

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ
УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«МОСКОВСКИЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)» (МАИ)

На правах рукописи



Защиринский Сергей Александрович

РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ ОТРАБОТКИ ДИНАМИКИ
ПОСАДКИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА
В ЗЕМНЫХ УСЛОВИЯХ
НА ПЛАНЕТУ МАРС

Специальность 2.5.16.

Динамика, баллистика, управление движением
летательных аппаратов (технические науки)

ДИССЕРТАЦИЯ

на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Научный руководитель:

доктор технических наук, профессор
Пичхадзе Константин Михайлович

Москва 2023

ОГЛАВЛЕНИЕ

ВВЕДЕНИЕ.....	4
1. МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ДИНАМИКИ ПОСАДКИ АППАРАТА НА ПОВЕРХНОСТЬ МАРСА.....	12
1.1 Особенности динамики посадки ПсМ на поверхность планет	12
1.2 Физическая модель процесса.....	16
1.3 Математическая постановка задачи.....	25
1.4 Уравнения движения	31
1.5 Силовые факторы.....	35
1.6 Результаты математического моделирования.....	38
1.7 Анализ результатов математического моделирования динамики посадки ПсМ.....	48
1.8 Выводы по к главе.....	50
2. РЕЗУЛЬТАТЫ ИСПЫТАНИЙ НАТУРНО-ГАБАРИТНОГО МАКЕТА ПОСАДОЧНОГО МОДУЛЯ	52
2.1 Объект испытаний.....	52
2.2 Цели и задачи испытаний.....	55
2.3 Виды, последовательность и объем испытаний	56
2.4 Средства измерений применяемые для проведения испытаний.....	57
2.5 Методика проведения испытаний	66
2.6 Результаты испытаний.....	70
2.7 Выводы к главе.....	72

3. АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ ИСПЫТАНИЙ ДИНАМИКИ ПОСАДКИ	73
3.1 Обработка экспериментальных данных с вибропреобразователей	73
3.2 Обработка данных с тензорезисторов и определение усилий в амортизаторах	83
3.3 Построение диаграммы обжатия амортизаторов и хода амортизаторов по результатам испытаний.....	90
3.4 Подготовка начальных условий для математического моделирования	92
3.5 Сравнительный анализ результатов по усилиям в амортизаторах и подкосах	98
3.6 Сравнительный анализ по линейным и угловым скоростям	111
3.7 Сравнительный анализ по ускорениям	119
3.8 Сравнительный анализ по ходам амортизаторов.....	127
3.9 Сравнительный анализ диаграммы обжатия амортизаторов.....	141
3.10 Выводы к главе	152
4. ДИНАМИКА ПОСАДКИ ПОСАДОЧНОГО МОДУЛЯ НА ПОВЕРХНОСТЬ МАРСА.....	154
4.1 Общие положения	154
4.2 Исходные данные для математического моделирования.....	156
4.3 Критерии для оценки динамики посадки по результатам математического моделирования.....	167
4.4 Результаты статистического анализа динамики посадки ПсМ	170
4.5 Выводы к главе	179
ЗАКЛЮЧЕНИЕ.....	180
СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ И УСЛОВНЫХ ОБОЗНАЧЕНИЙ	181
СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ.....	182

ВВЕДЕНИЕ

"ЕхоMars" – совместная программа Госкорпорации Роскосмос и Европейского Космического Агентства (ЕКА) позволяющая исследовать планету Марс. К целям программы относятся: поиск следов жизни (прошлой или настоящей); характеристика распределения воды по поверхности Марса; определение возможных опасностей будущих пилотируемых миссий; изучение недр красной планеты.

Международный проект «ЭкзоМарс» осуществляется в два этапа. 14 марта с космодрома Байконур стартовала ракета "Протон-М" с первой частью миссии "ЕхоMars", через несколько часов аппарат успешно отделился от разгонного блока.

15 марта Центром управления полетами Европейского космического агентства была установлена связь с аппаратом. Станция достигла Марса 19 октября 2016 года.

Попытка приземления модуля «Скиапарелли» была осуществлена 19 октября 2016 года. По предположениям, спуск на парашюте прошёл в штатном режиме, но приблизительно за 50 секунд до касания поверхности сигнал от модуля пропал. 21 октября 2016 года Европейским космическим агентством было официально подтверждено, что «Скиапарелли» разбился при посадке, что было установлено благодаря снимкам со спутника.

Второй этап предусматривает доставку на поверхность Марса российской посадочной платформы и европейского марсохода с аппаратурой для геохимических и экзобиологических исследований. Россия приняла на себя критически важные обязанности в рамках проекта ЕхоMars: две ракеты «Протон-М» с разгонными блоками «Бриз-М» для запусков в 2016 и 2022 гг. и разработать десантный модуль и посадочную платформу для доставки марсохода.

В соответствии со схемой полета космического аппарата (КА) «ЭкзоМарс» на заключительном этапе осуществляется мягкая посадка посадочного модуля (ПсМ) на поверхность Марса.

Одной из важных задач наземной экспериментальной отработки являются испытания динамики посадки ПсМ. Отработочные испытания динамики посадки ПсМ представляют собой серию сбросов макета с расчетной высоты, обеспечивающей заданную скорость посадки на поверхность, имитирующую уклоны в зоне предполагаемой посадки КА.

Испытания в целом представляют собой весьма сложный процесс, характеризующийся огромной разновидностью решаемых задач, многоуровненностью этапов испытаний, неоднородностью информационных потоков, циркулирующих в самой системе испытаний, многообразием оцениваемых характеристик испытываемых систем, наличием ограниченного числа образцов, выделяемых на проведение испытаний.

Основная цель испытаний заключается в получении информации о состоянии испытываемого объекта или системы. Эта информация в дальнейшем может использоваться для решения самых различных задач.

Мягкая посадка сложного аппарата на грунт кроме обеспечения «мягкости» должна удовлетворять следующим требованиям:

- Непременное сохранение устойчивого положения аппарата в течении всего процесса посадки;
- Нагрузка на элементы посадочного устройства не превышает допустимых значений;
- Возникающие ударные перегрузки на составные части аппарата не приводят к нарушению их функционирования;
- Положение аппарата на поверхности планеты после посадки должно обеспечивать работу всех его систем;
- Сведение к минимуму опасности возникновения различных аварийных ситуаций при посадке путем повышения надежности функционирования всех систем аппарата.

Посадка КА на планеты является ответственным, сложным и быстро текущим процессом для исследования. Поэтому постоянное совершенствование и развитие методик процесса посадки является актуальной задачей.

Актуальность темы исследования обусловлена требованиями федеральной космической программы российской федерации (РФ) на 2016 – 2025 годы. Сложность процессов, происходящих при отработке безопасной посадки КА, требует проведения полунатурных испытаний, в следствие, недостаточной адекватности моделей аналитических исследований. Одним из способов, позволяющих оценить конструктивные особенности посадочного модуля КА, является метод отработки броскового стенда и натурных испытаний КА, а также математического моделирования мягкой посадки на поверхность Марса чему и посвящена представляемая диссертационная работа.

Кроме того анализ публикаций на данную тему и результаты работ, выполненных авторами: О.М. Алифановым, А.Г. Арутюняном, В.И. Баженовым, В.А. Воронцовым, К.М. Пичхадзе, Ю.В. Захаровым, В.П. Казаковцевым, В.В. Малышевым, А.В. Старковым, М.И. Осиним, В.С. Финченко позволил определить степень ее разработанности, 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, основные принципы методики проведения испытаний в земных условиях.

Все вышесказанное подчеркивает актуальность выбранной темы диссертации, в которой была разработана методика отработки динамики посадки КА в земных условиях на планету Марс.

Целью работы является разработка методики отработки динамики посадки в земных условиях космического аппарата на планету Марс.

Задача исследования является провести подготовку и проведение бросковых (ударных) испытаний с посадочной платформой «ЭкзоМарс» и верификацию математической модели с испытаниями посадочной платформы.

Научная новизна работы заключается:

- Впервые проведена доработка и совершенствование существующих математических моделей, используемых для описания движения посадки космического аппарата на поверхность Марса;
- Представлены методики и исследование законов движения посадочных аппаратов в условиях разнообразных неопределенностей, порожденных неполным и неточным знанием свойств объекта и условий, в которых он функционирует;
- Внедрение новых и совершенствование традиционных способов измерений в процессе испытаний с учетом специфики объекта испытаний;
- Разработка методики математического, полунатурного и физического моделирования процесса посадки космического аппарата на поверхность Марса. Создание и использование стендов полунатурного моделирования, обеспечивающие адекватность наземных экспериментов.

Исследования по теме диссертации связаны с решением теоретических и практических задач, стоящих в космической технике и связанных с созданием средств посадки космических аппаратов на поверхность других планет. Результаты работы используются в опытно-конструкторской работе (ОКР) «ЭкзоМарс». Результаты, полученные в диссертационной работе, могут найти дальнейшее применение в Марсианских и Лунных программах.

Методами исследования, применяемых в работе, являются методы математического моделирования, программирования, теоретической механики, математического анализа, в качестве методологической основы используется системный подход.

Основные положения, выносимые на защиту:

Методика отработки динамики посадки космического аппарата в земных условиях на планету Марс.

Результаты испытаний динамики посадки по проекту «ЭкзоМарс».

Сравнение результатов испытаний и математического моделирования динамики посадки КА (верификация модели).

Математический анализ посадки спускаемого аппарата на планету Марс.

Методы исследования в работе базируются на расчетных и экспериментальных методах.

Все результаты, представленные в работе, являются оригинальными и получены либо автором, либо при его непосредственном участии.

Автором выполнено следующее:

- Разработка методики отработки динамики посадки космического аппарата в земных условиях на планету Марс;
- Непосредственное участие в разработке и создании стенда отработки динамики посадки с обезвешиванием для отработки посадки на планету Марс;
- Адаптация и применения высокоточных средств измерения и фиксации параметров быстротекущих процессов в процессе испытаний;
- Руководство и проведение экспериментальных исследований на стенде бросковых (ударных) испытаний;
- Доработка и совершенствование математических моделей, используемых для описания движения на этапе посадки космического аппарата;
- Математическое моделирование динамики посадки космического аппарата и анализа результатов испытаний на бросковом стенде (верификация модели);
- Анализ вариантов посадки космического аппарата на планету Марс по верифицированной модели.

Степень достоверности и апробация результатов подтверждается использованием математических методов, сравнение расчетных характеристик посадочного аппарата с проведенными испытаниями. Обзор литературы показал, что существует достаточное количество работ по данной тематике.

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

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

В работе В.П. Макарова, Н.А. Маркачева, Ю.В. Захарова, С.А. Гришина, Г.В. Голикова рассматривается создание и совершенствование стенда бросковых испытаний автоматических космических аппаратов.

Основное внимание в диссертационной работе уделено методике отработки динамики посадки КА в земных условиях на планету Марс, а именно верификации отработки заключительного этапа посадки, процесс столкновения посадочного аппарата с поверхностью Марса.

Основные результаты были получены в ходе выполнения государственного контракта и изложены в соответствующих отчетах.

Результаты, полученные автором, докладывались на ряде конференций:

1. Поляков А.А., Защиринский С.А. разработка методики отработки динамики посадки космического аппарата в земных условиях на планету Марс, Системный анализ, управление и навигация г.Евпатория, Крым 2023.

2. Защиринский С.А. Стенды бросковых испытаний в НПО Лавочкина С.А. Королевские чтения-2021XLV академические чтения по космонавтике, Химки 2021.

3. А.А. Поляков, С.А. Защиринский, «Использование виртуального пространства для проведения макетно-конструкторских испытаний по электронному макету космического аппарата», 54 научные чтения памяти К.Э. Циалковского 2019 г.

4. М.А. Иванов, В.В. Петров, Ю.В. Зуев, С.А. Защиринский, «Контроль геометрических характеристик объекта испытаний в динамике», КИМИЛА-2020

IV Отраслевая конференция по измерительной технике и метрологии для исследований летательных аппаратов 2021.

5. В. В. Петров, С. А. Защиринский, П. В. Клюшев, Г. Б. Бузик, Ю. В. Зуев, Метрологическое обеспечения испытаний космических аппаратов проекта «Луна-Глоб», Решетневские чтения 2017.

По материалам диссертации опубликовано 8 печатных работ, из них 3: публикаций в изданиях, входящих в Перечень ВАК Минобрнауки РФ или входящих в международные базы данных (МБД); патент на модель; публикации в сборниках тезисов докладов конференций.

Публикации в изданиях из рекомендованного ВАК Минобрнауки РФ Перечня и входящих в МБД:

1. С.А. Гришин, Ю.В. Захаров, С.А. Защиринский, В.А. Лошаков, Н.А. Маркачев, Д.Н. Михайлов, «Метод моделирования посадки аппарата на поверхность Марса на динамическом стенде», Вестник НПО имени С.А. Лавочкина 1/47 2020 года. (5 с. авт., №451, перечень ВАК от с 24.03.2020 г. категория 2.). Личный вклад автора заключается в предложении метода (методики) моделирования посадки аппарата на поверхность Марса на динамическом стенде .
2. С.А. Защиринский, А.А. Поляков, Д.Н. Михайлов, В.К. Сысоев, Д.В. Сергеев, Е.В. Леун «Верификация физико-математической модели динамики посадки посадочного модуля космического аппарата «ЭкзоМарс» по результатам бросковых испытаний», Вестник НПО имени С.А. Лавочкина №2 2023 года (5 с. авт., №546, перечень ВАК от с 21.02.2023 г. категория 2). Личный вклад автора заключается в верификации физико-математической модели динамики посадки посадочного модуля космического аппарата по результатам бросковых испытаний.
3. Ю.Н. Мишин, С.А. Защиринский, В.М. Новичков «К вопросу измерений параметров напряженно-деформационных состояний конструкций при

бросковых испытаниях космических аппаратов», Вестник НПО имени С.А. Лавочкина №3 2023 года (5 с. авт., №546, перечень ВАК от с 21.02.2023 г. категория 2). Личный вклад автора заключается в определении измерений напряженно-деформационных состояний в процессе бросковых испытаний.

Диссертационная работа состоит из введения, четырех глав, заключения, списка литературы и списка сокращений и условных обозначений, изложена на 184 страницах машинописного текста, содержит 162 рисунок и 31 таблиц.

1. МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ДИНАМИКИ ПОСАДКИ АППАРАТА НА ПОВЕРХНОСТЬ МАРСА

1.1 Особенности динамики посадки ПсМ на поверхность планет

В данной работе рассматриваются вопросы, связанные с математическим моделированием динамики посадки ПсМ на поверхности небесного тела.

В настоящее время наличие достаточно совершенных систем управления позволяет использовать ПсМ с посадочным устройством (ПУ) направленного действия. Такие ПУ с ориентированным подходом ПсМ к поверхности, способны гасить кинетическую энергию данного модуля при посадке, обеспечить устойчивую посадку в заданное место. К подобным ПУ относятся устройства рычажного типа («ЭкзоМарс», «Луна-20,21,24», «Викинг-1,2» и другие).

Достоинствами ПУ рычажного типа являются малая масса, упаковочный объем и возможность обеспечить достаточную базу и клиренс в момент посадки. Рычажные ПУ снабжаются амортизаторами для гашения кинетической энергии и тарельчатыми опорами, обеспечивающими малую погружаемость в сыпучий грунт.

Компоновочная схема рассматриваемого ПсМ представлена на рисунке 1.1.1.

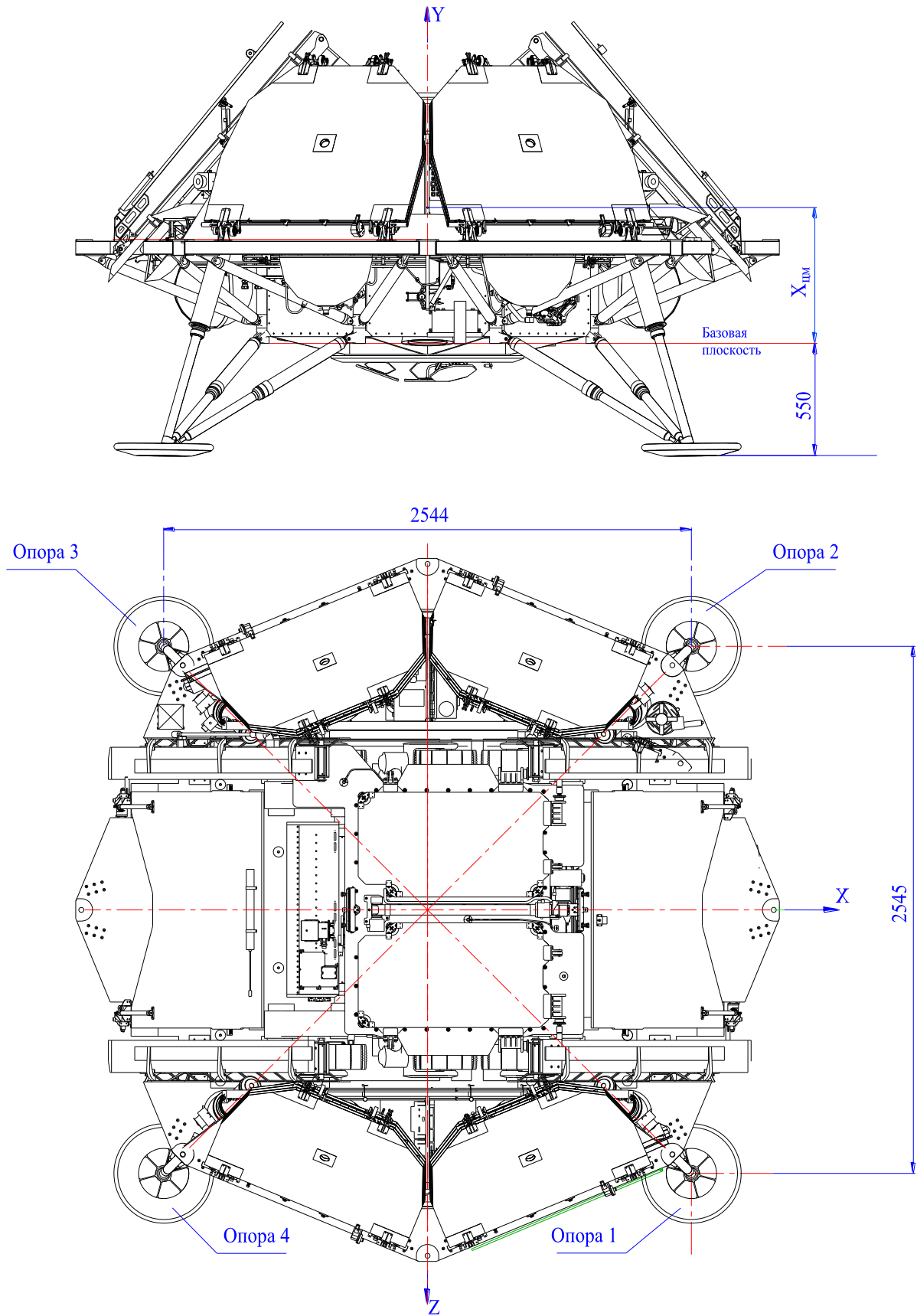


Рисунок 1.1.1 - Компоновочная схема ПсМ

ПсМ представляет собой весьма сложную упругую систему тел, взаимодействующих друг с другом. Поэтому математическое описание динамики посадки на поверхность небесного тела такой сложной системы в общем случае пространственного движения на этапе непосредственного контакта опор аппарата с грунтом приводит к чрезвычайно громоздкой системе дифференциальных уравнений. Эти уравнения включают в себя неизвестные величины упругих связей между отдельными элементами ПсМ, которые могут быть определены только экспериментально на натурном объекте.

В данной работе рассмотрим общий случай пространственного движения ПсМ, имеющего жесткий корпус и деформируемые посадочные опоры, состоящие из системы стержней, образующей обратную подвесную треногу. Центральный стержень треноги снабжен амортизатором и может деформироваться. Боковые стержни (подкосы) являются недеформируемыми. Поворот всех стержней в процессе посадки и работы ПУ происходит без трения. Посадочный модуль является телом постоянной массы и постоянного тензора инерции.

Динамика «мягкой» посадки ПсМ в основном определяется следующими факторами:

- конструктивными особенностями ПсМ и свойствами его амортизаторов;
- начальными условиями.

Под начальными посадочными условиями будем понимать комплекс внешних факторов, не связанных с конструкцией ПсМ. К таковым можно отнести:

1) Характеристики поверхностного слоя планеты – угол наклона поверхности в месте посадки, коэффициент трения, выступы, впадины, физико-механические свойства грунта. В используемой в данной работе физико-математической модели физико-механические характеристики представлены интегральными коэффициентами, характеризующими свойства среды оказывать сопротивление

погружению в грунтовую модель опорной пяты. Данные коэффициенты определяются экспериментально.

2) Кинематические параметры движения ПсМ в момент контакта с поверхностью – линейные и угловые скорости, ускорение, ориентация в пространстве. Вертикальная V_B и горизонтальная V_G составляющие вектора скорости ПсМ являются доминирующими факторами, определяющими динамику посадки аппарата.

Наряду с влиянием начальных посадочных условий динамика посадки ПсМ во многом определяется конструктивными особенностями аппарата, схемой и характеристиками его посадочного устройства, т.е. следующими параметрами: числом опор посадочного устройства, относительной величиной радиуса окружности, проходящей через основание опор в момент контакта с поверхностью (величиной опорной базы), величиной силы амортизации при обжатии опор (силы деформации энергопоглотителей ПУ). На динамику посадки КА также оказывают влияние массово-инерционные характеристики аппарата и положение центра масс.

При исследовании динамики посадки КА основными являются следующие расчетные случаи:

1) Посадка аппарата с $V_{B\text{ MAX}}$, $V_G=0$ на горизонтальную поверхность ($\alpha=0$). Этот случай характеризуется возникновением максимальных величин осевой составляющей перегрузки.

2) Движение аппарата вниз по склону ($\alpha_{\text{ MAX}}$) с одной или двумя опорами вперед и скоростями $V_{B\text{ MAX}}$ и $V_{G\text{ MAX}}$. Этот случай характеризуется возникновением критической ситуации из-за возможного опрокидывания.

3) Движение аппарата вверх по склону ($\alpha_{\text{ MAX}}$) с одной или двумя опорами вперед и скоростями $V_{B\text{ MAX}}$ и $V_{G\text{ MAX}}$. Этот случай характеризуется возникновением критической ситуации из-за максимального хода амортизатора вперед идущей опоры или опор КА.

1.2 Физическая модель процесса

Сложное движение ПсМ при посадке на поверхность планеты можно представить как два более простых движения:

- пространственное движение ПсМ;
- пространственное движение опор при взаимодействии их с грунтовой моделью.

Пространственное движение ПсМ описывается уравнениями движения тела, в общем случае представляющими:

1. Уравнение движения центра масс:

$$M_o \frac{d\bar{V}_o}{dt} = \bar{F} + \bar{G}, \quad (1.2.1)$$

где M_o – масса ПсМ;

\bar{V}_o – скорость центра масс ПсМ;

\bar{F} – главный вектор всех внешних сил;

\bar{G} – вес ПсМ.

2. Уравнение вращательного движения вокруг центра масс:

$$\frac{d\bar{K}_o}{dt} = \bar{M} \quad (1.2.2)$$

где \bar{K}_o – кинетический момент ПсМ относительно центра О ;

\bar{M} – главный момент всех внешних сил.

Главный вектор всех внешних сил в уравнении (1.2.1) можно представить в виде:

$$\bar{P} = \bar{F}; \quad (1.2.3)$$

где \bar{F} – суммарная сила от трех стержней (одного амортизатора и двух подкосов) каждой j -ой опоры ($j = 1, \dots, n_{on}$; где n_{on} – количество опор);

Сила тяжести определяется по формуле:

$$\overline{G} = M_o \cdot \overline{g} \quad (1.2.4)$$

где \overline{g} - ускорение силы тяжести на поверхности планеты.

Главный момент всех внешних сил в уравнении (1.2.2) можно представить в виде:

$$\overline{M} = \overline{M_{оп}} \quad (1.2.5)$$

где $\overline{M_{оп}}$ - суммарный момент со стороны каждой j -ой опоры.

Для определения значений силы \overline{F} и момента $\overline{M_{оп}}$ необходимо знать усилия, возникающие в каждом стержне (амортизаторе и двух подкосах) каждой опоры в процессе посадки.

Усилия в амортизаторах рассчитываются по диаграмме «усилие – деформация», получаемой экспериментальным путем. При расчете усилий в подкосах принимается допущение: стержни работают только в зоне упругости. Расчет усилий проводится по закону Гука.

Пространственное движение каждой j -ой опоры описывается уравнениями движения тела, в общем случае представляющими:

1. Уравнение движения центра масс каждой j -ой опоры:

$$m \frac{d\overline{V}_j}{dt} = \overline{P}_j + \overline{G}_{Пj}, \quad (1.2.6)$$

где m – масса j -ой опор;

\overline{V}_j – скорость центра масс j -ой опорной пяты;

\overline{P} – главный вектор всех внешних сил;

$\overline{G}_{Пj}$ – вес j -ой опоры.

Предполагается, что все опоры имеют одинаковые массово-инерционные и геометрические характеристики.

2. Уравнение вращательного движения вокруг центра масс j -ой опоры:

$$\frac{d\overline{K}_j}{dt} = \overline{M}_{\Pi j} ; \quad (1.2.7)$$

где \overline{K}_j - кинетический момент масс j -ой опоры относительно центра О;

$\overline{M}_{\Pi j}$ - главный момент всех внешних сил.

Главный вектор всех внешних сил на опору можно представить в виде:

$$\overline{P}_{\Pi j} = \overline{F}_{\Pi j} + \overline{P}_j ; \quad (1.2.8)$$

где $\overline{F}_{\Pi j}$ - суммарная сила от трех стержней (одного амортизатора и двух подкосов), действующая на j -ую опору ;

\overline{P}_j - сила, возникающая при взаимодействии j -ой опоры с грунтовой моделью.

Сила тяжести определяется по формуле:

$$\overline{G}_{\Pi j} = m \cdot \overline{g} ; \quad (1.2.9)$$

где \overline{g} - ускорение силы тяжести на поверхности планеты.

Главный момент всех внешних сил в уравнении (1.2.8) можно представить в виде:

$$\overline{M}_{\Pi j} = \overline{M}_{Cj} + \overline{M}_{Kj} + \overline{M}_{Pj} ; \quad (1.2.10)$$

где \overline{M}_{Cj} - момент силы от трех стержней, возникает при наличии эксцентриситета (точка приложения силы не совпадает с центром масс опоры);

\overline{M}_{Kj} - компенсирующий момент, возникающий при отклонении продольной оси опорной пяты в двух взаимно перпендикулярных плоскостях на некоторые предельные, заложенные в конструкции, значения углов.

\overline{M}_{Pj} - момент силы сопротивления на j -ую опору со стороны грунтовой модели.

Для определения значений силы $\overline{F}_{Пj}$ и момента \overline{M}_{Cj} необходимо знать, как и при определении силы \overline{F} и момента $\overline{M}_{ОП}$ усилия, возникающие в каждом стержне (амортизаторе и двух подкосах) каждой j -ой опоры в процессе посадки ПсМ. Эти усилия определяются аналогичным образом.

Для определения значения \overline{P}_j и \overline{M}_{Pj} при погружении в несвязный (сыпучий) грунт необходимо знать распределение «нормального» (по нормали к поверхности) σ_n и «касательного» (по касательной к поверхности) σ_τ удельных сопротивлений на поверхности опоры. Методика определения \overline{P}_j при контакте опоры с абсолютно жесткой моделью поверхности представлена далее.

Экспериментально показано, что независимо от формы тела удельное сопротивление σ_n и σ_τ в какой либо точке поверхности опорной пяты, находящейся в контакте с преградой, является функциями физико-механических свойств грунта и проекции V_n скорости рассматриваемой точки на вектор нормали к поверхности тела в этой точке (см. рисунок 1.2.1).

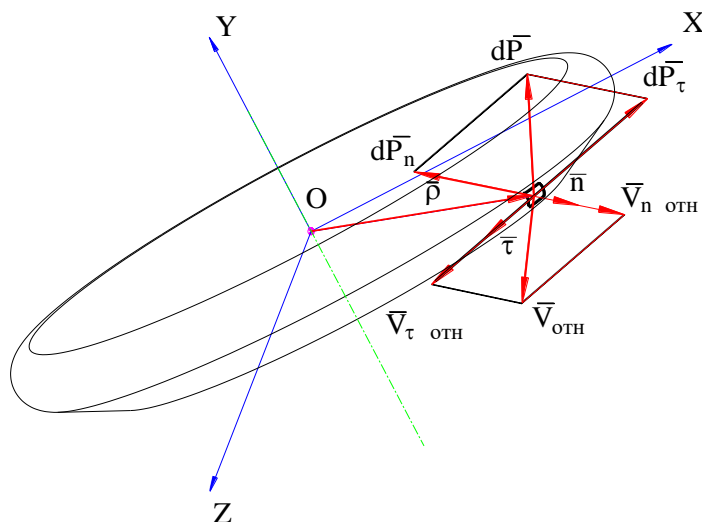


Рисунок 1.2.1 - Силовые факторы на поверхности опоры

В общем случае эти функции для всех грунтов записываются одинаково:

$$\sigma_n = AV_n^2 + BV_n + C;$$

$$\sigma_\tau = \mu \cdot \sigma_n; \quad (1.2.11)$$

где A , B , C – интегральные коэффициенты, характеризующие свойства преграды оказывать сопротивление проникновению;

μ - коэффициент трения материала грунтовой модели о корпус пяты.

Интегрирование зависимостей (1.2.11) по всей поверхности взаимодействующей с грунтовой моделью опорной пяты позволяет получить действующие на него в текущий момент времени силу $\overline{P_C}$ и момент $\overline{M_C^P}$ сопротивление грунтовой модели.

Для нахождения коэффициентов A , B , C в (1.2.7) необходимо наличие экспериментальных данных об удельном сопротивлении σ_n для различных скоростей и их аппроксимация квадратным трехчленом.

Первая составляющая в формуле (1.2.11) определяет силу динамического сопротивления, вызванную инерцией частиц среды. Вторая составляющая характеризует вязкость среды, возникающую за счет преодоления трения между частицами грунтовой модели. Третья составляющая определяет силу статического сопротивления, величина которого зависит от прочности преграды и не зависит от скорости движения.

Для моделирования динамики посадки ПсМ на поверхность планеты воспользуемся результатами лабораторных испытаний опорной пяты при погружении в аналог марсианского грунта.

После проведенной дополнительной обработки результатов испытаний, были построены зависимости σ_n от V_n для скоростей подхода в интервале 0 м/с до 5 м/с (см. рисунок 1.2.2) и определены коэффициенты аппроксимирующего полинома: $A=3845 \text{ Н}\cdot\text{с}^2/\text{м}^4$, $B=6517 \text{ Н}\cdot\text{с}/\text{м}^3$.

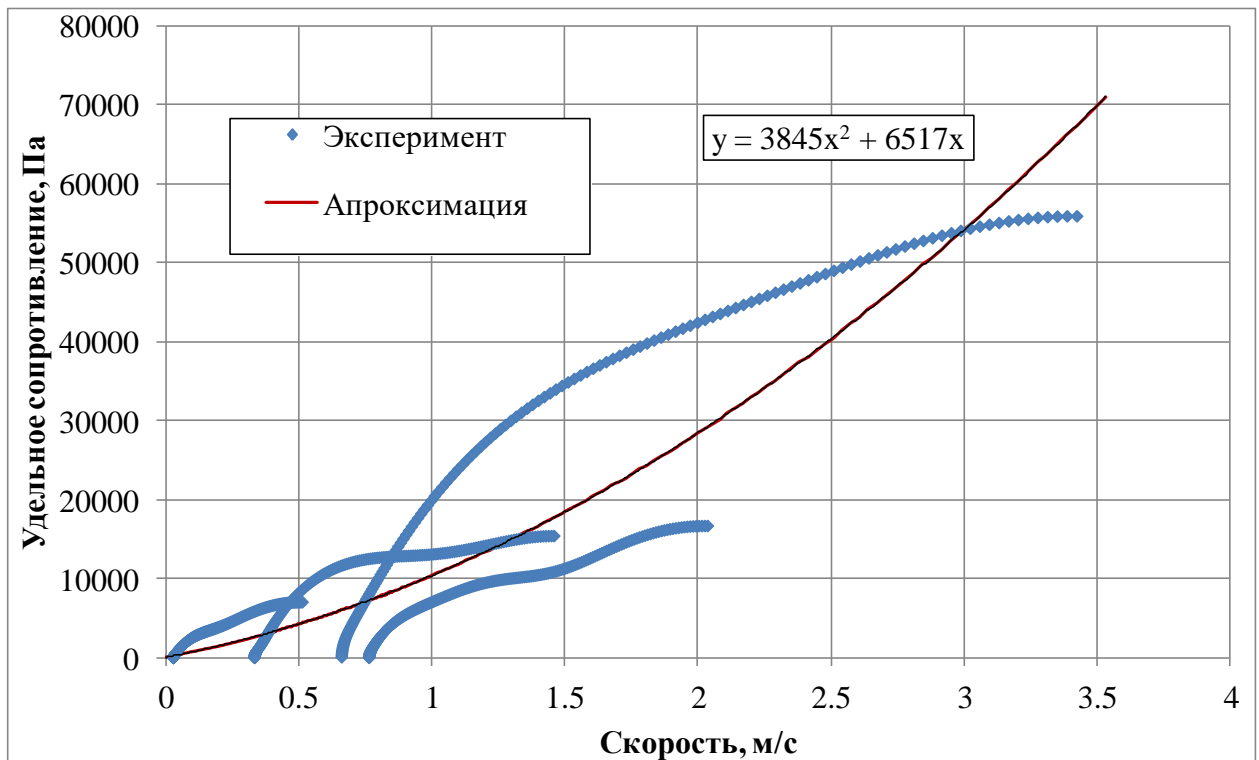


Рисунок 1.2.2 – Зависимость величины удельного сопротивления от скорости

По результатам лабораторных испытаний была определена составляющая силы сопротивления, не зависящая от скорости.

Сила, действующая на опору со стороны грунтовой модели, раскладывается на составляющие по двум направлениям: нормальную к поверхности и касательную. В направлении, нормальном к поверхности, грунтовая модель представляется упруго-пластической средой. Зависимость силы от глубины погружения опоры в грунт в виде диаграммы обжатия представлена на рисунке 1.2.3 (участок нагружения) и на рисунке 1.2.4 (участок разгрузки). Как следует из представленной диаграммы грунт-аналог при его нагружении опорой силой в диапазоне от 0 до 18 кН ведет себя как упругая среда. Зависимость нормальной составляющей силы на участке «нагружения» может быть аппроксимирована линейной функцией: $F_n = 1474502\delta$.

Зависимость нормальной составляющей силы на участке «разгрузки» может быть аппроксимирована линейной функцией:

$$F_n = 1474502\delta, \text{ где } \delta \text{ – величина деформации по нормали к поверхности.}$$

Касательная составляющая силы сопротивления является функцией перемещения опоры в горизонтальной плоскости по поверхности грунта, и прижимной силы, направленной по нормали к поверхности грунта.

На рисунке 1.2.5 представлены зависимости касательной составляющей силы сопротивления от перемещения и величины прижимной силы на участке выхода на режим установившейся скорости. Согласно результатам лабораторных испытаний длину участка выхода на режим установившейся скорости принимаем равным 0,010 м. Зависимость на данном участке принимаем линейной.

По результатам проведенного статистического линейного регрессионного анализа получены следующие аппроксимирующие функции зависимостей для различных значений нормальной составляющей (прижимной) силы:

1. Для нормальной составляющей силы 1226 Н

$$F_{\tau} = 249x + 737.$$

2. Для нормальной составляющей силы 1903 Н

$$F_{\tau} = 739x + 951.$$

3. Для нормальной составляющей силы 3292 Н

$$F_{\tau} = 1755x + 1191.$$

4. Для нормальной составляющей силы 4779 Н

$$F_{\tau} = 3093x + 1399.$$

5. Для нормальной составляющей силы 7059 Н

$$F_{\tau} = 4191x + 1766.$$

В данных формулах x – перемещение опоры по поверхности.

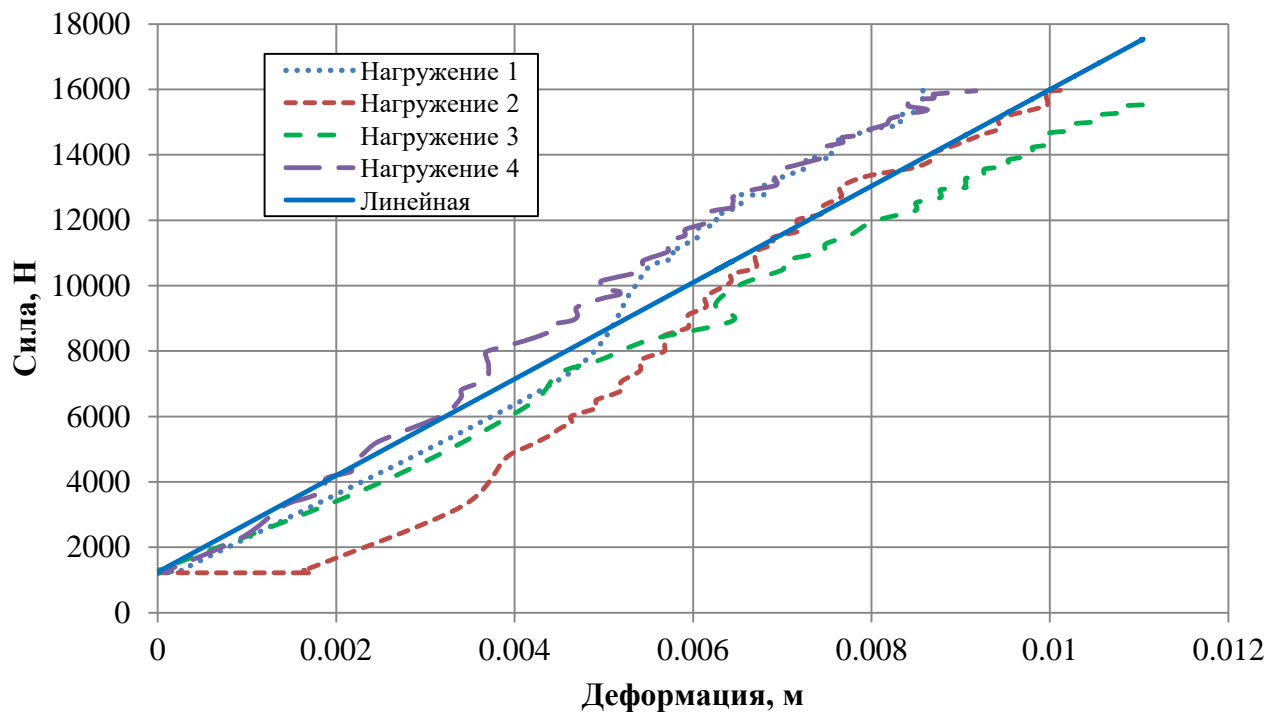


Рисунок 1.2.3 – Зависимость силы сопротивления от деформации при компрессионном уплотнении на участке нагружения

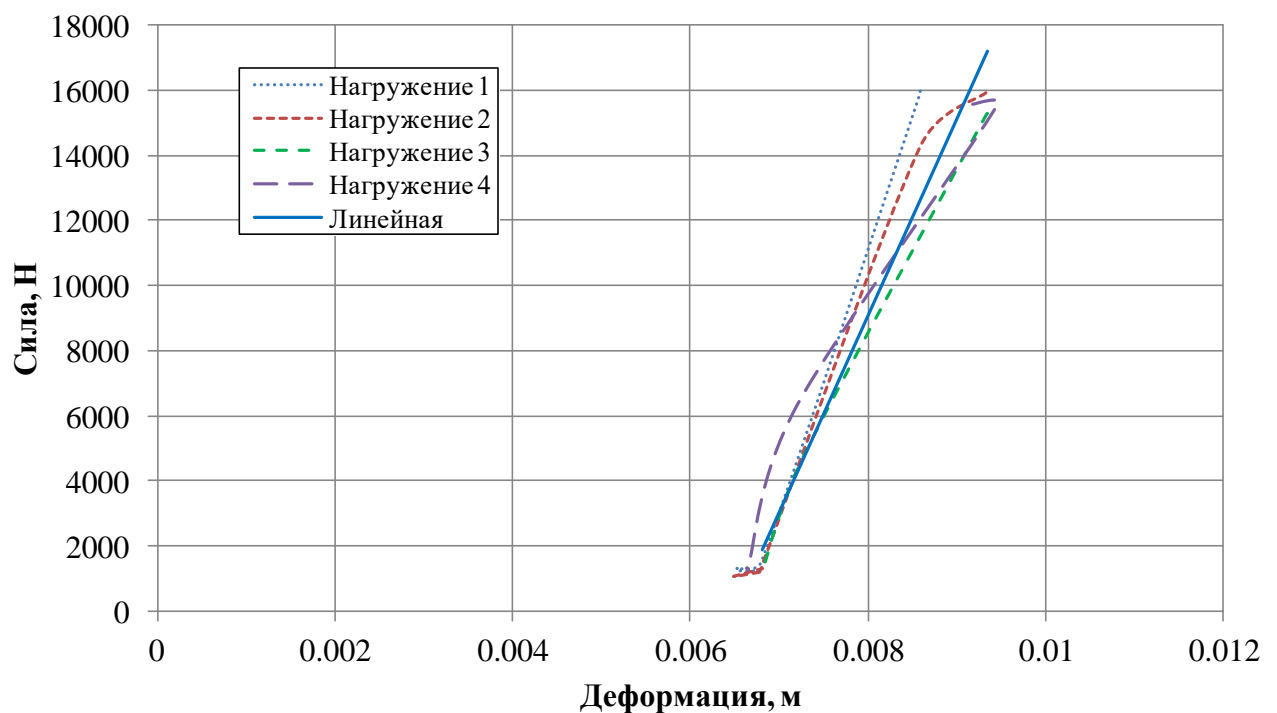


Рисунок 1.2.4 – Зависимость силы сопротивления от деформации при компрессионном уплотнении на участке разгрузки

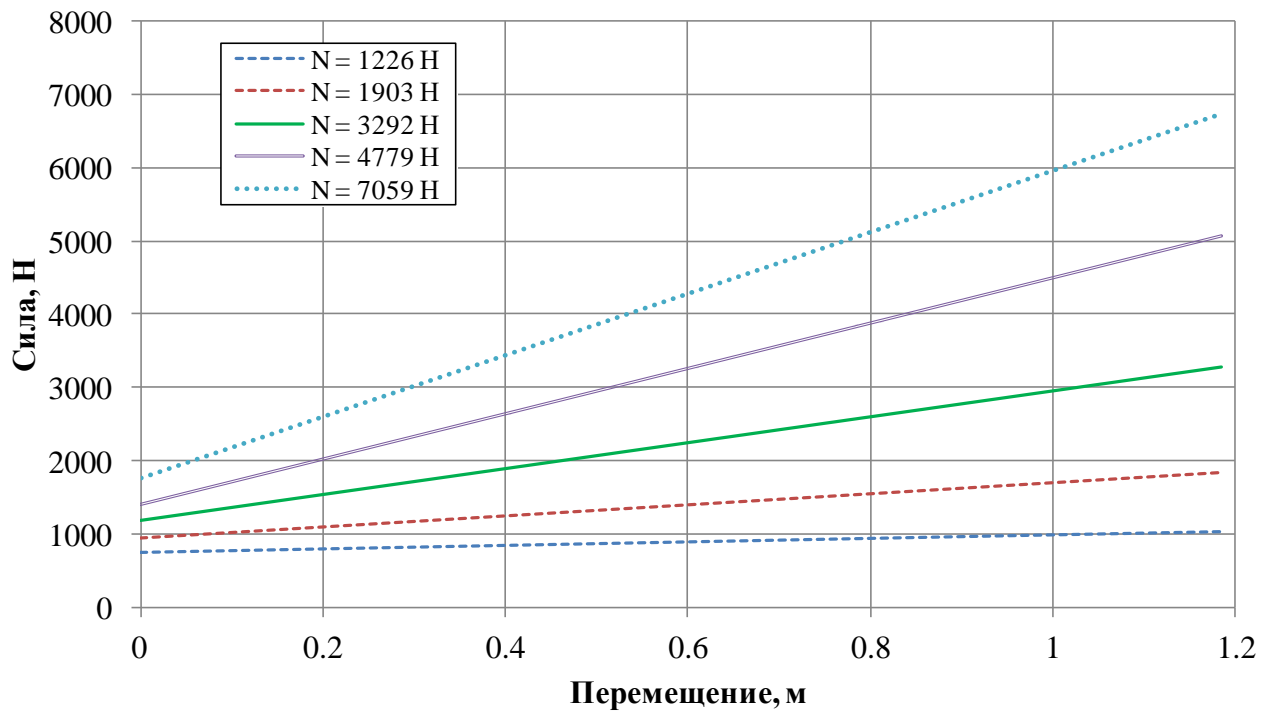


Рисунок 1.2.5 – Общий график зависимости касательной составляющей силы сопротивления от перемещения для различных величин нормальной составляющей силы

1.3 Математическая постановка задачи

Системы координат и их преобразования

Все рассматриваемые в математической модели системы координат являются прямоугольными правыми. Используются четыре типа систем координат.

