max}^{луна}}{P_{max}^{луна}} \right| \cdot 100\% = \left| \frac{73414 - 57559}{57559} \right| \cdot 100\% = 27,5\%$$

Для расчётных схем 4(Луна) и 8(Стенд) получим:

– при ударе первой пары опор

$$\Delta P = \left| \frac{P_{max}^{стенд} - P_{max}^{луна}}{P_{max}^{луна}} \right| \cdot 100\% = \left| \frac{26422 - 23894}{23894} \right| \cdot 100\% = 10,6\%$$

– при ударе второй пары опор

$$\Delta P = \left| \frac{P_{max}^{стенд} - P_{max}^{луна}}{P_{max}^{луна}} \right| \cdot 100\% = \left| \frac{45347 - 36230}{36230} \right| \cdot 100\% = 25,1\%$$

Для большей наглядности полученных выше результатов в прилагаемых файлах представлена 3D анимация процесса взаимодействия СА с поверхностью планеты (файлы 01.avi – 04.avi) и макета с поверхностью площадки (файлы 05.avi – 08.avi).

Очевидно, что при небольших начальных углах наклона продольной оси аппарата, работа макета СА на стенде с приемлемой погрешностью соответствует работе СА при посадке на лунную поверхность. При возрастании начальных углов наклона продольной оси аппарата погрешности возрастают.

Для сравнения динамики поведения СА на Луне и макета СА на стенде рассмотрим линейные перемещения опорных узлов, а именно: зависимость вектора перемещений опорных узлов первой и второй пар опор, зависимость вертикального перемещения опорных узлов первой и второй пар опор и зависимость вектора перемещений центра масс от времени. При этом

вертикальное перемещение отсчитывается относительно горизонтальной плоскости для лунных расчётных случаев и относительно номинальной поверхности стенда (согласно «Предложению по совершенствованию программы наземной отработки планетных посадочных аппаратов» НПО им. С.А. Лавочкина) для стендовых расчётных случаев. Результаты сравнительного анализа представлены на рисунках 3.40. – 3.58. , где ось абсцисс соответствует времени в секундах, а ось ординат – перемещению в миллиметрах.

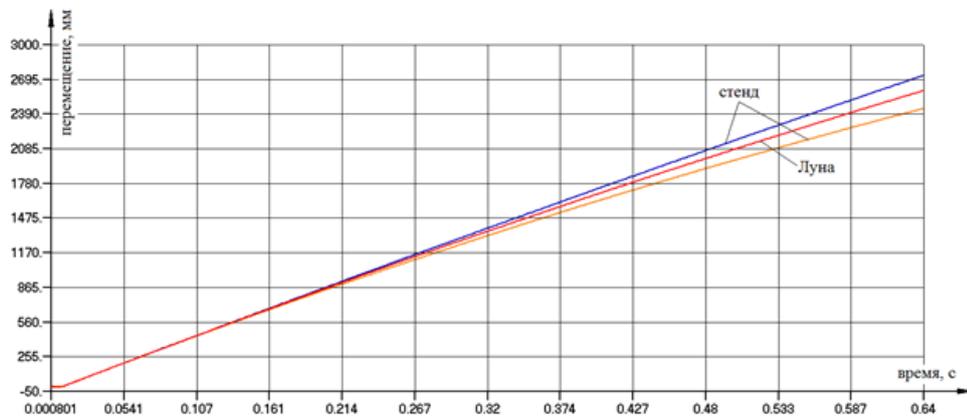


Рисунок 3.40. Зависимость вертикального перемещения опорных узлов первой пары опор СА/макета СА от времени для расчётных случаев «1»-«5»

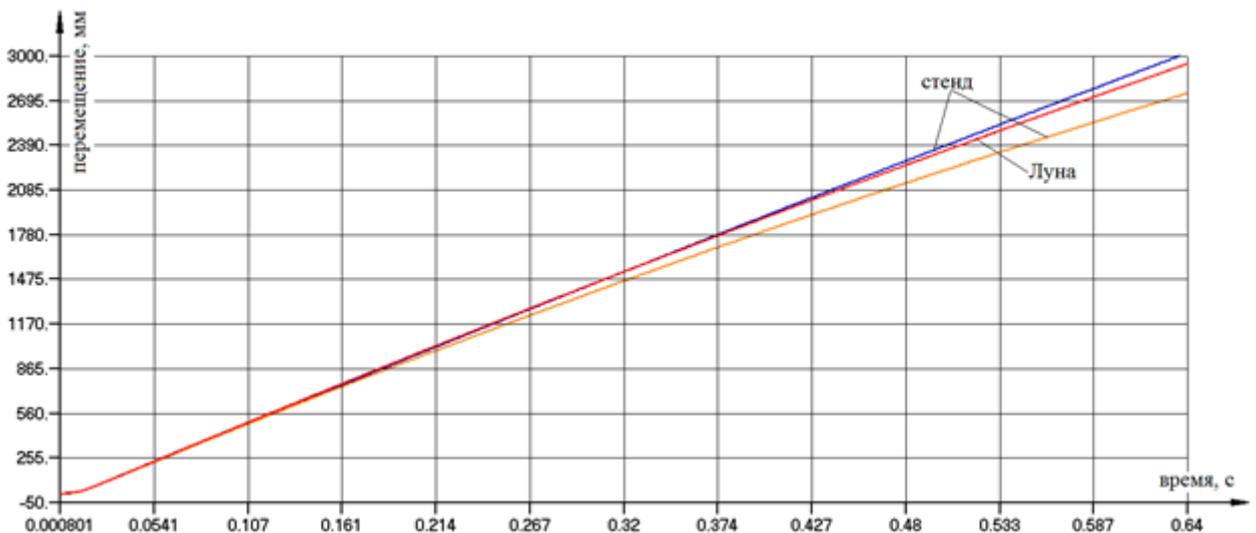


Рисунок 3.41. Зависимость вектора перемещения опорных узлов первой пары опор СА/макета СА от времени для расчётных случаев «1»-«5»

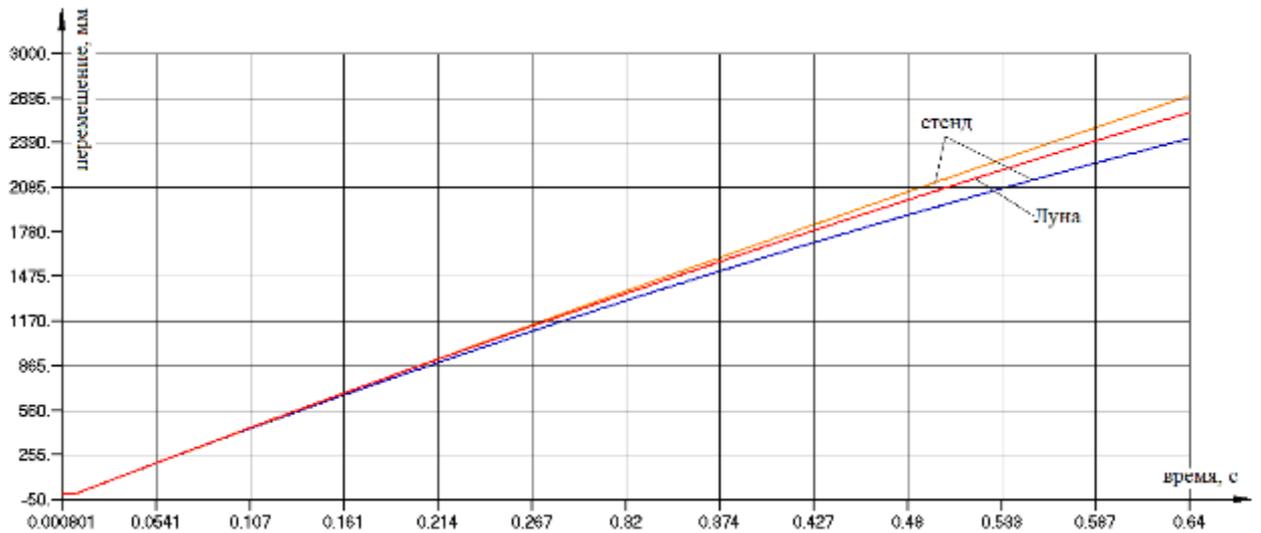


Рисунок 3.42. Зависимость вертикального перемещения опорных узлов второй пары опор СА/макета СА от времени для расчётных случаев «1»-«5»

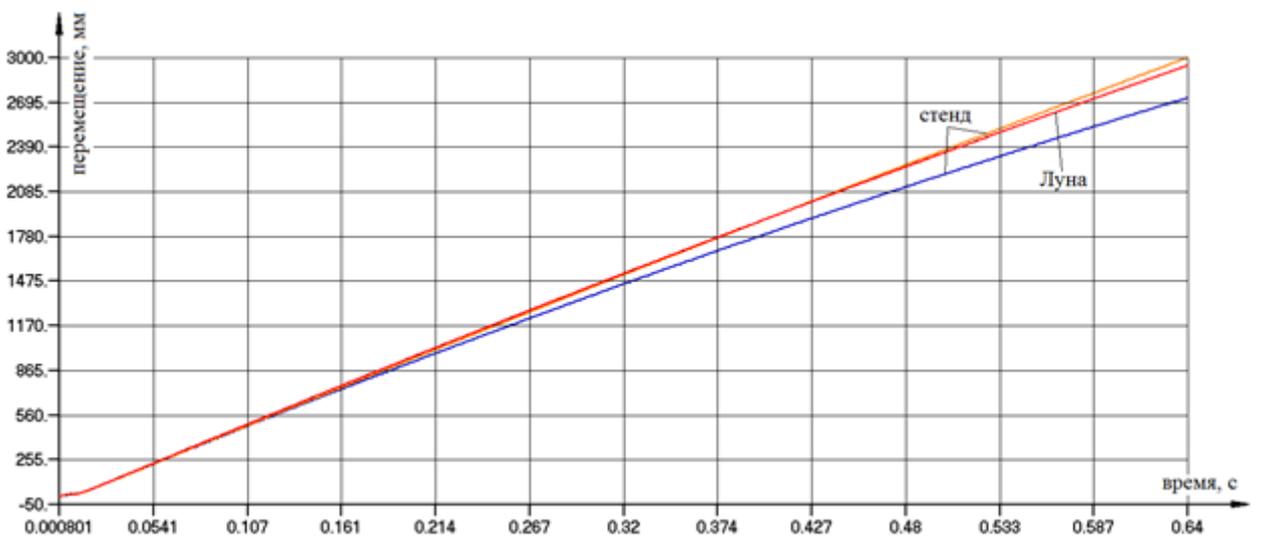


Рисунок 3.43. Зависимость вектора перемещения опорных узлов второй пары опор СА/макета СА от времени для расчётных случаев «1»-«5»

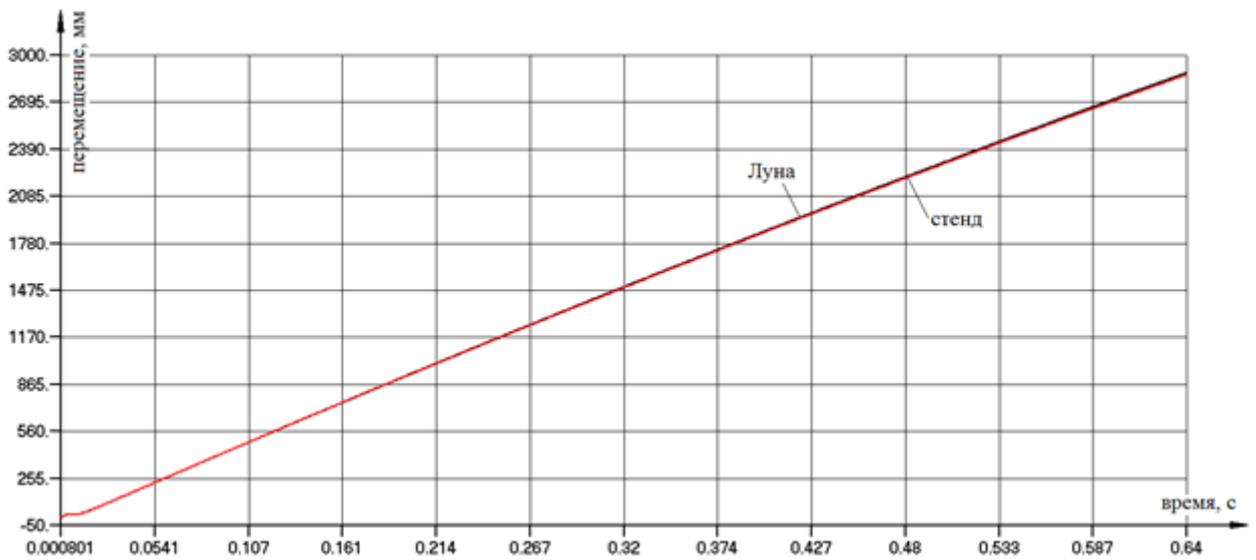


Рисунок 3.44. Зависимость вектора перемещения центра масс СА/макета СА от времени для расчётных случаев «1»-«5»

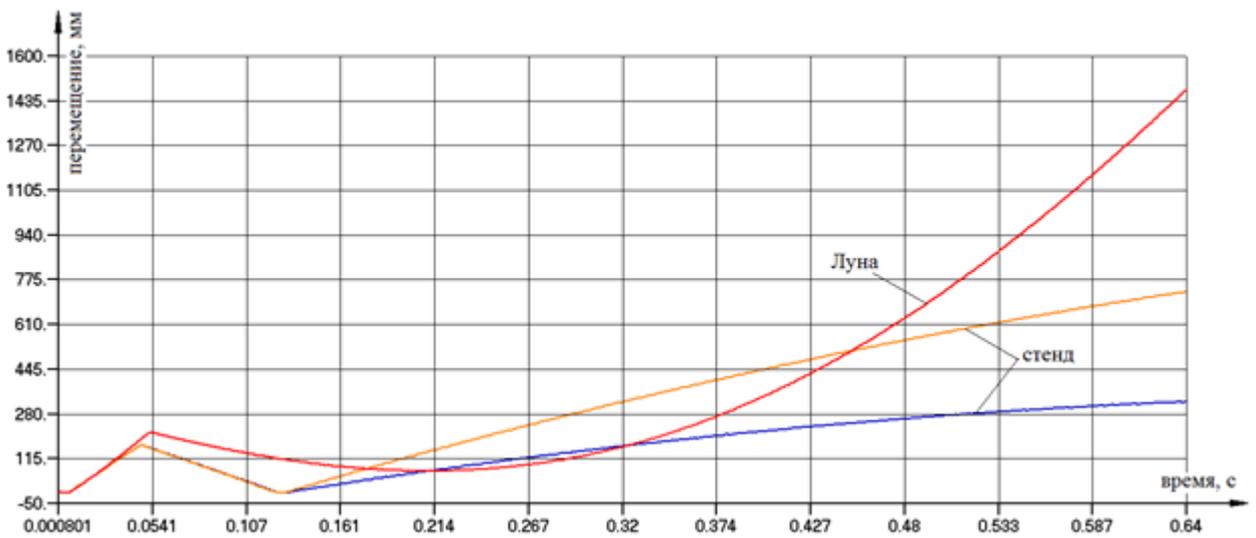


Рисунок 3.45. Зависимость вертикального перемещения опорных узлов первой пары опор СА/макета СА от времени для расчётных случаев «2»-«6»

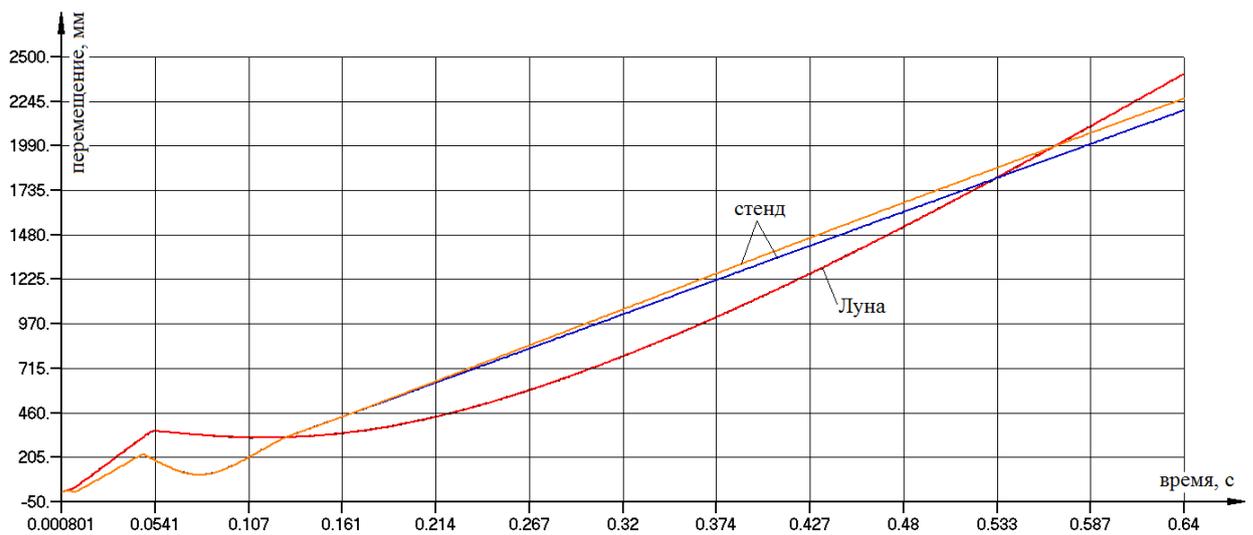


Рисунок 3.46. Зависимость вектора перемещения опорных узлов первой пары опор СА/макета СА от времени для расчётных случаев «2»-«6»

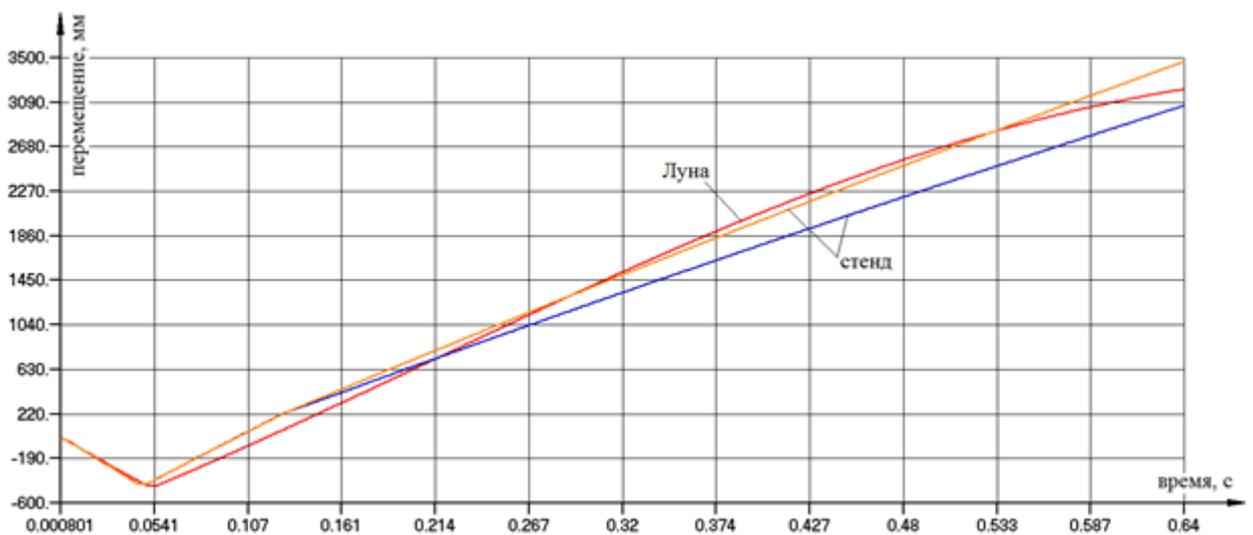


Рисунок 3.47. Зависимость вертикального перемещения опорных узлов второй пары опор СА/макета СА от времени для расчётных случаев «2»-«6»