Неподвижная система координат (O_n, X_n, Y_n, Z_n)

Данная система координат является инерциальной. Начало координат O_n находится на поверхности планеты, оси ориентированы следующим образом (см. рисунок 1.3.1):

$O_n X_n$ - местная горизонтальная ось;

$O_n Y_n$ - местная вертикальная ось, направлена вверх (т.е. в сторону, обратную направлению силы тяжести);

$O_n Z_n$ - местная фронтальная ось, перпендикулярная $O_n X_n$ и $O_n Y_n$, дополняет систему координат до правой.

Наклонная система координат (O_p, X_p, Y_p, Z_p)

Наклонная система координат используется для задания угла наклона поверхности в районе посадки, и таким образом, характеризует макрорельеф поверхности. В этой системе определяются координаты узловых точек на поверхности опор, проверяются условия контакта, используемое при определении силовых факторов. Начало координат O_p совпадает с началом неподвижной системы координат, плоскость $O_p X_p Z_p$ образует посадочную поверхность (см. рисунок 1.3.1). Ось $O_p Y_p$ перпендикулярна к поверхности посадки и направлена вверх от неё, ось $O_p X_p$ направлена по склону.

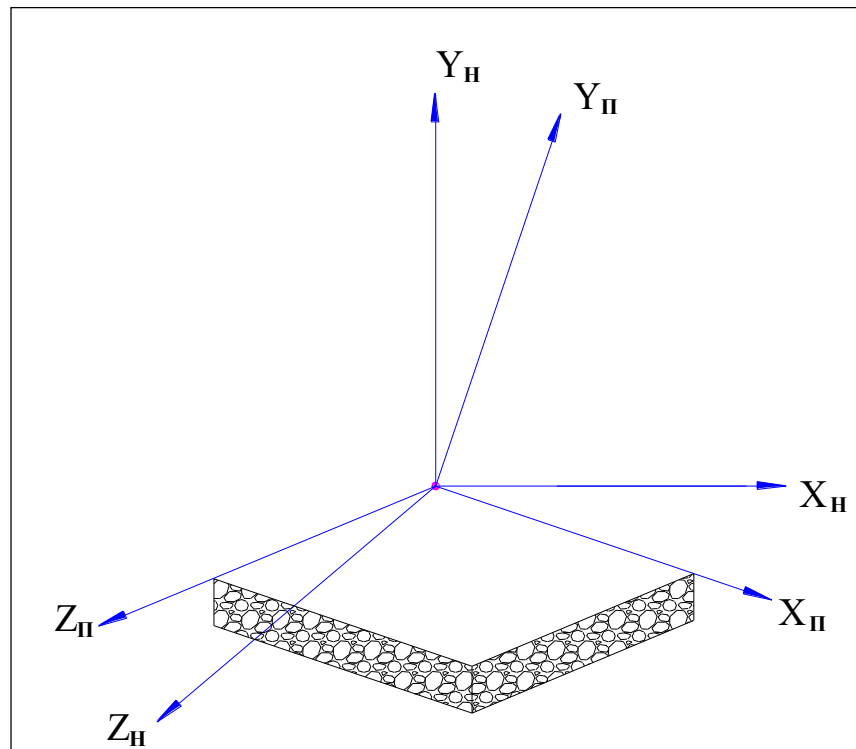


Рисунок 1.3.1 - Положение неподвижной и наклонной систем координат

Связанная система координат (O, X, Y, Z)

Связанная система координат жестко связана с твердым недеформируемым ПсМ. Начало координат O совпадает с центром масс ПсМ. Оси связанной системы координат ориентированы следующим образом:

OY - направлена вверх по продольной оси аппарата;

OX и OZ - дополняет систему координат до правой.

Система координат, связанная с опорной пятой (O_j, X_j, Y_j, Z_j)

Для каждой из опор ПсМ используется и такое же количество систем координат, жестко связанных с твердым недеформируемым корпусом опоры. Начало координат O_j j -ой ($j = 1, \dots, n_{on}$; где n_{on} – количество опор, в нашем случае - четыре) системы координат совпадает с центром масс j -ой опоры. Оси связанной системы координат ориентированы следующим образом (см. рисунок 1.3.2):

$O_j Y_j$ – направлена по продольной оси опорной пяты в направлении донной части.

$O_j X_j$ и $O_j Z_j$ – дополняет систему координат до правой.

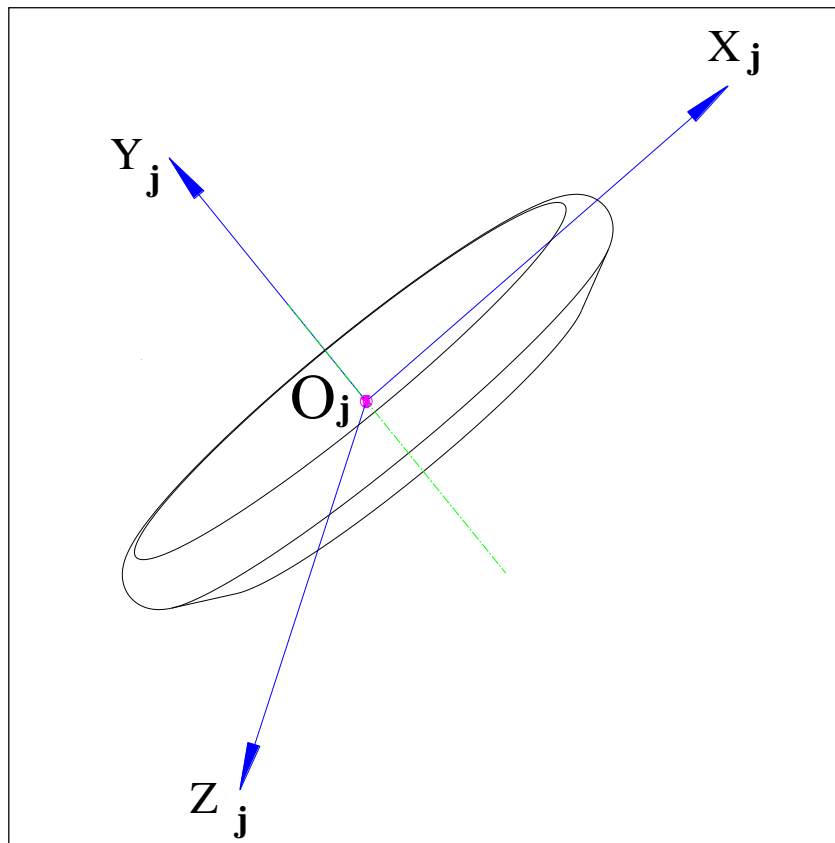


Рисунок 1.3.2 - Положение систем координат, связанной с опорой

Переход от инерциальной системы координат к связанной с ПсМ системе координат.

В неподвижной (инерциальной) системе связанная система координат задается углами ψ , ϑ , γ . Порядок перехода к связанной системе координат следующий (см. рисунок 1.3.3): первый поворот совершается вокруг оси OY_H на угол ψ . Второй поворот осуществляется во вновь полученной системе $OX'Y_HZ'$ вокруг оси OZ' на угол ϑ , который является углом между направлениями связанной оси OX и местной горизонтальной плоскостью, т.е. углом тангажа. Третий поворот вокруг оси OX на угол γ дает окончательное положение связанной системы координат $OXYZ$. Угол γ является углом между вертикальной плоскостью симметрии ПсМ и местной вертикальной плоскостью, содержащей ось OX , т.е. является углом крена. Угол ψ определяет положение проекции связанной оси OX на местную горизонтальную плоскость относительно направления оси OX_H и является углом рысканья.

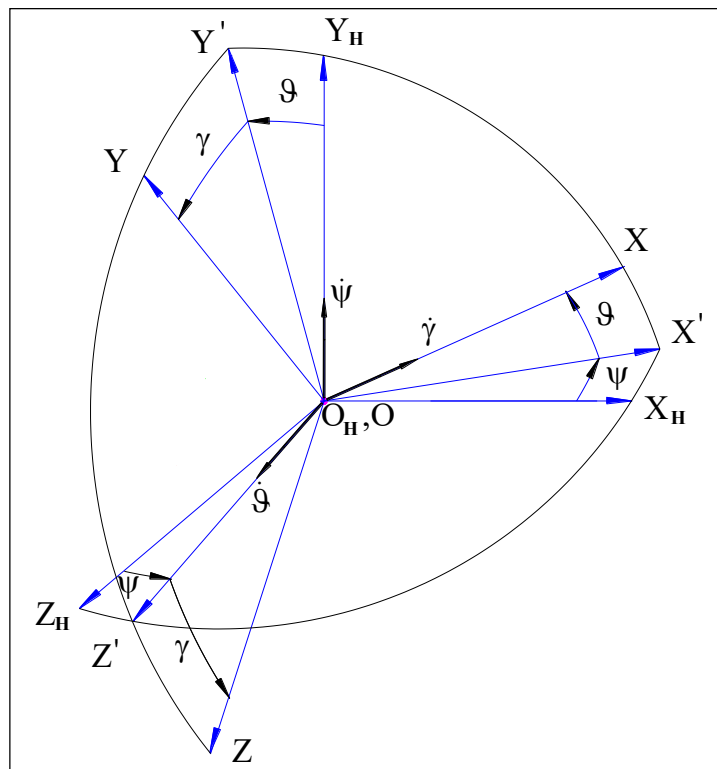


Рисунок 1.3.3 - Переход от инерциальной системы координат к связанной с ПсМ системе координат

Переход от инерциальной системы координат к наклонной системе координат.

Переход к наклонной системе координат совершается за два поворота, для этого достаточно совместить плоскость $O_H X_H Z_H$ с плоскостью $O_{II} X_{II} Z_{II}$ (см. рисунок 1.3.4). Первый поворот совершается вокруг оси $O_H Y_H$ на угол β до совмещения оси $O_H Z_H$ с плоскостью $O_{II} X_{II} Z_{II}$. Второй поворот относительно оси $O_{II} Z_{II}$ на угол α до совмещения оси $O_H Y_H$ с плоскостью $O_{II} X_{II} Z_{II}$ завершает переход к новой системе координат.

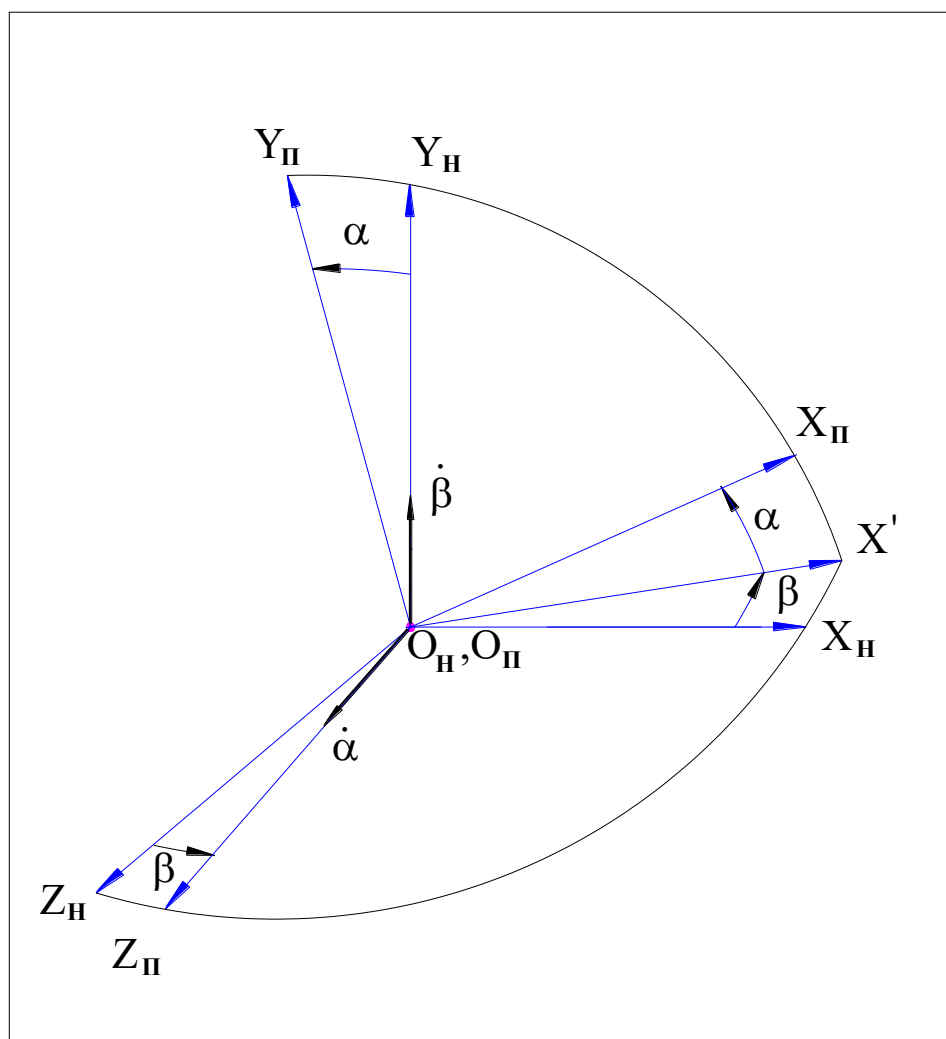


Рисунок 1.3.4 - Переход от инерциальной системы координат к наклонной системе координат

Переход от инерциальной системы координат к системе координат, связанной с опорной пятой

В неподвижной (инерциальной) системе j -ая ($j = 1, \dots, n_{on}$; где n_{on} – количество опор) связанная с пятой система координат задается углами ψ_j , ϑ_j , γ_j . Порядок перехода к связанной системе координат следующий (см. рисунок 1.3.5): первый поворот совершается вокруг оси OY_H на угол ψ_j . Второй поворот осуществляется во вновь полученной системе $OX'Y_HZ'$ вокруг оси OZ' на угол ϑ_j , который является углом между направлениями связанной оси OX_j и местной горизонтальной плоскостью, т.е. углом тангажа. Третий поворот вокруг оси OX_j на угол γ_j дает окончательное положение связанной системы координат $O_jX_jY_jZ_j$. Угол γ_j является углом между вертикальной плоскостью симметрии аппарата и местной вертикальной плоскостью, содержащей ось O_jX_j , т.е. является углом крена. Угол ψ_j определяет положение проекции связанной оси O_jX_j на местную горизонтальную плоскость относительно направления оси OX_H и является углом рысканья.

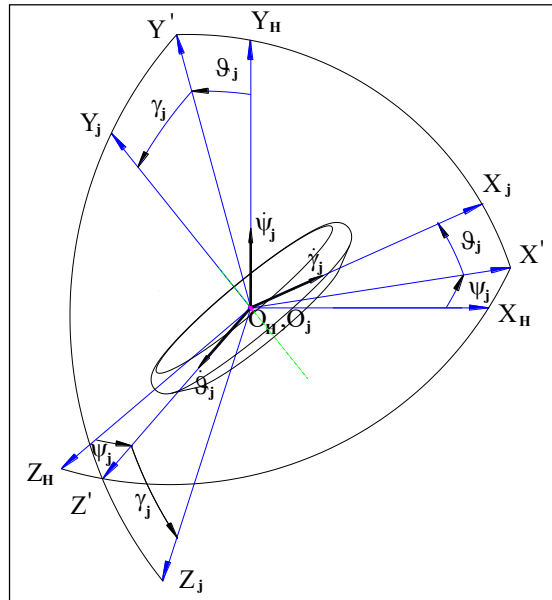


Рисунок 1.3.5 - Переход от инерциальной системы координат к системе координат, связанной с j -ой опорной пятой

1.4 УРАВНЕНИЯ ДВИЖЕНИЯ

Для определения параметров движения ПсМ в процессе посадки решается система дифференциальных уравнений, представляющая:

1) Проекция уравнений (1.2.1) и (1.2.2) на оси подвижной, связанной с ПсМ системы координат $OXYZ$, кинематические уравнения Эйлера и уравнения, связывающие подвижную, связанную с ПсМ систему координат и неподвижную систему координат $O_nX_nY_nZ_n$.

2) Проекция уравнений (1.2.5) и (1.2.6) на оси j -ой подвижной, связанной системы координат $O_jX_jZ_j$, кинематические уравнения Эйлера и уравнения, связывающие подвижную, связанную с j -ой опорной пяттой, систему координат и неподвижную систему координат $O_nX_nY_nZ_n$.

Таким образом, имеем следующую систему дифференциальных уравнений, которая включает 12 уравнений, описывающих движение КА и 48 уравнений, описывающих движение опорных пят.

$$M_O(\dot{V}_{OX} + \omega_Y V_{OZ} - \omega_Z V_{OY}) = F_X + M_O \cdot g_X;$$

$$M_O(\dot{V}_{OY} + \omega_Z V_{OX} - \omega_X V_{OZ}) = F_Y + M_O \cdot g_Y;$$

$$M_O(\dot{V}_{OZ} + \omega_X V_{OY} - \omega_Y V_{OX}) = F_Z + M_O \cdot g_Z;$$

$$J_X \cdot \dot{\omega}_X + (J_Z - J_Y) \cdot \omega_Y \cdot \omega_Z = M_{оп_X};$$

$$J_Y \cdot \dot{\omega}_Y + (J_X - J_Z) \cdot \omega_X \cdot \omega_Z = M_{оп_Y};$$

$$J_Z \cdot \dot{\omega}_Z + (J_Y - J_X) \cdot \omega_X \cdot \omega_Y = M_{оп_Z};$$

$$\begin{aligned} \dot{X}_O &= V_{OX} \cdot \cos \vartheta \cdot \cos \psi + V_{OY} \cdot (-\cos \gamma \cdot \sin \vartheta \cdot \cos \psi + \sin \gamma \cdot \sin \psi) + \\ &+ V_{OZ} \cdot (\sin \gamma \cdot \sin \vartheta \cdot \cos \psi + \cos \gamma \cdot \sin \psi); \end{aligned}$$

$$\dot{Y}_O = V_{OX} \cdot \sin \vartheta + V_{OY} \cos \gamma \cdot \cos \vartheta + V_{OZ} (-\sin \gamma \cdot \cos \vartheta); \quad (1.4.1)$$

$$\begin{aligned} \dot{Z}_O &= V_{OX} \cdot (-\cos \vartheta \cdot \sin \psi) + V_{OY} (\cos \gamma \cdot \sin \vartheta \cdot \sin \psi + \sin \gamma \cdot \cos \psi) + \\ &+ V_{OZ} \cdot (-\sin \gamma \cdot \sin \vartheta \cdot \sin \psi + \cos \gamma \cdot \cos \psi); \end{aligned}$$

$$\dot{\psi} = (\omega_Y \cdot \cos \gamma - \omega_Z \cdot \sin \gamma) / \cos \mathcal{G};$$

$$\dot{\mathcal{G}} = \omega_Y \cdot \sin \gamma + \omega_Z \cos \gamma;$$

$$\dot{\gamma} = \omega_X - \operatorname{tg} \mathcal{G} (\omega_Y \cos \gamma - \omega_Z \cdot \sin \gamma);$$

$$m(\dot{V}_{Xj} + \omega_{Yj} V_{Zj} - \omega_{Zj} V_{Yj}) = F_{\Pi_{Xj}} + P_{Xj} + m \cdot g_{Xj};$$

$$m(\dot{V}_{Yj} + \omega_{Zj} V_{Xj} - \omega_{Xj} V_{Zj}) = F_{\Pi_{Yj}} + P_{Yj} + m \cdot g_{Yj};$$

$$m(\dot{V}_{Zj} + \omega_{Xj} V_{Yj} - \omega_{Yj} V_{Xj}) = F_{\Pi_{Zj}} + P_{Zj} + m \cdot g_{Zj};$$

$$J_X^{\Pi} \cdot \dot{\omega}_{Xj} + (J_Z^{\Pi} - J_Y^{\Pi}) \cdot \omega_{Yj} \cdot \omega_{Zj} = M_{C_{Xj}} + M_{K_{Xj}} + M_{P_{Xj}};$$

$$J_Y^{\Pi} \cdot \dot{\omega}_{Yj} + (J_X^{\Pi} - J_Z^{\Pi}) \cdot \omega_{Xj} \cdot \omega_{Zj} = M_{P_{Yj}};$$

$$J_Z^{\Pi} \cdot \dot{\omega}_{Zj} + (J_Y^{\Pi} - J_X^{\Pi}) \cdot \omega_{Xj} \cdot \omega_{Yj} = M_{C_{Zj}} + M_{K_{Zj}} + M_{P_{Zj}};$$

$$\begin{aligned} \dot{X}_j &= V_{Xj} \cdot \cos \mathcal{G}_j \cdot \cos \psi_j + V_{Yj} \cdot (-\cos \gamma_j \cdot \sin \mathcal{G}_j \cdot \cos \psi_j + \sin \gamma_j \cdot \sin \psi_j) + \\ &+ V_{Zj} \cdot (\sin \gamma_j \cdot \sin \mathcal{G}_j \cdot \cos \psi_j + \cos \gamma_j \cdot \sin \psi_j); \end{aligned}$$

$$\dot{Y}_j = V_{Xj} \cdot \sin \mathcal{G}_j + V_{Yj} \cos \gamma_j \cdot \cos \mathcal{G}_j + V_{Zj} (-\sin \gamma_j \cdot \cos \mathcal{G}_j);$$

$$\begin{aligned} \dot{Z}_j &= V_{Xj} \cdot (-\cos \mathcal{G}_j \cdot \sin \psi_j) + V_{Yj} (\cos \gamma_j \cdot \sin \mathcal{G}_j \cdot \sin \psi_j + \sin \gamma_j \cdot \cos \psi_j) + \\ &+ V_{Zj} \cdot (-\sin \gamma_j \cdot \sin \mathcal{G}_j \cdot \sin \psi_j + \cos \gamma_j \cdot \cos \psi_j); \end{aligned}$$

$$\dot{\psi}_j = (\omega_{Yj} \cdot \cos \gamma_j - \omega_{Zj} \cdot \sin \gamma_j) / \cos \mathcal{G}_j;$$

$$\dot{\mathcal{G}}_j = \omega_{Yj} \cdot \sin \gamma_j + \omega_{Zj} \cos \gamma_j;$$

$$\dot{\gamma}_j = \omega_{Xj} - \operatorname{tg} \mathcal{G}_j (\omega_{Yj} \cos \gamma_j - \omega_{Zj} \cdot \sin \gamma_j);$$

где $j = 1, \dots, n_{оп}$; $n_{оп}$ - количество опор.

При начальных условиях:

$$\begin{aligned} V_{OX} &= V_{OX_O}; \quad \omega_X = \omega_{X_O}; \quad X_O = X_{O_O}; \quad \mathcal{G} = \mathcal{G}_O; \\ V_{OY} &= V_{OY_O}; \quad \omega_Y = \omega_{Y_O}; \quad Y_O = Y_{O_O}; \quad \psi = \psi_O; \\ V_{OZ} &= V_{OZ_O}; \quad \omega_Z = \omega_{Z_O}; \quad Z_O = Z_{O_O}; \quad \gamma = \gamma_O; \end{aligned} \quad (2.2.2)$$

$$\begin{aligned} V_{Xj} &= V_{Xj_O}; \quad \omega_{Xj} = \omega_{Xj_O}; \quad X_j = X_{j_O}; \quad \mathcal{G}_j = \mathcal{G}_{j_O}; \\ V_{Yj} &= V_{Yj_O}; \quad \omega_{Yj} = \omega_{Yj_O}; \quad \psi_j = \psi_{j_O}; \\ V_{Zj} &= V_{Zj_O}; \quad \omega_{Zj} = \omega_{Zj_O}; \quad Z_j = Z_{j_O}; \quad \gamma_j = \gamma_{j_O}; \end{aligned} \quad (2.2.3)$$

где $j = 1, \dots, n_{оп}$; $n_{оп}$ - количество опор.

В уравнениях (1.4.1):

$J_X, J_Y, J_Z, J_X^{\Pi}, J_Y^{\Pi}, J_Z^{\Pi}$ - осевые моменты инерции ПсМ и их опорных пят.

$V_{OX}, V_{OY}, V_{OZ}, \omega_X, \omega_Y, \omega_Z$ - проекции векторов скорости центра масс ПсМ и угловой скорости на оси связанной с аппаратом системы координат;

F_X, F_Y, F_Z - проекция векторов силы от подкосов на оси связанной с ПсМ системы координат;

M_X, M_Y, M_Z - проекции моментов силы от подкосов на оси связанной с ПсМ системы координат;

X_O, Y_O, Z_O - координаты центра масс ПсМ в инерциальной системе координат;

$\psi, \mathcal{G}, \gamma$ - углы Эйлера при посадке ПсМ;

$V_{Xj}, V_{Yj}, V_{Zj}, \omega_{Xj}, \omega_{Yj}, \omega_{Zj}$ - проекции векторов скорости центра масс опорной пяты и угловой скорости на оси j -ой связанной с пятой системой координат;

$P_{Xj}, P_{Yj}, P_{Zj}, F_{П_{Xj}}, F_{П_{Yj}}, F_{П_{Zj}}$ - проекция векторов силы сопротивления грунта и силы от подкосов на оси связанной с опорной пятой системы координат;

$M_{C_{Xj}}, M_{C_{Zj}}, M_{P_{Xj}}, M_{P_{Yj}}, M_{P_{Zj}}$ - проекции моментов силы от подкосов и силы сопротивления на оси связанной с j-ой пятой системой координат;

$M_{K_{Xj}}, M_{K_{Zj}}$ - проекции компенсирующего момента на оси связанной с j-ой пятой системой координат;

X_j, Y_j, Z_j - координаты центра масс j-ой пятой в инерциальной системе координат;

$\psi_j, \vartheta_j, \gamma_j$ - углы Эйлера для j-ой опорной пяты.

Интегрирование полученных дифференциальных уравнений осуществляется методом Рунге-Кутты четвертого порядка.

1.5 СИЛОВЫЕ ФАКТОРЫ

Силовые факторы от подкосов и амортизатора

Геометрическая форма расчетной модели КА для любого момента времени процесса посадки (от момента первого контакта какой-либо опоры КА с грунтом до полной остановки) в целом может быть охарактеризована координатами нескольких контрольных точек для этих моментов времени.

К контрольным точкам относятся: центр масс КА и пять точек на каждой из его опор $0_j - 4_j$ (см. рисунок 1.5.1). В процессе посадки координаты контрольных точек $1_j - 4_j$ остаются постоянными, а координаты точек 0_j (j – номер опоры) будут переменными вследствие изменения геометрии ПУ.

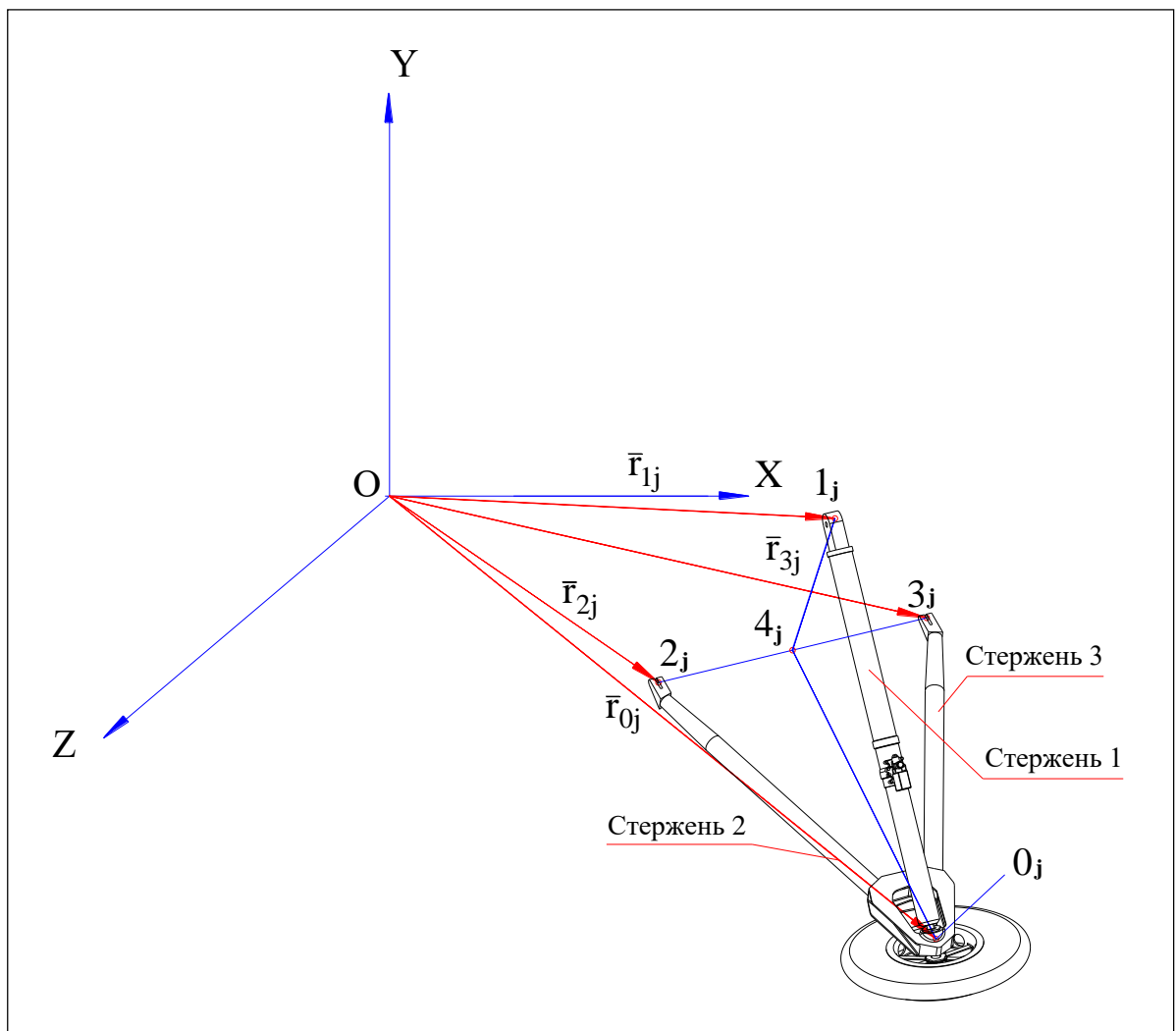


Рисунок 1.5.1 - Схема опоры посадочного устройства

Для определения усилий, возникающих в стержнях (амортизаторе и подкосах) в процессе посадки, необходимо определить деформацию каждого из данных деформируемых элементов. Для решения этой задачи необходимо на каждом шаге интегрирования вычислять длину каждого стержня. Для определения длины деформируемых элементов на каждом шаге интегрирования необходимо знать координаты контрольных точек. Координаты точки 0 для каждой опоры после момента касания поверхности определяются из решения дифференциальных уравнений, описывающих движение опоры.

Представив стержневую конструкцию опоры в виде векторов, соединяющих контрольные точки (0-1- амортизатор, 0-2 и 0-3 – подкосы, соответственно) можно определить текущую длину каждого вектора (стержня) и направляющие косинусы этих векторов в инерциальной системе координат:

Для определения усилий, возникающих в амортизаторе в зависимости от деформации, необходимо иметь диаграмму обжатия.

Силовые факторы, действующие на опору при взаимодействии с грунтовой моделью

Сила сопротивления \bar{P} и ее момент \bar{M}_P , действующие на j-ую опору, определяются интегрированием выражений, спроектированных на оси связанной системы координат,

$$\bar{P} = -\sum_{i=1}^N \int_{S_{ki}} (\sigma_n \cdot \bar{n}_i + \sigma_\tau \cdot \bar{\tau}_i) dS_i ; \quad (1.5.1)$$

$$\bar{M}_P = -\sum_{i=1}^N \int_{S_{ki}} (\bar{\rho}_i \times (\sigma_n \cdot \bar{n}_i + \sigma_\tau \cdot \bar{\tau}_i)) dS_i ; \quad (1.5.2)$$

где i – индекс, показывающий на какой характерной поверхности тела (конусной, сферической, тороидальной, цилиндрической и т.п.) определяются силовые факторы;

S_k – 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.

1.6 РЕЗУЛЬТАТЫ МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

Исходные данные

Для проведения расчетов приняты следующие исходные данные:

Схема космического аппарата представлена на рисунке 1.1.1. Координаты контрольных точек в связанной с КА системе координат приведены в таблице 1.6.1. Геометрические параметры опоры представлены на рисунке 1.6.1.

Подкосы выполнены из АМГ-6 в виде труб диаметром 40 мм и толщиной 3 мм.

Координаты критических точек, по которым определяется крайнее положение донной части КА относительно поверхности грунтовой модели, в связанной с КА системе координат приведены в таблице 1.6.2.

Таблица 1.6.1 - Координаты контрольных точек

Номер опоры	Номер контрольной точки	Координаты, м		
		X	Y	Z
1	0	1,273	-0,520	1,273
	1	0,952	0,594	0,952
	2	0,385	0,022	0,815
	3	0,815	0,022	0,385
	4	0,600	0,022	0,600
2	0	1,273	-0,520	-1,273
	1	0,952	0,594	-0,952
	2	0,815	0,022	-0,385
	3	0,385	0,022	-0,815
	4	0,600	0,022	-0,600
3	0	-1,273	-0,520	-1,273
	1	-0,952	0,594	-0,952
	2	-0,385	0,022	-0,815
	3	-0,815	0,022	-0,385
	4	-0,600	0,022	-0,600
4	0	-1,273	-0,520	1,273
	1	-0,952	0,594	0,952
	2	-0,815	0,022	0,385
	3	-0,385	0,022	0,815
	4	-0,600	0,022	0,600

Таблица 1.6.2 - Координаты критических точек

Номер контрольной точки	Координаты, м		
	X	Y	Z
1	0,566	0	0,566
2	0,566	0	-0,566
3	-0,566	0	-0,566
4	-0,566	0	0,566

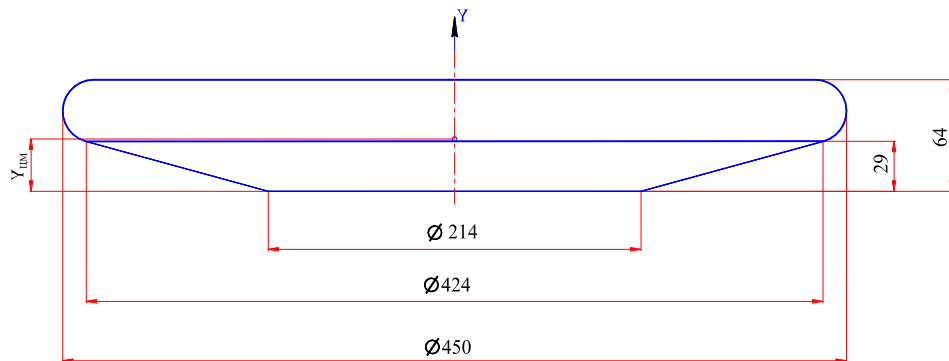
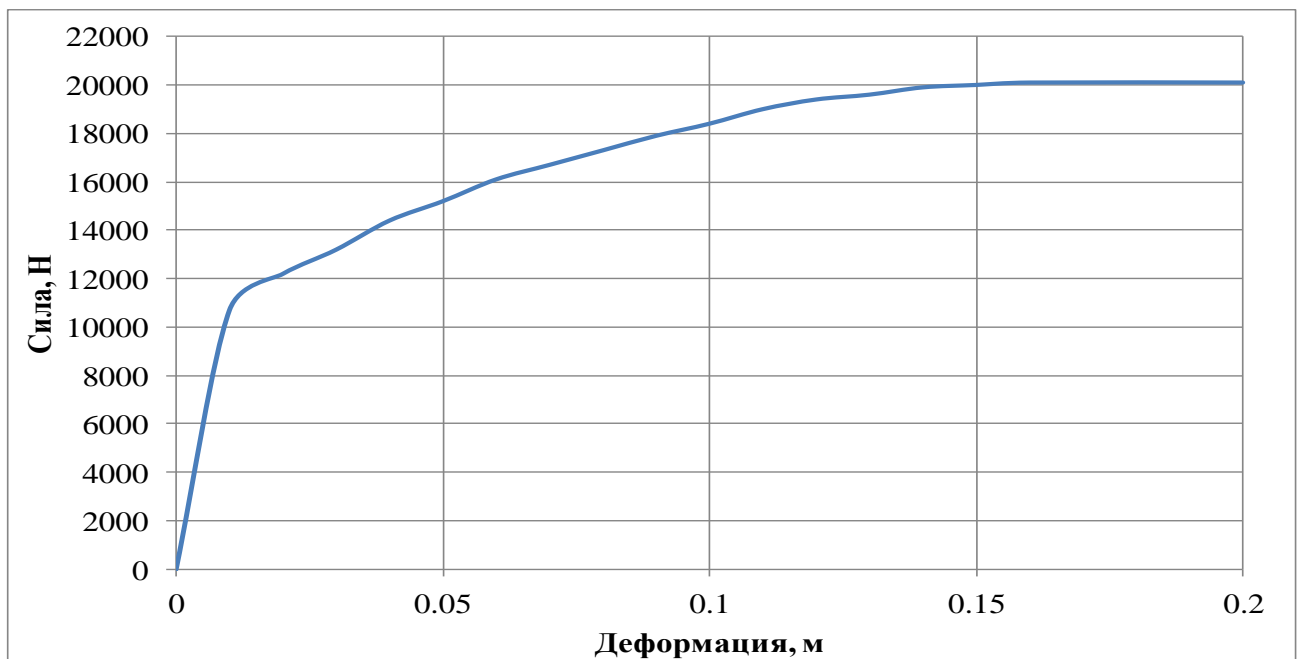


Рисунок 1.6.1 - Геометрические параметры опоры

Диаграмма обжатия амортизатора

Диаграмма обжатия амортизатора имеет вид, представленный на рисунке 1.6.2.



Рисунке 1.6.2 - Диаграмма обжатия амортизатора

Массово-инерционные характеристики и положение центра масс КА

Массово-инерционные характеристики и положение центра масс:

Масса – 1043 кг;

Моменты инерции:

$$J_x = 619,0 \text{ кг}\cdot\text{м}^2;$$

$$J_y = 890,4 \text{ кг}\cdot\text{м}^2;$$

$$J_z = 530,0 \text{ кг}\cdot\text{м}^2;$$

$Y_{\text{цм}} = 0,656 \text{ м}$ (от базовой плоскости, с учетом максимального отклонения);

$X_{\text{цм}} = 0,010 \text{ м}$ (с учетом максимального отклонения);

$Z_{\text{цм}} = 0,010 \text{ м}$ (с учетом максимального отклонения).

Массово-инерционные характеристики и положение центра масс опоры

Массово-инерционные характеристики и положение центра масс опоры были получены расчетным путем и составили:

Масса – 2,215 кг;

Моменты инерции:

$$J_x = 0,019761 \text{ кг}\cdot\text{м}^2;$$

$$J_y = 0,038092 \text{ кг}\cdot\text{м}^2;$$

$$J_z = 0,019761 \text{ кг}\cdot\text{м}^2;$$

Положение центра масс:

$$Y_{\text{цм}} = 0,026 \text{ м (от носка)}$$

Параметры подхода

Вертикальная составляющая вектора скорости – минус 2 м/с (максимальная величина).

Горизонтальная составляющая вектора скорости – 1 м/с (максимальная величина).

Угол тангажа ϑ – 7 градусов.

Угол рыскания ψ – 0 при схеме подхода «2 – 2» и 45 градусов при схеме подхода «1 – 2 – 1».

Угол крена: $\gamma = 0$ (если $\vartheta = 0$), $\gamma =$ минус 7 градусов (если $\vartheta = 7$ градусам), $\gamma = 7$ градусов (если $\vartheta = -7$ градусам).

Составляющие вектора угловой скорости равны 0.

Грунтовые модели

В качестве грунтовых моделей принимается три модели:

1) Первая грунтовая модель соответствует вязкой модели (далее по тексту – «вязкий грунт») и имеет следующие интегральные коэффициенты:

$$A = C = 0; \quad B = 30000 \text{ кгс}\cdot\text{с}/\text{м}^2; \quad \mu = 0,35.$$

Величина коэффициента B получена методом подбора в соответствии с условием, что глубина погружения опор при максимальной величине вертикальной составляющей скорости центра масс КА с нулевым начальным значением угла тангажа при посадке на горизонтальную поверхность не превышает 0,060 м (опора погружена полностью).

2) Вторая грунтовая модель соответствует абсолютно жесткому грунту (далее по тексту – «абсолютно жесткий грунт»). В данной работе рассматривается «абсолютно жесткий грунт» с коэффициентом трения $\mu=0,35$ (вариант 1) и «абсолютно жесткий грунт» с коэффициентом трения $\mu=0,55$ (вариант 2).

3) Третья грунтовая модель соответствует упругой модели (далее по тексту – «упругий грунт»). Данной модели соответствуют интегральные коэффициенты, полученные в процессе обработки результатов лабораторных испытаний. Рассматривается грунтовая модель с нулевыми значениями коэффициентов A и B , то есть данная модель имеет только упругие свойства (вариант 1) и грунтовая модель с отличными от нуля значениями интегральных коэффициентов (вариант 2). Для варианта 2 принимаем, что упругие свойства начинают действовать после погружения опоры на глубину 0,030 метра.

Критерии оценки результатов математического моделирования

Для оценки результатов математического моделирования принимаются следующие критерии:

- критерий устойчивости КА в процессе посадки;
- положение базовой плоскости КА относительно поверхности.

Для оценки устойчивости на опрокидывание КА при теоретическом исследовании процесса посадки вводят специальный критерий опрокидывания аппарата, определяющий положение центра масс аппарата относительно ломанной линии, проходящей через основание его опор. Момент совпадения проекции центра масс аппарата на плоскость $O_n X_n Z_n$ с проекцией на данную плоскость указанной ломаной линии является критическим и рассматривается как предельное отклонение, при переходе через которое аппарат не возвращается в положение устойчивого равновесия. В этот момент угол тангажа ϑ превышает свое критическое значение, определяемое текущей геометрией КА и углами рыскания ψ и крена γ .

Положение базовой плоскости КА определяется положением критических точек относительно поверхности. Данные точки всегда должны находиться над поверхностью. В нашем случае данным критерием является минимальная для всех четырех критических точек координата Y_k над поверхностью грунтовой модели.

В процессе математического моделирования оцениваются такие параметры как максимальные значения составляющих перегрузки в центре масс КА, максимальные хода амортизаторов и максимальные силы в подкосах.

Результаты математического моделирования

Начальные параметры для каждого расчетного случая представлены в таблице 1.6.3.

В таблице 1.7.3 приведены:

V_x , V_y и V_z - составляющие вектора скорости центра масс КА;

ϑ_0 – угол тангажа в момент подхода к поверхности;

α – угол наклона площадки, принимает положительное значение при движении на склон и отрицательное значение при движении по склону;

μ - коэффициент трения опорной пяты по поверхности грунтовой модели;

Таблица 1.6.3 – Расчетные случаи

№ расчетного случая	V_x , м/с	V_y , м/с	V_z , м/с	ϑ_0 , градус	α , градус	μ	Модель грунта	Схема
1	0	-2	0	0	0	0,35	1	4
2	1	-2	0	0	15	0,35	1	2-2
3	1	-2	0	-7	15	0,35	1	2-2
4	1	-2	0	7	15	0,35	1	2-2
5	1	-2	0	0	-15	0,35	1	2-2
6	1	-2	0	-7	-15	0,35	1	2-2
7	1	-2	0	7	-15	0,35	1	2-2
8	0	-2	1	7	-15	0,35	1	2-2
9	1	-2	0	0	15	0,35	1	1-2-1
10	1	-2	0	-7	15	0,35	1	1-2-1
11	1	-2	0	7	15	0,35	1	1-2-1
12	1	-2	0	0	-15	0,35	1	1-2-1
13	1	-2	0	-7	-15	0,35	1	1-2-1
14	1	-2	0	7	-15	0,35	1	1-2-1
15	0	-2	1	7	-15	0,35	1	1-2-1
16	0	-3	0	0	0	0,35	2	4
17	1	-2	0	-7	15	0,35	2	2-2
18	1	-2	0	7	15	0,35	2	2-2
19	1	-2	0	-7	-15	0,35	2	2-2
20	1	-2	0	7	-15	0,35	2	2-2
21	1	-2	0	-7	15	0,35	2	1-2-1
22	1	-2	0	7	15	0,35	2	1-2-1
23	1	-2	0	-7	-15	0,35	2	1-2-1
24	1	-2	0	7	-15	0,35	2	1-2-1
25	0	-2	0	0	0	0,55	2	4
26	1	-2	0	-7	15	0,55	2	2-2
27	1	-2	0	7	15	0,55	2	2-2
28	1	-2	0	-7	-15	0,55	2	2-2
29	1	-2	0	7	-15	0,55	2	2-2
30	1	-2	0	-7	15	0,55	2	1-2-1
31	1	-2	0	7	15	0,55	2	1-2-1

Продолжение таблицы 1.6.3 – Расчетные случаи

№ расчетного случая	V_x , м/с	V_y , м/с	V_z , м/с	ϑ_0 , градус	α , градус	μ	Модель грунта	Схема
32	1	-2	0	-7	-15	0,55	2	1-2-1
33	1	-2	0	7	-15	0,55	2	1-2-1
34	0	-2	0	0	0	0,35	3	4
35	0	-2	0	0	0	0,35	3	4
36	1	-2	0	-7	15	0,35	3	2-2
37	1	-2	0	7	15	0,35	3	2-2
38	1	-2	0	-7	-15	0,35	3	2-2
39	1	-2	0	7	-15	0,35	3	2-2
40	1	-2	0	-7	15	0,35	3	1-2-1
41	1	-2	0	7	15	0,35	3	1-2-1
42	1	-2	0	-7	-15	0,35	3	1-2-1
43	1	-2	0	7	-15	0,35	3	1-2-1

Результаты математического моделирования сведены в таблице 1.6.4. Расчетные случаи 2-8, 17-20, 26-29, 36-39 соответствуют условиям подхода по схеме «2-2», КА подходит к поверхности двумя опорами (первой и второй) вперед.

Расчетные случаи 9-15, 21-24, 30-33, 40-43 соответствуют условиям подхода по схеме «1-2-1», КА подходит к поверхности одной опорой (первой) вперед.

Параметром остановки счета принимается параметр «ограничение по времени» и «остановка по скорости».

В таблице 1.6.4 приведены:

$N_{y \max}$ - максимальная величина продольной составляющей перегрузки в центре масс КА;

$N_{\text{бок. max}}$ - максимальная величина боковой составляющей перегрузки в центре масс КА;

δ – величина обжатия амортизатора;

Y_k - координата для оценки положения базовой плоскости;

Таблица 1.6.4 - Результаты математического моделирования

№ расчетного случая	N _{y max} , ед.	N _{бок max} , ед.	Y _k , м	δ, м			
				1	2	3	4
1	4,64	0,58	0,455	0,02	0,019	0,018	0,019
2	2,56	2	0,489	0,019	0,019	0,025	0,025
3	3,2	2,73	0,476	0,023	0,022	0,026	0,026
4	2,98	1,48	0,481	0,014	0,014	0,027	0,028
5	2,86	2,46	0,454	0,049	0,049	0,007	0,008
6	2,77	2,09	0,456	0,045	0,044	0,005	0,005
7	2,69	1,77	0,472	0,045	0,044	0,01	0,01
8	2,51	2,04	0,479	0,032	0,034	0,013	0,023
9	3,52	1,38	0,45	0,017	0,042	0,057	0,013
10	3,82	2,12	0,447	0,019	0,045	0,052	0,015
11	4,07	0,93	0,463	0,015	0,027	0,04	0,02
12	3,49	1,93	0,427	0,086	0,013	0,012	0,038
13	3,28	1,68	0,454	0,06	0,012	0,007	0,021
14	3,52	1,84	0,417	0,095	0,016	0,015	0,046
15	3,08	1,8	0,458	0,049	0,036	0,015	0,025
16	4,88	0,717	0,488	0,031	0,030	0,029	0,030
17	3,1	2,64	0,502	0,050	0,049	0,036	0,036
18	2,64	1,2	0,476	0,032	0,031	0,046	0,047
19	2,64	1,08	0,483	0,053	0,055	0,014	0,015
20	2,93	2,36	0,495	0,057	0,058	0,027	0,029
21	2,61	1,85	0,46	0,048	0,037	0,109	0,024
22	3,81	1,26	0,46	0,027	0,045	0,063	0,033
23	3,45	1,4	0,456	0,087	0,020	0,015	0,035
24	2,69	1,81	0,446	0,113	0,025	0,033	0,038
25	5,42	1,13	0,493	0,027	0,026	0,025	0,026
26	4,12	4,54	0,485	0,045	0,044	0,031	0,034
27	2,81	2,02	0,502	0,030	0,029	0,030	0,033
28	2,92	1,78	0,491	0,051	0,051	0,011	0,011
29	3,82	3,94	0,496	0,061	0,060	0,021	0,022
30	3,27	4,14	0,481	0,041	0,030	0,068	0,011
31	4,13	1,87	0,473	0,027	0,036	0,053	0,026
32	3,97	2,2	0,456	0,096	0,019	0,015	0,028

Продолжение таблицы 1.6.4 - Результаты математического моделирования

№ расчетного случая	N _y max, ед.	N _{бок} max, ед.	Y _k , м	δ, м			
				1	2	3	4
33	3,03	4,12	0,463	0,105	0,025	0,028	0,022
34	4,86	0,14	0,482	0,030	0,028	0,027	0,028
35	4,68	0,12	0,454	0,028	0,027	0,025	0,026
36	3,03	2,11	0,47	0,038	0,037	0,035	0,036
37	2,43	0,94	0,454	0,027	0,024	0,043	0,045
38	2,69	0,86	0,45	0,050	0,048	0,008	0,01
39	2,79	1,51	0,461	0,050	0,049	0,017	0,019
40	3,01	1,37	0,419	0,042	0,040	0,113	0,013
41	3,87	1,08	0,432	0,031	0,041	0,055	0,028
42	3,52	1,07	0,431	0,069	0,016	0,011	0,029
43	2,86	1,34	0,42	0,110	0,011	0,023	0,033
Min	2,43	0,12	0,417	0,014	0,011	0,005	0,005
Max	5,42	4,54	0,502	0,113	0,060	0,113	0,047

На рисунке 1.6.3 представлена видеграмма посадки КА (расчетный случай 10).

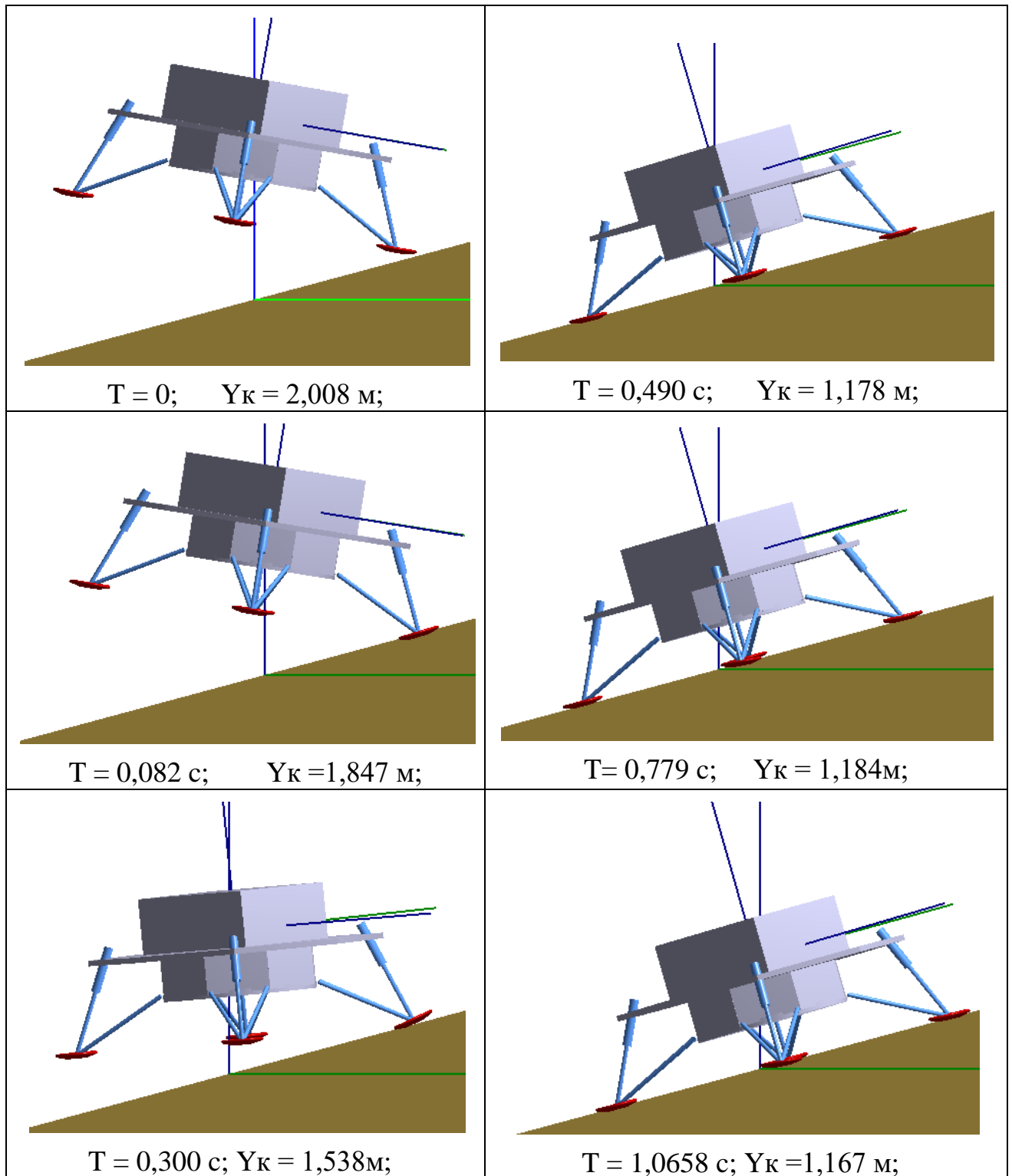


Рисунок 1.6.3 – Видеограмма посадки КА. Расчетный случай 10.

1.7 АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ДИНАМИКИ ПОСАДКИ ПСМ

Проведенный анализ результатов расчетов показал, что наихудшими расчетными случаями с точки зрения возможной потери устойчивости ПсМ в процессе посадки являются случаи посадки с максимальными величинами вертикальной и боковой составляющих вектора скорости, с положительным начальным значением угла тангажа по схеме «2 – 2» на наклонную поверхность по склону.

Для оценки влияния грунтовых моделей на устойчивость КА в процессе посадки был проведен сравнительный анализ.

Сравнительный анализ позволил отметить следующее:

1) При посадке ПсМ заданной конструктивной схемы при заданных начальных условиях посадочный модуль сохранил устойчивость.

2) Имело место боковое скольжение (смещение) КА по поверхности, причем при посадке на абсолютно жесткий грунт и «упругий» грунт данный процесс сопровождался отскоками и повторными касаниями опорными пятнами поверхности. Более интенсивное уменьшение боковой составляющей вектора скорости характерно для посадки на «вязкий» грунт и абсолютно жесткий грунт с коэффициентом $\mu=0,55$. Таким образом можно отметить существенное влияние величины коэффициента трения на процесс уменьшения боковой составляющей вектора скорости.

3) Более интенсивное уменьшение вертикальной составляющей вектора скорости центра масс КА характерно для посадки на «вязкий» грунт и абсолютно жесткий грунт с коэффициентом $\mu=0,55$.

4) Максимальные значения продольной и боковой составляющих перегрузки в центре масс КА максимальны при посадке на абсолютно жесткий грунт с коэффициентом $\mu=0,55$ и составили 3,82 единицы и 3,94 единицы, соответственно.

5) Данные параметры минимальны для посадки на «вязкий» грунт.

Результаты математического моделирования динамики посадки ПсМ по схеме «2 – 2» с максимальными значениями составляющих вектора скорости центра масс

КА, с отрицательным начальным значением угла тангажа на площадку с максимальным наклоном (движение на склон) для различных грунтовых моделей.

Сравнительный анализ позволил отметить следующее:

- 1) При данных условиях подхода ПсМ сохранил устойчивое положение в процессе посадки независимо от типа грунтовой модели.
- 2) За исключением случая посадки КА на «вязкий» грунт, имело место боковое смещение, которое сопровождалось отскоками и повторными касаниями поверхности опорами. Более интенсивное уменьшение боковой составляющей вектора скорости характерно для посадки на «вязкий» грунт (до полной остановки КА) и абсолютно жесткий грунт с коэффициентом $\mu=0,55$.
- 3) Более интенсивное уменьшение вертикальной составляющей вектора скорости центра масс КА характерно для посадки на «вязкий» грунт (до полной остановки КА) и абсолютно жесткий грунт с коэффициентом $\mu=0,55$.
- 4) Максимальные значения продольной и боковой составляющих перегрузки в центре масс КА максимальны при посадке на абсолютно жесткий грунт с коэффициентом $\mu=0,55$ и составили 4,12 единицы и 4,54 единицы, соответственно.
- 5) Данные параметры минимальны для посадки на «вязкий» грунт.

При моделировании посадки на наклонную поверхность поперек склона (расчетные случаи №8 и №15) потеря устойчивости ПсМ незафиксирована.

1.8 ВЫВОДЫ ПО К ГЛАВЕ

Для оценки устойчивости посадочного модуля в процессе посадки на поверхность Марса проведено математическое моделирование динамики посадки ПсМ заданной конструктивной схемы при различных начальных условиях (составляющих вектора скорости центра масс, начального значения угла тангажа, наклона поверхности, типа грунтовой модели).

Расчеты были проведены с максимальными величинами вертикальной V_y и горизонтальной V_x (или V_z) составляющих вектора скорости, равными соответственно, 2м/с и 1м/с; с максимальной величиной угла тангажа ϑ_0 , равной 7° ; на грунтовые модели трех типов с углом наклона площадки α , равным 15° .

Рассмотрены три схемы подхода КА к поверхности:

- всеми опорами (схема «4»);
- двумя опорами (схема «2 – 2»);
- одной опорой (схема «1 – 2 – 1»).

По результатам математического моделирования и сравнительного анализа результатов отметим следующее:

1. Посадочный модуль заданной конструктивной схемы в процессе посадки на поверхность грунтовой модели при заданных начальных условиях сохранил устойчивость.

2. Максимальная величина продольной составляющей перегрузки N_y соответствует посадке ПсМ на горизонтальную поверхность с максимальной величиной вертикальной составляющей скорости, с нулевыми значениями угла тангажа и боковой составляющей скорости. Максимальное значение продольной составляющей перегрузки, равное 5,42 единицам, зафиксировано при посадке на абсолютно жесткий грунт с коэффициентом трения $\mu=0,55$.

3. Возникновением критической ситуации из-за минимального расстояния от поверхности до базовой плоскости ПсМ (минимального клиренса), величина

составила 0,417 м, следует принять условия подхода по схеме «1 – 2 – 1» с положительным начальным значением угла тангажа и движением по склону.

4. С точки зрения максимального хода амортизатора (до 0,113м) следует принять расчетный случай посадки по схеме «1 – 2 – 1» с отрицательным начальным значением угла тангажа при движении на склон и расчетный случай посадки по данной схеме с положительным начальным значением угла тангажа при движении по склону.

2. РЕЗУЛЬТАТЫ ИСПЫТАНИЙ НАТУРНО-ГАБАРИТНОГО МАКЕТА ПОСАДОЧНОГО МОДУЛЯ

2.1 Объект испытаний

Испытаниям подвергался натурный габаритно-массовый макет (НГММ) посадочного модуля (ПсМ) «ЭкзоМарс».

Конструктивно-силовая схема НГММ ПсМ «ЭкзоМарс» представлена на рисунке 2.1.1. Внешний вид НГММ представлен на рисунке 2.1.2

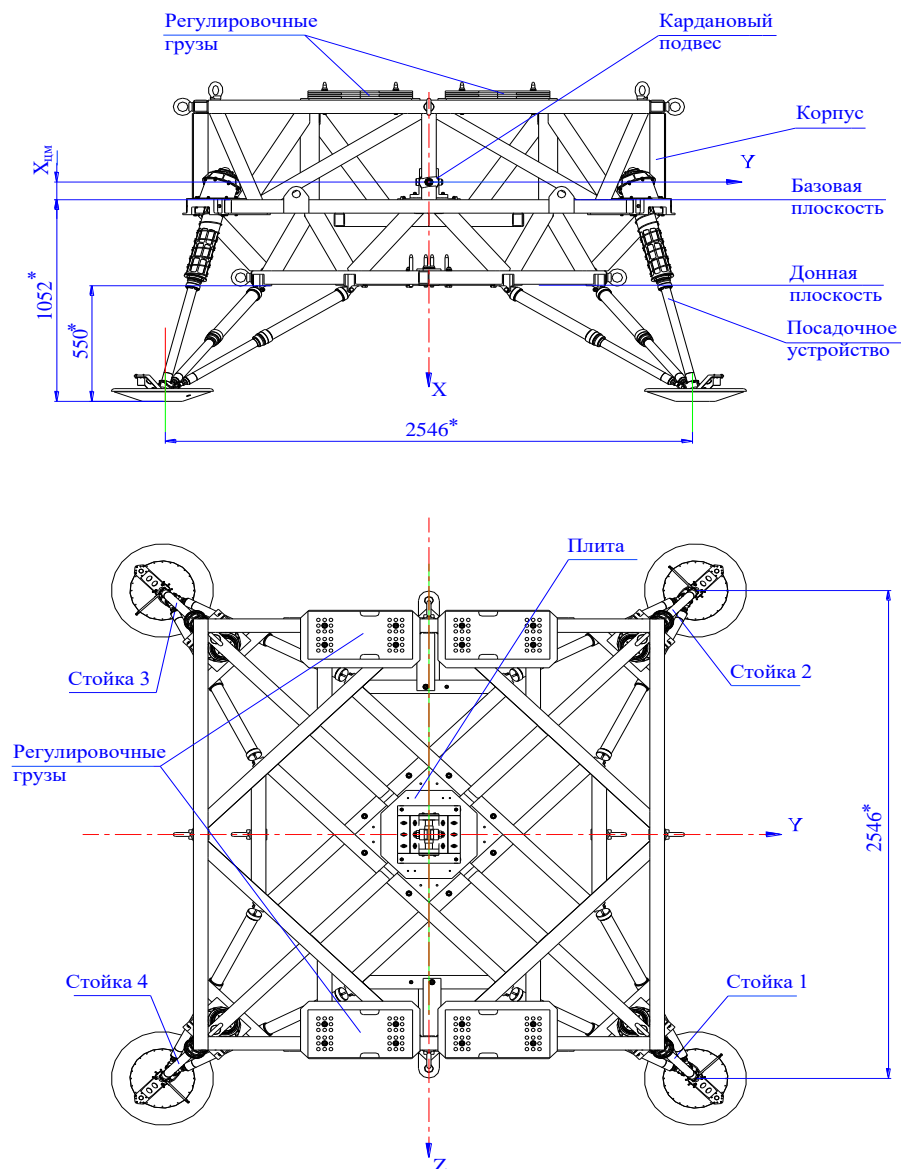


Рисунок 2.1.1 – Компонентная схема НГММ ПсМ «ЭкзоМарс»



Рисунок 2.1.2 – Внешний вид НГММ ПсМ «ЭкзоМарс»

Массово-инерционные характеристики и положение центра масс объекта испытаний, в соответствии с расчетом масс, центров масс и моментов инерции, имеют следующие значения.

Масса – 1169,4 кг;

Моменты инерции:

$$J_x = 1285,3 \text{ кг}\cdot\text{м}^2;$$

$$J_y = 854,8 \text{ кг}\cdot\text{м}^2;$$

$$J_z = 742,4 \text{ кг}\cdot\text{м}^2;$$

$$Y_{\text{цм}} = 0,656 \text{ м (от донной плоскости);}$$

$$X_{\text{цм}} = 0;$$

$$Z_{\text{цм}} = 0.$$

Основным конструктивно-силовым элементом НГММ является корпус, выполненный в виде фермы и комплектуется штатным посадочным устройством (ПУ).

В состав ПУ включено четыре стойки. Конструктивная схема стойки представлена на рисунке 2.1.3. Каждая стойка состоит из амортизатора, двух подкосов и опоры (пяты). Верхние концы подкосов и амортизатора шарнирно крепятся к кронштейнам, установленным на корпусе изделия. Нижний конец амортизатора шарнирно связан с подкосами. Пята установлена на сферической опоре, закрепленной на амортизаторе. В составе каждого из четырех амортизаторов имеется 4 ленты.

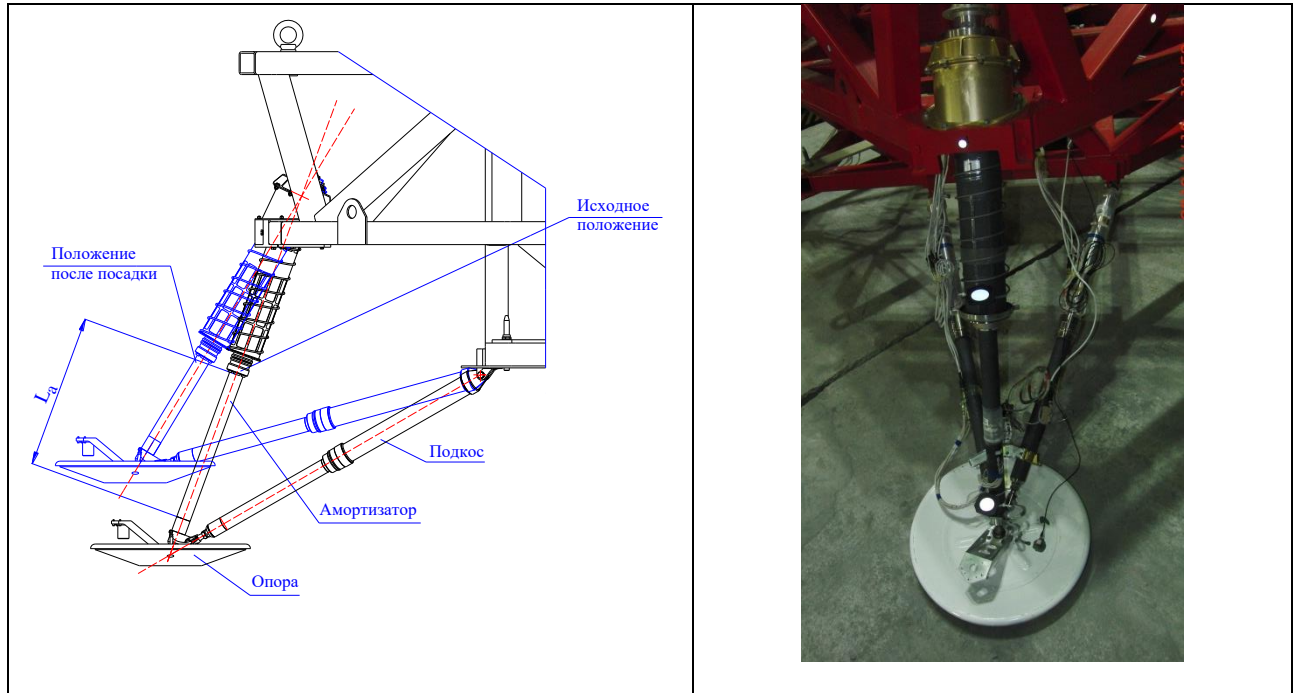


Рисунок 2.1.3 – Конструктивная схема стойки.

На объекте испытаний устанавливаются средства измерений, обеспечивающие регистрацию составляющих ускорения в различных точках НГММ, деформации подкосов и амортизаторов, момента касания в процессе испытаний.

Карданный подвес устанавливается в центре масс объекта испытаний с возможностью регулировки его положения по трем осям ± 10 мм. Карданный подвес является конструктивным элементом, с помощью которого осуществляется связь НГММ ПсМ и системы, обеспечивающей разгрузку данного изделия по весу (обезвешивание) и возможность разворота относительно собственных осей в ходе эксперимента.

2.2 Цели и задачи испытаний

Цели испытаний:

- проверка функционирования посадочного устройства ПсМ «ЭкзоМарс» в процессе посадки в условиях, приближенных к натурным условиям (с моделированием марсианской гравитации и посадки на марсианский грунт-аналог);
- получение экспериментальных данных процесса посадки ПсМ.

Задачи испытаний:

- подготовка и проведение испытаний ПсМ при заданных условиях подхода к поверхности грунта-аналога;
- измерение скорости и угла наклона продольной оси ПсМ к местной вертикали в момент подхода его к посадочной поверхности;
- измерение значений составляющих ускорения на ПсМ и опорах, составляющих вектора угловой скорости объекта испытаний, деформаций в подкосах и амортизаторах, ходов амортизаторов;
- определение по окончании испытаний деформации опор, если они имеют место, и измерение деформаций грунта-аналога в местах контакта с опорами;
- измерение силы обезвешивания;

2.3 Виды, последовательность и объем испытаний

Виды, объем и последовательность режимов испытаний приведены в таблице 2.3.

Таблица 2.3.

№ Режима	V _в , м/с	θ ₀ , градус	Схема сброса на опоры	α, градус	Ссылка на рис.	Модель грунта	Количество фиксаторов касания	Накладки из пеноплас- та
1	2,0	0,0	2-2	15	А.3а	бетон	0	да
2	2,0	0,0	4	0	А.3б	бетон	1	да
3	2,0	7,0	2-2	15	А.3в	бетон	2	Да
4	2,0	0,0	4	0	А.3б	Грунт- аналог	1	нет
5	2,0	7,0	2-2	15	А.3в	Грунт- аналог	2	нет
6	2,0	0,0	4	0	А.3б	бетон	0	нет

Испытания проводились при следующих климатических условиях:

- атмосферное давление от 84 до 107 кПа (от 630 до 790 мм рт. ст.);
- относительная влажность до 70 %;
- температура окружающей среды от плюс 15 до плюс 35 °С.

Схемы подхода представлены на 2.3.1.

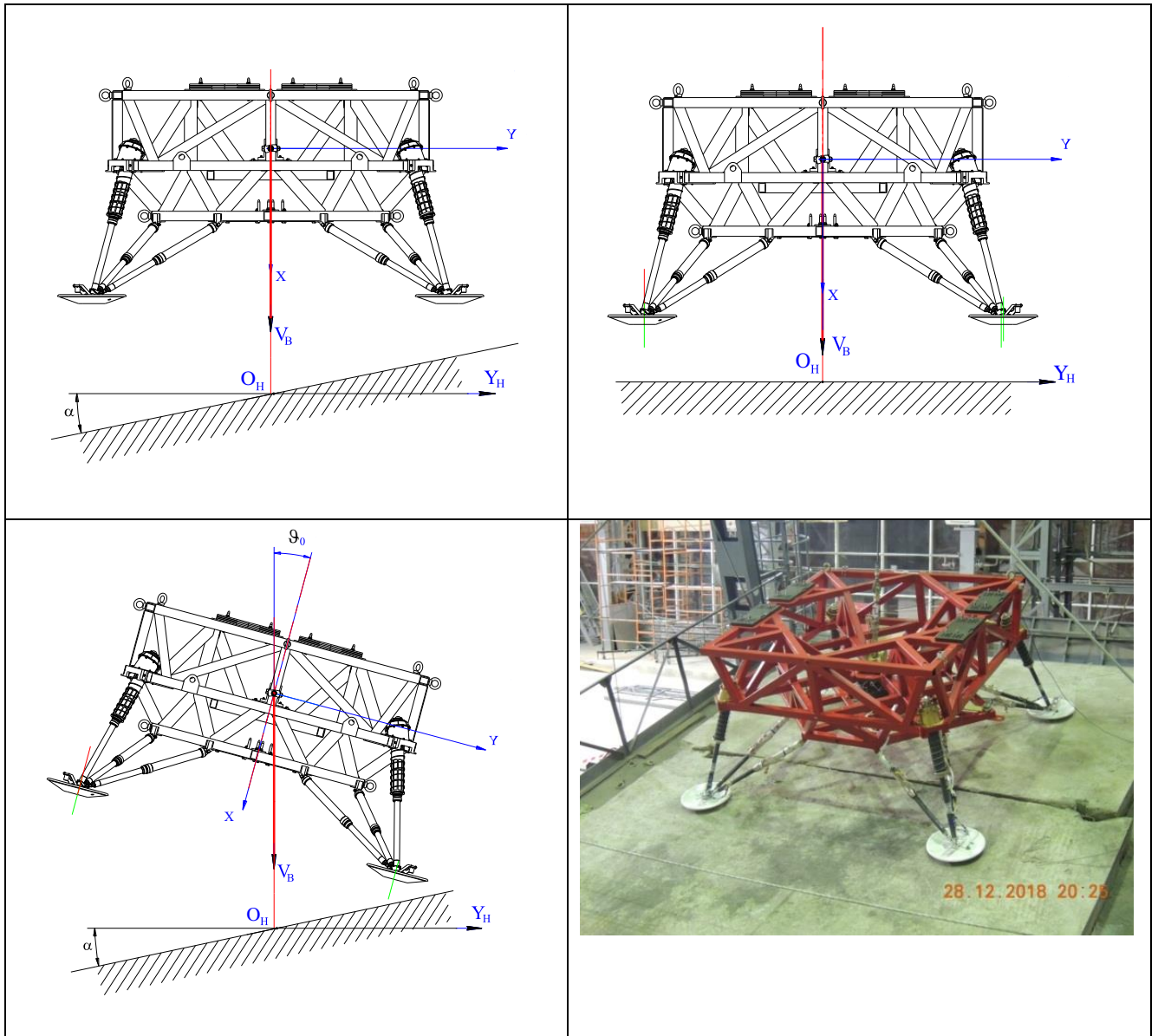


Рисунок 2.3.1– Параметры подхода ПсМ «ЭкзоМарс»

2.4 Средства измерений применяемые для проведения испытаний

Перед проведением испытаний проведены подготовительные мероприятия при помощи дальномера лазерного Leica Disto S910.

Для измерения скоростей, угловых скоростей и ходов амортизатора была применена фотограмметрическая система.

Достоинствами фотограмметрической системы являются:

1) возможность производить слежение и измерения относительно центра масс макета посадочной платформы – реализуется программным обеспечением;

2) контроль всех указанных параметров – пространственного положения, угловой ориентации и хода амортизаторов;

При этом, к недостаткам можно отнести дороговизну оборудования (для определения всех параметров необходимо не менее четырех камер) и зависимость от внешних условий измерений (в основном – запыленность и солнечные лучи).

AICON MoveInspect HF4 (Рис. 2.4.1) – это оптическая мобильная координатно-измерительная система, которая позволяет проводить трехмерные измерения динамических процессов, таких как перемещений, деформаций, а также осуществлять высокоточный контроль, слежение и позиционирование объектов в промышленных цеховых условиях. Система способна производить запись любого числа измеряемых точек без ограничений продолжительности съемки с частотой до 1000 Гц .



Рисунок 2.4.1 Система AICON MoveInspect HF4

Технические характеристики представлены в таблице 2.4.1.

Таблица 2.4.1

Параметр	Описание
Модель камеры	TraceCamF MC4024
Тип матрицы	CMOS (КМОП)
Тип вспышки	LED-вспышка
Частота съемки, Гц	До 500 (при полном кадре) 1000 (при половине кадра)
Протокол передачи данных	TCP/IP
Общая СКО на 1 м ³ , мм	До 0.1
Фокусное расстояние, мм	16
Размер сенсора, мм (пкс)	16.352x12.096 (2336x1728)
Размер пикселя, мкм	7

Для того, чтобы все расчеты пространственного положения и угловой ориентации велись относительно центра масс макета посадочного модуля, необходимо создать его модель, состоящую из координат центров светоотражающих меток, закрепленных на корпусе макета. Для этого необходимо фотооборудование, которое способно получить эти координаты. Система AICON DPA (Рис. 2.4.2) – это портативная координатно-измерительная «машина», которая использует ручную фотокамеру для сбора данных.



Рисунок 2.4.2 Система AICON DPA

Система DPA рассчитана на широкий спектр применений. Она может измерять объекты от нескольких миллиметров до десятков метров.

Технические характеристики системы представлены в таблице 2.4.2.

Таблица 2.4.2

Параметр	Описание
Модель камеры	Canon 5Ds
Разрешение, мм (пкс)	35.968x23.979 (8688x5792)
Фокусное расстояние, мм	28.487
Тип камеры	Неметрическая с метрическим объективом
Максимально допустимая погрешность определения длин линий (MPE)*	$15 \text{ мкм} + 15 \text{ мкм} * L_{\text{диагональное}}(\text{м})$
СКО определения координат цели	$2 \text{ мкм} + 5 \text{ мкм/м}$
Максимальная погрешность определения координат цели	$3 \text{ мкм} + 7 \text{ мкм/м}$

Для работы системы AICON MoveInspect HF4 в системе координат станда, необходимо осуществить ее привязку посредством тахеометра. Для бросковых испытаний был использован тахеометр Leica TDRA 6000.

AICON MoveInspect Pilot (Рис. 2.4.3) – программное обеспечение для управления фотограмметрической системой MoveInspectHF4 и ей подобными, которое позволяет проводить калибровку системы (внутреннее ориентирование камер и взаимное ориентирование системы камер), создавать тест-объекты для калибровок, адаптеры для проведения измерений и эталоны для осуществления привязки камер (внешнее ориентирование), записывать проекты измерений динамических процессов, а также конфигурировать настройки камер.

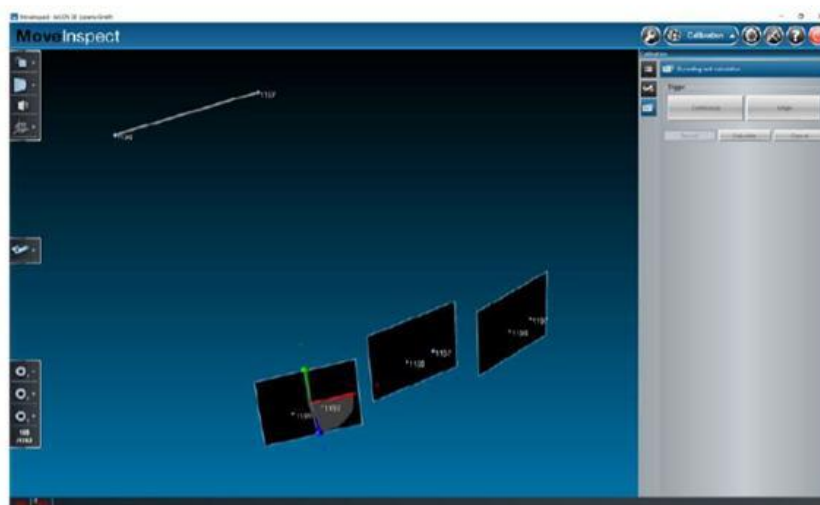


Рисунок 2.4.3 Интерфейс ПО AICON MoveInspect Pilot

AICON 3D Studio – программное обеспечение для обработки и анализа трехмерных измерений, полученных с фотограмметрических систем.

Основным назначением программы является анализ деформаций для двух и более циклов измерений, однако, также в ней возможно проводить калибровку цифровых камер системы AICON DPA, проводить измерения в режиме реального времени, обрабатывать DPA-измерения.

NRK Spatial Analyzer — это метрологический и аналитический программный пакет широкого назначения, разработанный для быстрого получения данных измерений, проверки их достоверности и выполнения комплексного анализа геометрических характеристик обмеряемых объектов или уравниваемых геодезических сетей.

В Spatial Analyzer (SA) организована собственная внутренняя база данных, визуальное воспроизведение всей информации в графической форме, вычислительные модули, выполняющие аппроксимацию и оптимизацию принимаемой информации.

Подготовительные работы состоят из:

- Создания геодезической опорной сети для проведения измерений в системе координат стенда;
- Фотосъемки макета посадочной платформы для создания её модели, состоящей из координат светоотражающих меток, размещенных на раме.
- Монтажа, калибровки и привязки фотограмметрической съемочной системы.

Пространственное положение и угловую ориентацию макета необходимо получать относительно горизонтальной плоскости и при определенном направлении осей системы координат (СК). Для этого создана СК стенда, в которой:

- за начало системы координат принята точка, расположенная на расстоянии 12 м от центра стола стенда таким образом, чтобы получаемые координаты имели положительные значения;
- ось Z направлена вертикально вверх – перпендикулярно горизонтальной плоскости;

- ось Y направлена вдоль направляющих наклонного стенда;
- ось X дополняет систему до правой;

Отсюда следует, что плоскость XY горизонтальна.

СК реализована закрепленными на капитальных стенах здания магнитными пунктами, что обеспечивает установку на них отражателя Leica Break Resistant Reflector.

В процессе фотосъемки макета посадочной платформы определяются координаты светоотражающих меток, закрепленных на корпусе макета. Так как пространственное положение определяется относительно центра масс макета, то необходимо найти его координаты.

На корпусе макета закрепляются кодовые и некодвые светоотражающие цели для работы системы AICON MoveInspect HF4, а также связующие кодовые цели для фотосъемки.

Связующие кодовые метки необходимы для формирования по снимкам одной общей модели. Аналогом таких меток в аэрофотосъемке являются связующие точки в зонах тройного и поперечного перекрытий. Координаты таких точек заранее не известны.

Система координат получаемой модели строится по специальному кресту (Reference cross), который входит в комплект системы DPA.

Для масштабирования модели используются две масштабных жезла, которые закрепляются в удобном месте на макете так, чтобы один жезл был примерно перпендикулярен другому.

Фотосъемка с использованием светоотражающих меток предполагает специальную настройку камеры таким образом, чтобы на фотоснимке на темном фоне были видны только метки (рисунок 2.4.4).



Рисунок 2.4.4 Пример фотоснимка

Стоит заметить, что использование вспышки для светоотражающих меток обязательно. Результатом съемки являются точки центров светоотражающих меток на макете, после чего создается модель макета представленная на рисунке 2.4.5

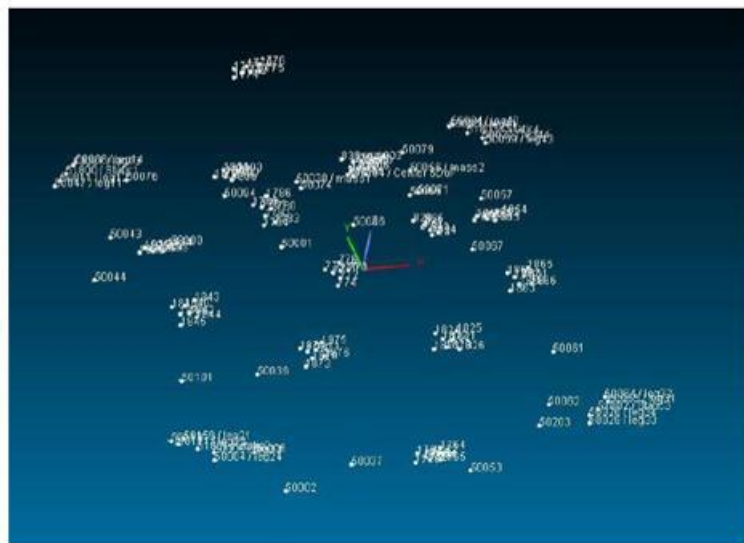


Рисунок 2.4.5 Модель макета

После того, как модель отфильтрована, в ней задается система координат макета – для правильного определения его угловой ориентации. Для этого необходимо на макете иметь точки, по которым можно задать такую систему координат, либо использовать САD-модель макета. Обычно на макете присутствуют риски, указывающие направления осей. Центр масс макета берется либо из САD – модели, либо рассчитывается примерное его расположение по светоотражающим целям.

Для того, чтобы результатом работы системы AICON MoveInspect HF4 были координаты центра масс, а также его углы Эйлера макета, в ПО AICON 3D Studio необходимо создать адаптер. Адаптер – это совокупность трехмерных точек, по которым рассчитывается одна или несколько других точек, называемыми целевыми. Другими словами, по меткам, закрепленным на макете (точки адаптера), вычисляется всего одна точка – центр масс (целевая точка). Фотограмметрическая система AICON MoveInspect HF4 состоит из 4 камер, которые закреплены на двух специальных балках (Рис. 2.4.6) по две камеры на каждой.



Рисунок 2.4.6 Балка, на которой закрепляются камеры

Такая их конфигурация образует две системы камер, работающих синхронно по времени и частоте, но независимо друг от друга. Каждая камера ориентируется на предполагаемое место сброса макета благодаря поворотной голове, на площадке которой она закрепляется. Ориентирование камер производится вручную, по размеченным на поверхности площадки для сброса светоотражающим меткам.

Для привязки фотограмметрической системы необходимо, чтобы в поле зрения камер находились светоотражающие метки с известными координатами. Для этого макет посадочной площадки располагают в поле зрения камер, а затем, после измерения пунктов опорной геодезической сети, тахеометром находят координаты нескольких меток на раме макета. В ПО AICON 3D Studio производится трансформация из локальной системы координат макета в СК стенда. Благодаря функции «One-shot referencing» производится трансформация из СК левой камеры

фотограмметрической системы в СК станда. Для успешного преобразования координат в поле зрения камер необходимо иметь не менее 4-х кодовых меток. Таким образом, динамические измерения выполняются в системе координат броскового станда.

Ход амортизатора – это изменение длины амортизатора опоры при её взаимодействии с грунтом на поверхности площадки в процессе сброса макета посадочной платформы космического аппарата. При решении этой задачи необходимо для каждой опоры иметь статическую точку, которая не изменяет своего положения на всем протяжении сброса и подвижную, из изменения положения которой возможно получить ход амортизатора.

Используя фотограмметрический метод на раме макета, необходимо иметь светоотражающие цели, которые будет отслеживать система MoveInspect HF4.

Отдельно следует выделить светодиодные метки (Рис. 2.4.7), которые позволяют выполнять измерения при неблагоприятных внешних условиях. Следует отметить, что использование таких целей для высокоскоростных фотограмметрических систем является направлением дальнейших исследований, однако некоторые решения уже реализованы и успешно используются на производстве.



Рисунок 2.4.7 Светодиодная цель

Частота записи выбрана максимальная в 500 Гц. Запись в ПО начинается перед началом движения макета. После того, как макет полностью остановился, запись прекращается и ПО производит оценку, сохранение проекта и экспорт координат.

Обработка результатов заключается в составление протокола в офисном пакете Microsoft Excel, который структурно состоит из:

- Титульной страницы с параметрами и результатами сброса;
- Таблиц с расчетами;
- Графической части, которая представляет собой графики зависимостей искомых величин от времени.

В протоколе указываются трехмерные координаты точки центра масс, угловые вращения макета (углы крена, тангажа и рыскания), по которым рассчитываются скорости по каждой из осей координат. Так же в процессе испытаний использовались классические средства измерения для измерения следующих величин:

- Составляющие вектора ускорения;
- Составляющие вектора угловой скорости;
- Силы обезвешивания;
- Хода амортизатора (до и после испытания);
- Продольной деформации подкосов и амортизаторов.

2.5 Методика проведения испытаний

Перед проведением испытаний проведены подготовительные мероприятия:

Произведены методические сбросы имитатора НГММ ПсМ «ЭкзоМарс» для подтверждения реализации требуемых параметров подхода к поверхности.

Для реализации в соответствии с таблицей 1 сброса объекта испытаний на бетон произведена укладка бетонных плит на площадку сброса поворотную.

На объект испытаний установлены средства измерений, указанные в пункте 2.4, произведено подключение средств измерений.

Определялась масса объекта испытаний и положение центра масс.

Испытания изделия ПсМ проводились в следующей последовательности:

Площадка сброса для каждого режима испытаний устанавливалась под заданным углом наклона с допускаемым отклонением $\pm 0,5$ угловых градуса и закреплялась с помощью регулируемых опор. Измерение угла наклона проводились с помощью дальномера лазерного Leica Disto S910.

Производился внешний осмотр ПсМ на наличие внешних повреждений, трещин в сварных соединениях, деформации элементов конструкции (не обнаружено). Производилось измерение начальной длины штока амортизаторов КА с помощью дальномера лазерного Leica Disto S910.

Производилась подготовка к работе средства измерений.

Объект испытаний устанавливался краном на посадочную поверхность.

Включалось электропитание стенда.

Проверялась работоспособность электрозамка ВТ-ДГ6 трехразовым срабатыванием.

Амортизатор системы обезвешивания приводился в технологическое состояние. Используя штатный узел подвеса трос системы обезвешивания и трос системы подъема прикреплялся к объекту испытаний.

ПсМ закреплялось на замке электромеханическом ВТ-ДГ6. Амортизатор системы обезвешивания приводился в рабочее состояние.

Производился подъем объекта испытаний на высоту 1 м с допускаемым отклонением $\pm 0,2$ м от поверхности грунта-аналога. Контроль высоты осуществлялся дальномером лазерным Leica Disto S910. Производилось измерение начальной длины штока амортизаторов La с помощью дальномера лазерного Leica Disto S910.

Устанавливался заданный угол наклона оси ОХ объекта испытаний относительно гравитационной вертикали с допускаемым отклонением $\pm 0,5$ угловых градусов. Измерение угла наклона проводилось с помощью дальномера лазерного Leica Disto S910.