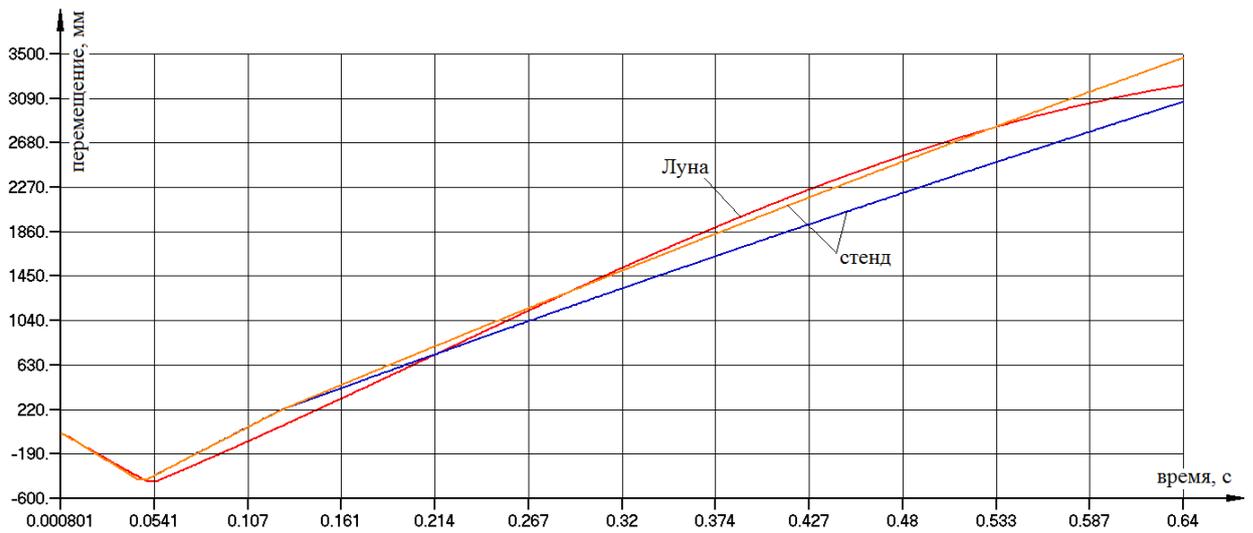


Рисунок 3.48. Зависимость вектора перемещения опорных узлов второй пары опор СА/макета СА от времени для расчётных случаев «2»-«6»

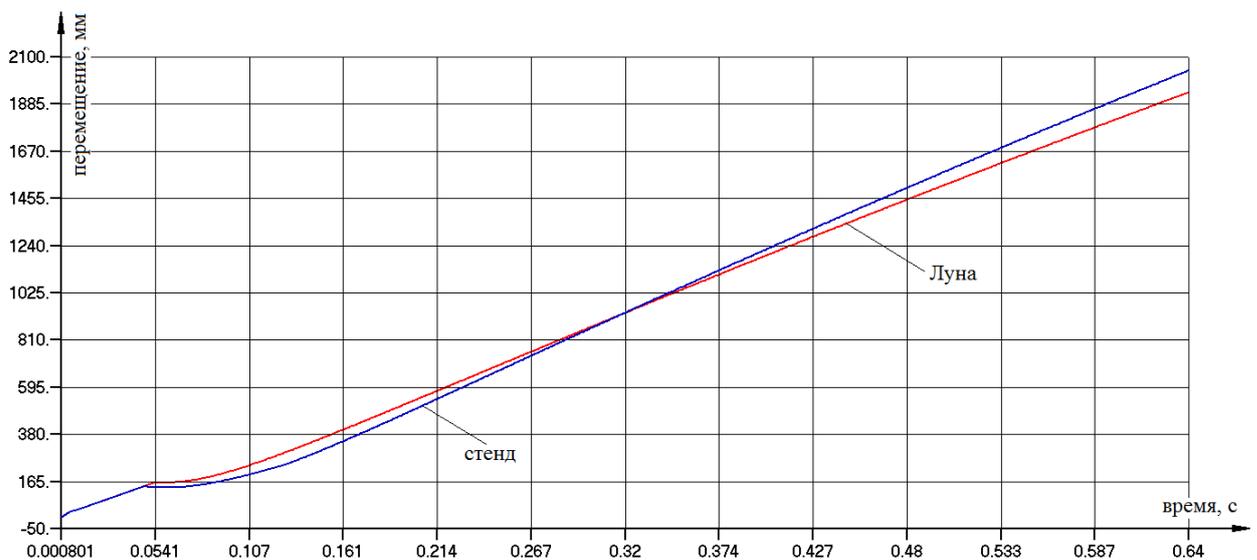


Рисунок 3.49. – Зависимость вектора перемещения центра масс СА/макета СА от времени для расчётных случаев «2»-«6»

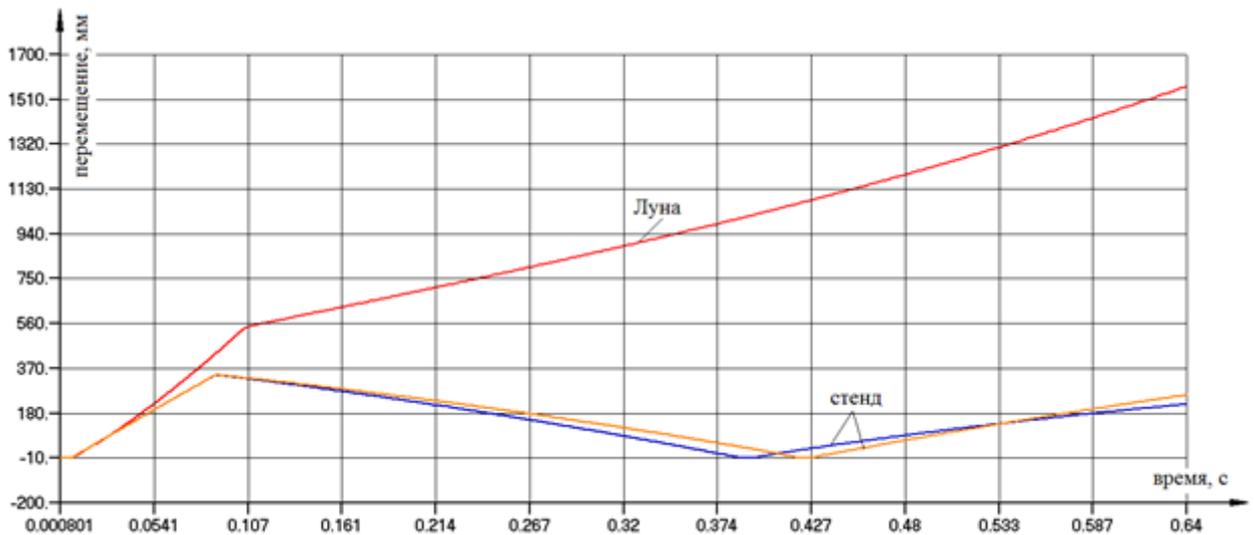


Рисунок 3.50. Зависимость вертикального перемещения опорных узлов первой пары опор СА/макета СА от времени для расчётных случаев «3»-«7»

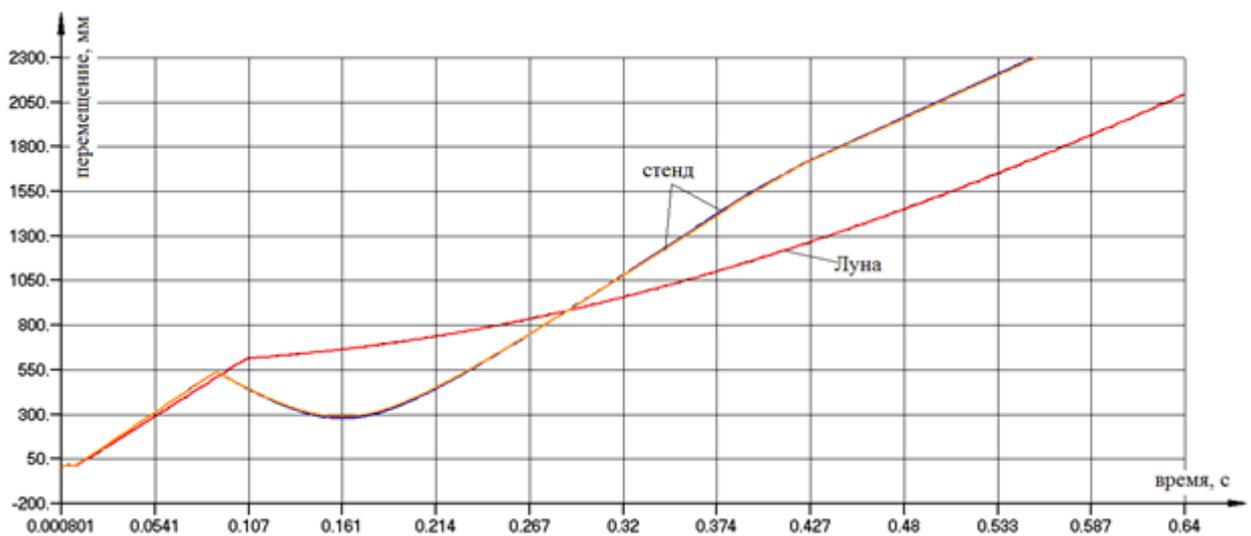


Рисунок 3.51. Зависимость вектора перемещения опорных узлов первой пары опор СА/макета СА от времени для расчётных случаев «3»-«7»

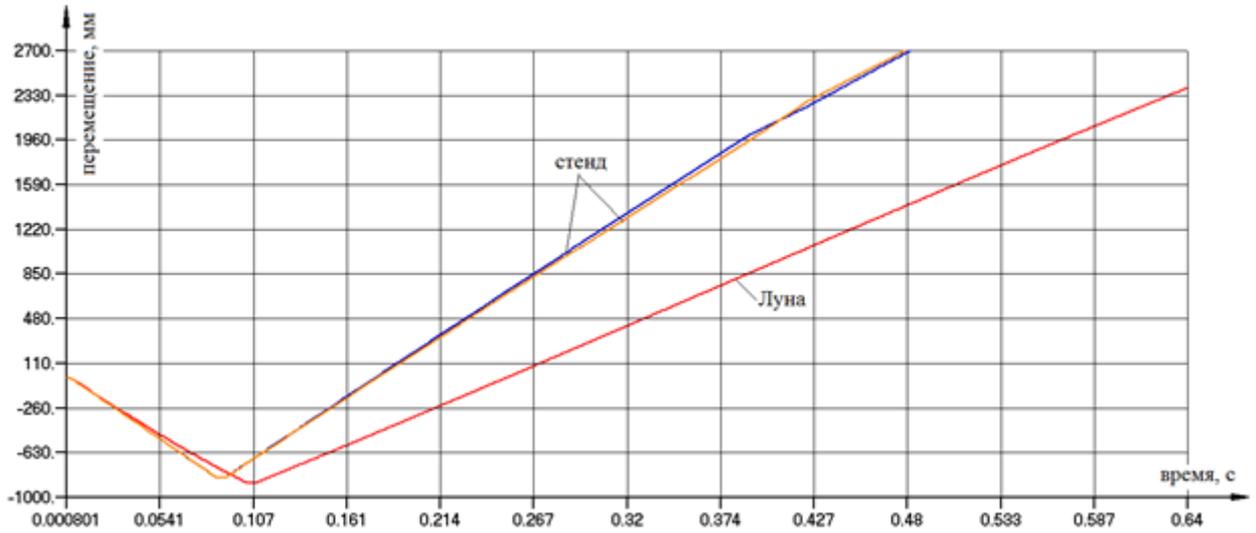


Рисунок 3.52. Зависимость вертикального перемещения опорных узлов второй пары опор СА/макета СА от времени для расчётных случаев «3»-«7»

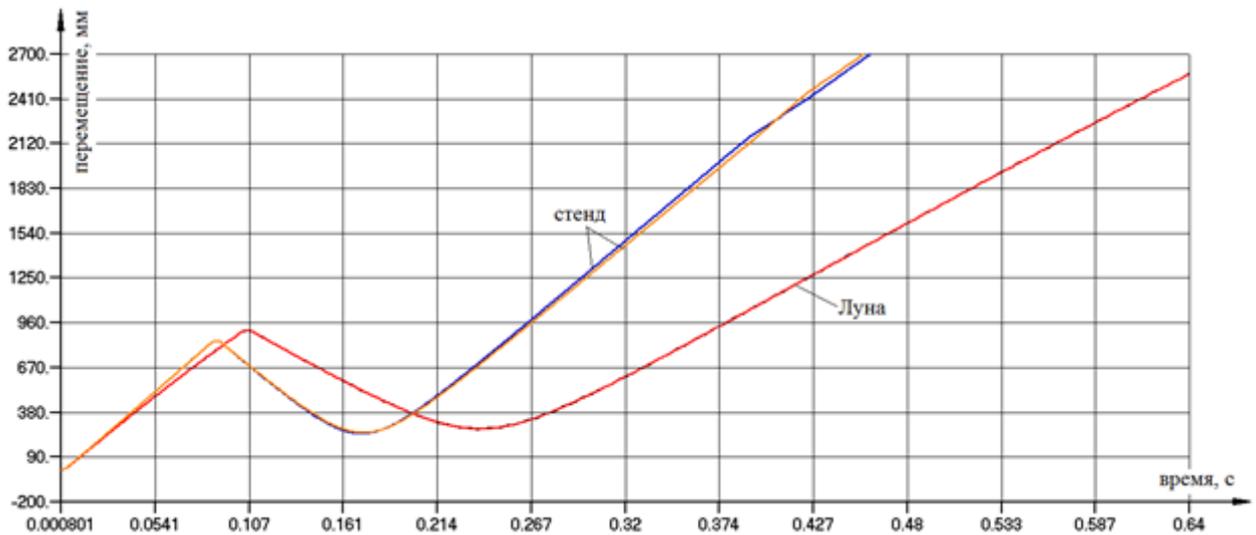


Рисунок 3.53. Зависимость вектора перемещения опорных узлов второй пары опор СА/макета СА от времени для расчётных случаев «3»-«7»

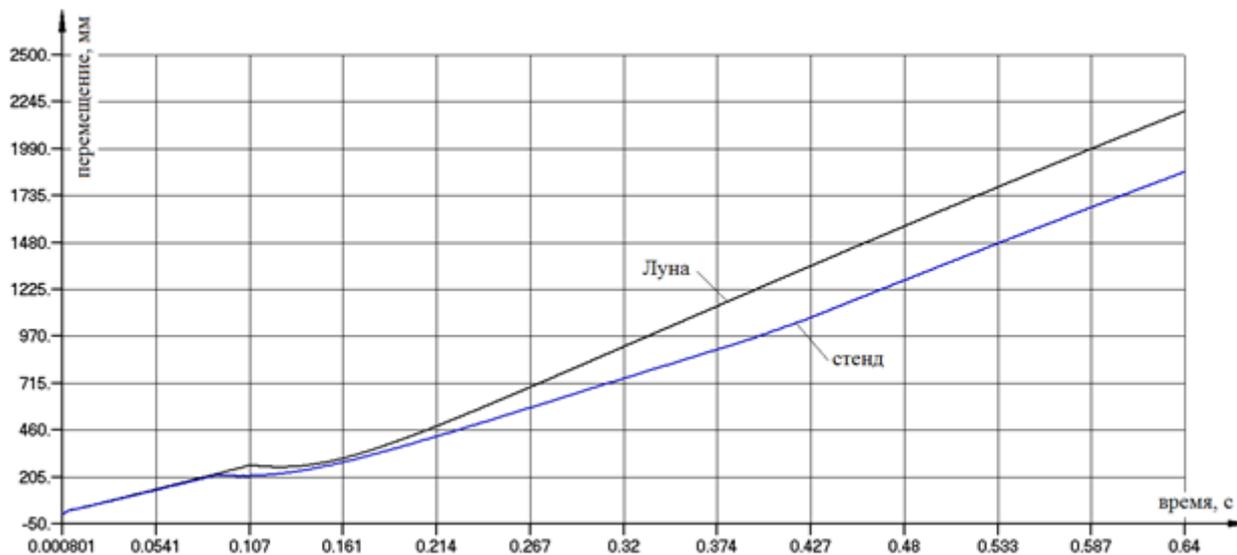


Рисунок 3.54. Зависимость вектора перемещения центра масс СА/макета СА от времени для расчётных случаев «3»-«7»

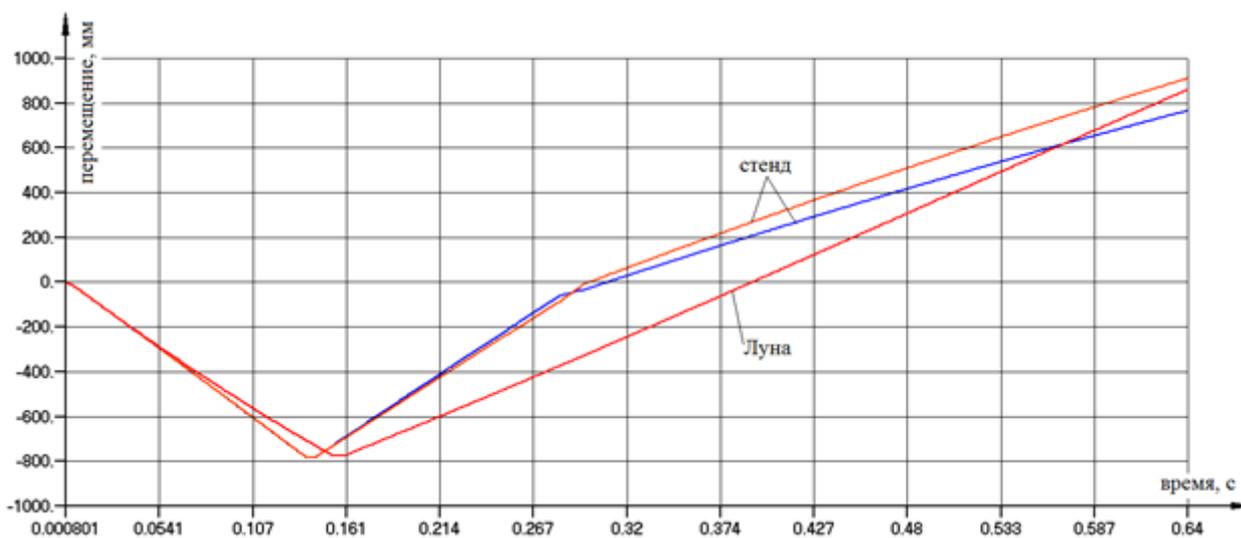


Рисунок 3.55. Зависимость вертикального перемещения опорных узлов первой пары опор СА/макета СА от времени для расчётных случаев «4»-«8»

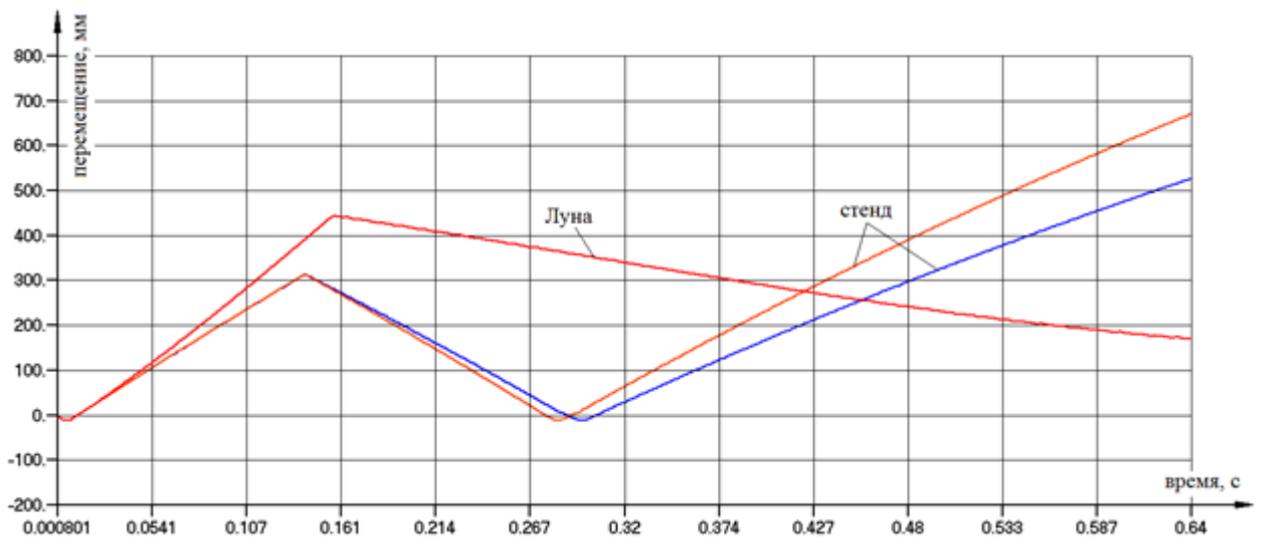


Рисунок 5.56 – Зависимость вектора перемещения опорных узлов первой пары опор СА/макета СА от времени для расчётных случаев «4»-«8»