Производился спуск объекта испытаний до первого касания опорой посадочной поверхности. Электрелебедкой системы обезвешивания обеспечивалась сила обезвешивания на ПсМ, составляющая 62 % от веса ПсМ «ЭкзоМарс», с допускаемым отклонением ± 700 Н. Контроль силы производился с помощью динамометра.

Лебедкой системы сброса объект испытаний поднимался на высоту, которая определялась расчетным путем и уточнялась в ходе проведения подготовительных мероприятий. Высота Н измерялась с помощью дальномера лазерного Leica Disto S910.

Производились подготовка к работе и запуск скоростных фото-видео камер.

Производился сброс объекта испытаний.

После остановки объекта испытаний производилось отключение скоростных фото-видео камер и отключение средств измерений.

С помощью электролебедки производилось снятие нагрузки с системы обезвешивания. Объект испытаний отстыковывался от штатного узла подвеса.

Отключалось электропитание стенда.

Производились измерения расстояний от поверхности аналога грунта до донной плоскости ПсМ в четырех точках с помощью дальномера лазерного Leica Disto S910.

Производились внешний осмотр объекта испытаний и проверка сварных швов. Производились измерения длины штока амортизаторов с помощью дальномера лазерного Leica Disto S910.

Фиксировалось на фотокамеру следы (кратеры) на грунте от опор. С помощью штангенциркуля ШЦ-П-250-0,05 производились измерения глубин кратеров.

С помощью крана объект испытаний перемещался с площадки на бетонное основание.

Производилось считывание информации со средств измерений с помощью ПК и производилась обработка данной информации.

Для проведения последующих сбросов в соответствии с таблицей 1 производились демонтаж и переборка амортизаторов с заменой деформируемых лент. Перед установкой амортизаторов производилась проверка функционирования посадочного устройства.

Конструктивная схема стенда отработки динамики посадки представлена на рисунке 2.5.1

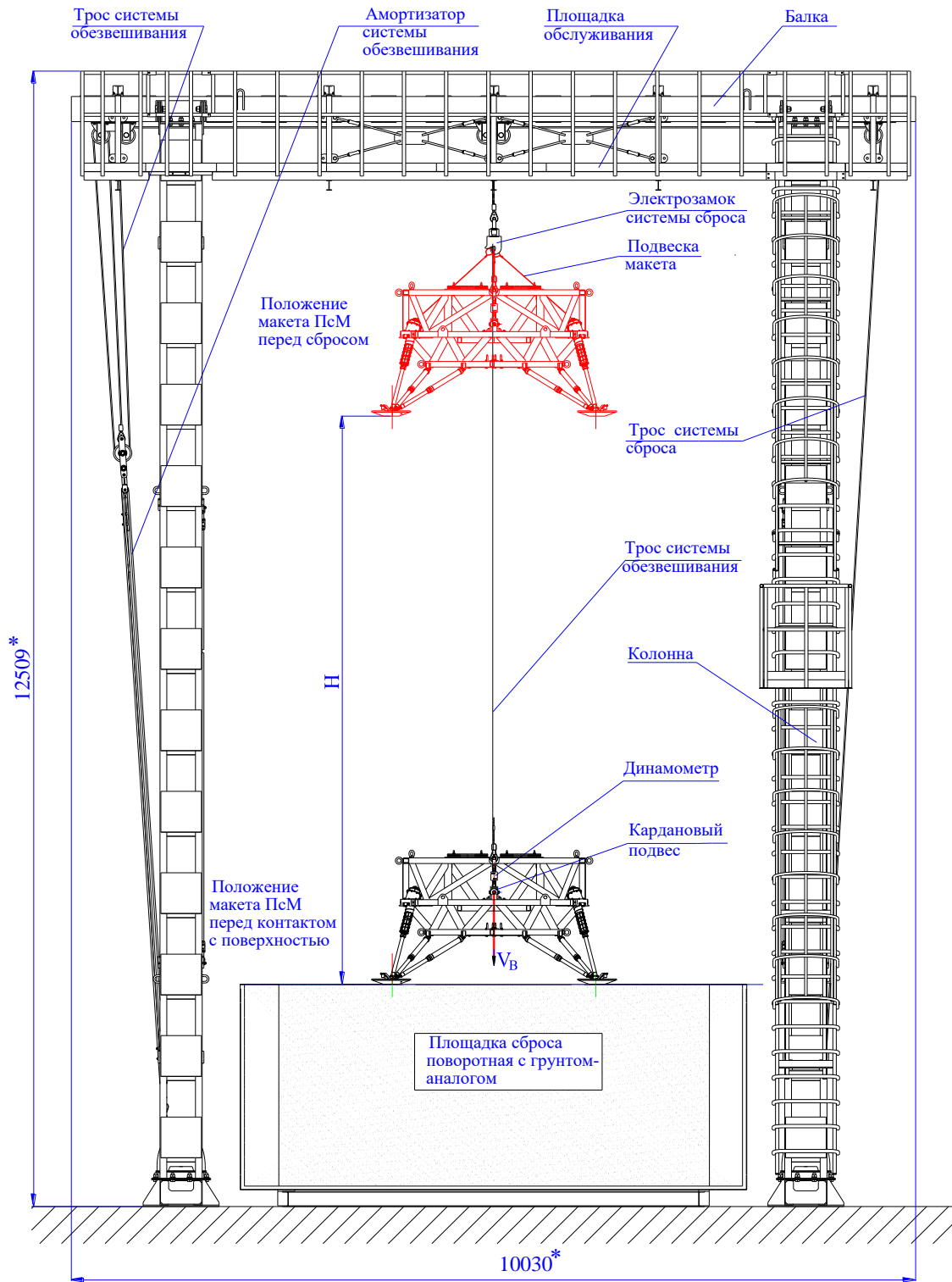


Рисунок 2.5.1 – Конструктивная схема стенда отработки динамики посадки.

2.6 Результаты испытаний

Результаты испытаний по программе представлены в таблице 2.6.

Таблица 2.6

№ сброса	Скорость по оси Z (м\с)	Угол по оси X (град.)	Примечание
1	2,02	0,98	На макете повреждений и поломок не обнаружено. Результаты испытаний положительные.
2	1,92	0,92	На макете повреждений и поломок не обнаружено. Результаты испытаний положительные.
3	2,04	7,36	На макете повреждений и поломок не обнаружено. Результаты испытаний положительные.
4	1,87	0,68	На макете повреждений и поломок не обнаружено. Результаты испытаний положительные.
5	2,14	7,29	На макете повреждений и поломок не обнаружено. Результаты испытаний положительные.
6	2,02	0,2	На макете повреждений и поломок не обнаружено. Результаты испытаний положительные.

В ходе проведения испытаний для режима сброса №1 проведены измерения и зарегистрированы значения следующих параметров:

- составляющих вектора линейной скорости центра масс объекта испытаний от момента времени первого контакта с поверхностью опоры до полной остановки объекта испытаний на поверхности;

- угла наклона продольной оси объекта испытаний от момента времени первого контакта с поверхностью опоры до полной остановки объекта испытаний на поверхности.

В ходе проведения испытаний для режимов сброса с № 2 по № 6 проведены измерения и зарегистрированы значения следующих параметров:

- составляющих вектора линейной скорости центра масс и угловой скорости объекта испытаний от момента времени первого контакта с поверхностью до полной остановки объекта испытаний на поверхности;

- угла наклона продольной оси объекта испытаний от момента времени первого контакта с поверхностью до полной остановки объекта испытаний;

- составляющих ускорения по трем осям на корпусе объекта испытаний на участке спуска и посадки в шести точках;

- силы обезвешивания от момента времени срабатывания электрозамка до полной остановки объекта испытаний на поверхности;

- ходов амортизаторов в процессе посадки.

2.7 Выводы к главе

Выполнен полный объем испытаний динамики посадки макета ПсМ.

Проверена функционирования посадочного устройства ПсМ «ЭкзоМарс» в процессе посадки в условиях, приближенных к натурным условиям (с моделированием марсианской гравитации и посадки на марсианский грунт-аналог);

Получены экспериментальных данных процесса посадки ПсМ.

Реализованные в ходе проведения испытаний параметры подхода объекта испытаний к посадочной поверхности соответствуют требуемым согласно таблице 1 параметрам с допускаемым отклонением:

- по скорости $\pm 0,3$ м/с;
- по углу $\vartheta_0 \pm 1,0^\circ$.

Для каждого из амортизаторов посадочного устройства максимальный ход не превысил предельно допустимое значение 0,185 м.

3. АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ ИСПЫТАНИЙ ДИНАМИКИ ПОСАДКИ

3.1 Обработка экспериментальных данных с вибропреобразователей

Составляющие ускорения являются основными параметрами, по которым проводится сравнительный анализ результатов испытаний и результатов математического моделирования динамики посадки макета ПсМ на поверхность, имитирующую поверхность планеты.

В данном разделе были использованы экспериментальные данные, представленные с вибропреобразователей, имеющих следующую маркировку:

- AP2038-10-1(8089);
- AP2038-10-2(8090);
- AP2038-100-1(8129);
- AP2038-100-2(8132).

Перед проведением сравнительного анализа проведена обработка данных с вибропреобразователей. Последовательность обработки продемонстрирована на примере обработки данных с вибропреобразователя - AP2038-10-1(8089), полученных в ходе испытаний на режиме № 2.

Исходными данными являются три составляющие ускорения A_x , A_y и A_z , характер изменения которых по времени представлен в виде графиков на рисунках 3.1.1; 3.1.4 и 3.1.7. На начальном этапе проводилась обработка данных фильтром низких частот с частотой среза 50 и 100 Гц. Для проведения данной операции применялась программа WinПОС. Результаты обработки приведены на рисунках 3.1.2; 3.1.5 и 3.1.8 для трех составляющих ускорения. Изменение по времени составляющих ускорения на выделенном интервале времени представлено на рисунках 3.1.3; 3.1.6 и 3.1.9.

В дальнейшем, ввиду незначительных отличий результатов, полученных после обработки фильтром с частотой среза 50 Гц, и результатов, полученных после обработки фильтром с частотой среза 100 Гц, для фильтрации использовался последний.

После фильтрации по имеющимся составляющим ускорения A_x и A_y определяется боковая составляющая A_B , как сумма двух векторов.

Аналогичным образом была проведена обработка экспериментальных данных с других вибропреобразователей. Результаты обработки для второго режима испытаний представлены в виде графиков на рисунках 3.1.1 – 3.1.17. Перед проведением сравнительного анализа составляющие ускорения преобразуются в проекции на оси связанной с макетом системы координат.

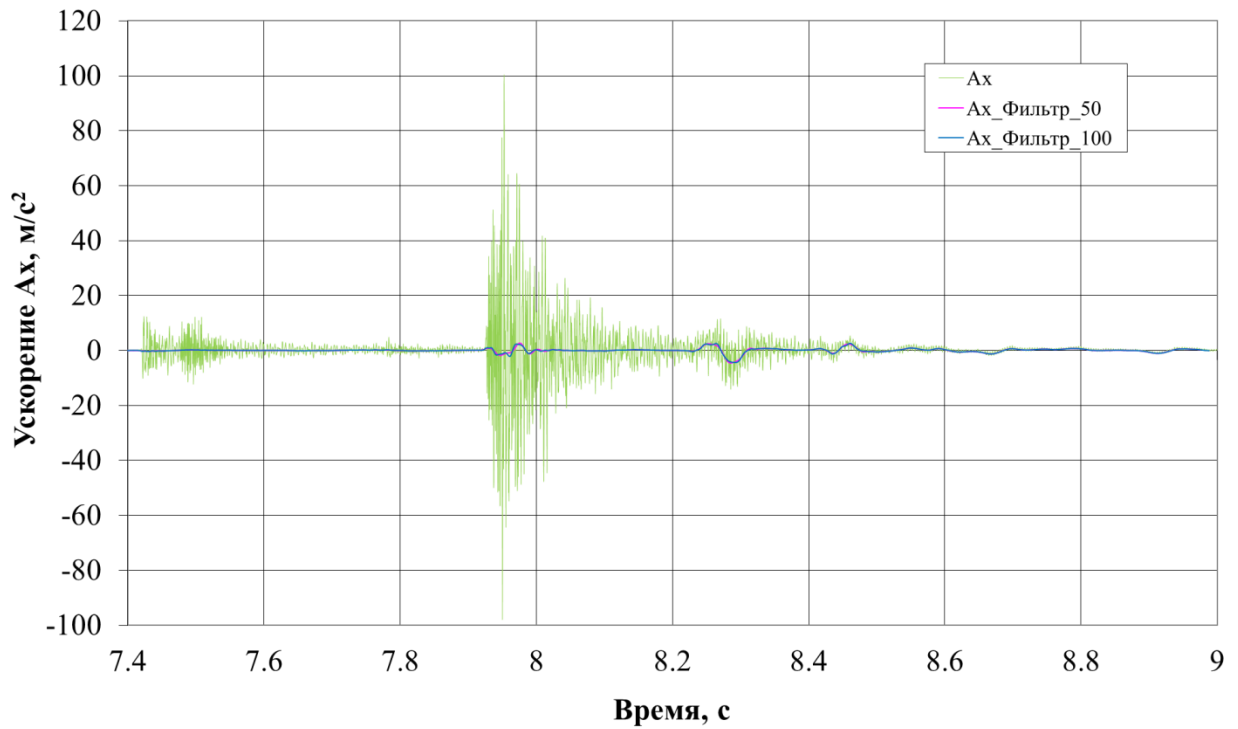


Рисунок 3.1.1 – Режим № 2. Изменение по времени составляющей ускорения A_x

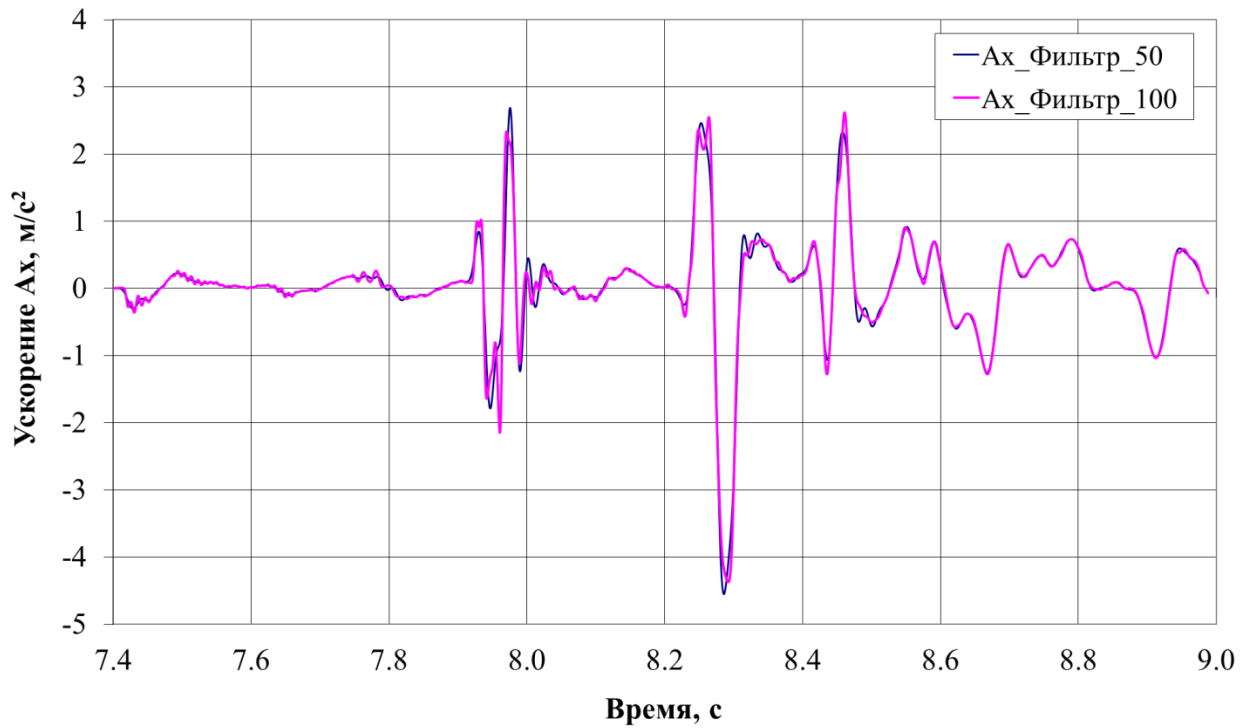


Рисунок 3.1.2 – Режим № 2. Изменение по времени составляющей ускорения A_x в процессе посадки после обработки фильтром

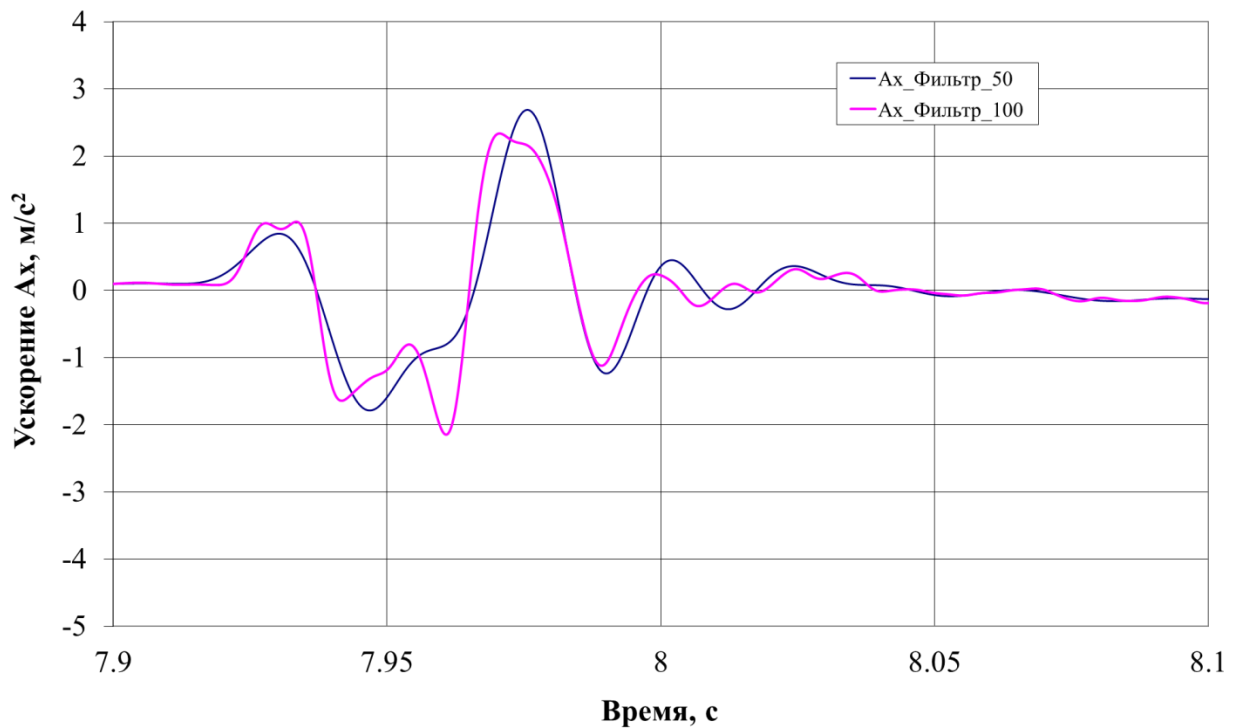


Рисунок 3.1.3 – Режим № 2. Изменение по времени составляющей ускорения A_x в процессе посадки на выделенном интервале времени

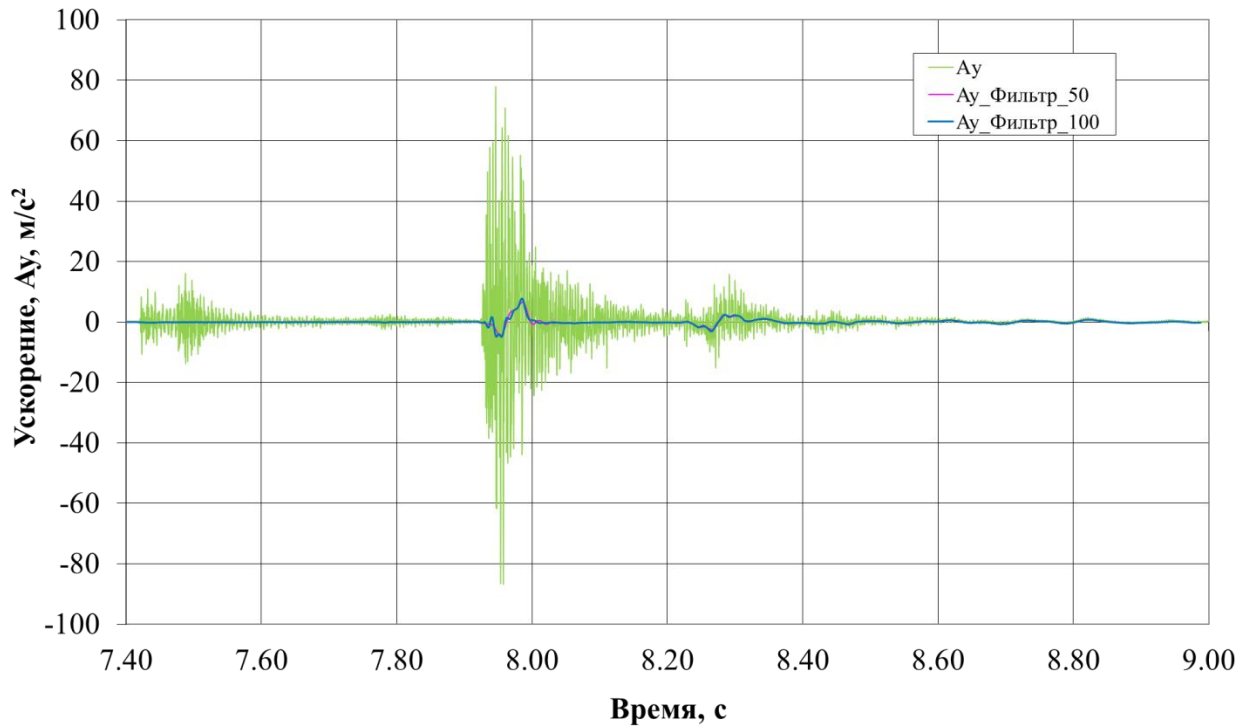


Рисунок 3.1.4 – Режим № 2. Изменение по времени составляющей ускорения A_y в процессе посадки

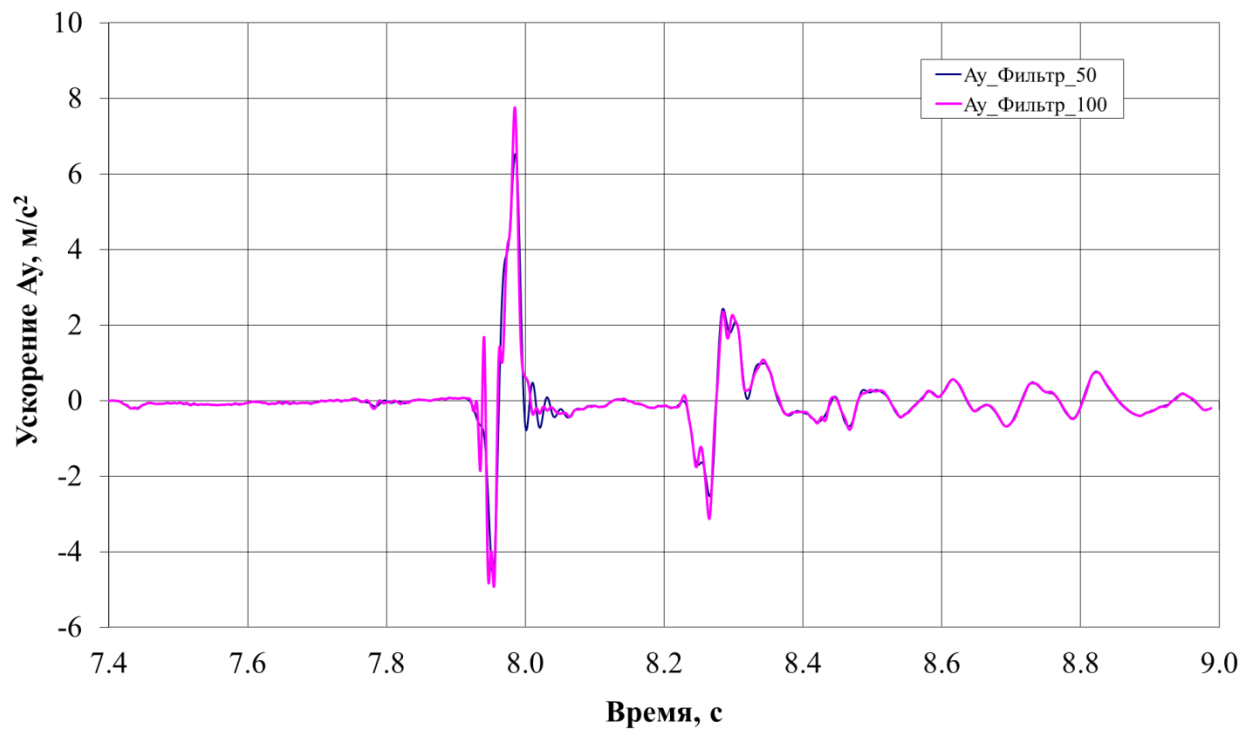


Рисунок 3.1.5 – Режим № 2. Изменение по времени составляющей ускорения A_y в процессе посадки после обработки фильтром

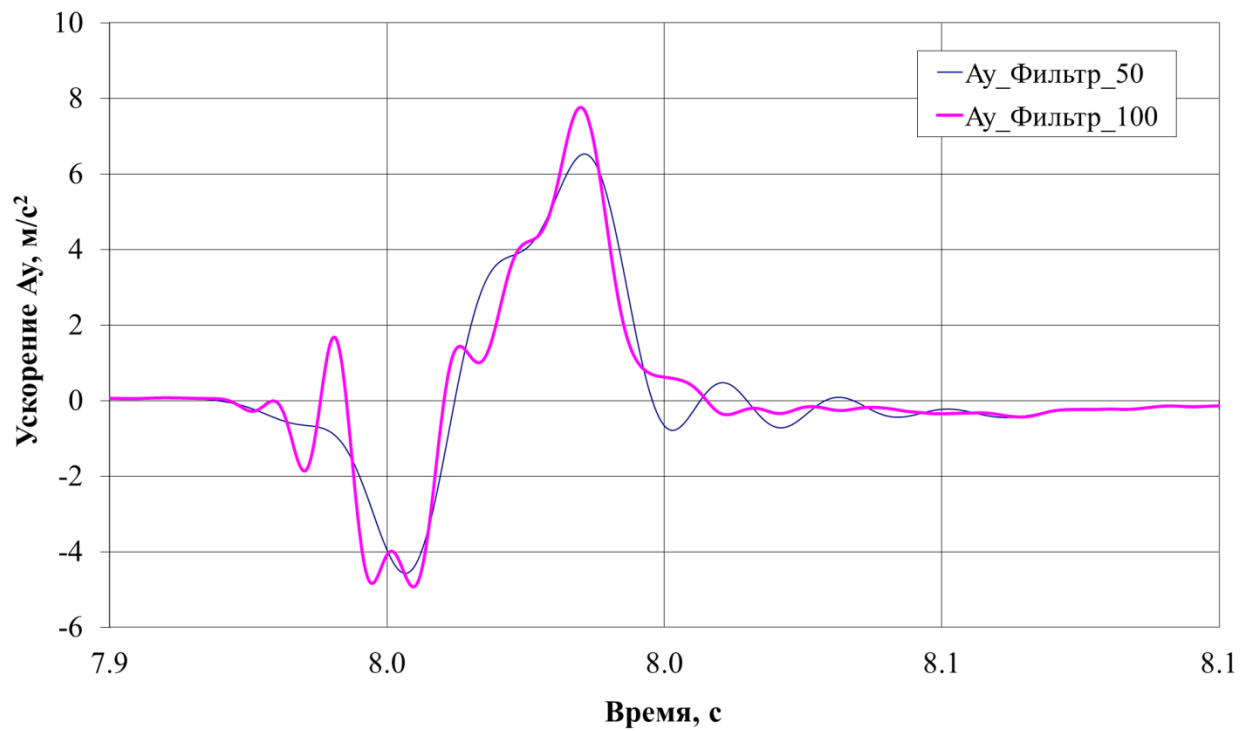


Рисунок 3.1.6 – Режим № 2. Изменение по времени составляющей ускорения A_y в процессе посадки на выделенном интервале времени

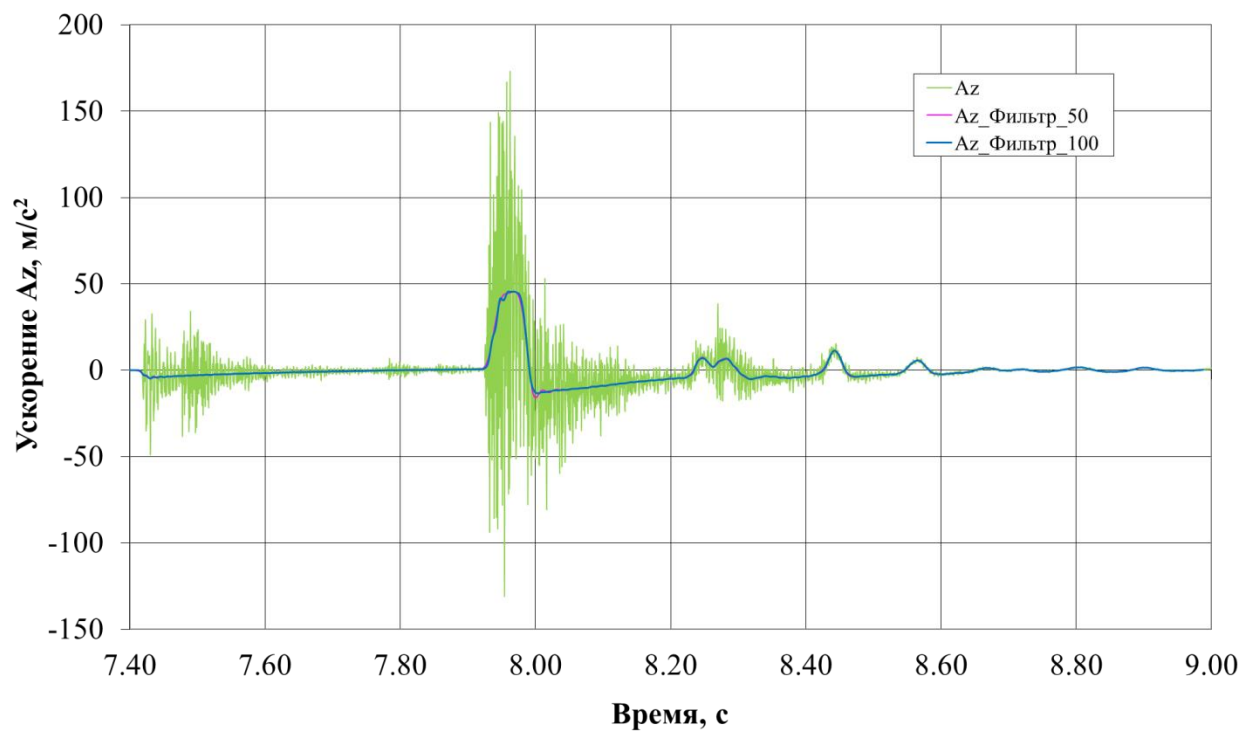


Рисунок 3.17 – Режим № 2. Изменение по времени составляющей ускорения A_z в процессе посадки

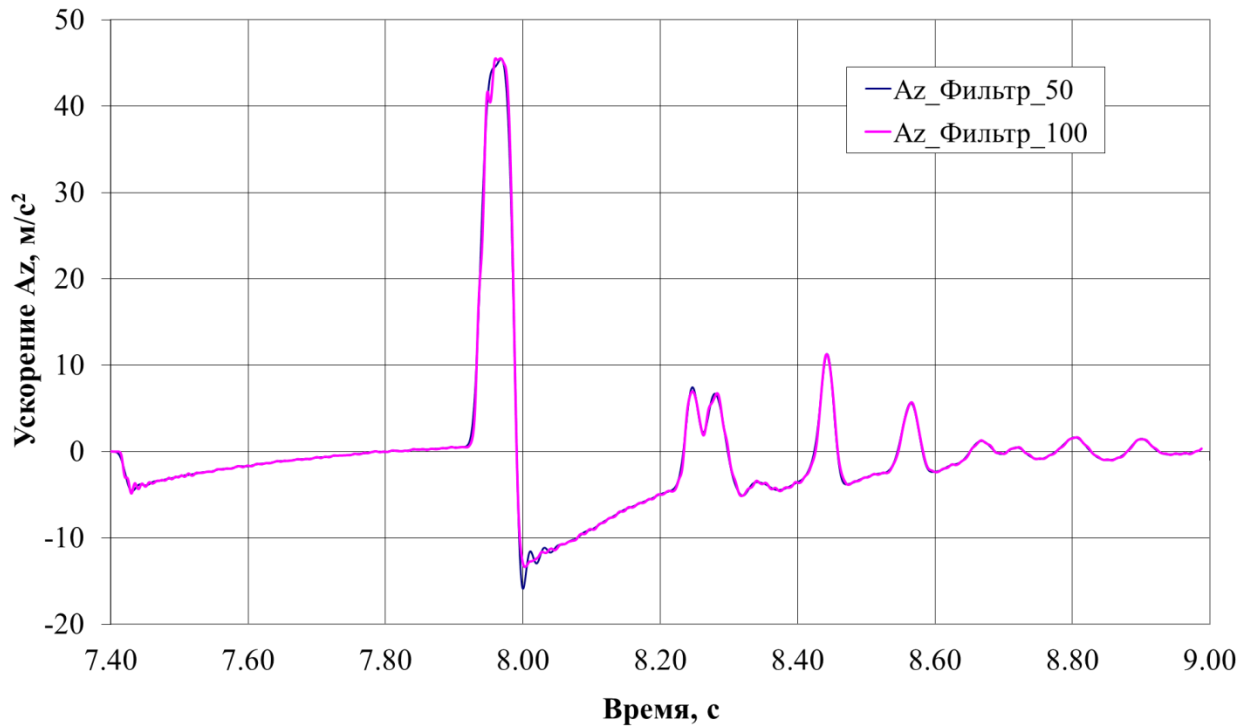


Рисунок 3.1.8 – Режим № 2. Изменение по времени составляющей ускорения A_z в процессе посадки после обработки фильтром

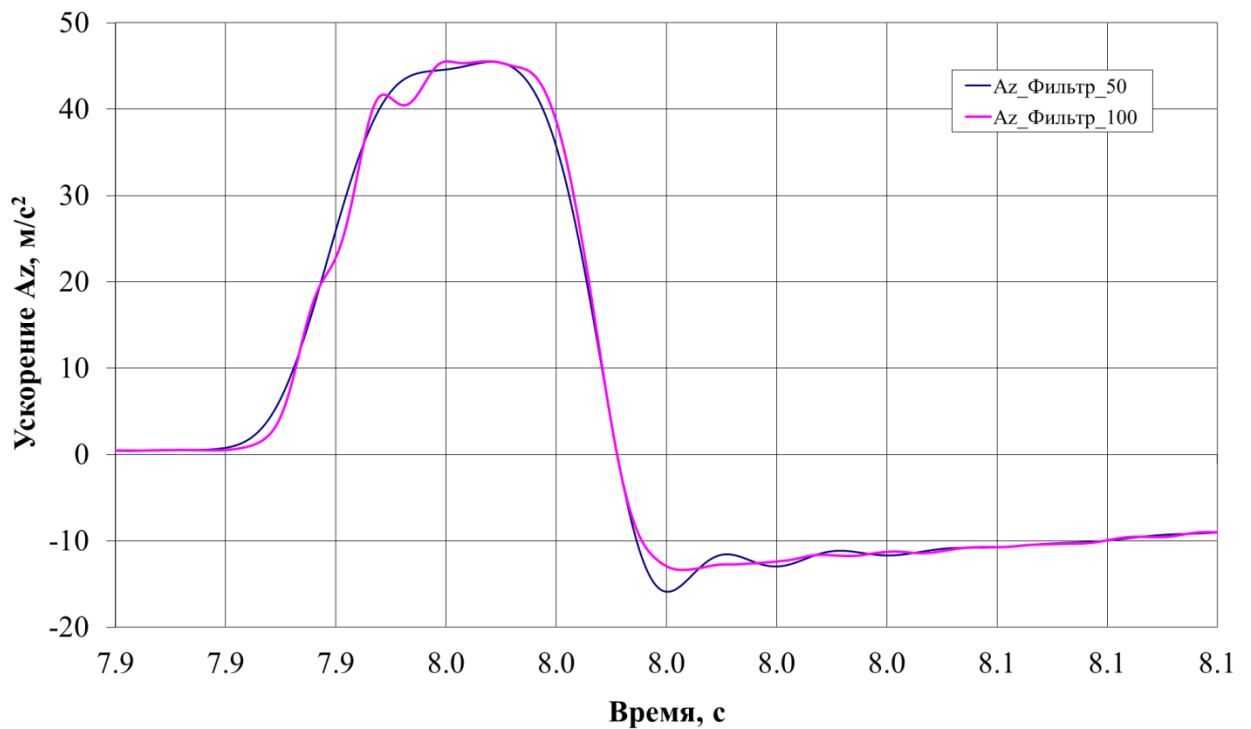


Рисунок 3.1.9 – Режим № 2. Изменение по времени составляющей ускорения A_z в процессе посадки на выделенном интервале времени

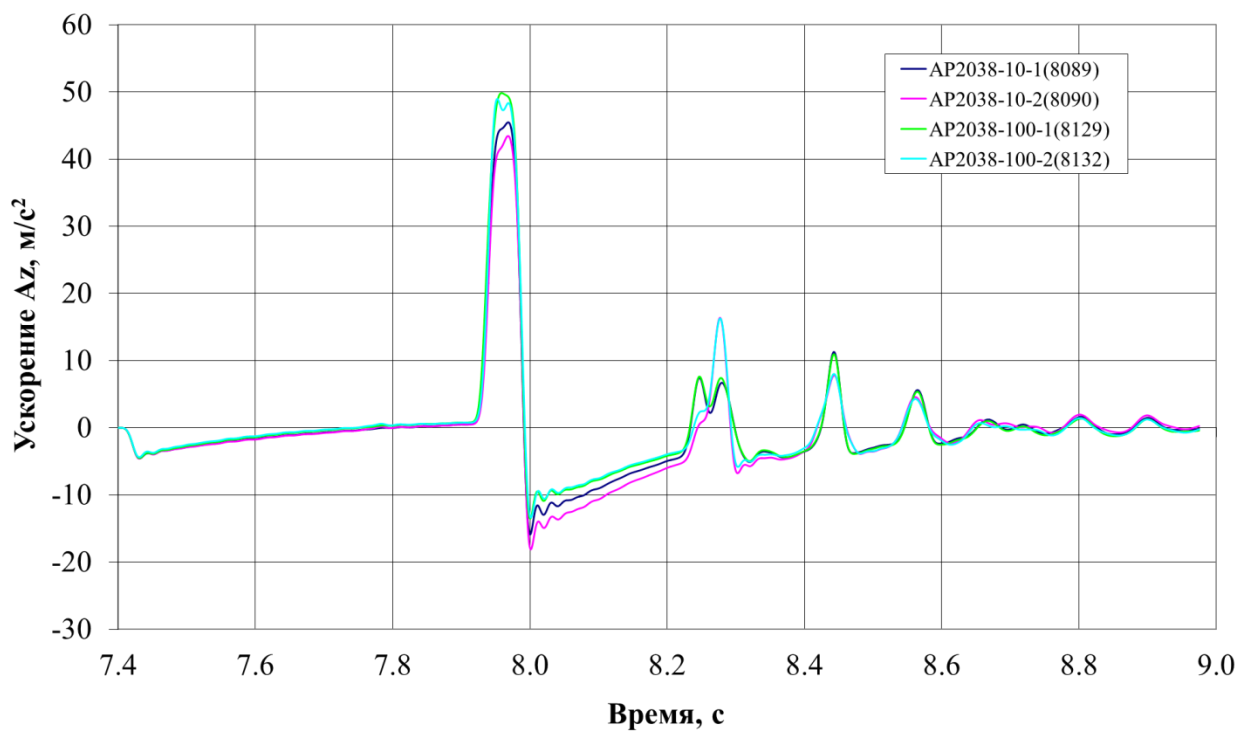


Рисунок 3.1.10 – Режим № 2. Изменение по времени составляющей ускорения A_z в процессе посадки

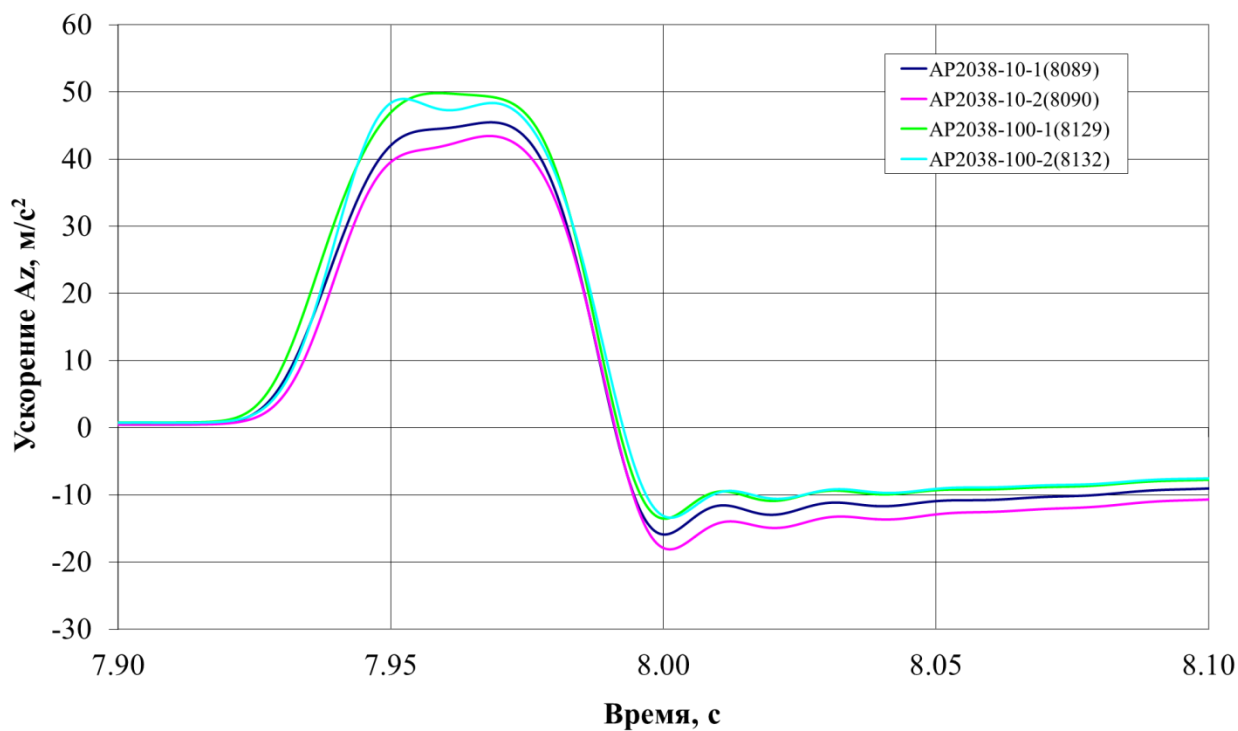


Рисунок 3.1.11 – Режим № 2. Изменение по времени составляющей ускорения A_z в процессе посадки на выделенном интервале времени

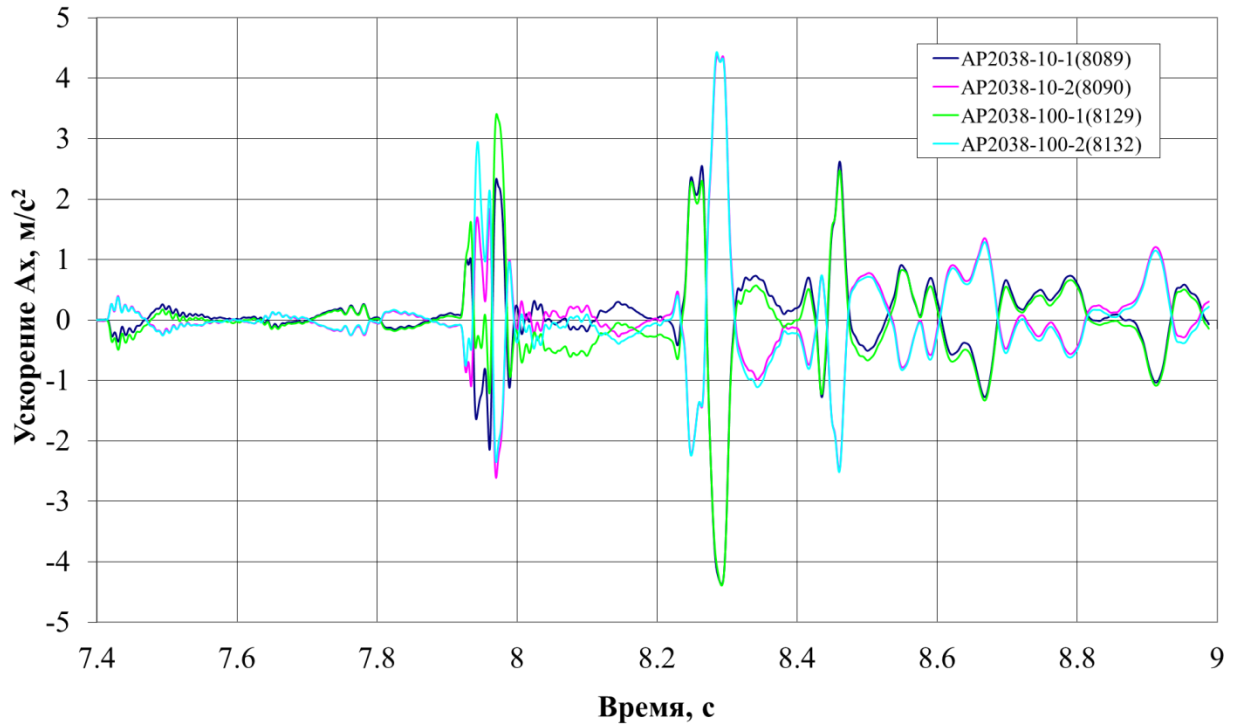


Рисунок 3.1.12 – Режим № 2. Изменение по времени составляющей ускорения A_x в процессе посадки

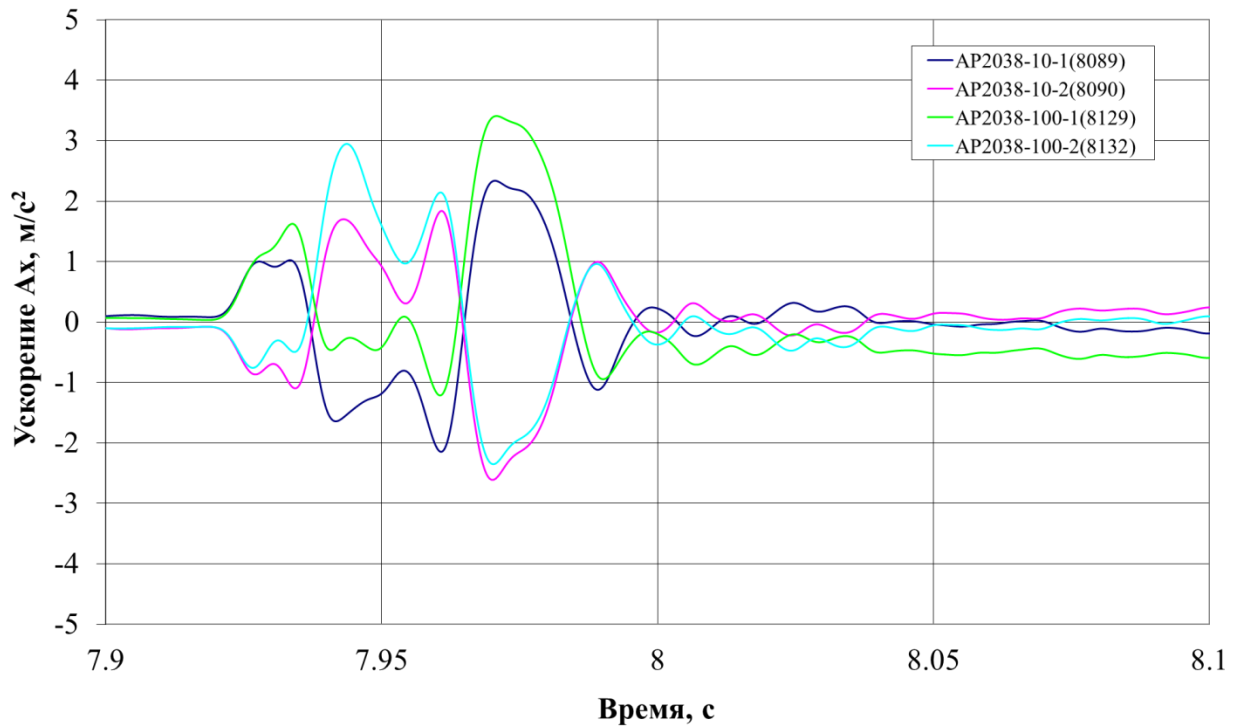


Рисунок 3.1.13 – Режим № 2. Изменение по времени составляющей ускорения A_x в процессе посадки на выделенном интервале времени

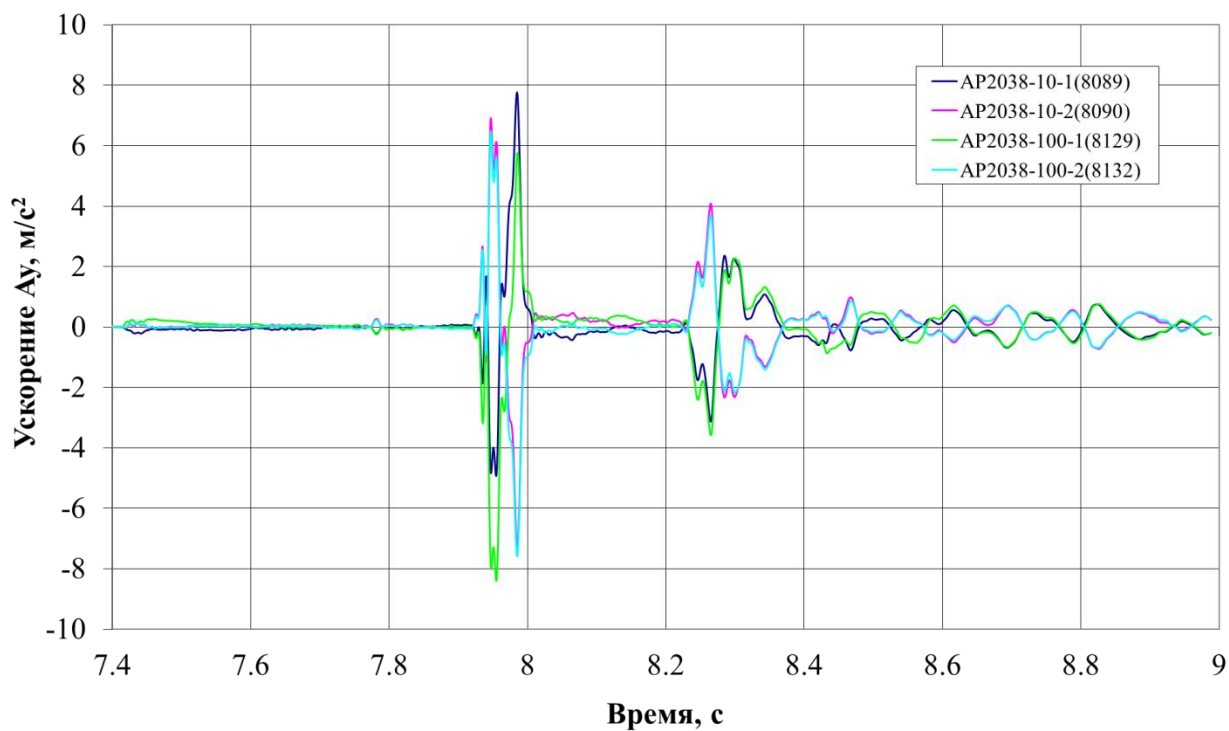


Рисунок 3.1.14 – Режим № 2. Изменение по времени составляющей ускорения A_y в процессе посадки

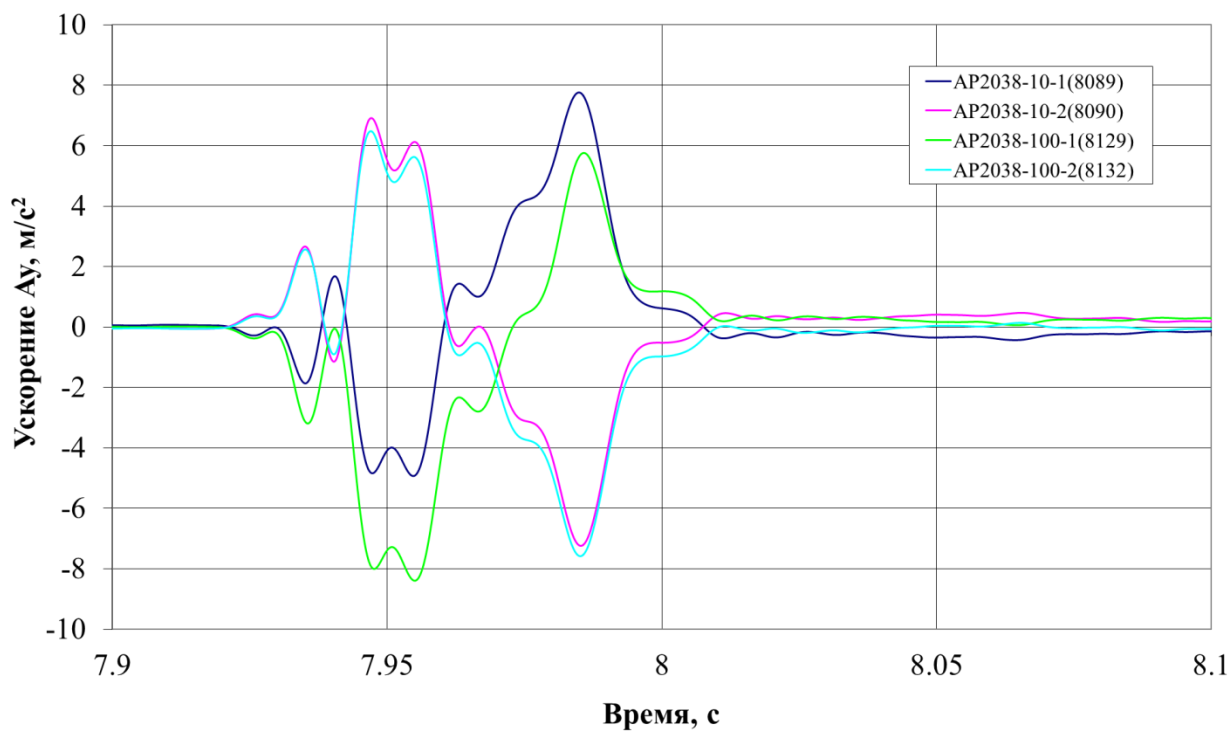


Рисунок 3.1.15 – Режим № 2. Изменение по времени составляющей ускорения A_y в процессе посадки на выделенном интервале времени

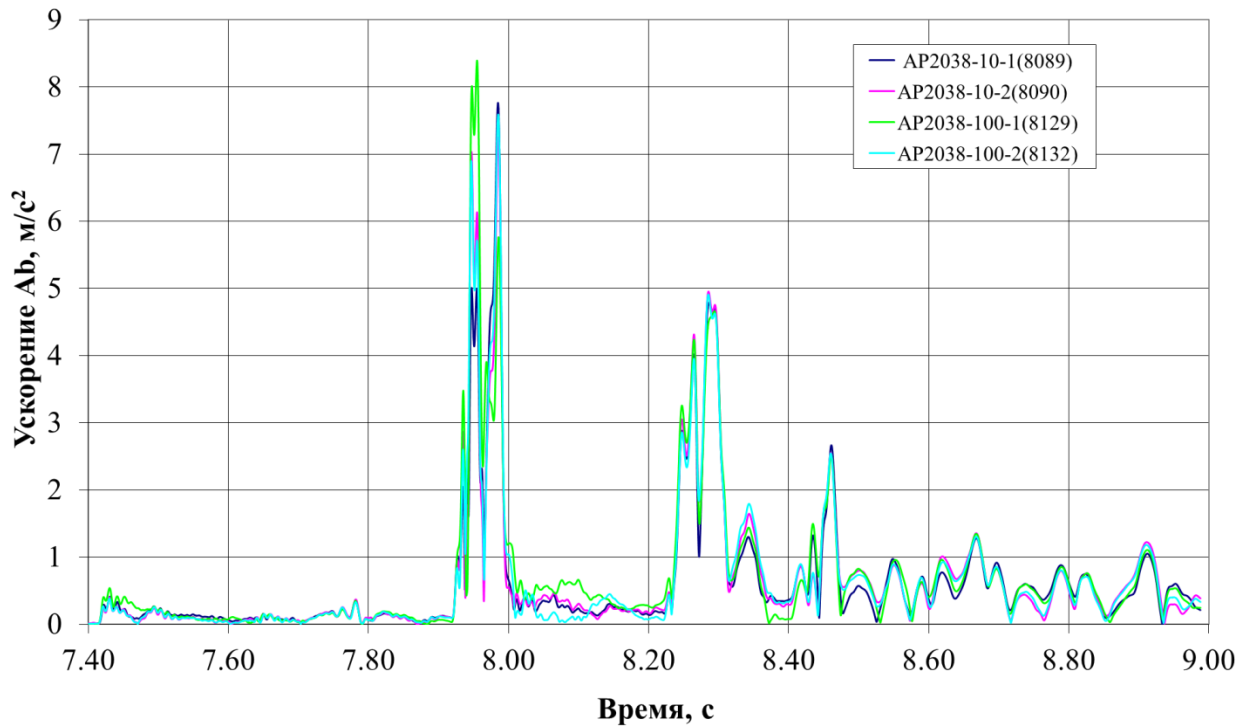


Рисунок 3.1.16 – Режим № 2. Изменение по времени боковой составляющей ускорения в процессе посадки

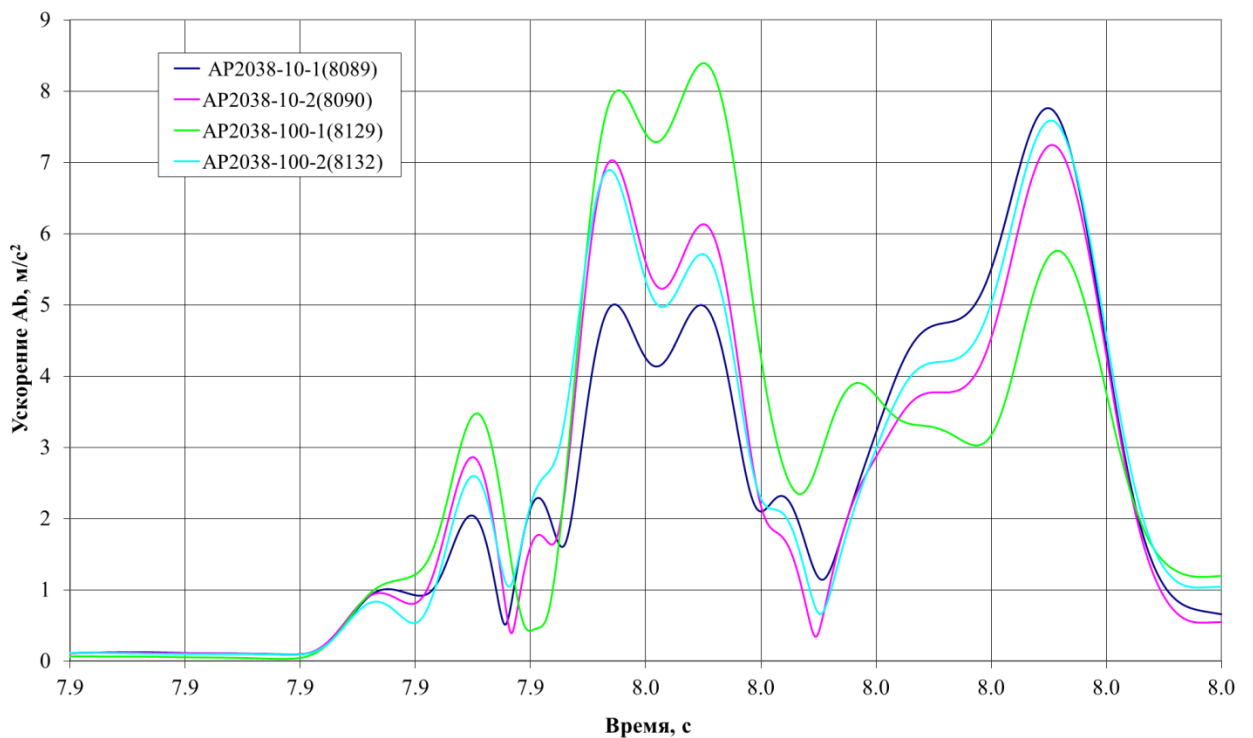


Рисунок 3.1.17 – Режим № 2. Изменение по времени боковой составляющей ускорения в процессе посадки на выделенном интервале времени

3.2 Обработка данных с тензорезисторов и определение усилий в амортизаторах

С помощью тензорезисторов получены данные по относительной деформации в четырех точках сечения амортизатора и двух подкосов каждой стойки посадочного устройства. В качестве примера на рисунках 3.2.1, 3.2.5 и 3.2.9 представлены графики изменения по времени относительной деформации амортизатора и двух подкосов первой стойки посадочного устройства в процессе посадки.

По данным относительной деформации в четырех точках определялись средние значения для каждого амортизаторов и подкосов (рисунки 3.2.2; 3.2.6 и 3.2.10). На следующем этапе была проведена обработка полученных данных фильтром низких частот, результаты обработки приведены на рисунках 3.2.3; 3.2.7 и 3.2.11.

После обработки данных по относительной деформации определялись усилия в амортизаторе и подкосах (рисунки 3.2.4, 3.2.8, 3.2.12). Усилия в соответствии с законом Гука определялись по следующей формуле:

$$F = E \cdot S \cdot \Delta l,$$

где E – модуль упругости,

S – площадь поперечного сечения стержня (подкоса),

Δl – относительная деформация стержня (подкоса).

Значение модуля упругости при расчете усилий принималось равным $7,1 \times 10^{10}$ Н/м².

Конструктивно шток амортизатора, на который наклеены тензорезисторы, выполнен в виде трубы круглого сечения с внешним диаметром равным 43 мм и толщиной стенки 2,5 мм. Подкос выполнен в виде трубы круглого сечения с внешним диаметром равным 55 мм и толщиной стенки 2,0 мм.

Далее построение диаграммы усилий в амортизаторе было рассмотрено на примере проведения испытаний на режиме № 2.

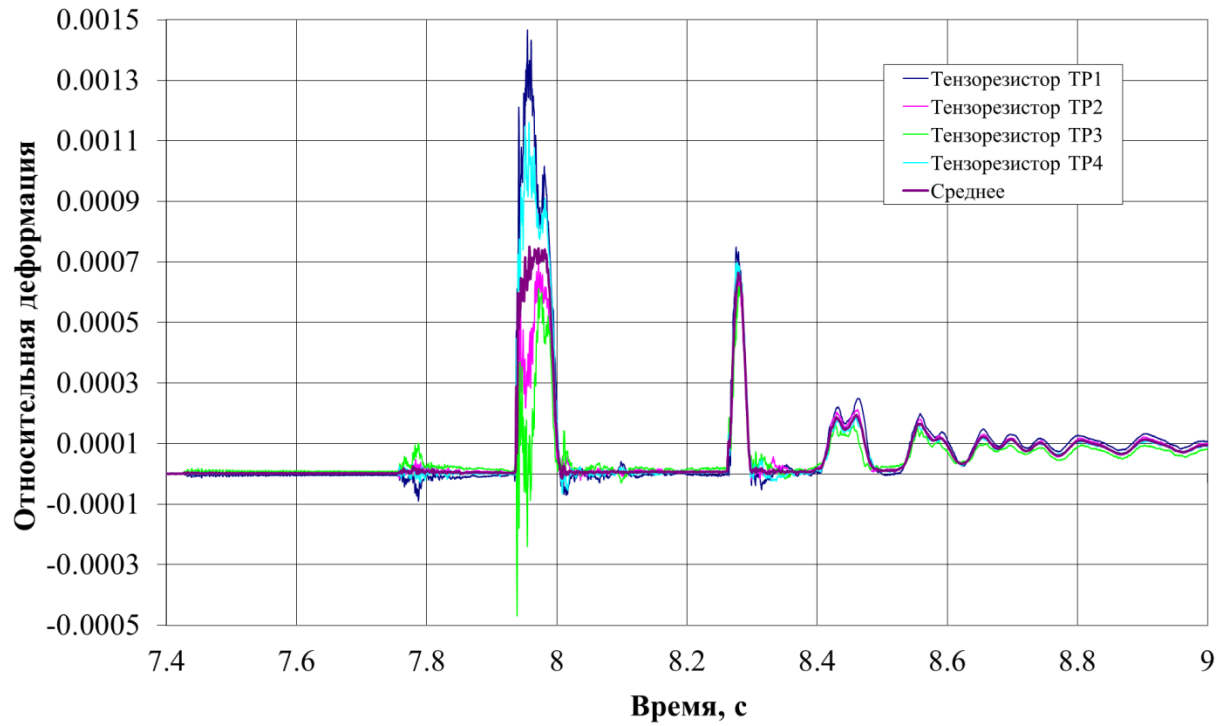


Рисунок 3.2.1 – Изменение по времени относительной деформации амортизатора

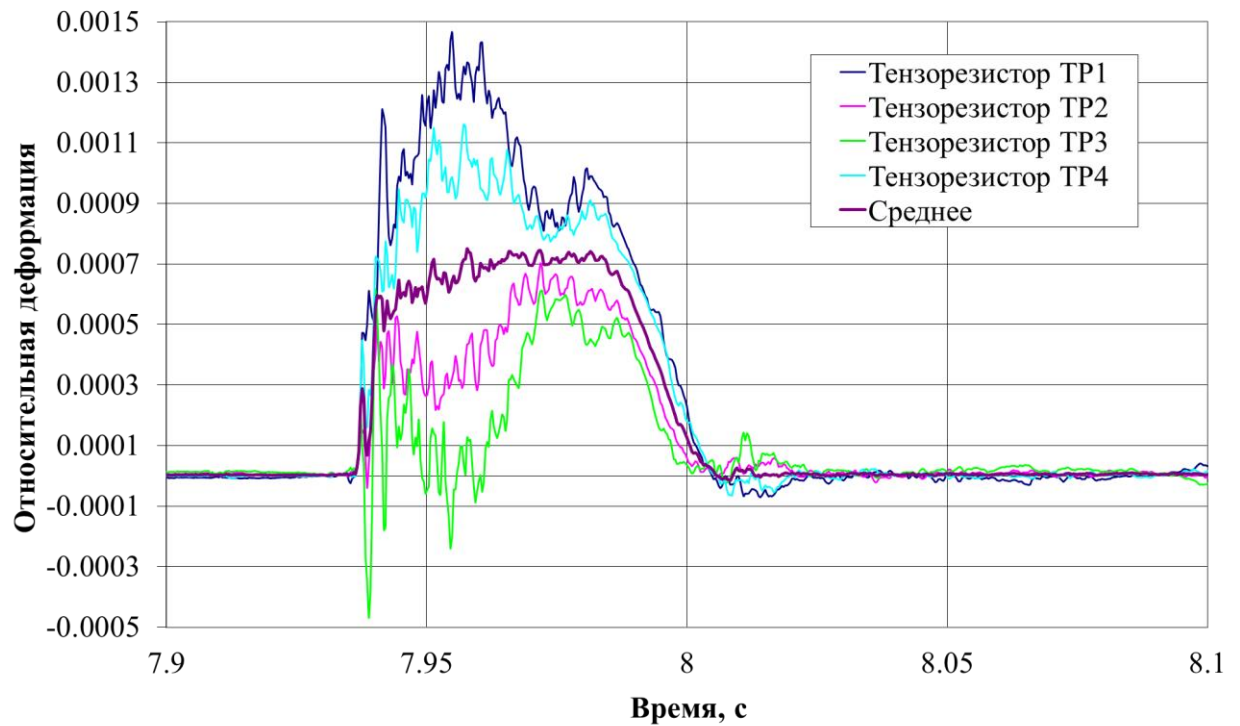


Рисунок 3.2.2 – Изменение по времени относительной деформации амортизатора на выделенном интервале времени

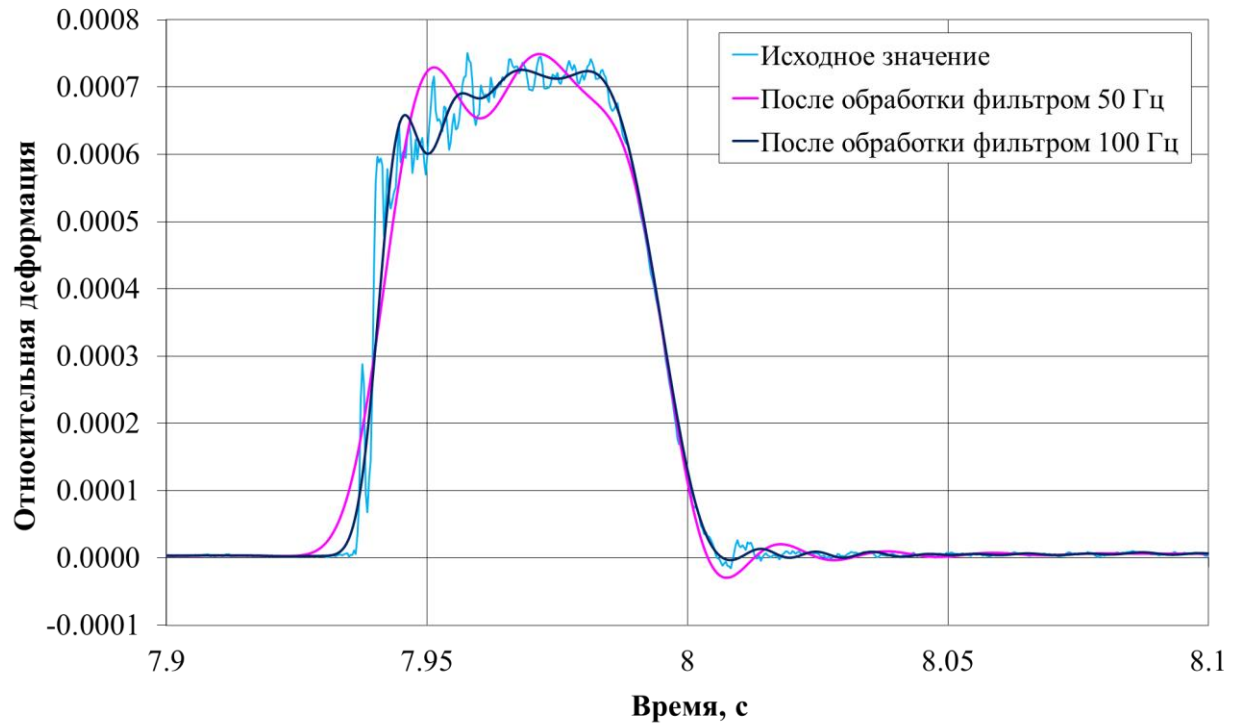


Рисунок 3.2.3 – Изменение по времени относительной деформации амортизатора после обработки фильтром

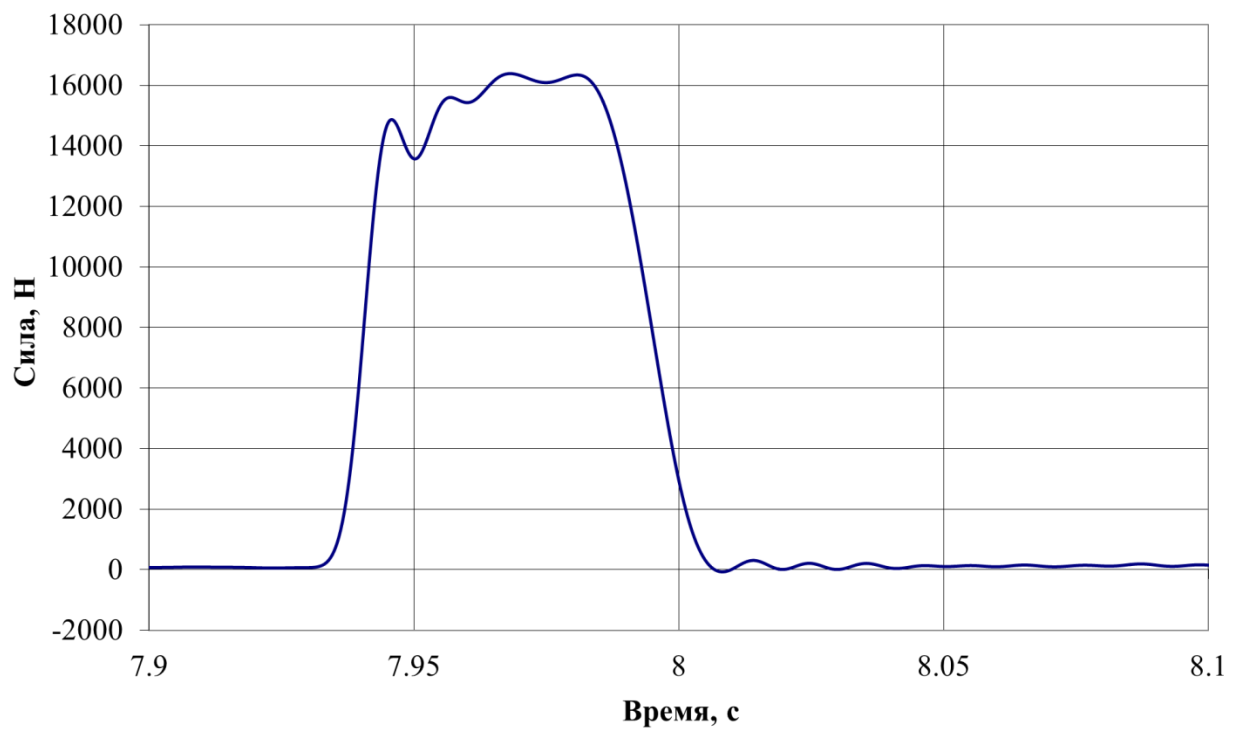


Рисунок 3.2.4 – Изменение по времени силы в амортизаторе

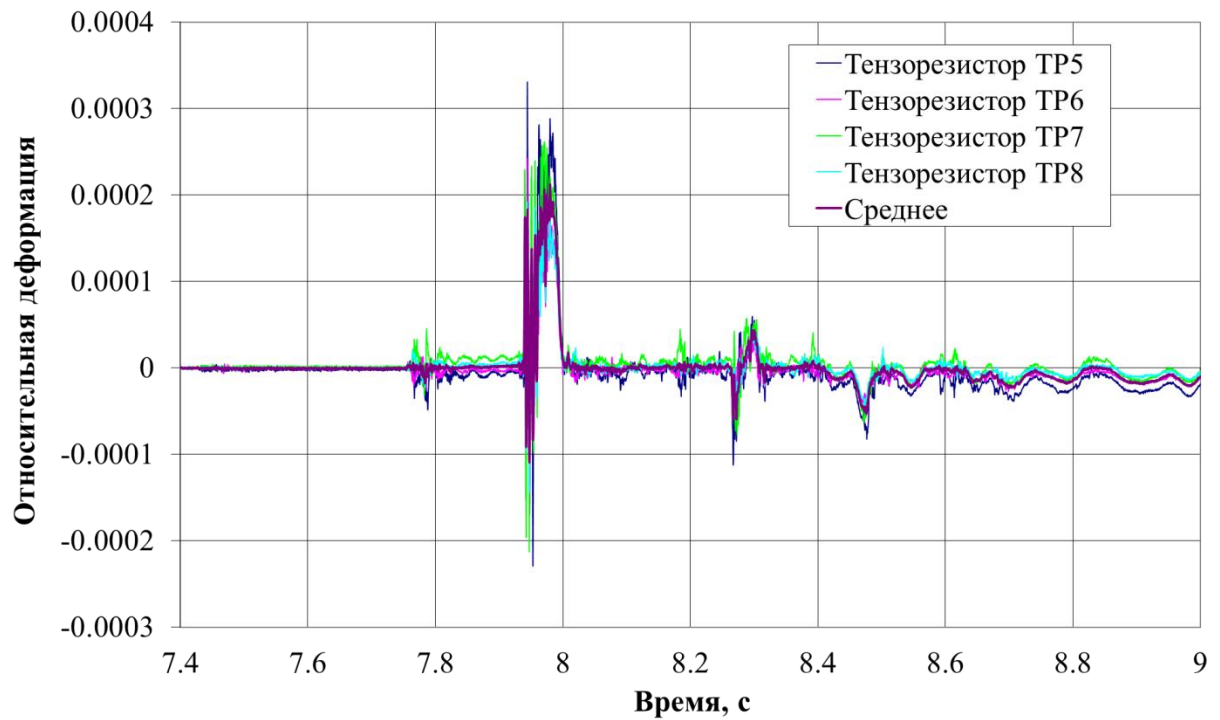


Рисунок 3.2.5 – Изменение по времени относительной деформации первого подкоса

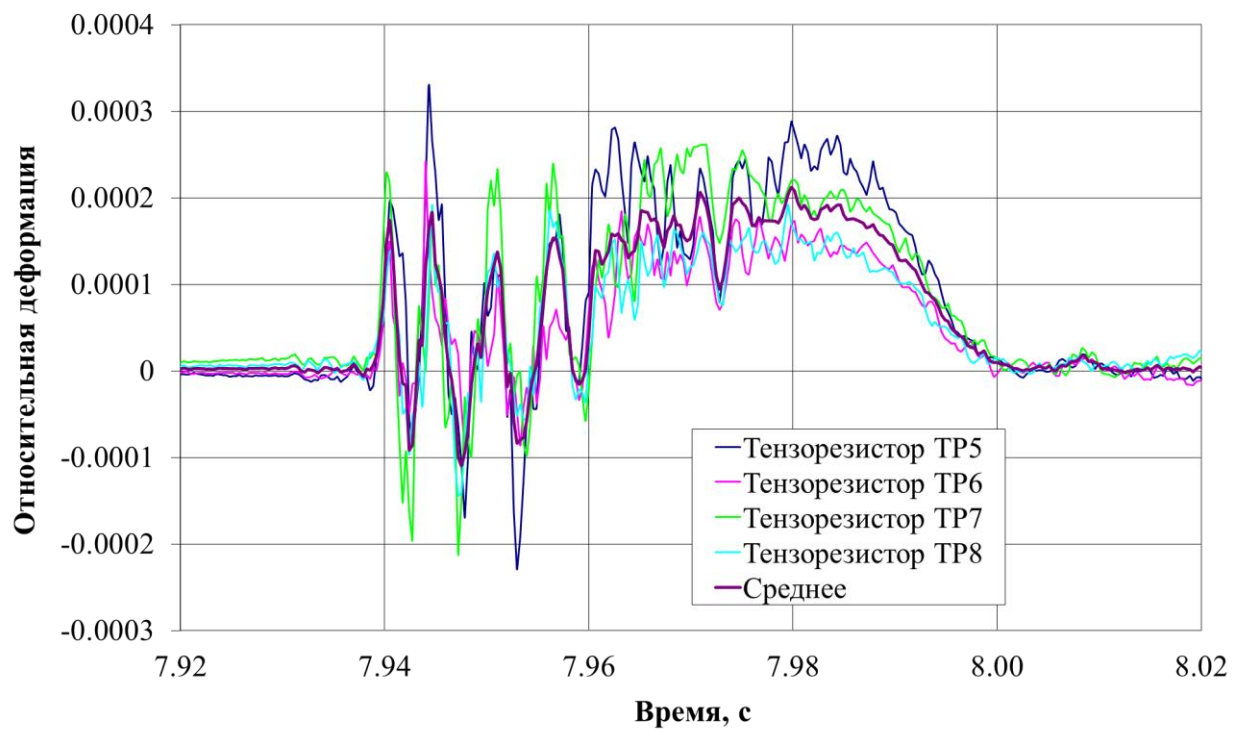


Рисунок 3.2.6 – Изменение по времени относительной деформации первого подкоса на выделенном интервале времени

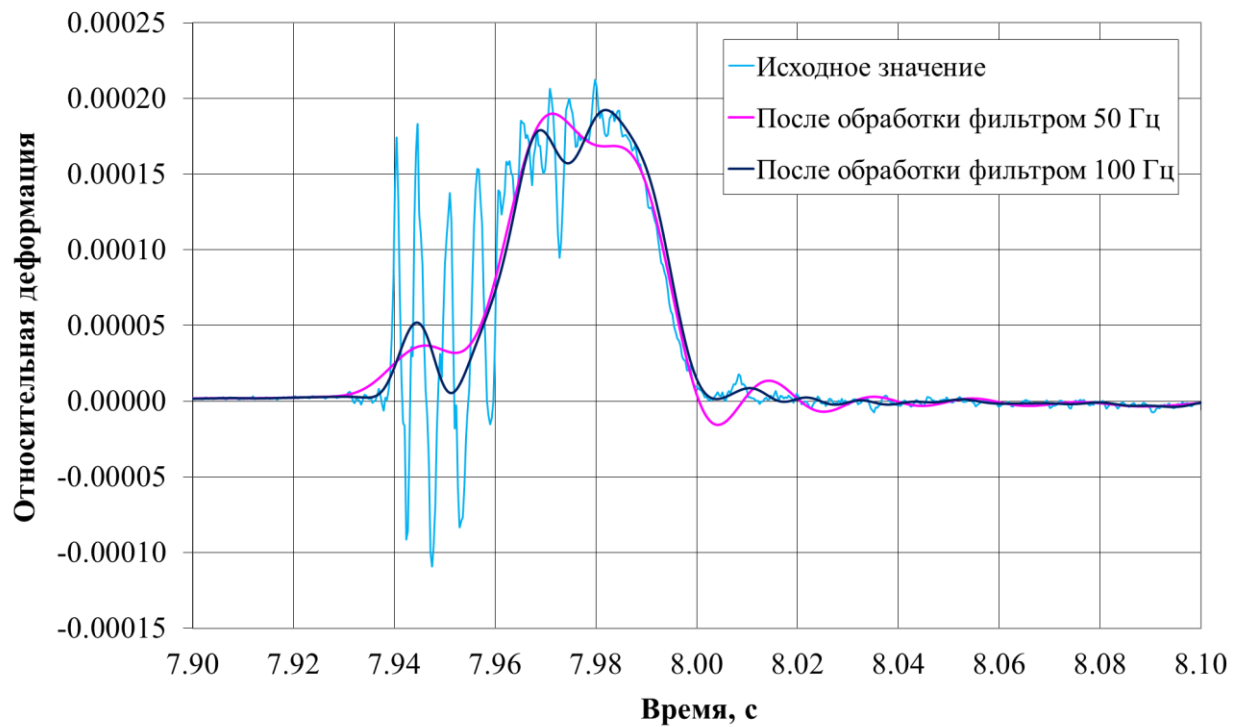


Рисунок 3.2.7 – Изменение по времени относительной деформации первого подкоса после обработки фильтром

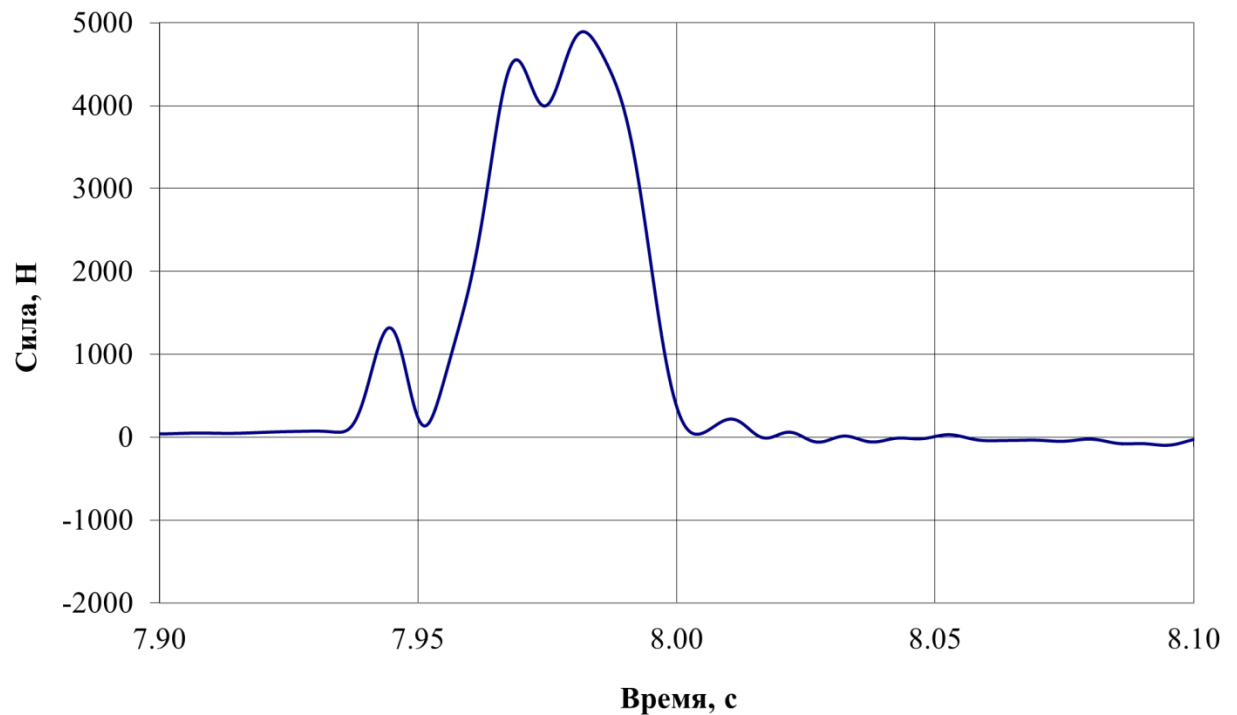


Рисунок 3.2.8 – Изменение по времени силы в первом подкосе

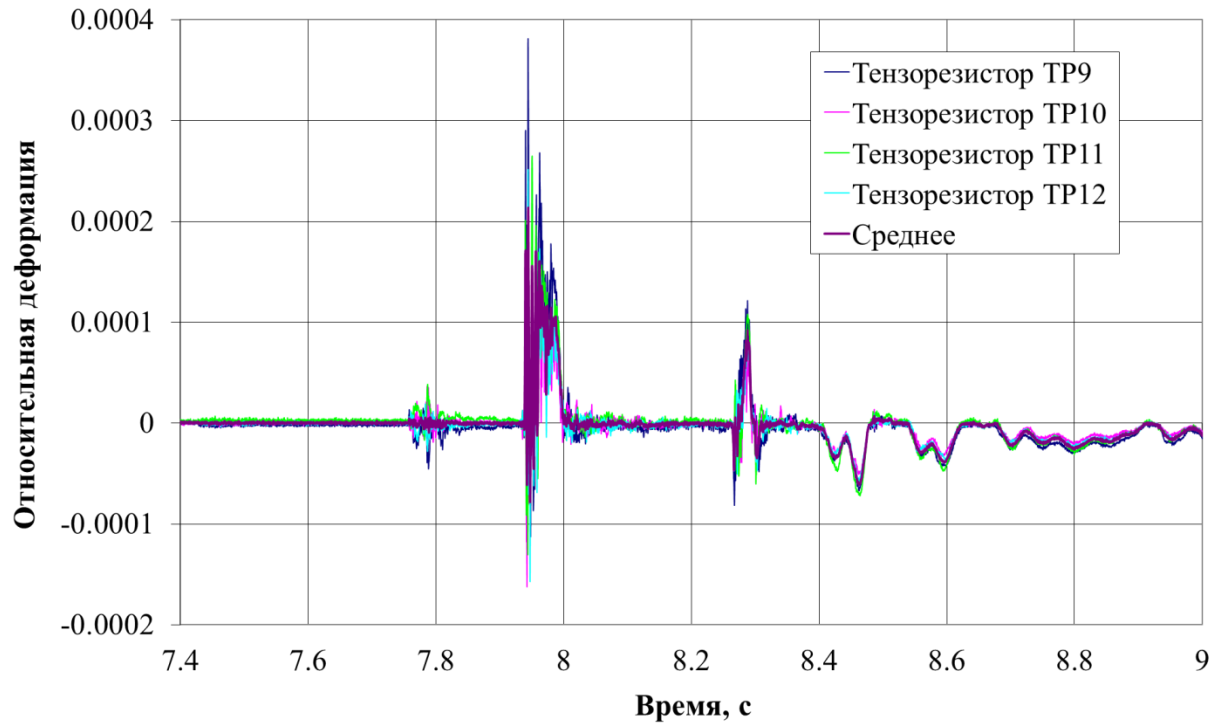


Рисунок 3.2.9 – Изменение по времени относительной деформации второго подкоса

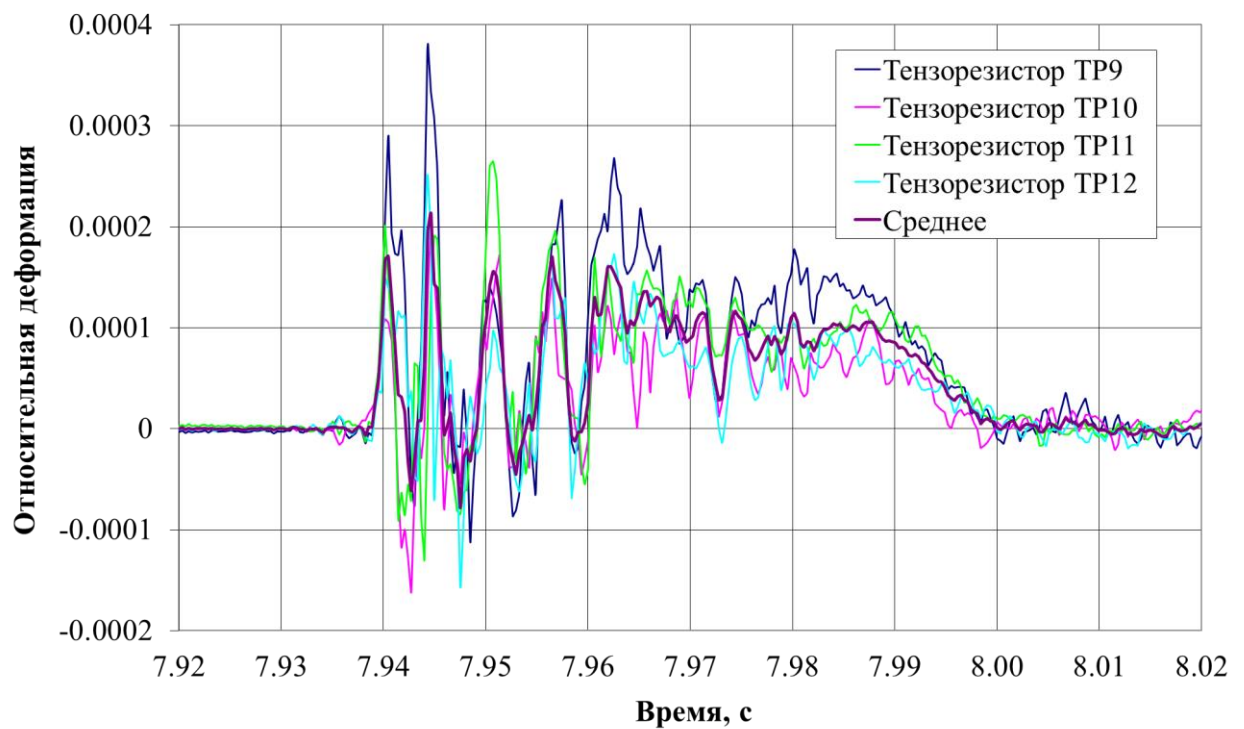


Рисунок 3.2.10 – Изменение по времени относительной деформации второго подкоса на выделенном интервале времени