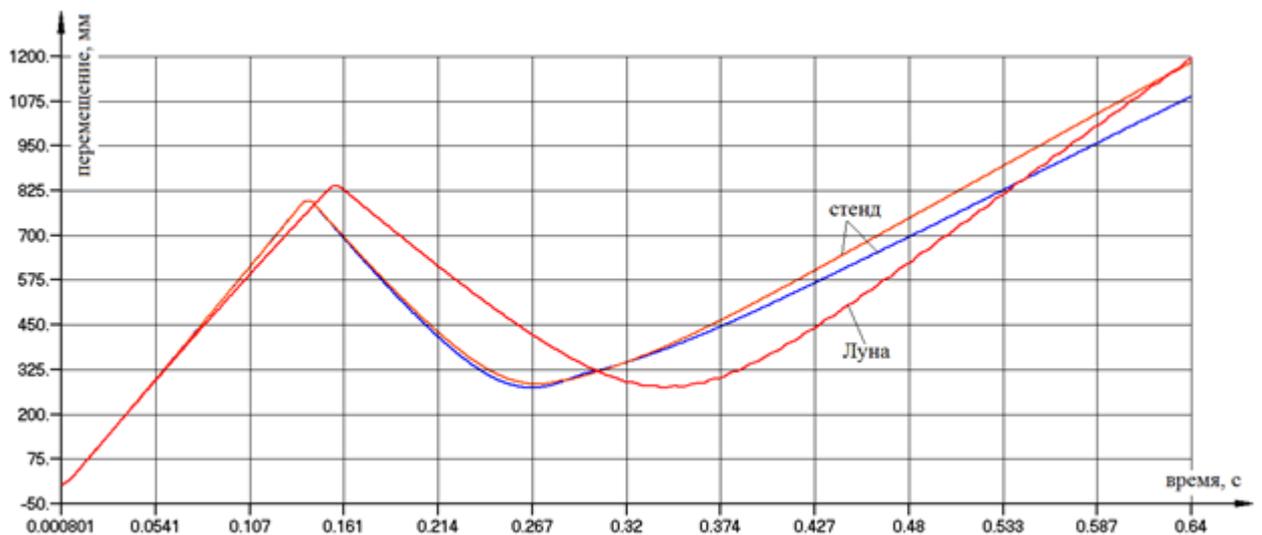


Рисунок 3.57. Зависимость вертикального перемещения опорных узлов второй пары опор СА/макета СА от времени для расчётных случаев «4»-«8»

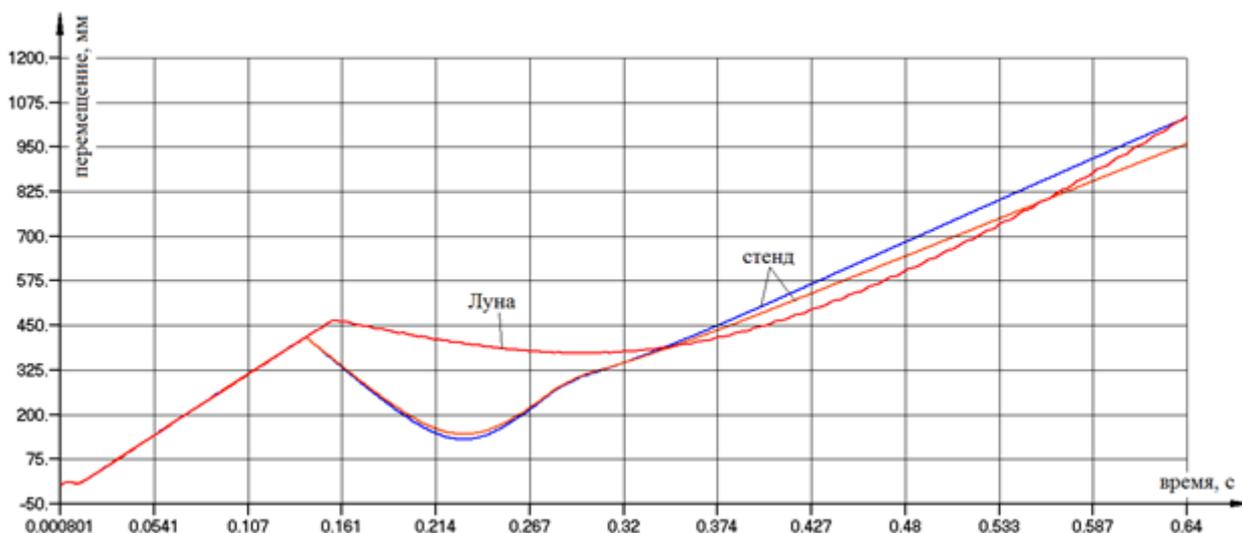


Рисунок 3.58. Зависимость вектора перемещения опорных узлов второй пары опор СА/макета СА от времени для расчётных случаев «4»-«8»

Очевидно, что при небольших углах наклона продольной оси аппарата, поведение макета СА на стенде с приемлемой погрешностью соответствует поведению СА при посадке на лунную поверхность. При возрастании начальных углов наклона продольной оси аппарата ошибка возрастает.

Дополнительно к представленным расчётным случаям, был рассмотрен случай «8.1» со следующими изменениями:

- допускаются перемещения точки подвеса макета СА по направлению движения макета СА;
- перемещения точки подвеса макета СА соответствуют перемещениям центра масс макета СА;
- максимальное время расчёта принималось равным 5с, что соответствует времени, через которое макет СА второй раз упадёт на поверхность стенда при условии абсолютно неупругого удара.

Характер поведения макета СА при указанных изменениях расчётной модели приведён на рисунке 3.59.

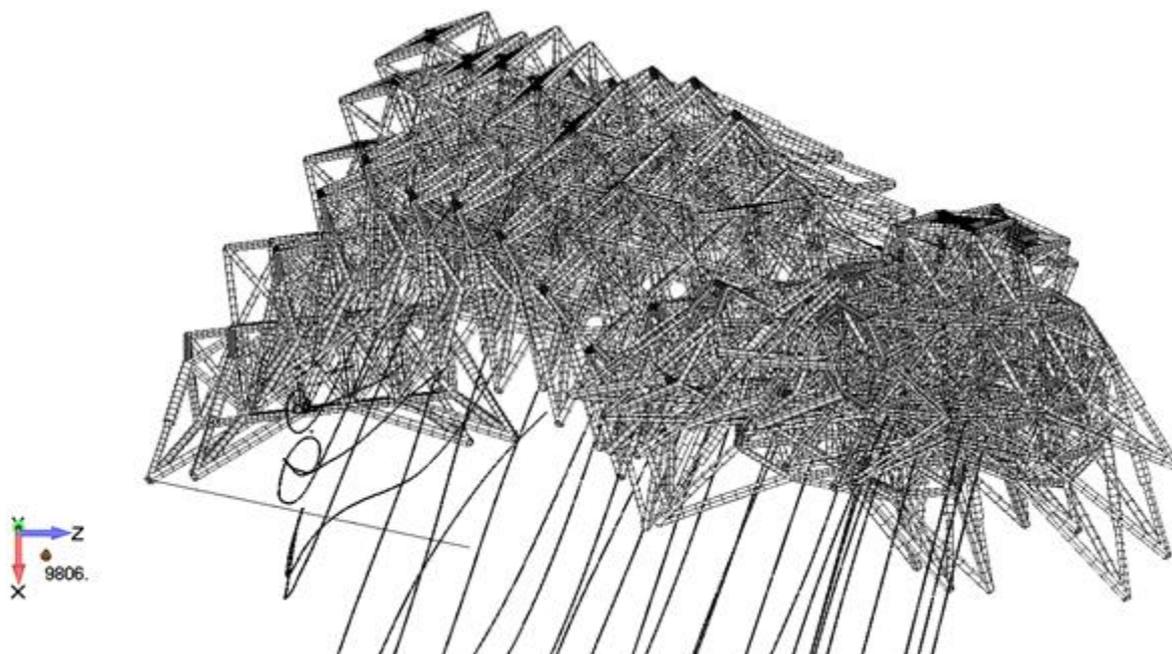


Рисунок 3.59. Раскадровка перемещения СА
в проекции на плоскость XZ для расчётного случая «8.1»

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.

3.2. Обоснование схемы расстановки датчиков на макете ПМ

3D-моделирование позволяет выявить места менее подверженные деформации на макете СА. Это позволяет определить расстановку датчиков для измерения углов ориентации и ускорений СА, определения положения опор аппарата. Также и уточнены порядки сил действующих на СА во время посадки, на основании чего сформулированы требования регистрирующие аппаратуре (Рисунок 3.60.). Критерием при выборе мест установки регистрирующей аппаратуры являлась наименьшая деформации точке при касании макетом СА поверхности имитирующий грунт.

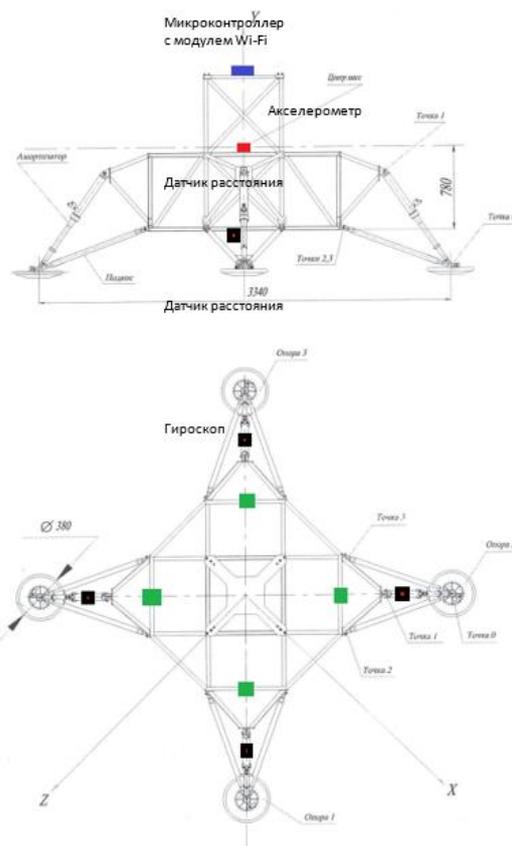


Рисунок 3.60. Схема расположения датчиков на ПМ.