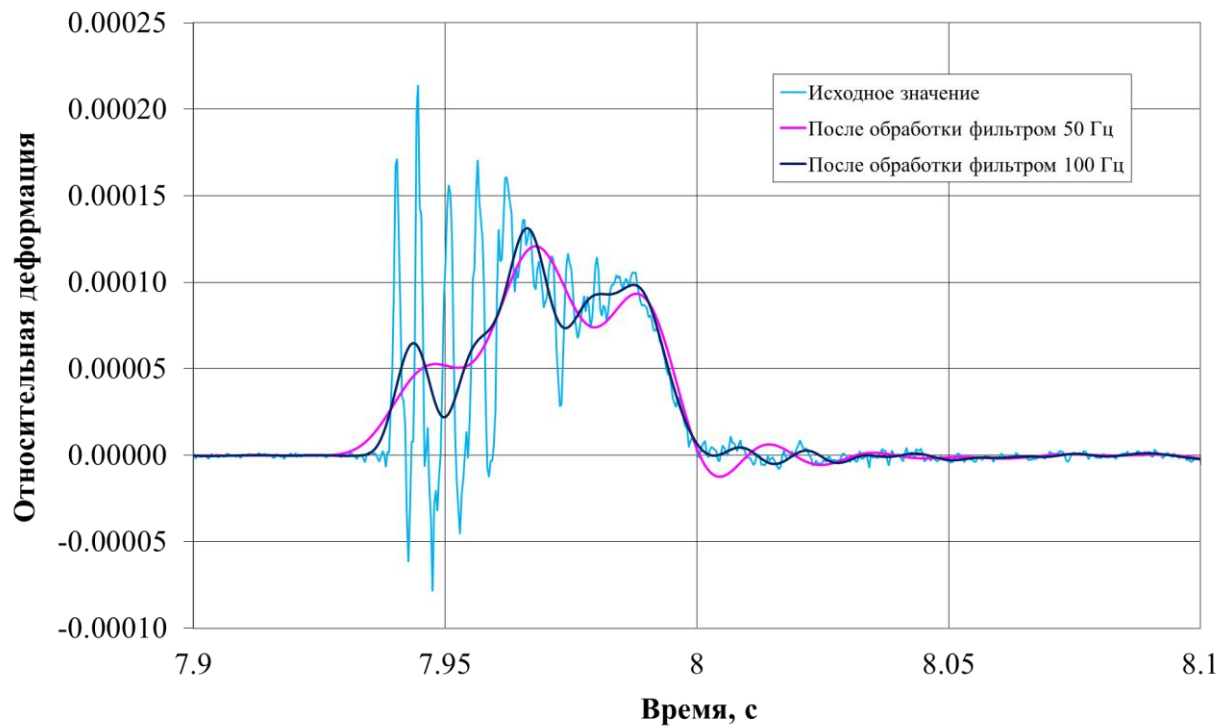


Рисунок 3.2.11 – Изменение по времени относительной деформации второго подкоса после обработки фильтром

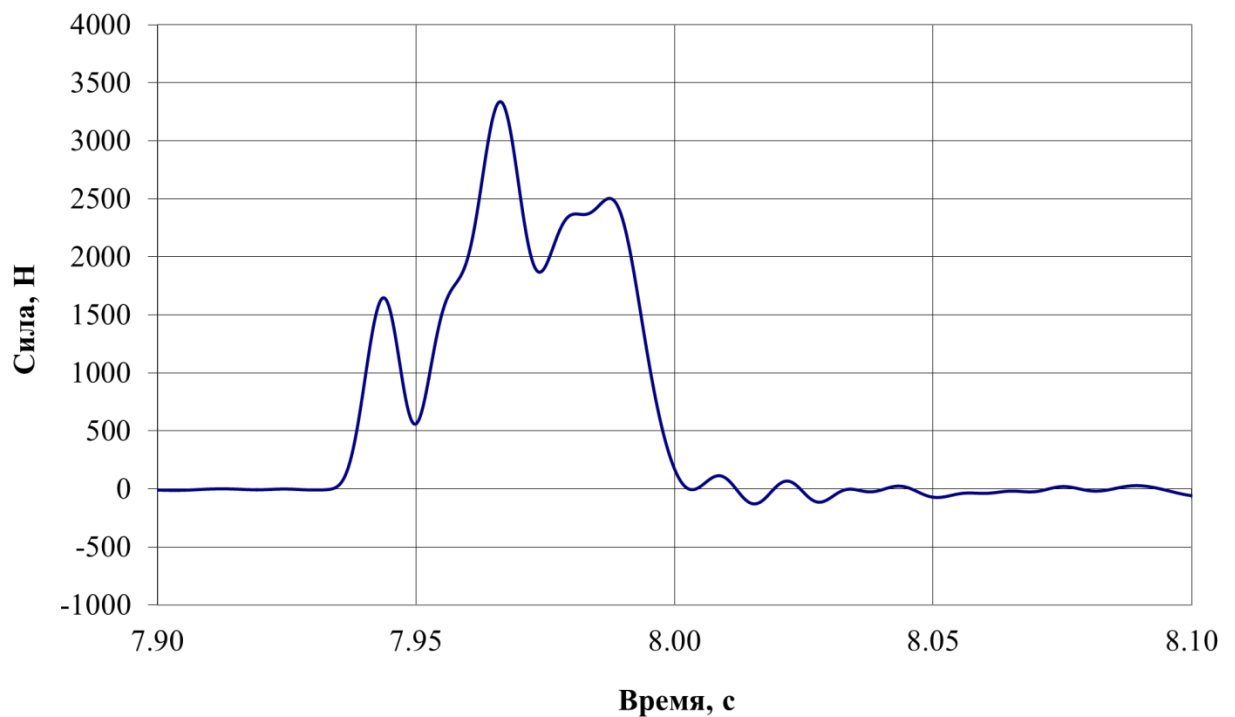


Рисунок 3.2.12 – Изменение по времени силы во втором подкосе

3.3 Построение диаграммы обжатия амортизаторов и хода амортизаторов по результатам испытаний

Следует отметить, что данные по изменению хода амортизаторов по времени и усилиям в амортизаторах были представлены с различной частотой дискретизации: 100 Гц с шагом по времени 0,01 с для данных по ходу амортизаторов; 20 кГц с шагом 0,00005 с - для силы в амортизаторах. С помощью квадратичной интерполяции был произведен пересчет, и были получены данные по изменению по времени ходов амортизаторов с шагом 0,00005 с. Далее построение диаграммы обжатия амортизатора было рассмотрено на примере построения диаграммы амортизатора первой стойки при проведении испытаний на режиме № 2.

На рисунке 3.3.1 представлен совместный график изменения по времени хода амортизатора и силы амортизатора.

Аналогичным образом были построены диаграммы обжатия тех амортизаторов, для которых имелись данные по изменению по времени хода, в процессе проведения испытаний. Например, для режима испытаний № 2 на рисунке 3.3.2 представлены диаграммы обжатия амортизаторов № 1 и № 3, по амортизаторам № 2 и № 4 данные отсутствовали.

На основе анализа всех полученных диаграмм была определена «усредненная» диаграмма (на рисунках «Расчетная 2») с отклонением по величине силы плюс 5 % (на рисунках «Расчетная 2_max») и с отклонением минус 5 % (на рисунках «Расчетная 2_min»).

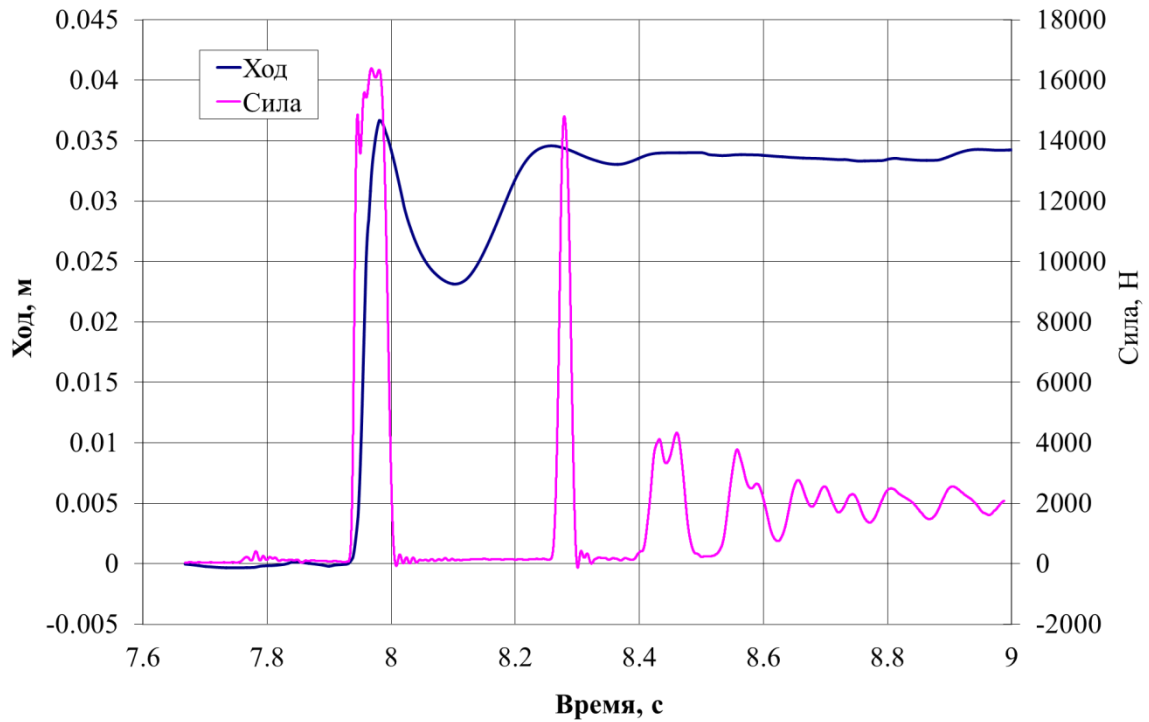


Рисунок 3.3.1 – Изменение по времени силы и хода амортизатора первой стойки после преобразования

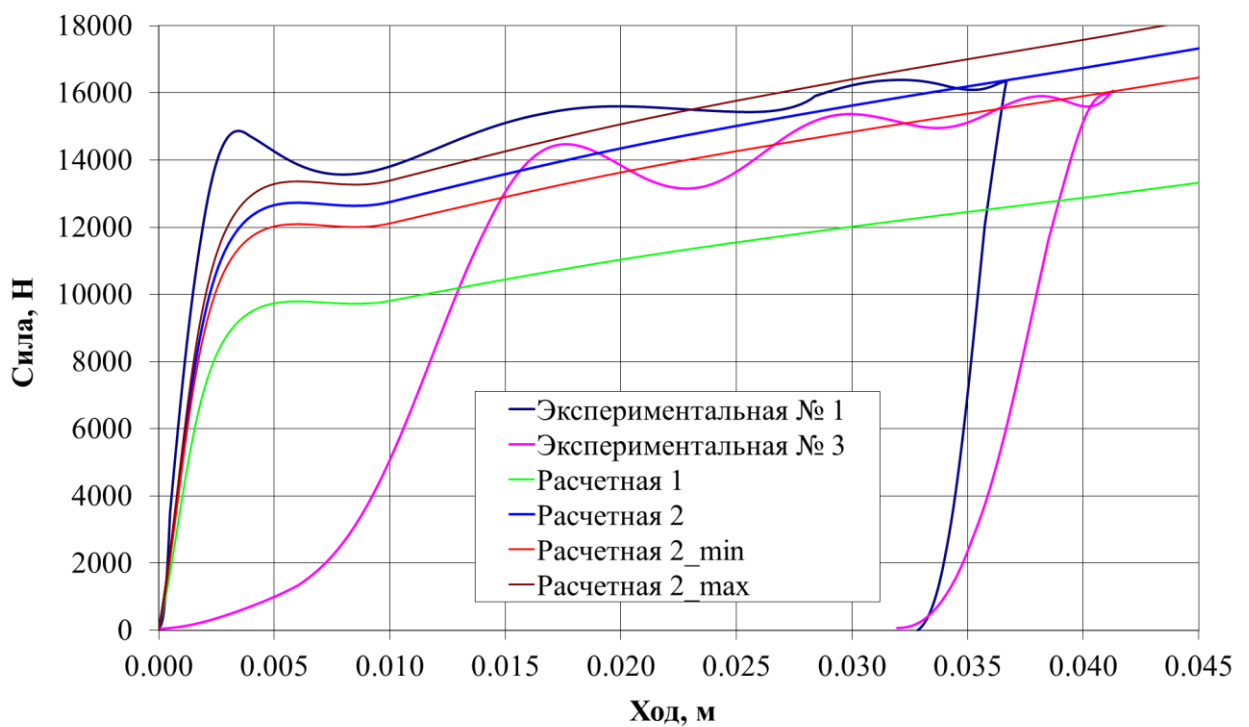


Рисунок 3.3.2 – Режим № 2. Диаграммы обжатия амортизаторов

3.4 Подготовка начальных условий для математического моделирования

К начальным условиям, которые необходимо подготовить для проведения математического моделирования динамики посадки макета в условиях эксперимента (на стенде с обезвешиванием) отнесены следующие параметры:

- вертикальная составляющая скорости V_Y ;
- угол тангажа ϑ_0 в момент первого касания опорой поверхности;
- угол рыскания γ_0 в момент первого касания опорой поверхности;
- характеристики модели поверхности;
- величина силы разгрузки при растяжения амортизатора системы обезвешивания.

Величины углов тангажа и рыскания были определены по экспериментальным данным.

Для каждого режима испытаний величина силы разгрузки (обезвешивания) в течение всего процесса посадки определялась расчетным путем. Были проведены серии расчетов, в процессе проведения которых варьировались следующие параметры:

- высота сброса макета;
- начальная длина амортизатора системы обезвешивания в свободном состоянии;
- величина силы обезвешивания в момент первого касания опорой поверхности.

Критерием для оценки правильности расчетов является величина скорости в момент первого касания опорой поверхности, и промежуток времени, в течение которого макет набирает требуемую скорость. Эти два параметра определялись из графика изменения по времени вертикальной составляющей скорости.

Выбранные по результатам расчетов условия подхода приведены в таблице 3.4.1.

Таблица 3.4.1

№ режима	Высота сброса, м	Начальная длина амортизатора, м	Сила обезвешивания, Н	Скорость V_Y , м/с	Время, с
1	0,520	1,6	7450	-2,013	0,497
2	0,510	1,6	7500	-1,982	0,496
3	0,500	1,6	7100	-2,042	0,472
4	0,550	1,9	8400	-1,896	0,553
5	0,540	1,6	7000	-2,145	0,481
6	0,210	*	*	-2,036	0,207

*Режим № 6 проводился вне стенда без системы обезвешивания

Значения углов тангажа ϑ_0 , рыскания γ_0 в момент времени первого касания опорой поверхности и угол наклона площадки α приведены в таблице 3.4.2.

Таблица 3.4.2

№ режима	ϑ_0 , градус	γ_0 , градус	α , градус
1	0,86	0	-15,00
2	0 – 1,00	0	1
3	7,36	0	-15,00
4	1,20	-0,50	0
5	7,51	-0,93	-15,00
6	0,20	0	0,25

Характеристики модели поверхности для каждого режима и каждого расчетного случая, а также тип диаграммы обжатия амортизатора приведены в таблицах 3.4.3 – 3.4.8.

Таблица 3.4.3 - Параметры для режима № 1

№ расчетного случая	Модель поверхности	Коэффициент В, кгс·с/м ²	Коэффициент трения μ	Диаграмма обжатия амортизатора
1	Абсолютно жесткая	–	0,45	Расчетная 2
2	Абсолютно жесткая	–	0,50	Расчетная 2
3	Абсолютно жесткая	–	0,60	Расчетная 2_max
4	Вязкая	600000	0,45	Расчетная 2_max
5	Вязкая	600000	0,45	Расчетная 2_min

Таблица 3.4.4 - Параметры для режима № 2

№ расчетного случая	Модель поверхности	Коэффициент В, кгс·с/м ²	Коэффициент трения μ	Диаграмма обжатия амортизатора
1	Абсолютно жесткая	–	0,31	*
2	Абсолютно жесткая	–	0,50	*
3	Абсолютно жесткая	–	0,60	*
4	Вязкая	600000	0,45	*

* Для амортизатора № 1 применялась диаграмма «Расчетная 2_max»; для амортизатора № 2 применялась диаграмма «Расчетная 2_min»; для амортизатора № 3 применялась диаграмма «Расчетная 2_max»; для амортизатора № 4 применялась диаграмма «Расчетная 2_min».

Таблица 3.4.5 - Параметры для режима № 3

№ расчетного случая	Модель поверхности	Коэффициент B , кгс·с/м ²	Коэффициент трения μ	Диаграмма обжатия амортизатора
1	Абсолютно жесткая	–	0,45	Расчетная 2_max
2	Абсолютно жесткая	–	0,50	Расчетная 2_max
3	Вязкая	600000	0,31	Расчетная 2_max
4	Вязкая	600000	0,45	Расчетная 2_max

Таблица 3.4.6 - Параметры для режима № 4

№ расчетного случая	Модель поверхности	Коэффициент B , кгс·с/м ²	Коэффициент трения μ	Диаграмма обжатия амортизатора
1	Вязкая	40000	0,32	Расчетная 2_max
2	Вязкая	70000	0,32	Расчетная 2_min
3	Вязкая	70000	0,32	Расчетная 2

Таблица 3.4.7 - Параметры для режима № 5

№ расчетного случая	Модель поверхности	Коэффициент B , кгс·с/м ²	Коэффициент трения μ	Диаграмма обжатия амортизатора
1	Вязкая	40000	0,32	Расчетная 2
2	Вязкая	60000	0,32	Расчетная 2
3	Вязкая	70000	0,32	Расчетная 2_max

Таблица 3.4.8 - Параметры для режима № 6

№ расчетного случая	Модель поверхности	Коэффициент B , кгс·с/м ²	Коэффициент трения μ	Диаграмма обжатия амортизатора
1	Абсолютно жесткая	–	0,31	Расчетная 2
2	Абсолютно жесткая	–	0,31	Расчетная 2_min

На рисунках 3.4.1 – 3.4.3 представлены расчетные схемы, которые применялись для математического моделирования.

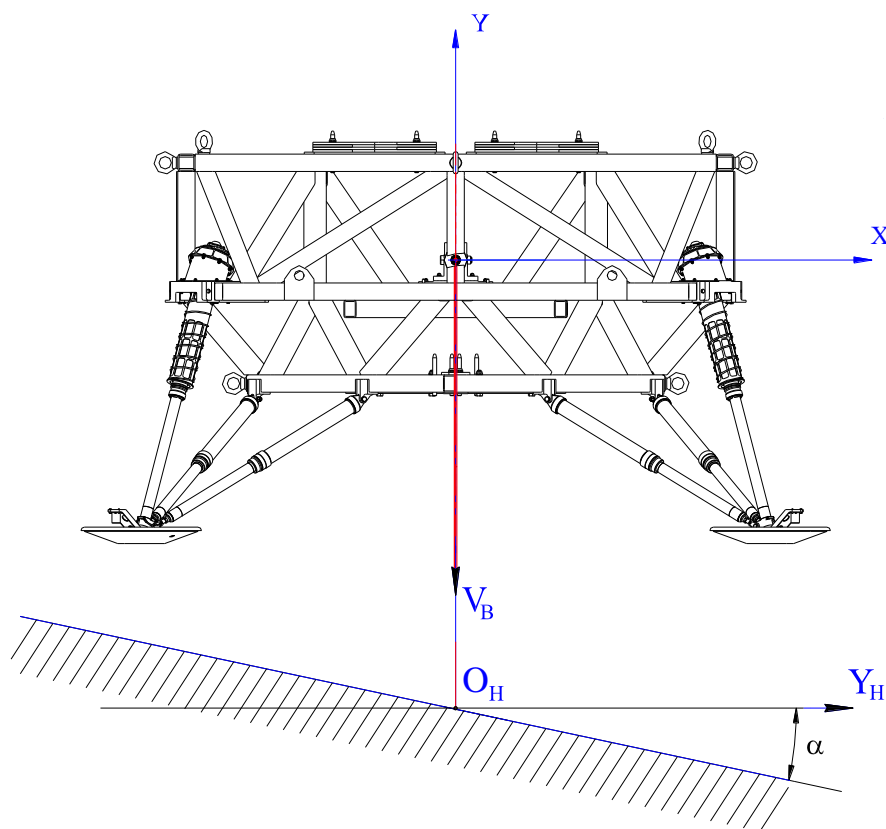


Рисунок 3.4.1 – Расчетная схема для режима № 1

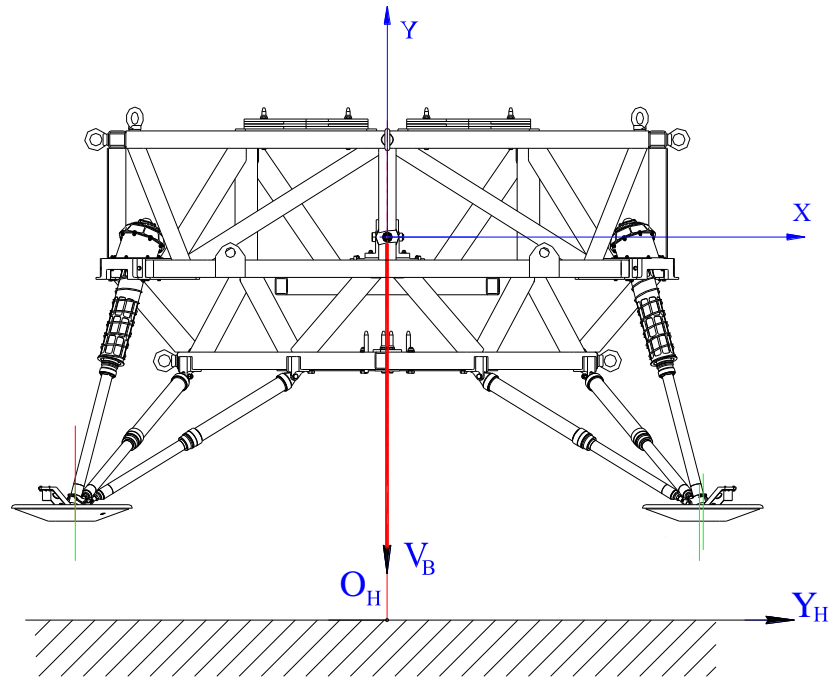


Рисунок 3.4.2 – Расчетная схема для режимов № 2, № 4 и № 6.

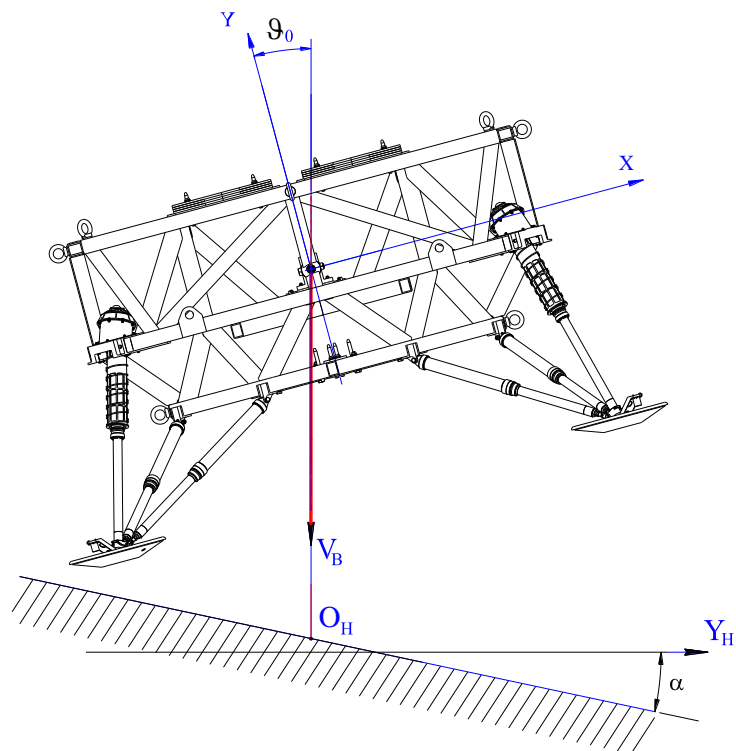


Рисунок 3.4.3 – Расчетная схема для режимов № 3 и № 5.

3.5 Сравнительный анализ результатов по усилиям в амортизаторах и подкосах

В данном разделе представлены результаты обработки данных тензометрии, по результатам которой рассчитаны усилия, возникающие в амортизаторах и подкосах в процессе посадки макета. На рисунках 3.5.1 – 3.5.24 представлены в виде графиков изменения по времени усилий в амортизаторах и подкосах, полученных в ходе обработки экспериментальных данных, и усилий, полученных в процессе математического моделирования.

Оценка сравнительного анализа проводилась по максимальному значению. Отклонение максимальных значений усилий в амортизаторах, полученных расчетным путем, не превышает 15 % от максимальных значений, полученных в ходе обработки экспериментальных данных, для всех расчетных случаев и режимов.

Максимальные значения усилий в подкосах, полученных в процессе математического моделирования, могут превышать максимальные значения усилий, полученных в ходе обработки экспериментальных данных, в 2 – 3 раза. Данное обстоятельство можно объяснить тем, что используемая физико-математическая модель расчета динамики посадки, не учитывает изгиб и возможную поперечную деформацию подкосов. Согласно данной физико-математической модели имеется только продольная, упругая деформация подкосов.

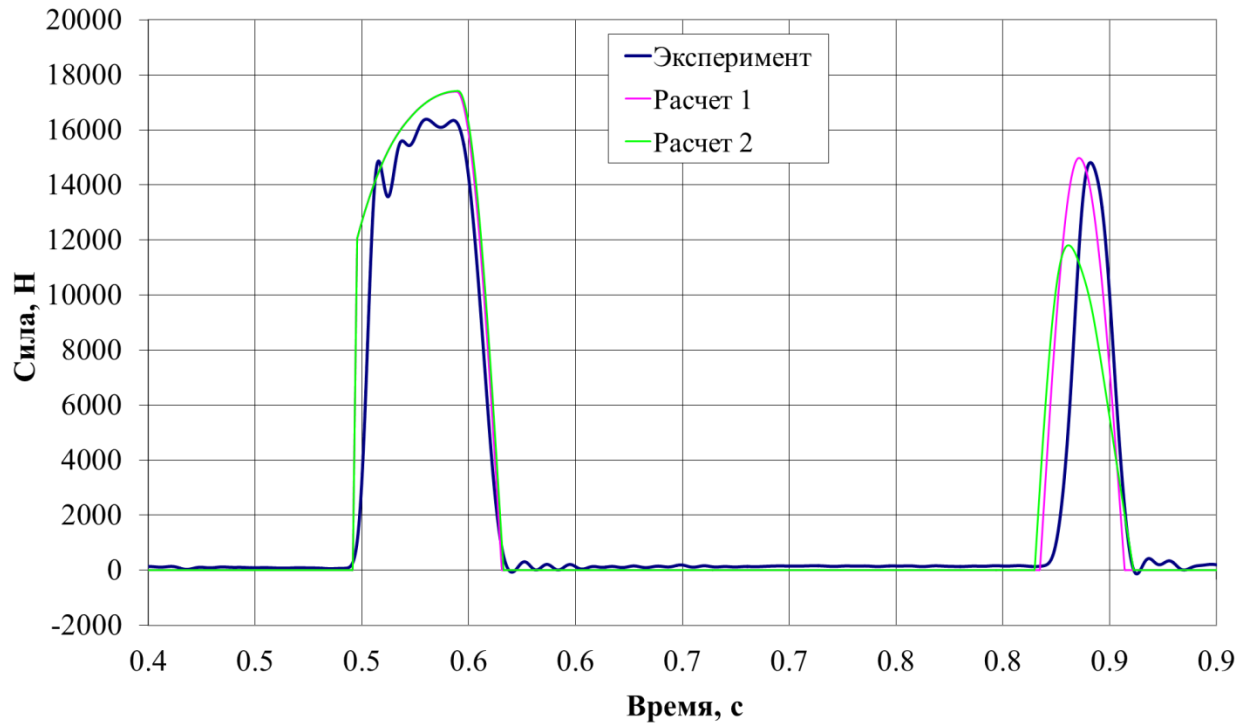


Рисунок 3.5.1 – Режим № 2. Изменение по времени силы в амортизаторе первой стойки в эксперименте и расчетах 1 и 2

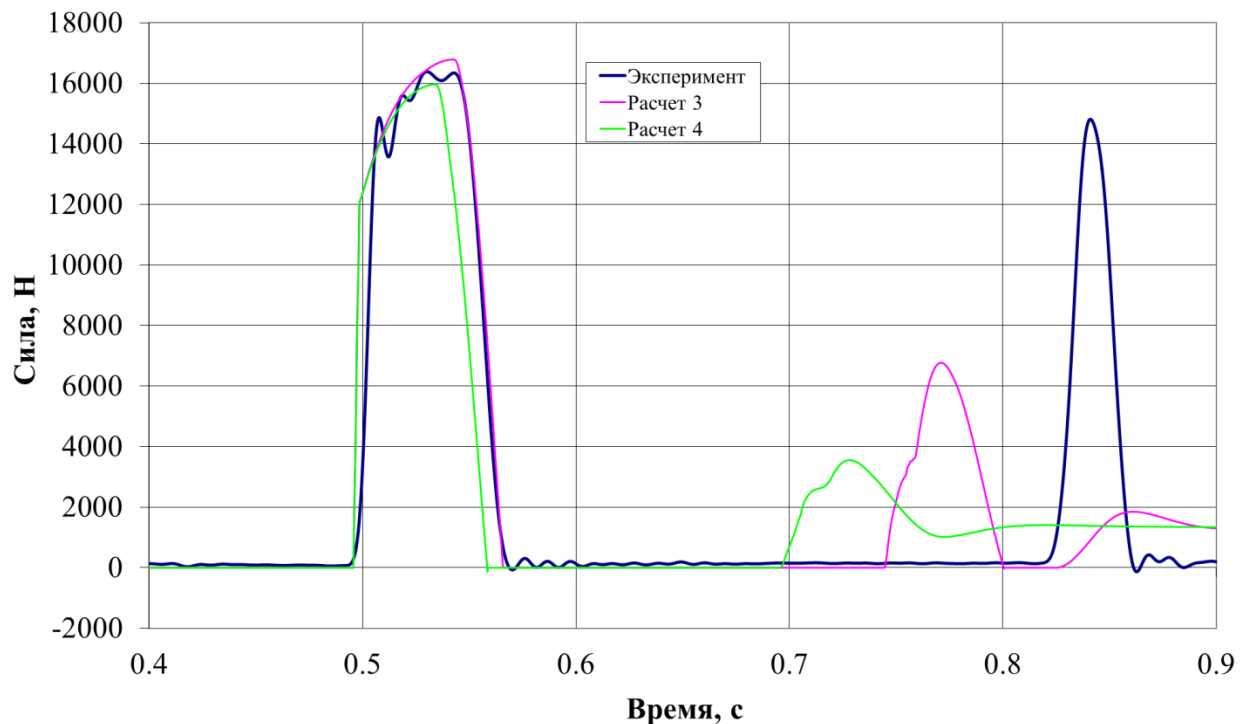


Рисунок 3.5.2 – Режим № 2. Изменение по времени силы в амортизаторе первой стойки в эксперименте и расчетах 3 и 4

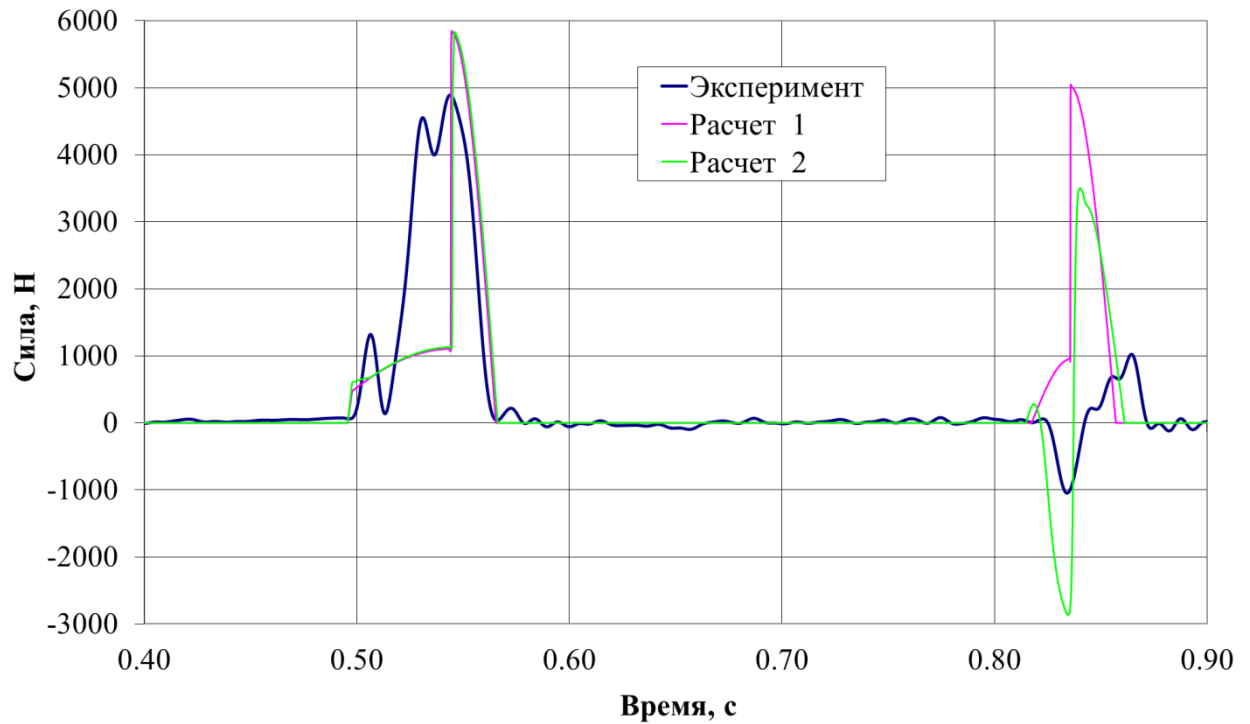


Рисунок 3.5.3 – Режим № 2. Изменение по времени силы в первом подкосе первой стойки в эксперименте и расчетах 1 и 2

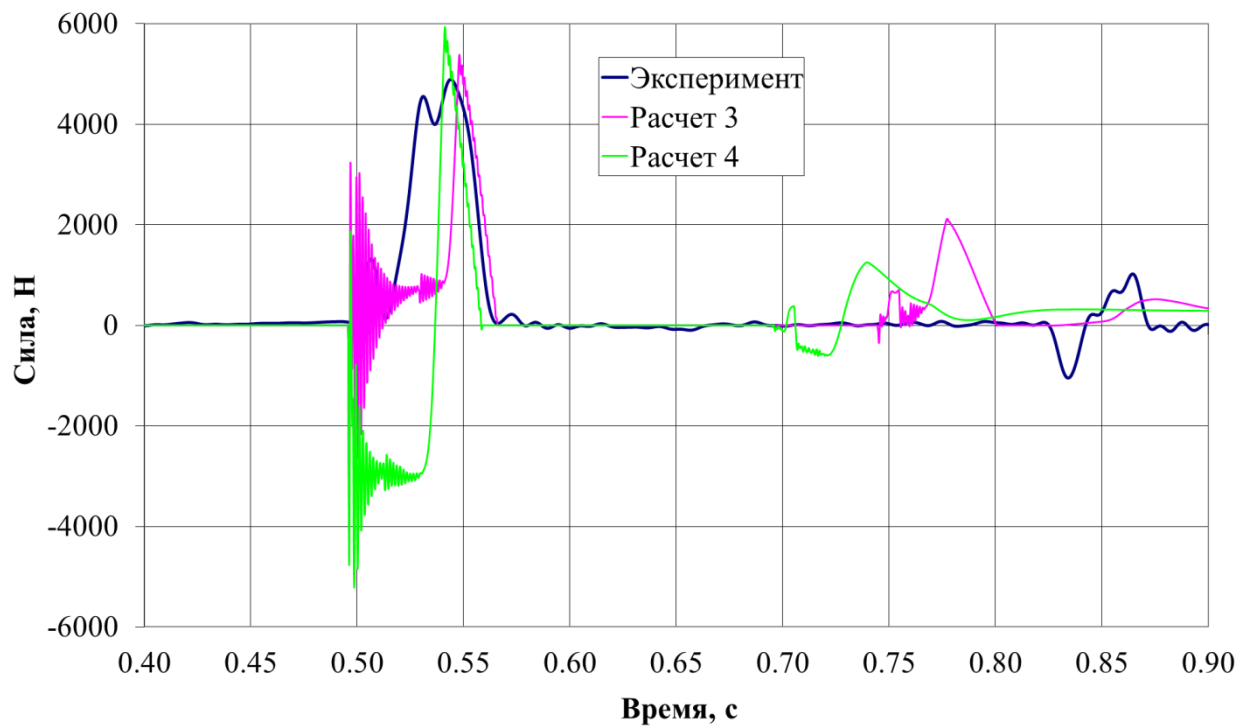


Рисунок 3.5.4 – Режим № 2. Изменение по времени силы в первом подкосе первой стойки в эксперименте и расчетах 3 и 4

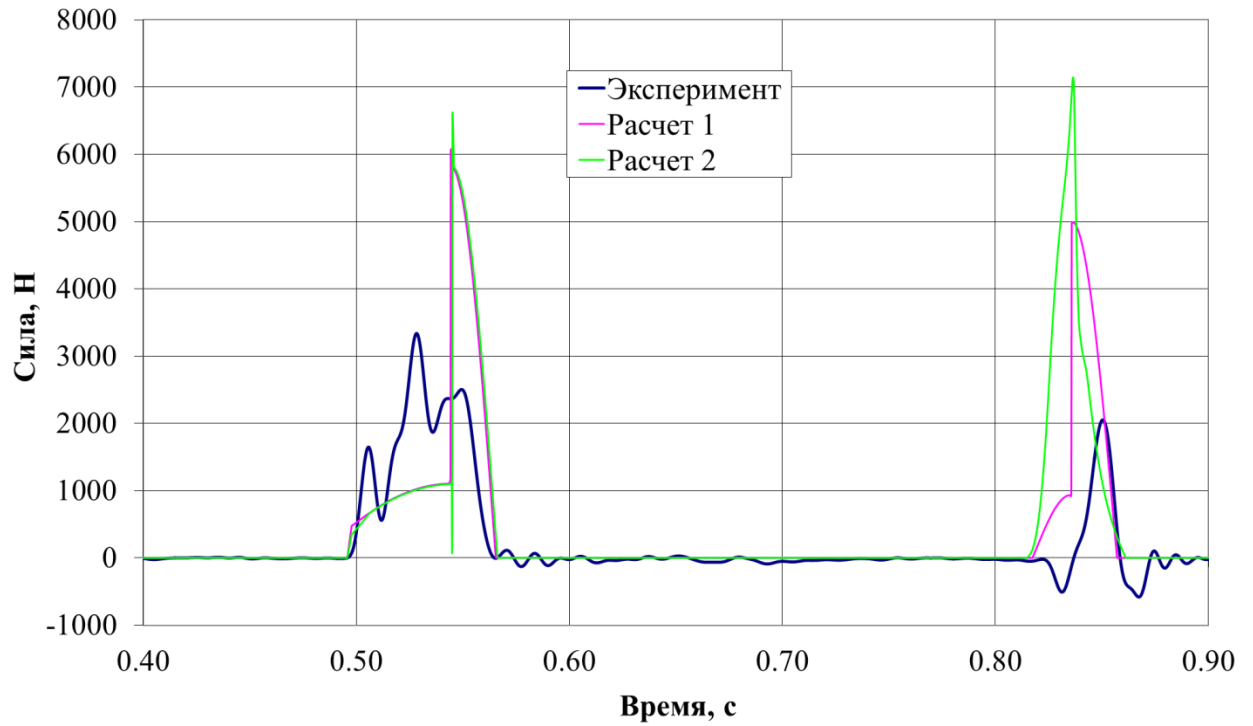


Рисунок 3.5.5 – Режим № 2. Изменение по времени силы во втором подкосе первой стойки в эксперименте и расчетах 1 и 2

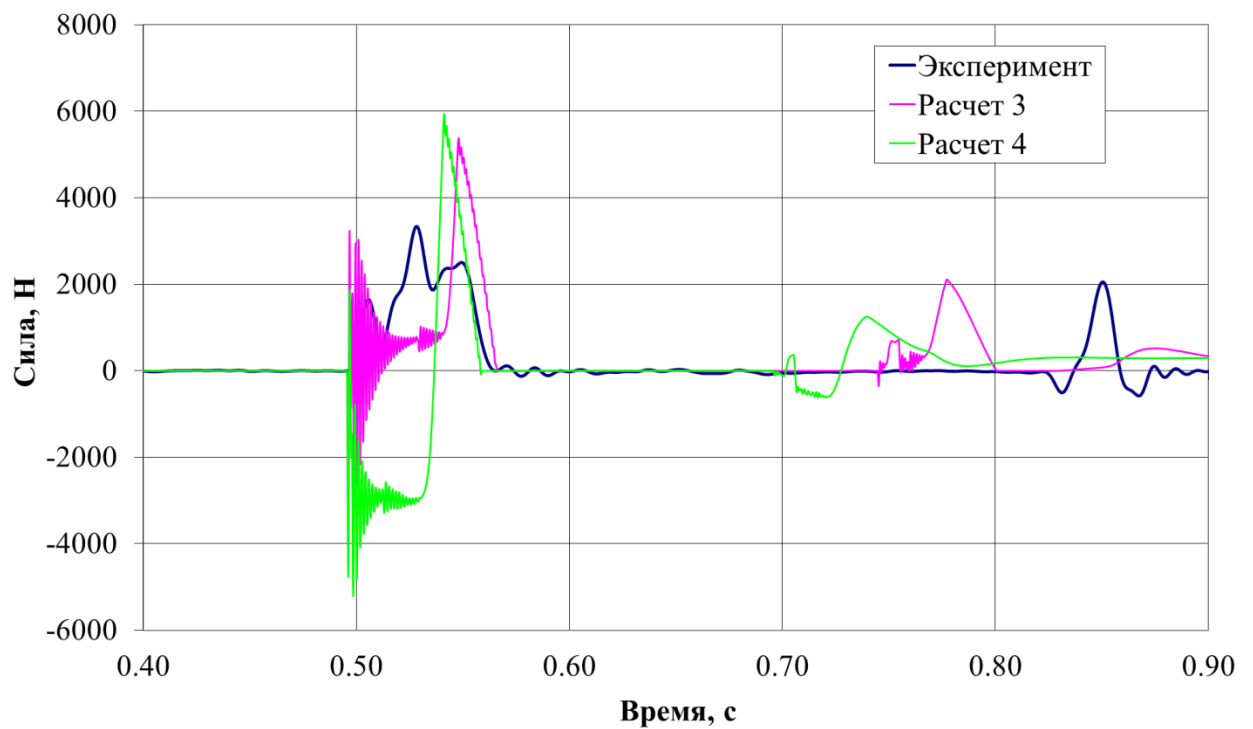


Рисунок 3.5.6 – Режим № 2. Изменение по времени силы во втором подкосе первой стойки в эксперименте и расчетах 3 и 4

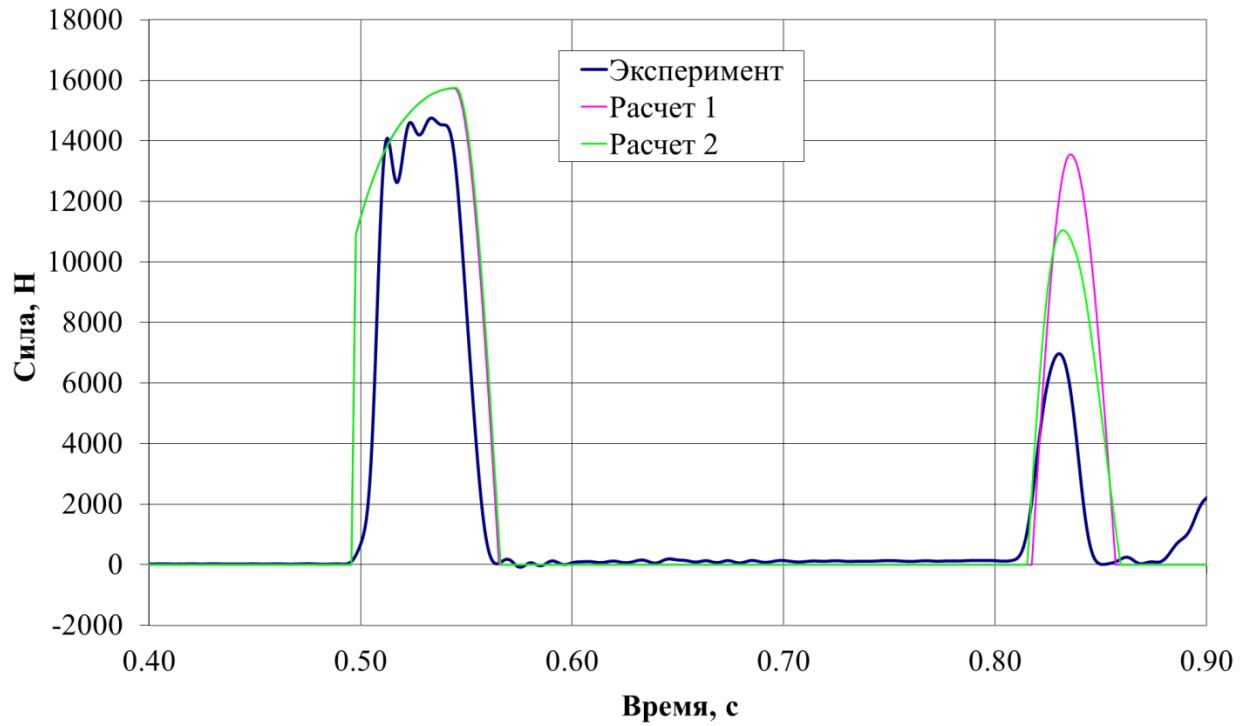


Рисунок 3.5.7 – Режим № 2. Изменение по времени силы в амортизаторе второй стойки в эксперименте и расчетах 1 и 2

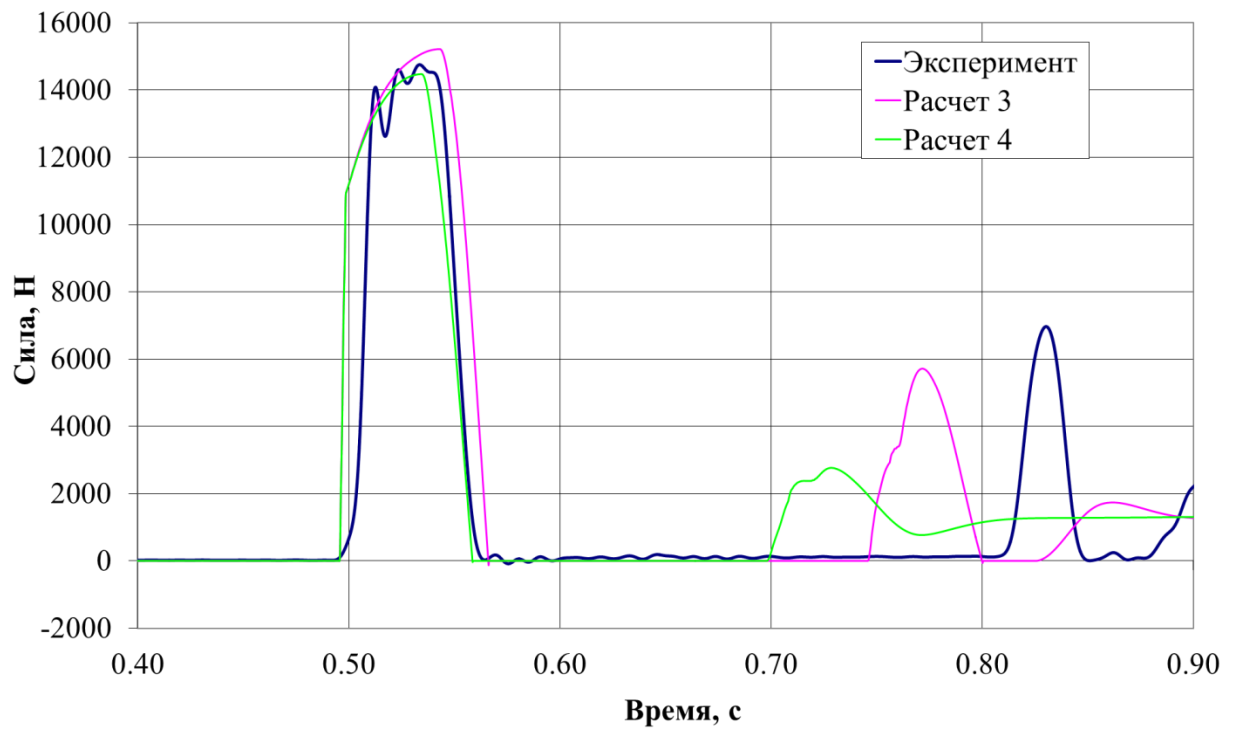


Рисунок 3.5.8 – Режим № 2. Изменение по времени силы в амортизаторе второй стойки в эксперименте и расчетах 3 и 4

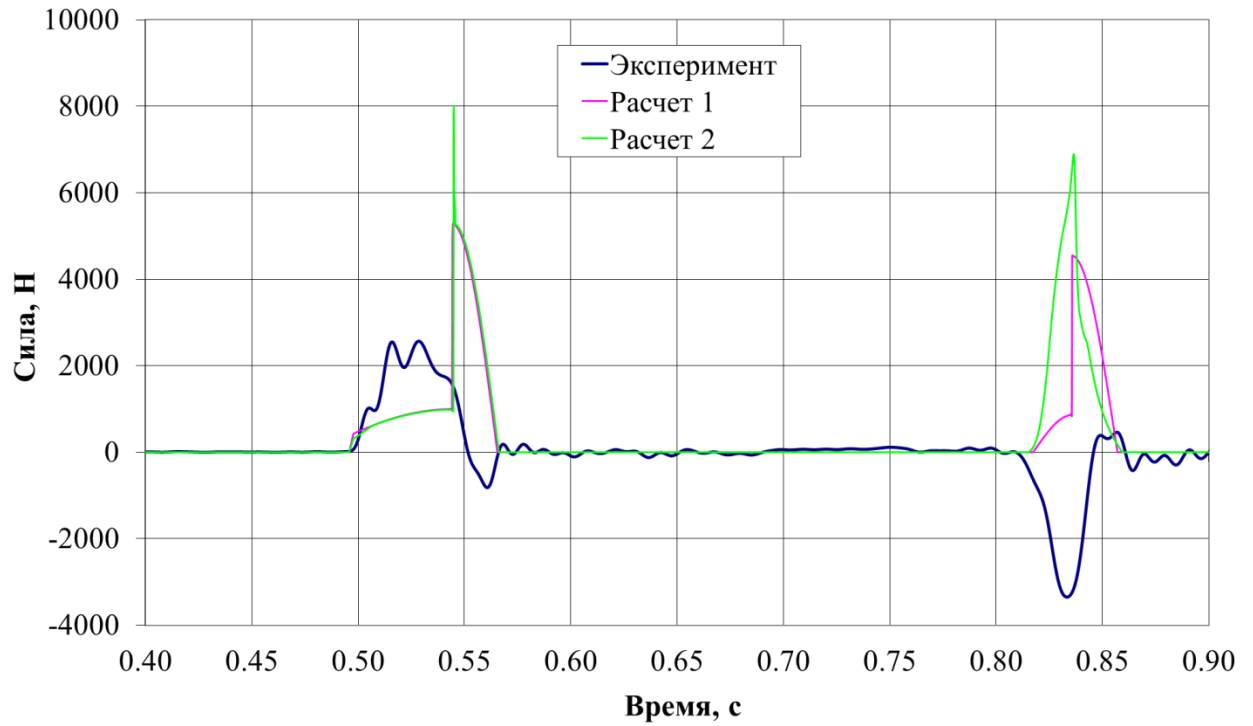


Рисунок 3.5.9 – Режим № 2. Изменение по времени силы в первом подкосе второй стойки в эксперименте и расчетах 1 и 2

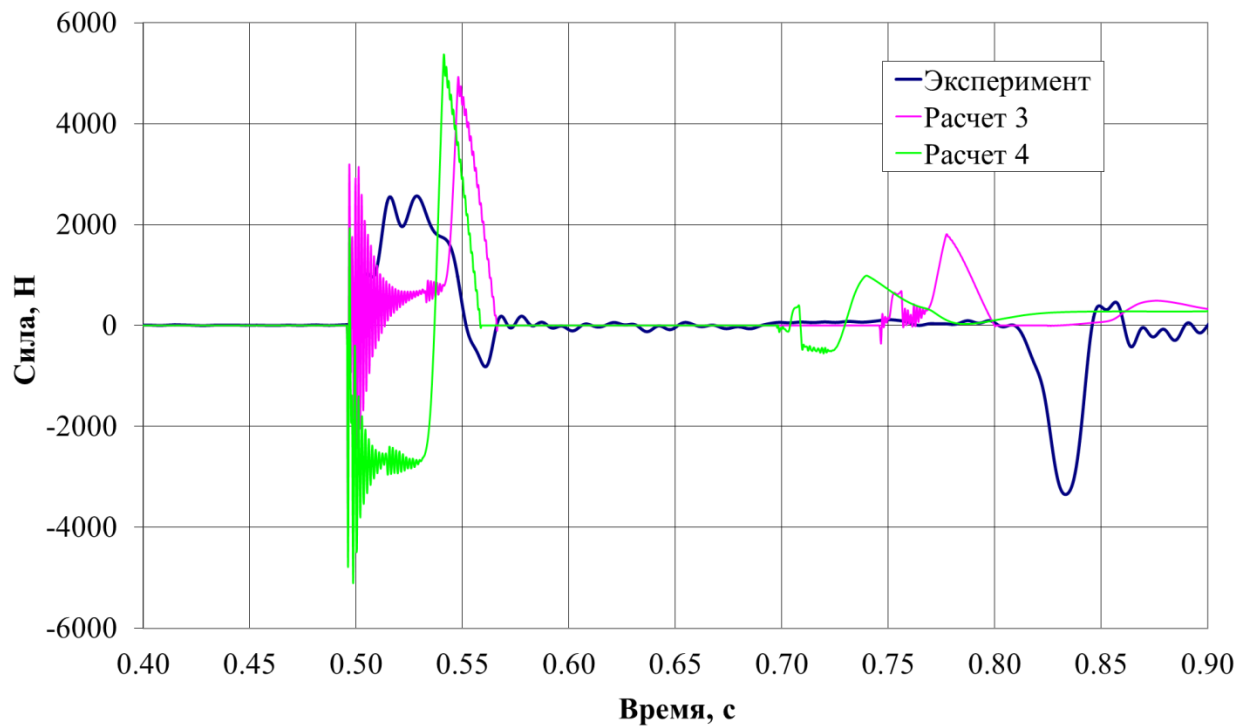


Рисунок 3.5.10 – Режим № 2. Изменение по времени силы в первом подкосе второй стойки в эксперименте и расчетах 3 и 4

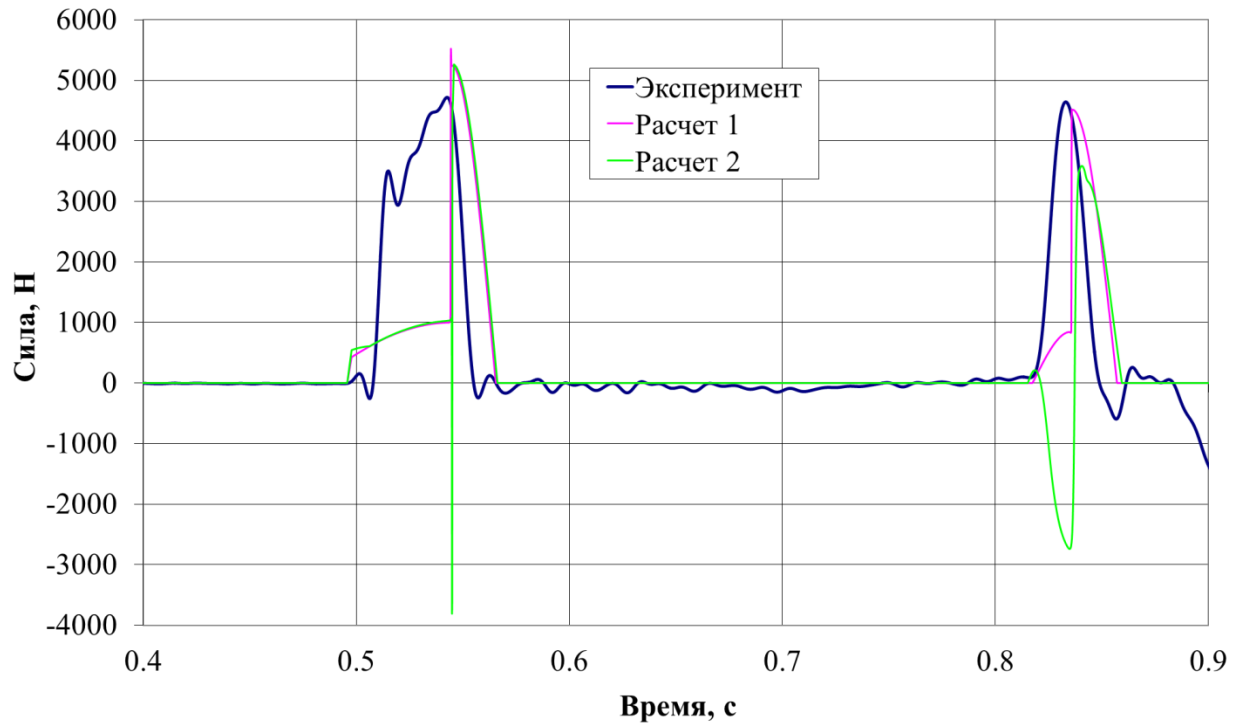


Рисунок 3.5.11 – Режим № 2. Изменение по времени силы во втором подкосе второй стойки в эксперименте и расчетах 1 и 2

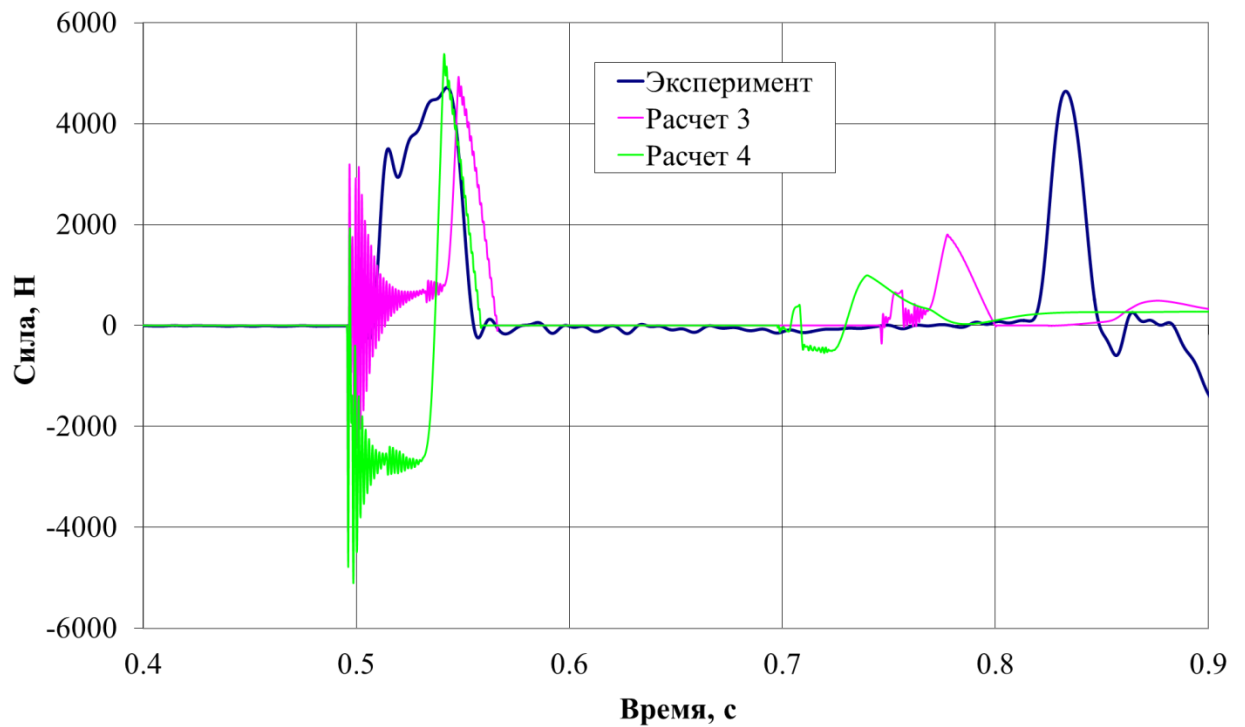


Рисунок 3.5.12 – Режим № 2. Изменение по времени силы во втором подкосе второй стойки в эксперименте и расчетах 3 и 4

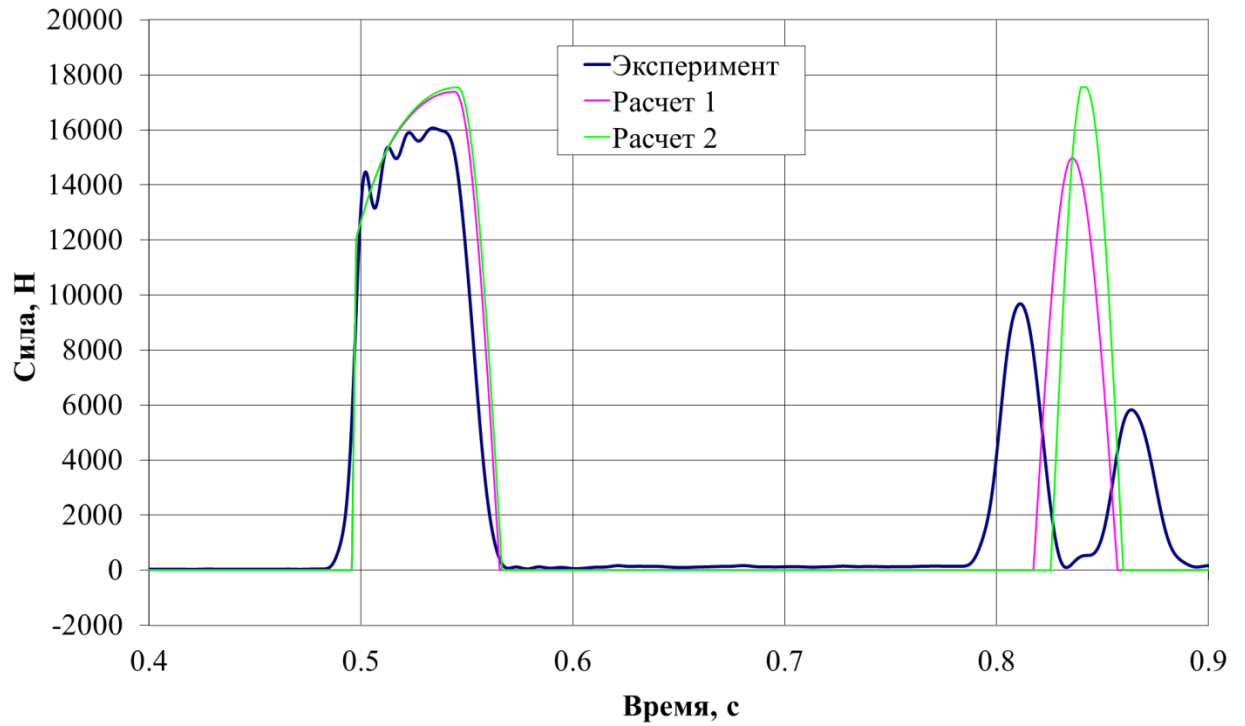


Рисунок 3.5.13 – Режим № 2. Изменение по времени силы в амортизаторе третьей стойки в эксперименте и расчетах 1 и 2

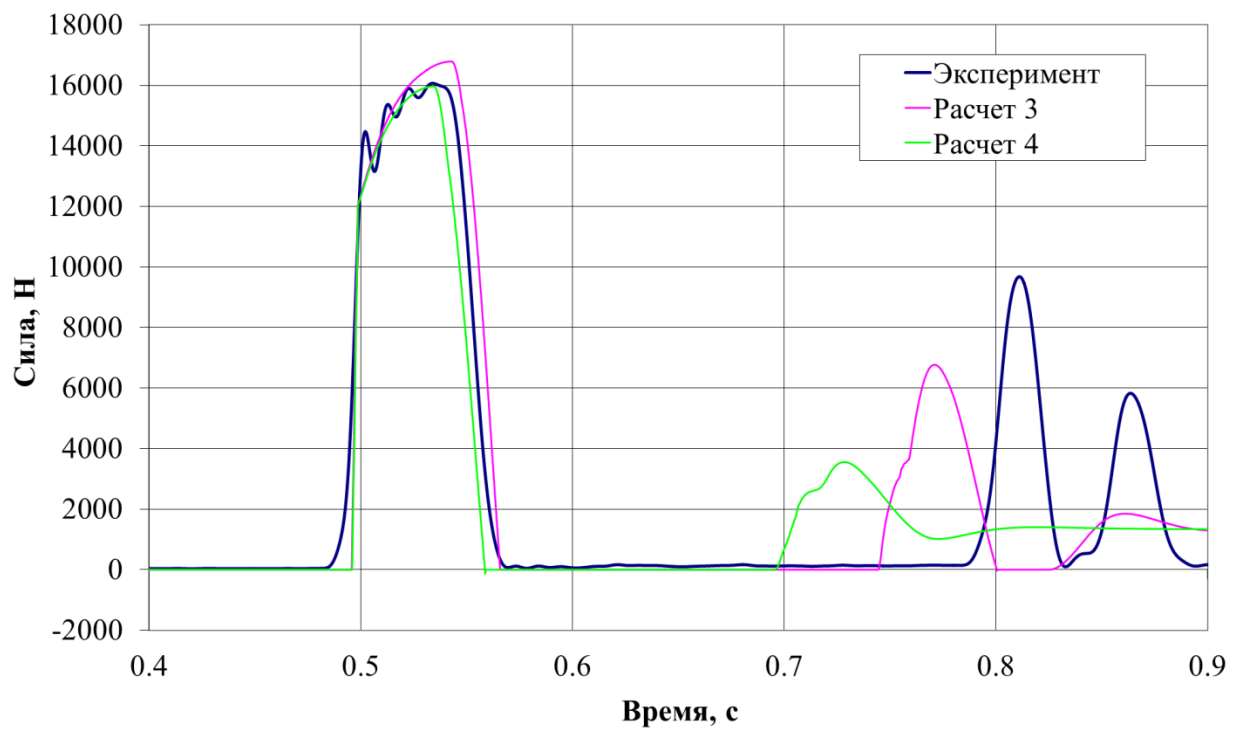


Рисунок 3.5.14 – Режим № 2. Изменение по времени силы в амортизаторе третьей стойки в эксперименте и расчетах 3 и 4

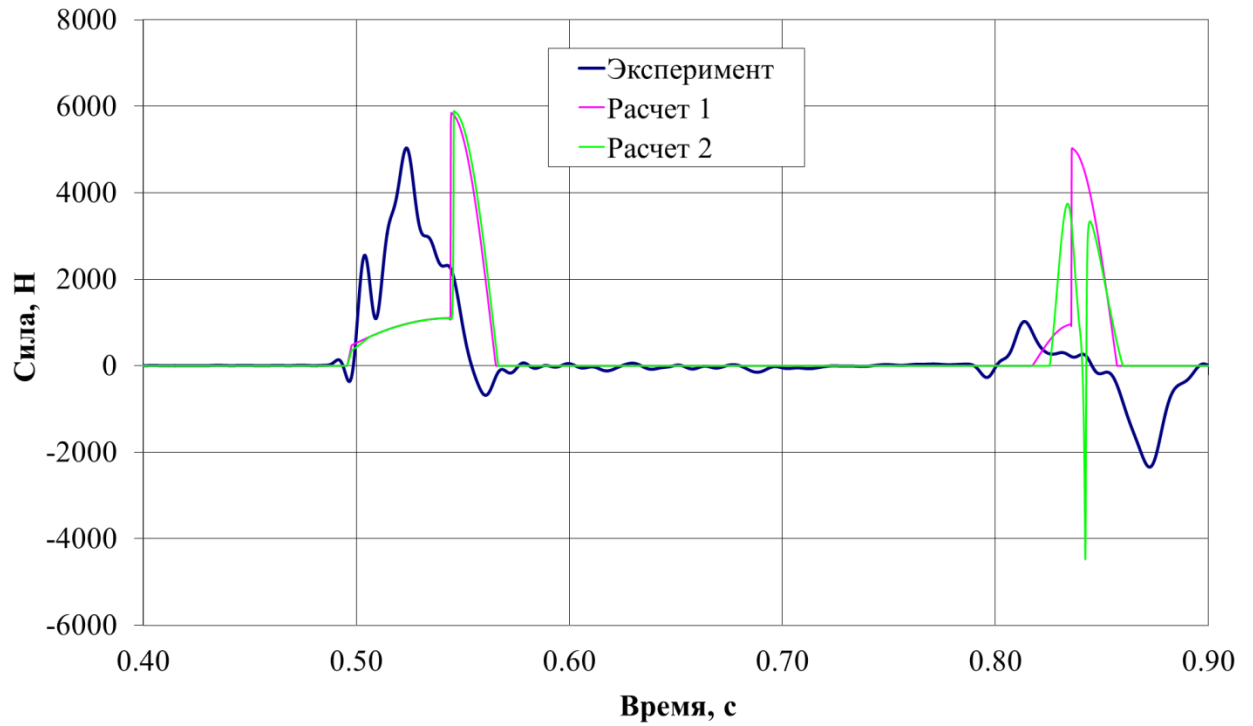


Рисунок 3.5.15 – Режим № 2. Изменение по времени силы в первом подкосе третьей стойки в эксперименте и расчетах 1 и 2

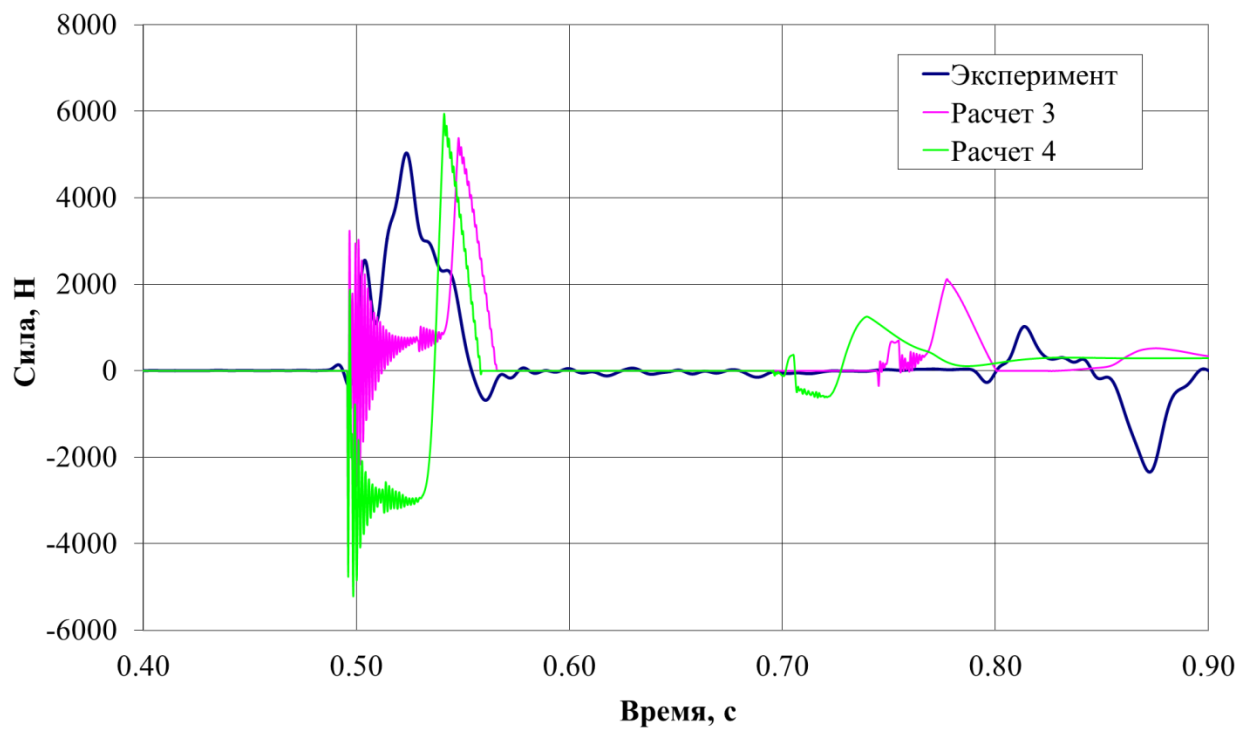


Рисунок 3.5.16 – Режим № 2. Изменение по времени силы в первом подкосе третьей стойки в эксперименте и расчетах 3 и 4

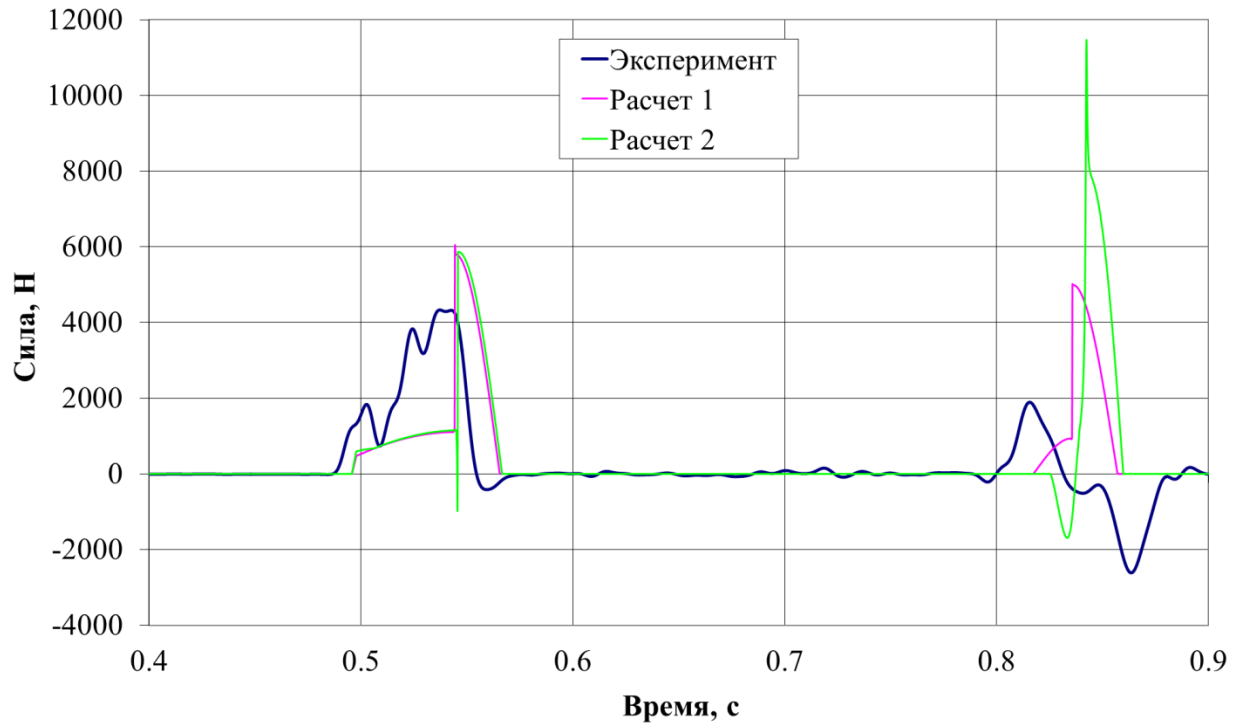


Рисунок 3.5.17 – Режим № 2. Изменение по времени силы во втором подкосе третьей стойки в эксперименте и расчетах 1 и 2

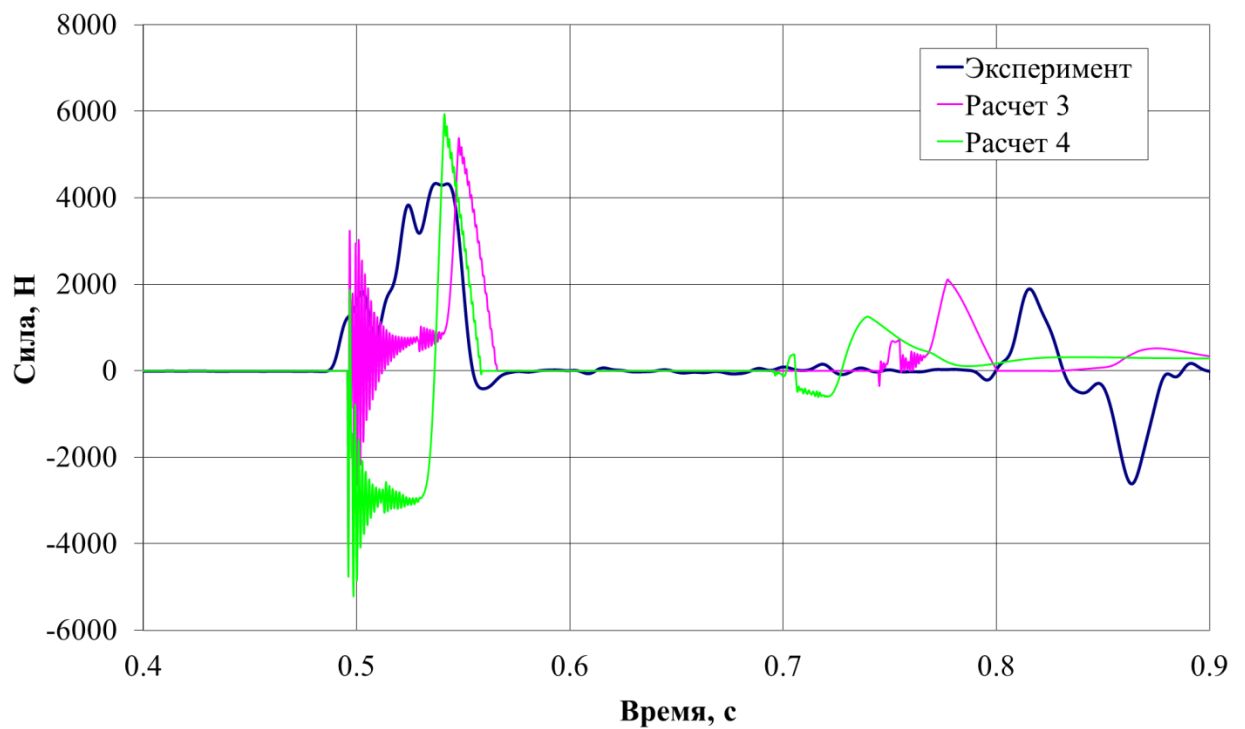


Рисунок 3.5.18 – Режим № 2. Изменение по времени силы во втором подкосе третьей стойки в эксперименте и расчетах 3 и 4

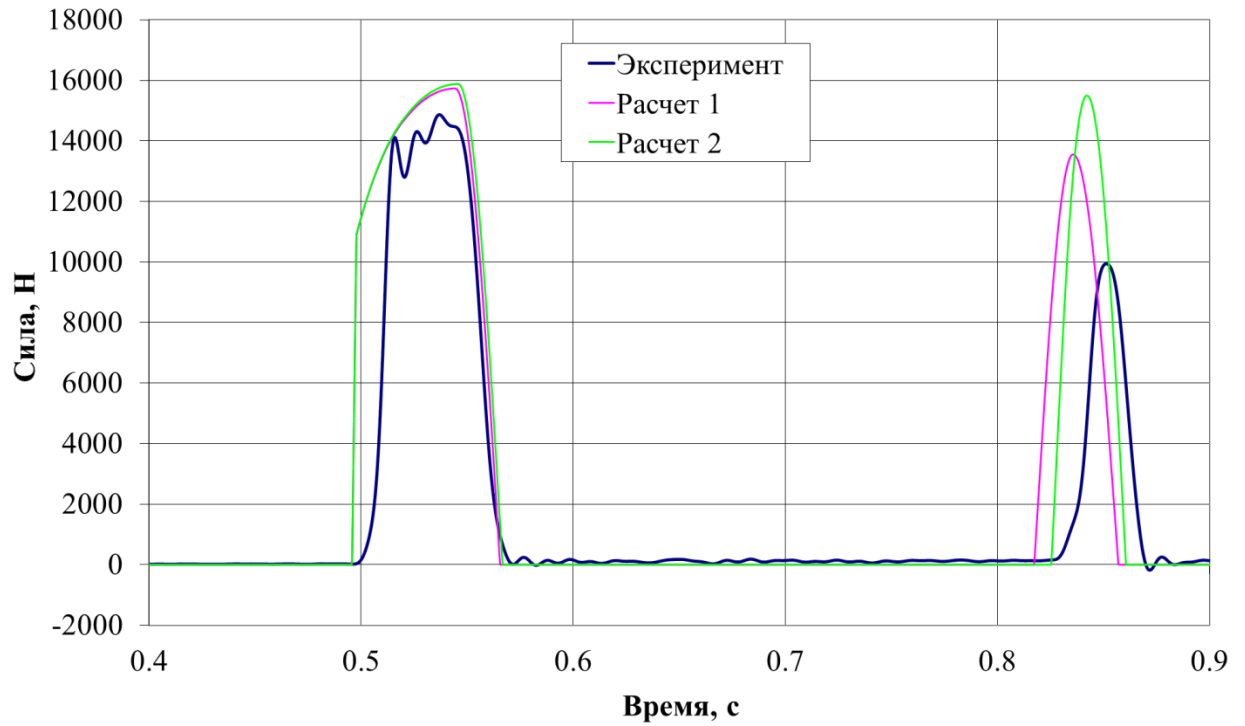


Рисунок 3.5.19 – Режим № 2. Изменение по времени силы в амортизаторе четвертой стойки в эксперименте и расчетах 1 и 2

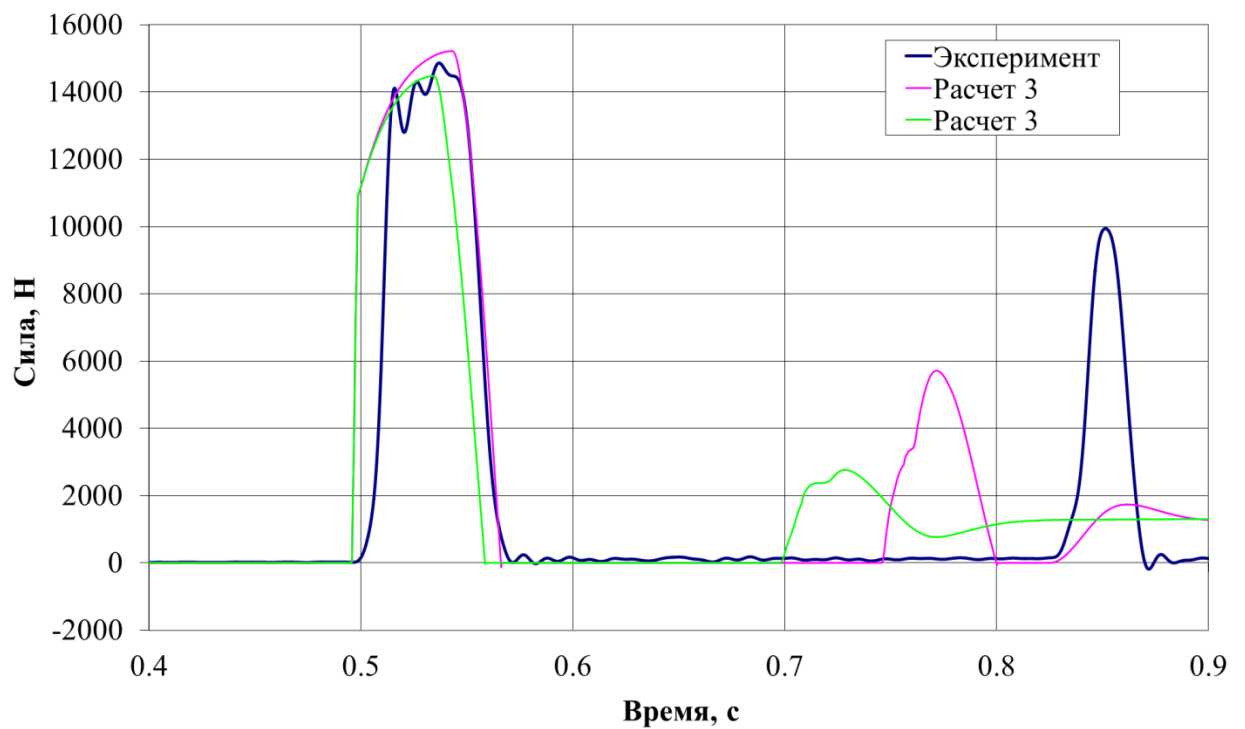


Рисунок 3.5.20 – Режим № 2. Изменение по времени силы в амортизаторе четвертой стойки в эксперименте и расчетах 3 и 4