Микроконтроллер Arduino Mega 2650 с WiFi-модулем и блоком питания устанавливается в верхней части макета ПМ для обеспечения лучшей беспроводной передачи данных (Рисунок 3.60.).

Один ультразвуковой датчик расстояния устанавливаются снизу ПМ, под центром масс, четыре датчика – в точках крепления каждой опоры (точка 1).

Четыре инфракрасных датчика расстояния устанавливаются на каждую опору в точку 1, или ниже, но не на подвижную часть опоры в направлении точки 0, для измерения динамики работы опор.

Для измерения абсолютного ускорения макета ПМ вдоль трех осей акселерометр устанавливается в центре масс или под центром масс.

Гироскопы устанавливаются по краям каждой опоры в точке 1 или между точками 2 и 3.

3.3. Регистрирующая аппаратура ПМ и стенда

Существует множество микроконтроллеров и платформ для осуществления регистрации измерений в режиме реального времени, так называемые «Physical Computing», Parallax Basic Stamp, Netmedia's BX-24, Phidgets, MIT's Handyboard и многие другие предлагают схожую функциональность. Все эти устройства объединяют разрозненную информацию о программировании и заключают ее в простую в использовании сборку [28].

Arduino, имеет ряд преимуществ перед другими устройствами [28]:

- низкая стоимость;
- кроссплатформенность;
- простая и понятная среда программирования;
- программное обеспечение с возможностью расширения и открытым исходным текстом;
- аппаратные средства с возможностью расширения и открытыми принципиальными схемами.

Плата Arduino состоит из микроконтроллера Atmel AVR (ATmega328P и ATmega168 в новых версиях и ATmega8 в старых), а также элементов обвязки для программирования и интеграции с другими схемами [54]. В микроконтроллере предварительно прошивается загрузчик BootLoader, поэтому внешний программатор не нужен [28, 54]. На концептуальном уровне все платы программируются через RS-232 (последовательное соединение) [28, 54].

3.4. Аппаратура измерений

3.4.1. Датчики расстояния

Для измерения расстояния предлагается использовать в качестве измерителей ультразвуковые и инфракрасные датчики расстояний.

Инфракрасный дальномер Sharp GP2Y0A02YK (20-150 см)

Инфракрасный дальномер, модель GP2Y0A02YK компании Sharp, позволяет определять расстояние до объектов. Сенсор определяет расстояние по отражённому лучу света в инфракрасном спектре.

Выводом является аналоговый сигнал, с уровнем напряжения, зависимым от расстояния до цели в установленном направлении.

Датчик подключается к управляющей электронике через 3 провода.

Поскольку в основе работы устройства используется свет, сенсор плохо подходит для определения расстояния до светопоглощающих объектов.

Данный инфракрасный дальномер имеет довольно большую мёртвую зону перед собой: 20 см.

Инфракрасный дальномер Sharp GP2Y0A021 (10-80 см)

Инфракрасный дальномер, модель GP2Y0A021 компании Sharp, позволяет определять расстояние до объектов. Сенсор определяет расстояние по отражённому лучу света в инфракрасном спектре.

Выводом является аналоговый сигнал, с уровнем напряжения, зависимым от расстояния до цели в установленном направлении.

Датчик подключается к управляющей электронике через 3 провода.

Поскольку в основе работы устройства используется свет, сенсор плохо подходит для определения расстояния до светопоглощающих объектов.

Ультразвуковой датчик расстояния LV-MAXSONAR-EZ1

LV-MAXSONAR-EZ1 — ультразвуковой сонар для детектирования объектов на расстоянии от 15см. до 6,45м. На выходе платы сигналы о дальности объекта присутствуют в трёх формах: аналоговый сигнал, ШИМ и последовательные данные Rx и Tx. Данные с датчика считываются с интервалом в 50мс (20Гц).

3.4.2. Трехосевые акселерометры MMA7341L и MMA7361L

Маленький датчик ускорения создан на базе микросхем измерения низкого уровня ускорения MMA7361L и MMA7341L по МЭМС-технологии (микроэлектромеханические системы). Эта плата включает себя все

необходимые для работы компоненты, а штырьевые разъёмы расположенные так же, как в 10-разъёмном DIP корпусе, $12,7 \times 10,2$ мм, делают эту плату простой при использовании со стандартными макетными и монтажными платами (расстояние между выводами 2,54 мм).

Имеется две версии платы с различной чувствительностью: датчик на основе MMA7361L с возможностью выбора чувствительности в $\pm 1,5g$ или $\pm 6g$, и MMA7341L с чувствительностью в $\pm 3g$ или $\pm 11g$.

Спецификация:

- Размеры (без штырьевых разъёмов): 10 x 13 x 3 мм.
- Рабочее напряжение (VDD): 2,2 - 3,6 В (контакты не выдерживают 5 В).
- Рабочий ток: 0,5 мА.
- Поддерживаемый ток в режиме ожидания: < 3 мкА.
- Формат вывода: 3 аналоговых вывода (по одному на ось) со средним значением напряжения, равным VDD/2.
- Диапазон чувствительности (устанавливается выводом g-Select):
 - MMA7361L: $\pm 1,5g$ (по умолчанию) или $\pm 6g$.
 - MMA7341L: $\pm 3g$ (по умолчанию) или $\pm 11g$.
- Вес без штырьевых разъёмов: 0,35 гр.

Порядок подключения и работы с акселерометром.

Напряжение питания от 2,2 до 3,6 В подаётся на вывод VDD. Отметим, что разъём не выдерживает питание в 5 В, а внешние компоненты (такие как делители напряжения) необходимо при согласовании разъёмов g-Select, Self Test, и Sleep подключать к 5 В питанию. Подключение к этим выводам не является обязательными; плата будет работать с отключенными контактами пока на вывод Sleep, будет подаваться высокий уровень напряжения.

Вывод режима ожидания Sleep внутренне «подтянут» до низкого уровня, что устанавливает плату в энергосберегающий режим по умолчанию. Для использования платы необходимо установить на выводе высокий уровень.

Это может быть реализовано с портами ввода/вывода, если использовать выборочный контроль спящего режима, или можно спаять мост через узлы поверхностного монтажа с пометкой "ON" на плате. Это соединит вывод режима ожидания Sleep с разъёмом VDD, и будет запускать плату по умолчанию.

Выводы датчика X, Y, и Z представляют собой три отдельных аналоговых выхода со средним значением напряжения, равным $VDD/2$. При положительном ускорении выходное напряжение выше уровня $VDD/2$, при отрицательном, соответственно, ниже. Выходные данные всегда будут находиться в диапазоне от 0 до VDD.

На вывод выбора чувствительности g-Select по умолчанию подаётся низкий уровень, которому соответствует $\pm 1,5g$ (800 мВ/г) на платах с MMA7361L и $\pm 3g$ (440 мВ/г) на плате с MMA7341L. Высокий уровень напряжения устанавливает $\pm 6g$ (206 мВ/г) на плате с MMA7361L и $\pm 11g$ (118 мВ/г) на MMA7341L.

На выходном выводе 0g-Detect появляется высокий уровень при одновременном обнаружении невесомости по всем трём осям, это наблюдается при свободном падении платы. Это отмечено только в документации для более чувствительной микросхемы MMA7361L (в документации к MMA7341L вывод обозначен как "NC"), но он работает и на MMA7341L при чувствительности $\pm 3g$. Этот вывод не работает при чувствительности в $\pm 11g$.

3.4.3. Трехосевой гироскоп L3GD20

Эта компактная (12,7 x 22,9 мм) плата представляет собой устройство на основе микросхемы ST L3GD20 3-осевой гироскоп. Устройство также работает от напряжения ниже 3,6 В, что затрудняет её подключение к микроконтроллерам, работающим от 5 В. Эти проблемы решены в этой плате, путём добавления дополнительных электронных компонентов, в том числе 3,3 В стабилизатора напряжения и схемы смещения логического уровня, сохраняя

при этом компактный размер устройства. На плате полностью установлены SMD компоненты и в том числе L3GD20, как это показано на фотографии.

У L3GD20 есть много настраиваемых параметров: выборочная установка чувствительности по трём угловым скоростям, выбор выходной скорости передачи данных, встроенный алгоритм FIFO (первым пришёл, первым обслужен) для буферизации выходных данных, а также программируемые внешнего прерывания сигнала. Данные об изменении угловых скоростей доступны через цифровой интерфейс, который можно настроить для работы в I²C или SPI режиме.

Плата включает в себя стабилизатор с низким падением напряжения, обеспечивающий 3,3 В необходимые для L3GD20, и позволяет подключать датчик к внешнему источнику питания 2,5 - 5,5 В. Выход стабилизатора доступен на VDD ножке, и может служить источником питания внешних устройств с током потребления до 150 мА. Плата также включает в себя схему, смещающую (подтягивающую) шины синхронизации и данных интерфейса I²C/SPI к напряжению логического уровня вывода VIN, что делает её простой для взаимодействия с 5 В устройствами, а 2,54 мм расстояние между штырьками упрощает использование ее со стандартными макетными и монтажными платами.

Спецификация:

- Размеры: 13 x 23 x 3 мм
- Вес без штырьевых разъемов: 0,6 гр
- Рабочее напряжение: от 2,5 до 5,5 В
- Потребляемый ток: 7 мА
- Выходной формат (I²C/SPI): 16-битный вывод на ось
- Диапазон чувствительности (конфигурируемый): ±250, ±500 или ±2000 °/сек

Подключение

Независимо от используемого интерфейса, для подключения платы необходимо соединить вывод VIN (питание) с источником 2,5 - 5,5 В, и разъём GND (земля) с 0 В.

Для соединения в режиме I²C (работает по умолчанию), необходимо как минимум два логических соединения: SCL и SDA. Они должны быть подключены к I²C шине, работающие на том же логическом уровне, что и VIN.

Для использования в SPI режиме, требуется четыре соединения: SPC, SDI, SDO, и CS. Они должны быть подключены к SPI шине, работающей на том же логическом уровне, что и VIN. Интерфейс SPI работает по 4-проводному каналу по умолчанию, с разделёнными выводами SDI и SDO. Но вывод SDO можно совместно использовать и для SDI, получив, таким образом, 3-проводной режим передачи данных.

Схема расположения выводов

- **VDD** – выход со стабилизатора 3,3 В. Почти 150 мА доступно для питания внешних компонентов. (Если необходимо, обойти внутренний стабилизатор, то можно использовать разъём как вход питания 3,3 В, предварительно отключив VIN.)
- **VIN** – входное напряжение 2,5 - 5,5 В. Уровни SCL/SPC и SDA/SDI «подтягиваются» шиной I²C до этого уровня. (Напряжение питания соответствует высокому логическому уровню на выводах).
- **GND** – земля (0 В) соединяется с нулевым потенциалом (землёй) вашего источника питания. Земля должна быть общей для источника питания и для интерфейса управления платой I²C.
- **SCL/SPC** – уровень смещением шины синхронизации SCL I²C: ВЫСОКИМ является уровень VIN, НИЗКИМ = 0 В.
- **SDA/SDI** – уровень смещением шины данных SDA I²C.
- **SDO** – вывод данных SPI при 4-проводном режиме: ВЫСОКИЙ уровень соответствует VDD, НИЗКИЙ = 0 В. Этот вывод не

«подтягивается» до 5 В. Также используется в качестве входа для определения I²C адреса ведомого устройства (см. ниже).

- **CS** – вход разрешения SPI (выбор элемента памяти). «Подтягивается» до VDD для включения связи по I²C по умолчанию; Связь по SPI управляется низким логическим уровнем.
- **DRDY/INT2** – индикатор готовности считывания данных, с логическим уровнем 3,3В.
- **INT1** – вывод инерциального прерывания, с логическим уровнем 3,3 В. Этот вывод не "подтягивается" до 5 В.

При стандартном состоянии вывода CS (уровень VDD), данные об угловой скорости можно получить, настроив микросхему L3GD20 на работу по I²C шине. Сдвиг уровня на I²C синхронизации (SCL) и линии передачи данных (SDA) позволяют I²C взаимодействовать с микроконтроллерами, работающими на таком же напряжении, как и VIN (2,5 - 5,5 В).

В I²C режиме, ведомый 7-битный адрес датчика имеет младший разряд (LSb) определяемый по напряжению на выводе SDO. Разъём SDO соединяется с VDD через подтягивающий 10 кОм резистор, при этом устанавливается LSb 1. Если выбранный для датчика ведомый адрес конфликтует с другими устройствами на вашей I²C шине, можно сбросить уровень SDO, установив 0 на LSb.

При тестировании платы, была достигнута передача с чипа на тактовых частотах до 400 кГц; датчик способен работать и на более высоких частотах, но соответствующие испытания проведены не были. Сами чипы и платы не отвечают некоторым требованиям для создания I²C - совместимых устройств, работающих в быстром режиме. Они пропускают 50 нс импульс на шинах синхронизации и передачи данных, а также требуют дополнительную подтяжку на эти выводы для достижения совместимых характеристик сигнала синхронизации.

Передача данных по SPI

Для работы с микросхемой L3GD20 в SPI режиме, разъём CS (соединяющийся с VDD через подтягивающий 10кОм резистор) должен управляться низким уровнем перед SPI команды и возвращаться к высокому уровню после конца команды. Схема смещения логического уровня на выводах синхронизации SPI (SPC) и данных (SDI) доступны в SPI режиме с микроконтроллерами, работающими на таком же напряжении, как VIN (2,5 - 5,5 В).

По умолчанию включён 4-проводный режим передачи данных. Гироскоп передаёт данные по ведущему устройству SPI по выделенной выходной линии (SDO). Если SPI интерфейс настроен на использование 3-х проводного режима, вывод SDI выступает в роли SDO и управляется микросхемой L3GD20 при передаче данных ведущему устройству.

Существует готовая основная библиотека для работы с Arduino - библиотека L3GD20 для Arduino, которая позволяет легко взаимодействовать датчику с Arduino. Эта библиотека позволяет легко настроить L3GD20 и считать исходные данные датчика по I²C интерфейсу.

3.4.4. Сохранение и передача телеметрической информации

В настоящее время можно приобрести и подключить к устройству Arduino множество приемо-передающих устройств, поддерживающие большое количество протоколов. Платы Arduino уже укомплектованы USB портом, через который можно управлять устройством и передавать данные в персональный компьютер или ноутбук. Так же на самой плате есть интерфейс RS-232.

Помимо проводной передачи информации существуют платы расширения для беспроводной передачи, поддерживающие следующие протоколы:

- Bluetooth;
- WiFi;
- GPRS/GSM;

– XBee.

После проведенного обзора компонентов, решено было остановиться на передаче данных по Wi-Fi от устройства на персональный компьютер. Ниже дано подробное описание устройства, следует заметить, что помимо своей непосредственной функции, в данном устройстве есть слот для microSD карты, на которую так же можно записывать показания эксперимента и показания датчиков в виде файлов.

3.4.5. Постоянно-запоминающее устройство и беспроводная передача информации посредством WiFi модуля

Плата расширения Arduino WiFi позволяет контроллерам Arduino осуществлять сетевое соединение, используя беспроводную сеть формата 802.11. Плата построена на базе чипа HDG104 Wireless LAN 802.11b/g System in-Package. Микроконтроллер Atmega 32UC3 обеспечивает поддержку сетевого стека (IP) как для TCP, так и для UDP протокола. Разработчики рекомендуют использовать библиотеку WiFi для работы с данной платой.

Физически плата WiFi, как и большинство плат расширения, соединяется с платой контроллера Arduino посредством контактных колодок, расположенных по краям платы. Размеры соответствуют контактам на контроллерах Arduino UNO и Arduino Mega2560.

На плате WiFi имеется слот для micro-SD карт, которые могут быть использованы для хранения и передачи файлов по сети. Для доступа к данным на карте можно использовать библиотеку SD Library. SS (выбор ведомого) для SD слота находится на порту вход/выхода 4, что следует учитывать при работе с этой библиотекой.

Соединение Arduino контроллера с процессором платы расширения WiFi и встроенной картой SD осуществляется по SPI шине на разъеме ICSP. При этом задействованы следующие выходы: 11, 12 и 13 на UNO и выходы 50, 51 и 52 на Mega. На обоих платах выход 10 используется для выбора HDG104 и выход 4 для SD карты. Эти вход/выходы не могут быть задействованы для

других целей. На контроллере Mega выход 53 (SS), не используется для выбора ведомого устройства HDG104, либо SD карты, но должен оставаться OUTPUT иначе будет нарушена работа SPI интерфейса.

Порт 7 используется для синхронизации (handshake) между платой WiFi и Arduino и не может быть задействован для других целей.

Поскольку HDG104 и слот SD карты делят шину SPI, они не могут быть использованы одновременно. Необходимо это иметь ввиду при использовании соответствующих библиотек. Если не используется одно из устройств, то необходимо принудительно отключить его. Для отключения SD карты, установить порт 4 в OUTPUT и HIGH, для отключения HDG104 - порт вход/выхода 10 в OUTPUT, HIGH.

Плата WiFi может быть использована как в открытых беспроводных сетях, так и в сетях с использованием шифрования WPA2 Personal, либо WEP. Для успешного соединения точка доступа должна анонсировать SSID.

Кнопка сброса (reset), перезагружает процессор на плате WiFi и одновременно контроллер Arduino.

На плате расширения распаян коннектор Mini-USB, который используется для перепрошивки Atmega 32U с использованием протокола Atmel DFU. Перемычка (джампер) DFU осуществляет перевод платы в режим прошивки, в остальных случаях она должна быть незамкнута.

Коннектор FTDI может быть использован для последовательного соединения с микроконтроллером 32U для отладки.

Также на плате есть несколько светодиодов:

- L9 (желтый): подключен к выходу 9.
- LINK (зеленый): отображает статус соединения с сетью.
- ERROR (красный): загорается при ошибке соединения.
- DATA (синий): показывает процесс приема/передачи данных по сети.

3.5. Управление ходом эксперимента и периферийные устройства

Для функционирования всей системы снятия показаний эксперимента помимо размещения устройства Arduino и датчиков на макете ПМ, необходимы дополнительные средства. Для дистанционного управления всем ходом эксперимента предлагается разработать программное обеспечение, которое будет отправлять сигналы управления, обрабатывать показания, получаемые с датчиков, и проводить предварительный анализ этих показаний.

Для фиксирования хода эксперимента на видео необходимы видеорекамеры с высокоскоростной съемкой. Предлагается использовать хорошо зарекомендовавшую себя видеорекамеру GoProHDHERO3 BlackEdition, которая может снимать 120 кадров в секунду в формате записи 720p.

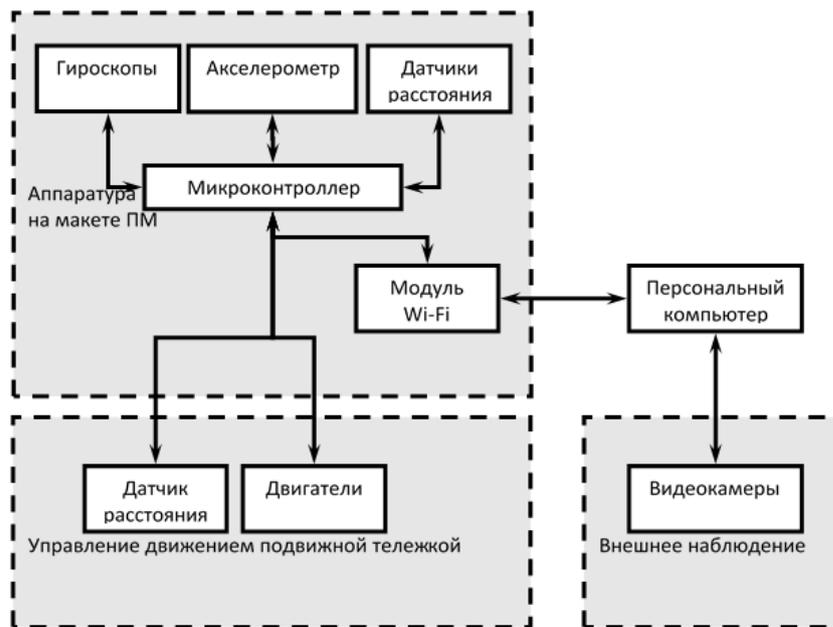


Рисунок 3.61. Функциональная схема работы аппаратуры

Перед проведением эксперимента требуется выставить макет ПМ в требуемое положение, исходя из документа проведения испытаний. В ПО ПК выставляются исходные начальные данные, такие как: расстояние от стенда, угол отклонения от точки касания и др. Подается команда о начале эксперимента, в это время показания датчиков должны зафиксироваться,

включиться видеокамеры. После сброса ПМ на стенд должна быть осуществлена запись показаний в внешнюю память микроконтроллера. После окончания эксперимента, подается команда о том, что испытания закончены и запись данных прекращается. Оператор посредством беспроводной связи между ПК и модулем WiFi скачивает записанные данные эксперимента на ПК, они являются исходными данными для ПО. Затем запускается процедура обработки данных, и после обработки выдается на экран результаты эксперимента, а также распечатывается необходимая информация. После процедуры обработки формируется решение об эксперименте.

3.6. Выводы по разделу

1. Результаты полученные с помощью средств 3D-моделирования подтвердили корректность разработанных во второй главе моделей динамики посадки СА на Луну и поведение макета СА на предложенном стенде бросковых испытаний.

2. В связи с значительными затратами времени на расчеты с помощью средств 3D-моделирования для проведения математического модели с учетом всего спектра возможных критических ситуаций в том числе и статистического моделирования целесообразно использовать модели и алгоритмы, предложенные во второй главе.

3. Проведен анализ и сформулированные предложения по выбору регистрирующей аппаратуры и мест ее установки.

4. Расчеты, проведенные с помощью средств 3D-моделирования, позволили уточнить места установки регистрирующей аппаратуры. Критерием, при этом, являлась степень деформации каркаса макета СА.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В целом можно сделать следующие основные выводы:

1. Проведен 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 полномассовый макет посадочного модуля и проведение испытаний с использованием броскового наклонного стенда.

2. Используемые математические модели, описывающие динамику процесса посадки спускаемого на Луну аппарата и динамику поведения макета посадочного модуля на бросковом наклонном стенде, являются актуальными и объективно отражают процесс посадки.

3. Предложен алгоритм построения программно-математического комплекса для отработки динамики посадки СА на поверхность Луны. Разработано программное обеспечение для анализа динамики посадки в среде программирования Delphi. 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.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

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
2. **Аппазов Р.Ф., Сытин О.Г.** Методы проектирования траекторий носителей спутников Земли. М. Наука1987.
3. **Асланов В.С., Тимбай И.А.** Движение твердого тела в обобщенном случае Лагранжа: Учебное пособие. Самарский государственный аэрокосмический университет. Самара, 2001.
4. **Баженов В.И., Осин М.И.** Посадка космических аппаратов на планеты. - М.: Машиностроение, 1978. – 159 с.
5. **Баженов В.И., Осин М.И.** Посадка космических аппаратов на планеты. М.: Машиностроение, 1978.
Барсуков В.Л. Лунный грунт из Моря Кризисов. - М.: Наука, 1980.- 362 С.
6. **Барсуков В.Л.** Лунный грунт из Моря Кризисов. . М.:Наука, 1980.
7. **Бегунов А.А.** Применение результатов моделирования для оптимизации и управления технологическими процессами. // Параллельные вычислительные технологии (ПаВТ'2008): Труды международной научной конференции. Челябинск: Изд. ЮУрГУ, 2008. 31-38 с.
8. **Бухгольц Н.Н.** Основной курс теоретической механики. - М.: Наука, 1965. -468 с.
9. **Бухгольц Н.Н.** Основной курс теоретической механики. Часть первая, часть вторая. М.: Наука,1965.
10. **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).

11. **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.
12. **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 // Научное издание МГТУ им. Н.Э. Баумана Наука и образование. 2012, №8. С.35-53.
13. **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. Вып.7. С.94-104.
14. **Дубошин Г.Н.** Небесная механика. Основные задачи и методы. 1968.
15. **Жаров В.Е.** Сферическая астрономия. – Фрязино, 2006.
16. **Животкевич И.Н., Смирнов А.П.** Надежность технических изделий. М.: Институт испытаний и сертификации вооружений и военной техники, 2004
17. **Животкевич И.Н., Смирнов А.П.** Надежность технических изделий. Москва. Олита, 2003.
18. **Корянов В.В.** Исследование динамики движения спускаемого аппарата при жесткой посадке на поверхность планеты // Общероссийский научно-технический журнал Полет. 2010. №1. С. 42 – 49.
19. **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.

20. **Лебедев А.А.** Введение в анализ и синтез систем. Учебное пособие. Изд-во МАИ, 2001.
21. **Лебедев А.А., Аджимамудов А.А., Баранов В.Н., Бобронников В.Т., Красильщиков М.Н., Малышев В.В., Нестеренко О.П.** Основы синтеза систем летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1996.
22. **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.
23. **Малышев В.В., Старков А.В., Титков М.А.** Анализ динамики имитационной посадки полноразмерного макета посадочного модуля на поверхность Луны. Космонавтика и ракетостроение, 2015, №1 (80) . 14 – 20 с.
24. **Малышев В.В., Старков А.В., Титков М.А.** Имитация мягкой посадки в земных условиях. // Электронный журнал «Труды МАИ». Выпуск № 79.
25. **Малышев В.В., Старков А.В., Федоров А.В.** Методика разработки программно-моделирующего комплекса для отработки средств проведения динамических операций космических аппаратов. Электронный журнал «Труды МАИ». Выпуск № 57, 2012 г.
26. **Малышев В.В., Старков А.В., Федоров А.В.** Программно-моделирующий комплекс для отработки средств проведения динамических операций космических аппаратов. Вестник компьютерных и информационных технологий. №9, 2012 г.
27. **Марков А.Е., Родионова Ж.Ф., Сурдин В.Г., Чикмачев В.И., Шевченко В.В., Шингарева К.Б., Шкуратов Ю.Г.** Путешествия к Луне. М. Физматлит, 2009.
28. **Омельченко Е.Я., Танич В.О., Маклаков А.С., Карякина Е.А.** Краткий обзор и перспективы применения микропроцессорной платформы Arduino. Магнитогорский государственный технический университет им. Г.И. Носова. Магнитогорск, 2013. №21 28-33 с.

29. **Пантелеев В.Л.** Физика Земли и планет. М.: Московский государственный университет им. М.В. Ломоносова. Физический факультет, 2001.
30. **Решетов Д.Н., Иванов А.С., Фадеев В.В.** Надежность машин. М.: Машиностроение, 1988.
31. **Рудаков К.Н.** Femap 10.2.0. Геометрическое и конечно-элементное моделирование конструкций. – К.: КПИ, 2011. – 317 с.(с.130-151)
32. **Рычков С.П.** MSC.visualNASTRAN для Windows. – М.: НТ Пресс, 2004. – 552 с.(с. 45-49, с.309-330, с.468-477)
33. **Сагомонян А.Я.** Проникание. – М.: Изд-во МГУ, 1974.- 299 С.
34. **Сагомонян, А.Я. Проникание.** – М.: Изд-во МГУ, 1974.
35. **Северцев Н. А.** Надежность сложных систем в эксплуатации и обработке. М.:«Высшая школа», 1989.
36. **Хенли Э. Дж., Кумamoto Х.** Надежность технических систем и оценка риска. М.: Машиностроение, 1984.
37. **Хорин В.И.** История авиации и космонавтики ч. II. История космонавтики. М.: МГТУ ГА, 2007. – 17 с.
38. **Чернявский Г.М., Бартенев В.А.** «Орбиты спутников связи» – М: Связь, 1978.
39. **Шимкович Д.Г.** Расчёт конструкций в MSC/NASTRAN for Windows. – М.: ДМК Пресс, 2003. – 448 с. (с.75-84, с.184-210)
40. **Datasheet 8-bit Atmel Microcontroller with 64K/128K/256K Bytes In-System Programmable Flash. ATmega640/V ATmega1280/V ATmega1281/V ATmega2560/V ATmega2561/V.** Atmel. 2012.
41. **Datasheet L3GD20: MEMS motion sensor:three-axis digital output gyroscope.** STMicroelectronics. 2013.
42. **Datasheet GP2Y0A02YK: Long Distance Measuring Sensor.** SHARP.
43. **Datasheet GP2Y0A21YK0F: Distance Measuring Sensor UnitMeasuringdistance: 10 to 80 cm. Analog output type.** SHARP. 2006.

44. **Datasheet LV-MaxSonar-EZ1 High Performance Sonar Range Finder.**
MaxBotix. 2010.
45. **Datasheet MMA7341LC: XYZ AXIS ACCELEROMETER ±3g, ±11G.**
Freescale Semiconductor. 2010.
46. **Datasheet MMA7361L: XYZ AXIS ACCELEROMETER ±1.5g, ±6G.**
Freescale Semiconductor. 2008.
47. **Grant Heiken, David Vaniman, Bevan M. French** Lunar Sourcebook: A User's Guide to the Moon. — Cambridge University press, 1991.
48. **I2C-bus specification and user manual.** NXP B.V. 2007.
49. **Справка по Solidworks.**
http://help.solidworks.com/2012/russian/SolidWorks/sldworks/r_welcome_sw_online_help.htm
50. **Спуск и посадка космических аппаратов на планеты без атмосферы** <http://pandia.ru/text/78/401/52212.php>
51. **Структура и использование микроконтроллеров**
<http://diplomba.ru/work/133501>
52. **Arduino Board Mega 2560.** <http://mybiblioteka.su/tom2/8-46482.html>
Моссаковский В.И. Прочность ракетных конструкций. – М.: Высшая школа, 1990. – 359с.;
Клаф Р., Пензиен Дж. Динамика сооружений. – М.: Стройиздат, 1979. – 320с.