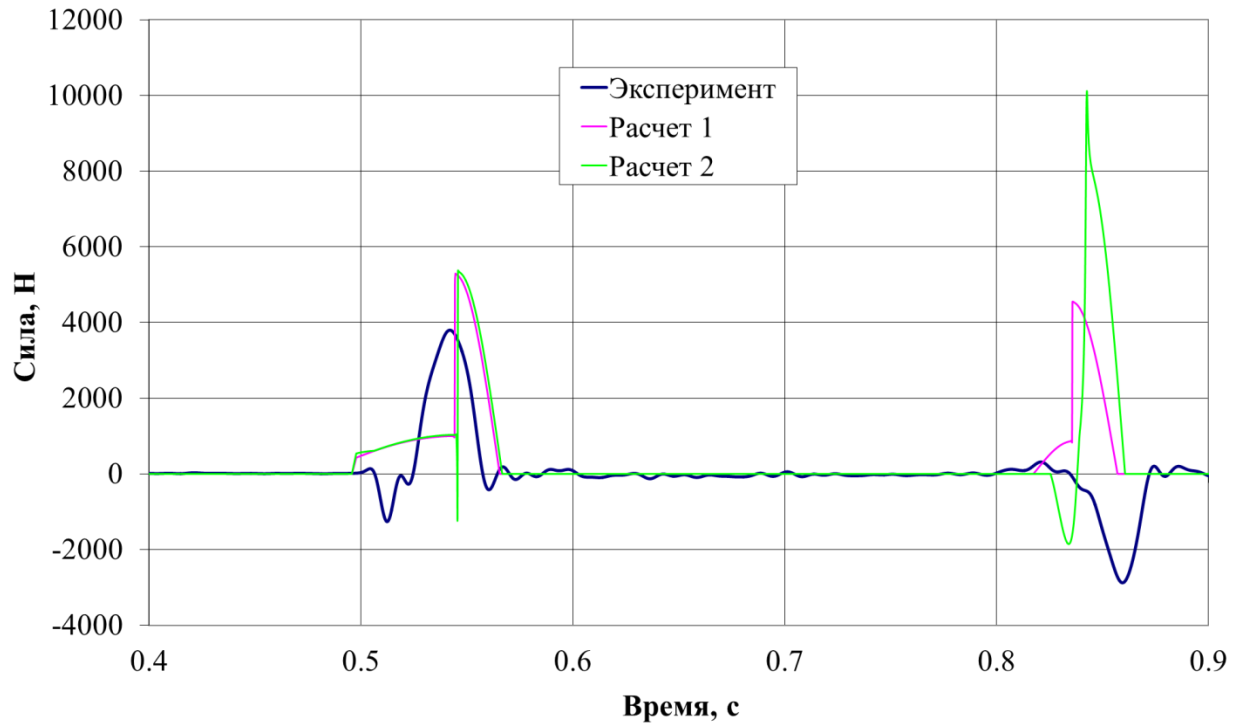


Рисунок 3.5.21 – Режим № 2. Изменение по времени силы в первом подкосо четвертой стойки в эксперименте и расчетах 1 и 2

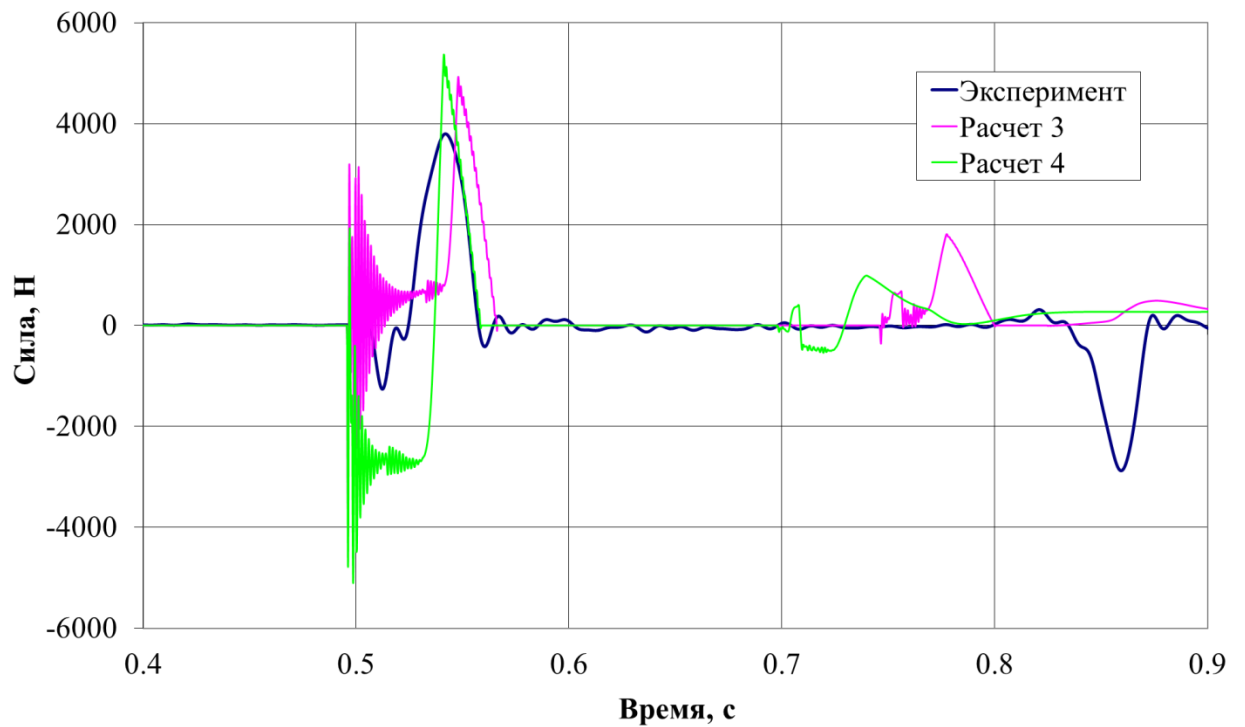


Рисунок 3.5.22 – Режим № 2. Изменение по времени силы в первом подкосо четвертой стойки в эксперименте и расчетах 3 и 4

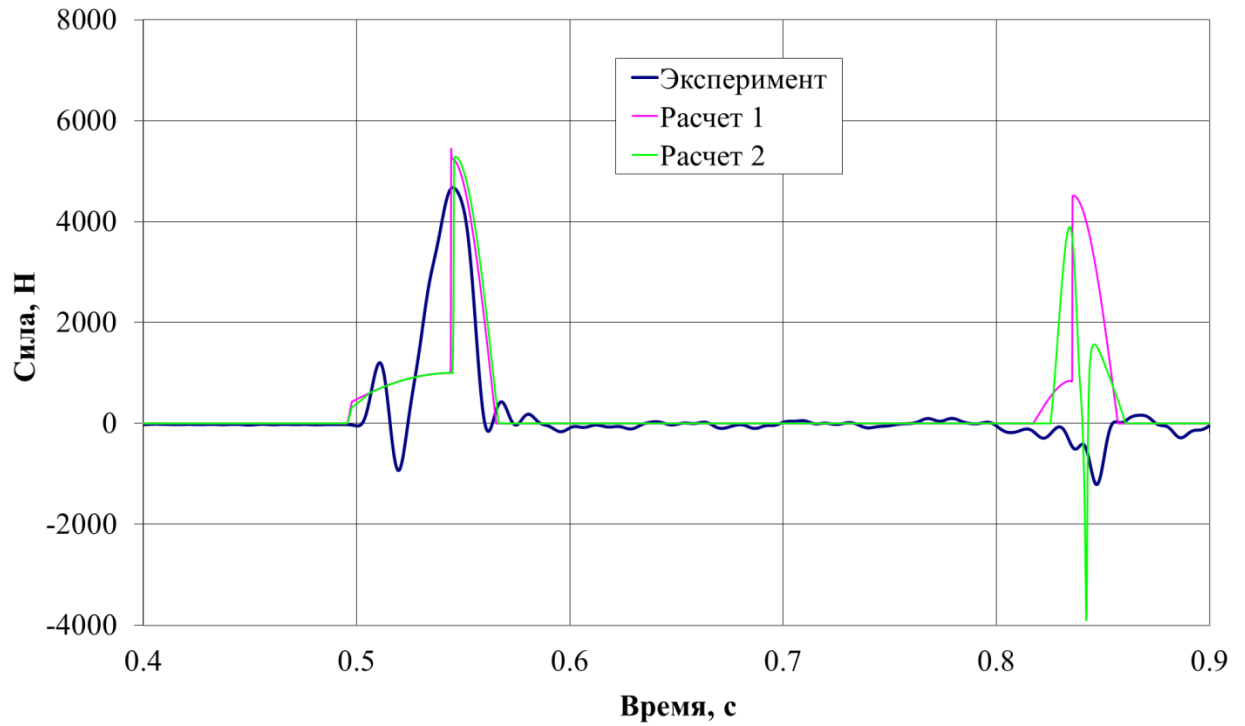


Рисунок 3.5.23 – Режим № 2. Изменение по времени силы во втором подкосе четвертой стойки в эксперименте и расчетах 1 и 2

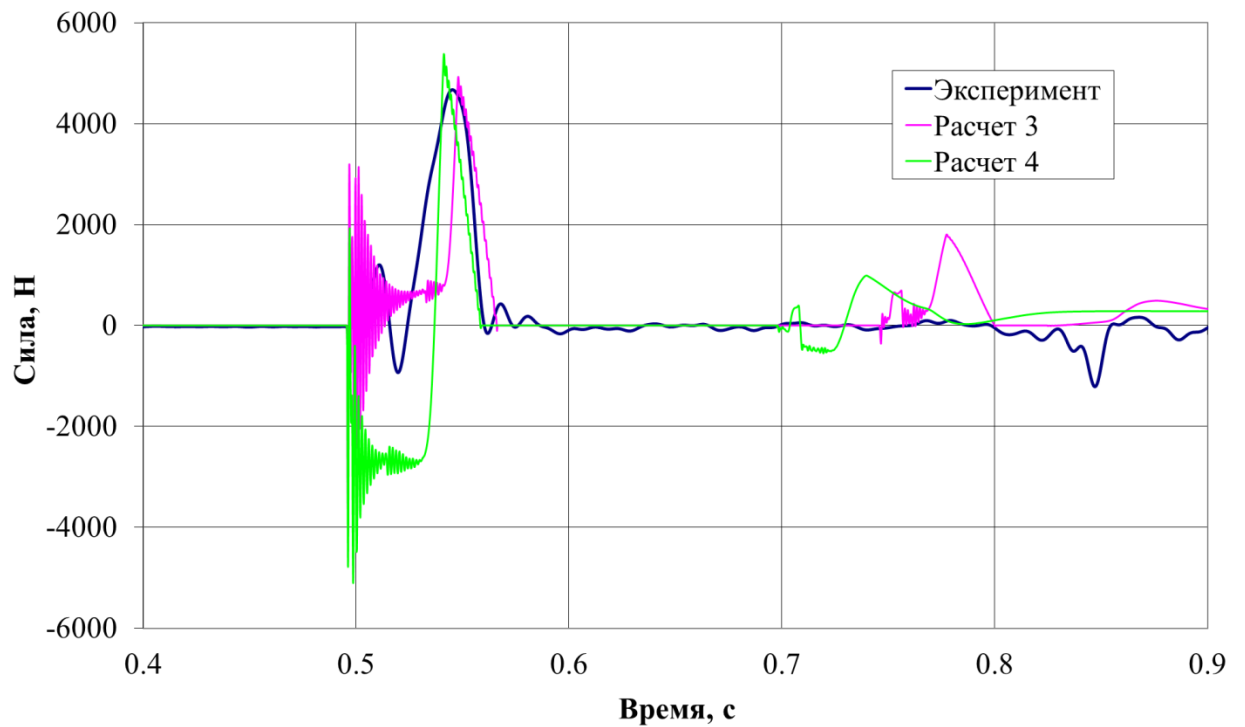


Рисунок 3.5.24 – Режим № 2. Изменение по времени силы во втором подкосе четвертой стойки в эксперименте и расчетах 3 и 4

3.6 Сравнительный анализ по линейным и угловым скоростям

В данном разделе на рисунках 3.6.1 – 3.6.14 представлены графики изменения по времени вертикальной составляющей линейной скорости V_Y , экспериментов и расчетных случаев, а также графики изменения по времени горизонтальной составляющей скорости V_X , и составляющей угловой скорости W_Z относительно оси OZ макета.

На основе системного анализа результатов следует отметить следующее:

1. Отклонение значений вертикальной составляющей скорости, полученных расчетным путем, на момент времени касания поверхности первой парой опор не превышает 2 % от значений, полученных в экспериментах.

2. Отклонение значений вертикальной составляющей скорости, полученных расчетным путем, на момент времени касания поверхности второй парой опор (для режимов № 1, № 3 и № 5) не превышает 7 % от значений, полученных в экспериментах.

3. Для режима № 5 для вертикальной составляющей скорости в момент времени касания второй парой опор между расчетными и экспериментальными данными зафиксировано расхождение по времени на 0,09 с (рисунок 5.95). Это означает, что промежуток времени между касанием поверхности первой парой опор и касанием второй парой опор в эксперименте на 0.09 с короче. Данный факт указывает на то, что в эксперименте № 5 при первом касании имеет место более жесткий удар, и как следствие, больший момент силы и на 19 % большая по сравнению с расчетом угловая скорость.

4. Отклонение расчетных значений горизонтальной составляющей скорости от экспериментальных для режимов № 3 и № 5 не превысило 10 %.

5. Для режима № 3 отклонение максимального значения угловой скорости, полученного расчетным путем, от экспериментальных данных не превысило 15 %.

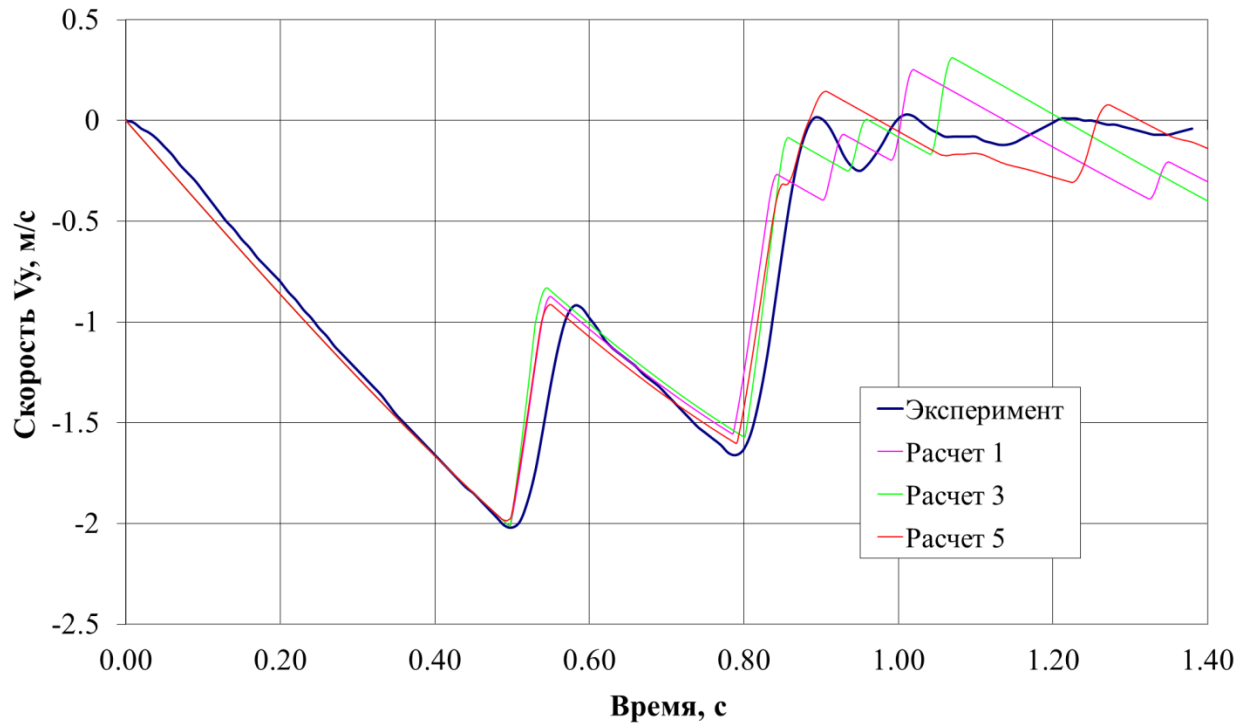


Рисунок 3.6.1 – Режим № 1. Изменение по времени составляющей скорости V_Y в эксперименте и расчетах

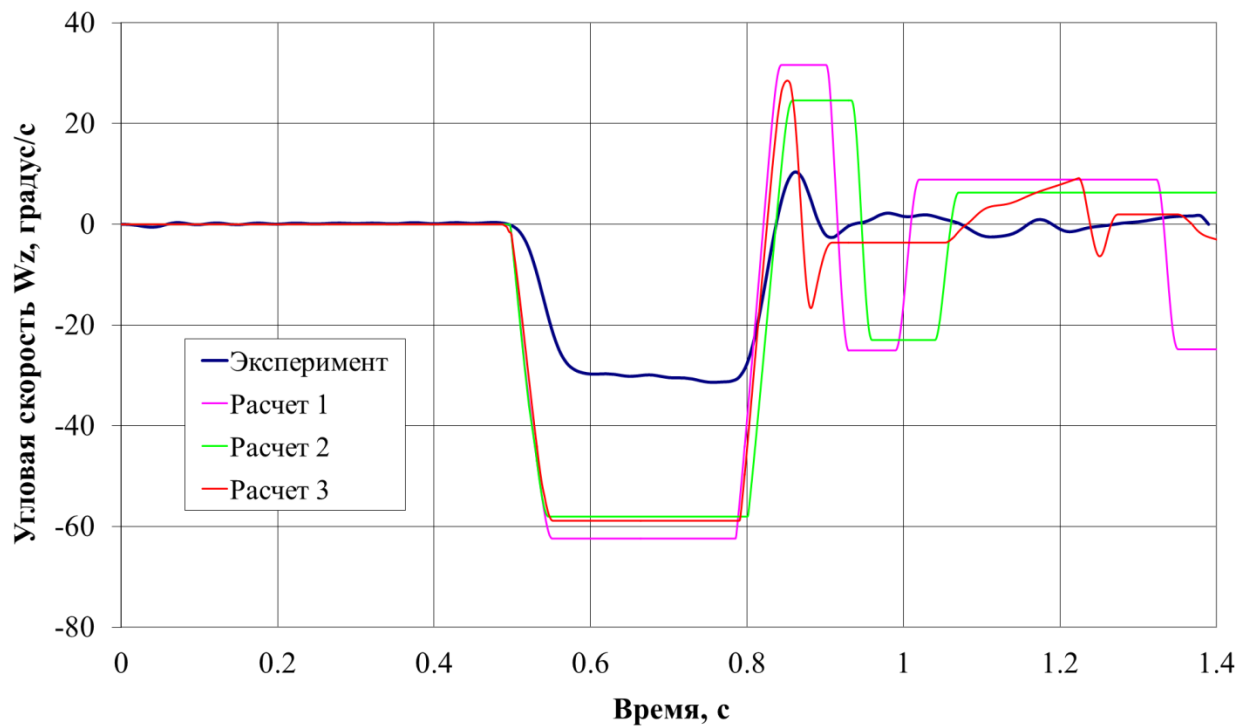


Рисунок 3.6.2 – Режим № 1. Изменение по времени составляющей скорости w_Z в эксперименте и расчетах

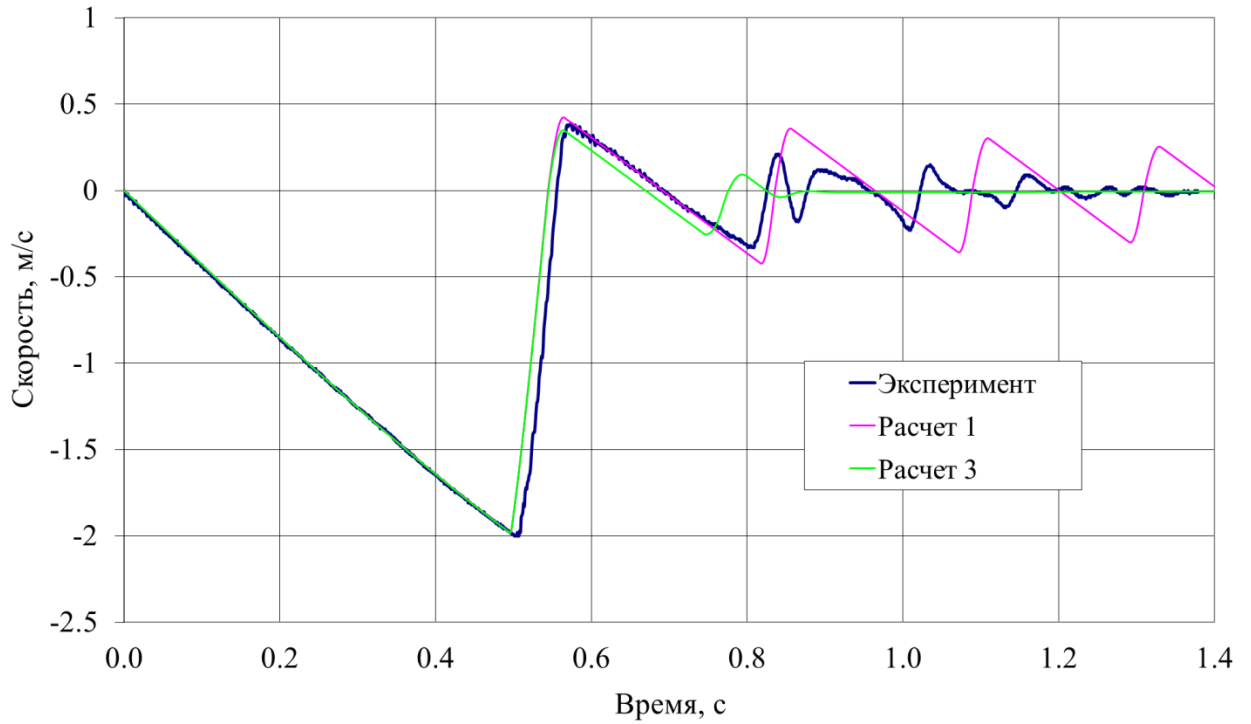


Рисунок 3.6.3 – Режим № 2. Изменение по времени составляющей скорости V_y в эксперименте и расчетах

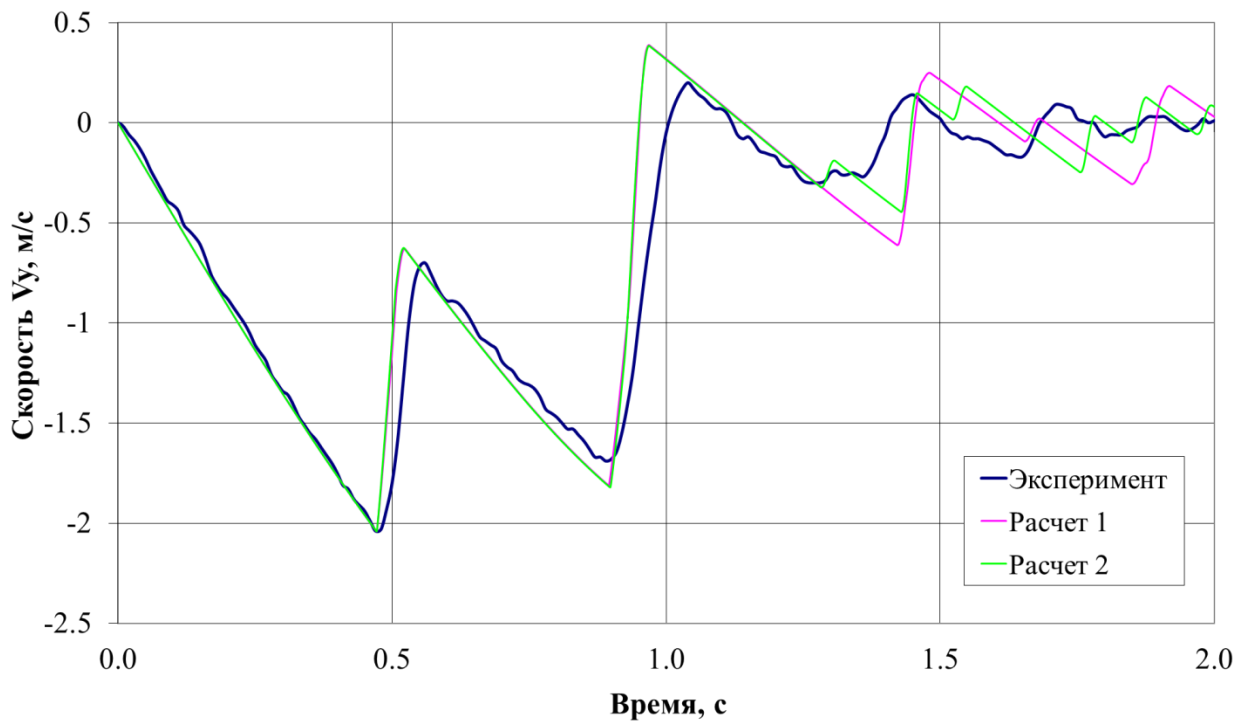


Рисунок 3.6.4 – Режим № 3. Изменение по времени составляющей скорости V_y в эксперименте и расчетах 1 и 2

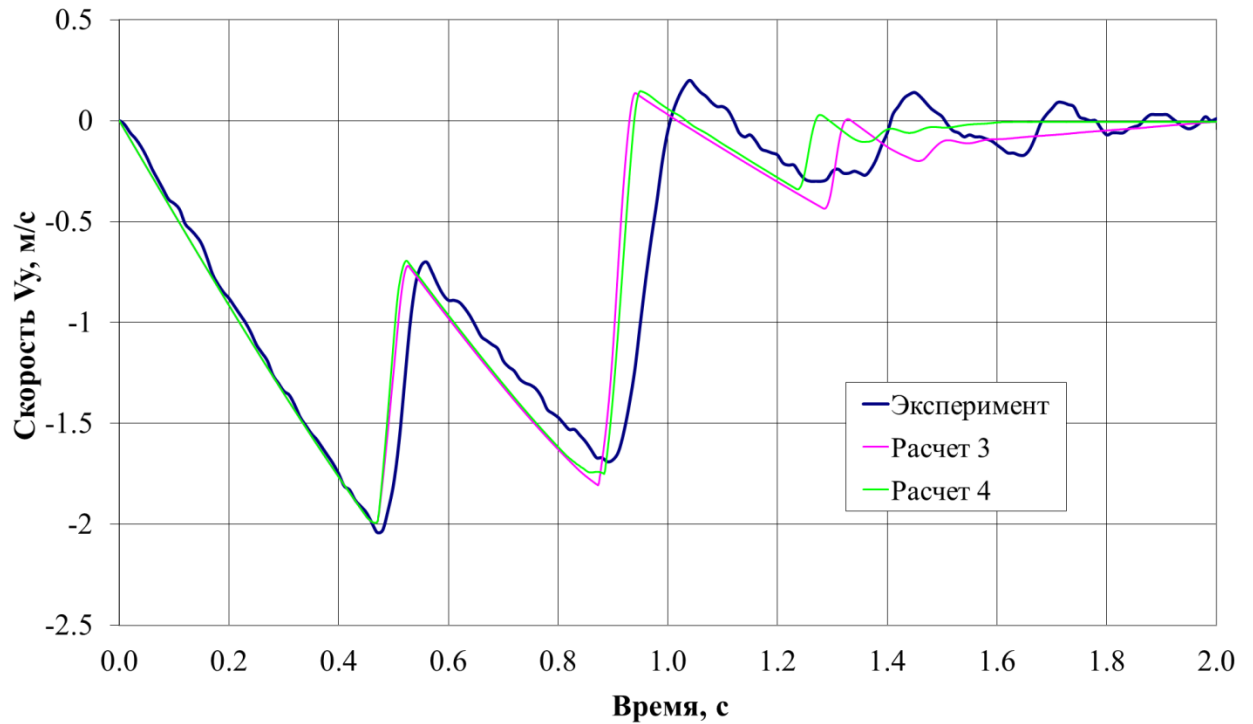


Рисунок 3.6.5 – Режим № 3. Изменение по времени составляющей скорости V_y в эксперименте и расчетах 3 и 4

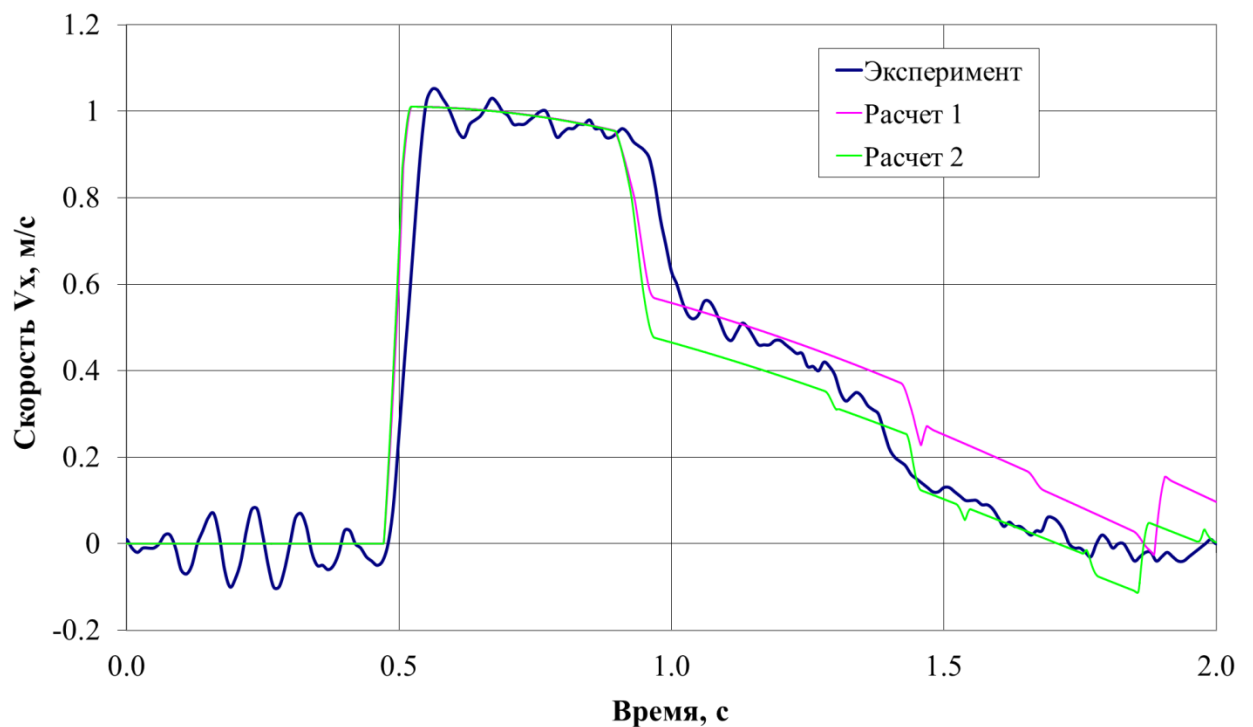


Рисунок 3.6.6 – Режим № 3. Изменение по времени составляющей скорости V_x в эксперименте и расчетах 1 и 2

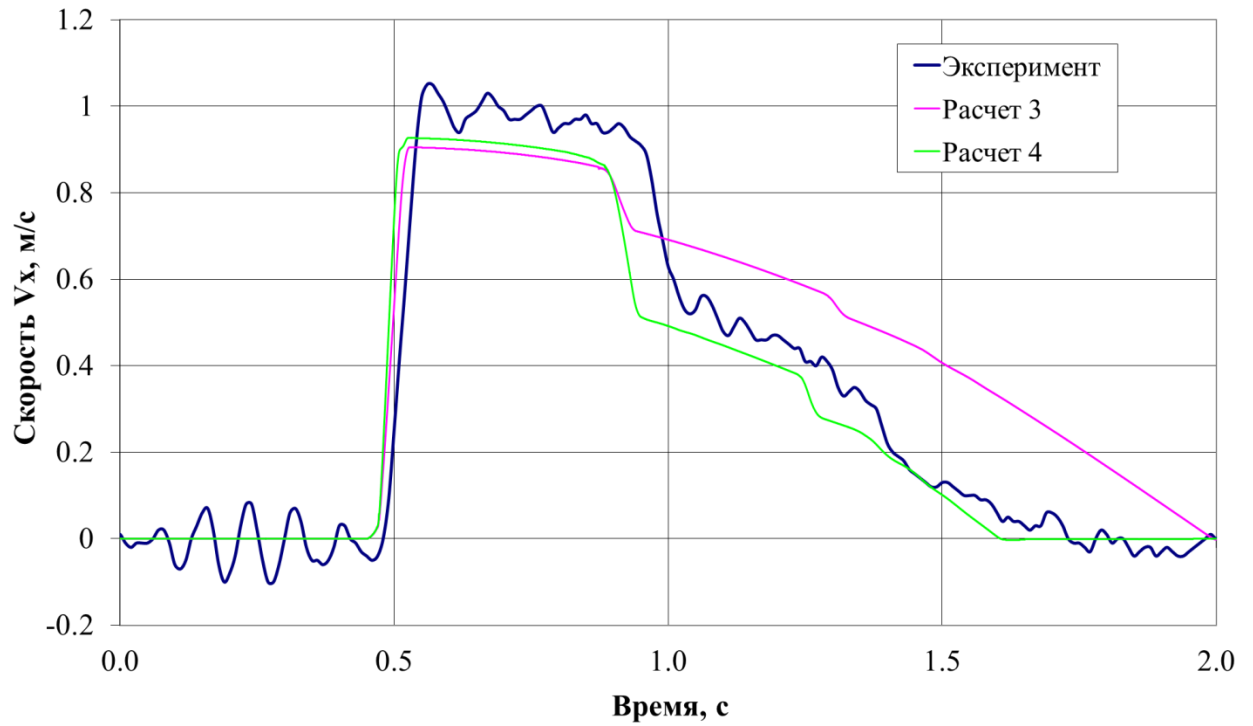


Рисунок 3.6.7 – Режим № 3. Изменение по времени составляющей скорости V_x в эксперименте и расчетах 3 и 4

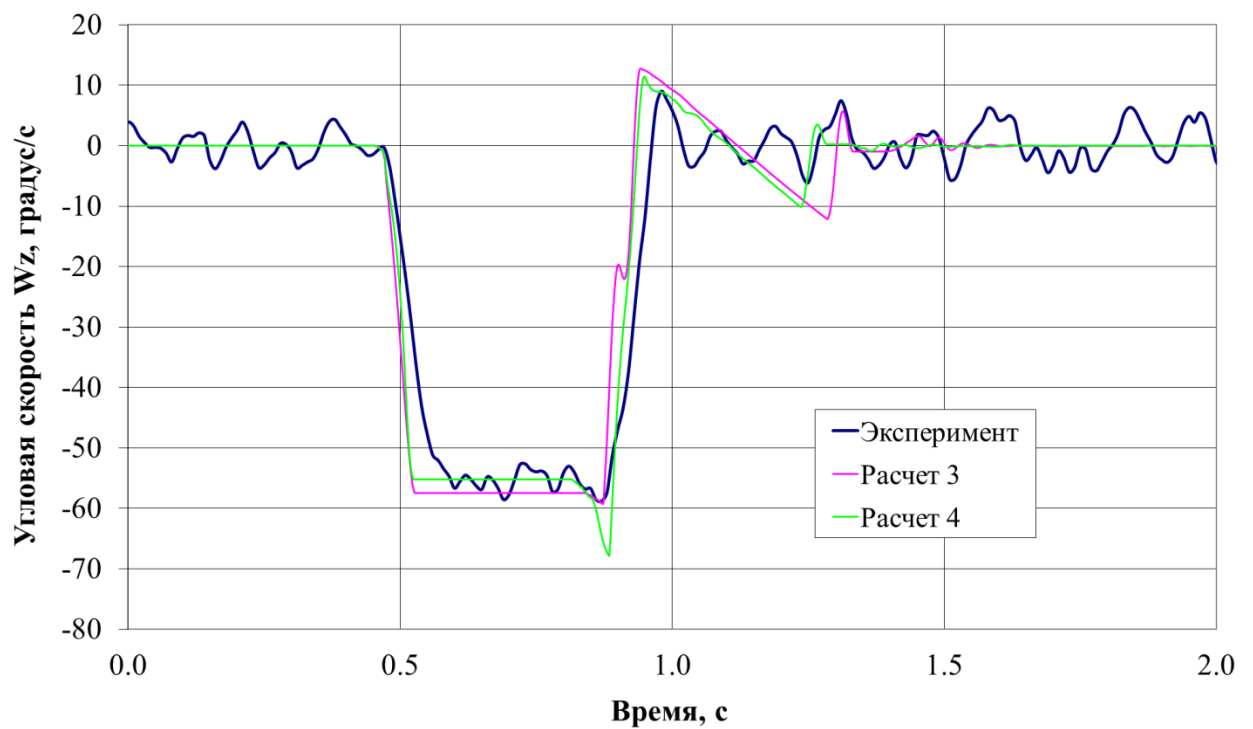


Рисунок 3.6.8 – Режим № 3. Изменение по времени составляющей угловой скорости w_z в эксперименте и расчетах 3 и 4

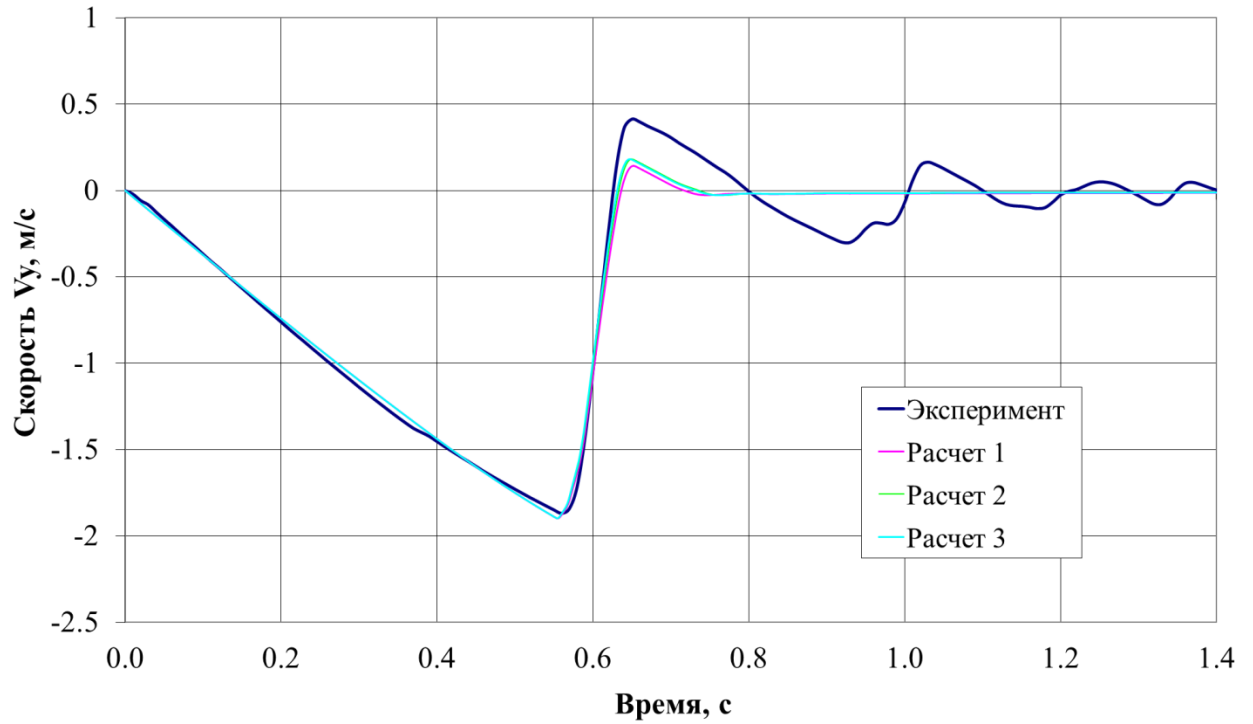


Рисунок 3.6.9 – Режим № 4. Изменение по времени составляющей скорости V_y в эксперименте и расчетах

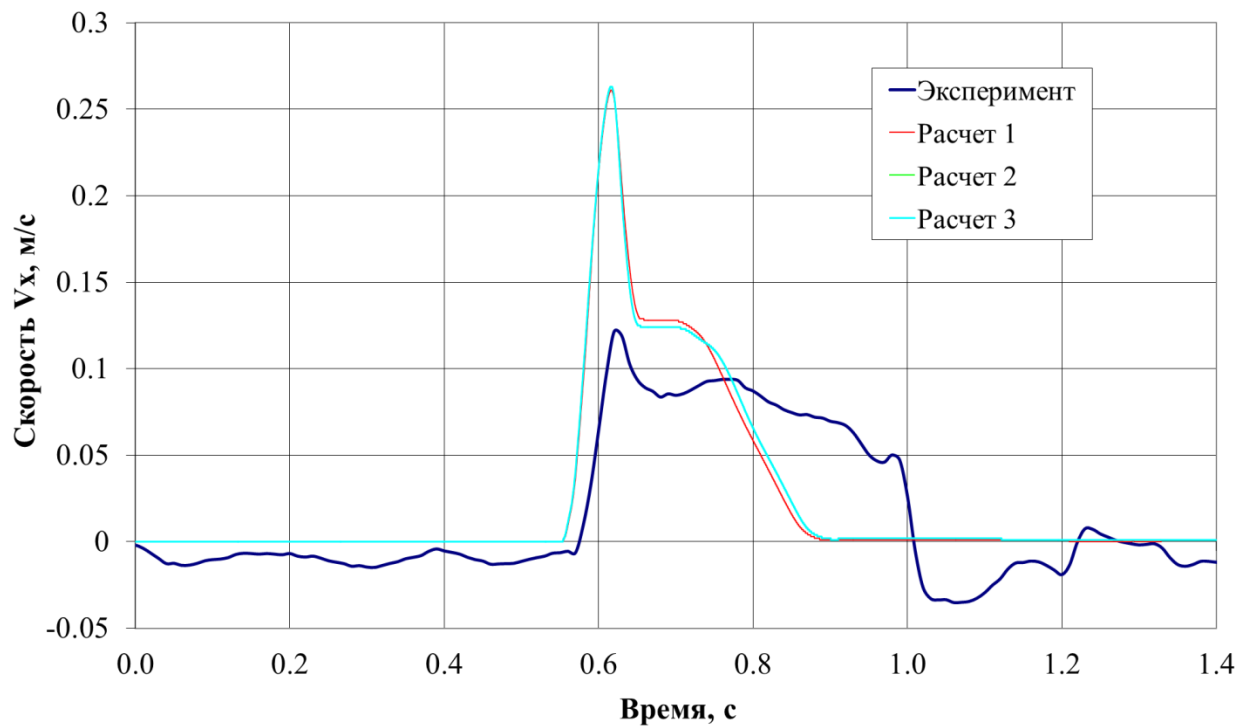


Рисунок 3.6.10 – Режим № 4. Изменение по времени составляющей скорости V_x в эксперименте и расчетах

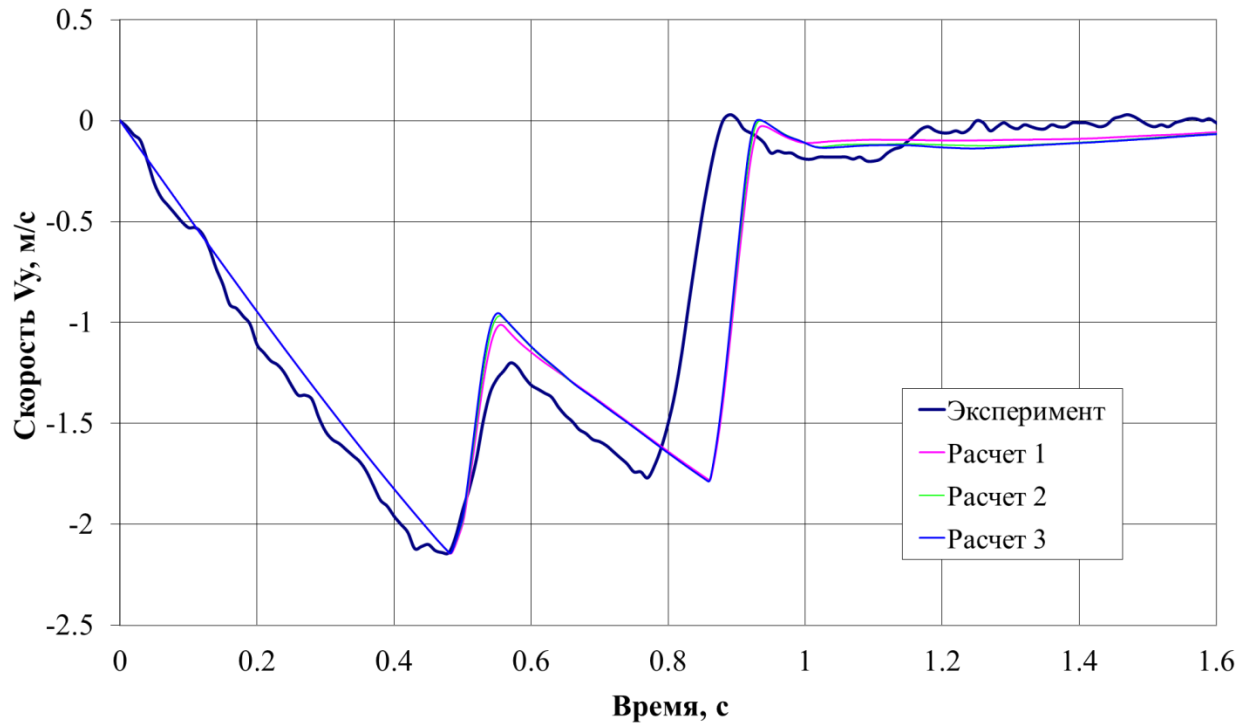


Рисунок 3.6.11 – Режим № 5. Изменение по времени составляющей скорости V_y в эксперименте и расчетах

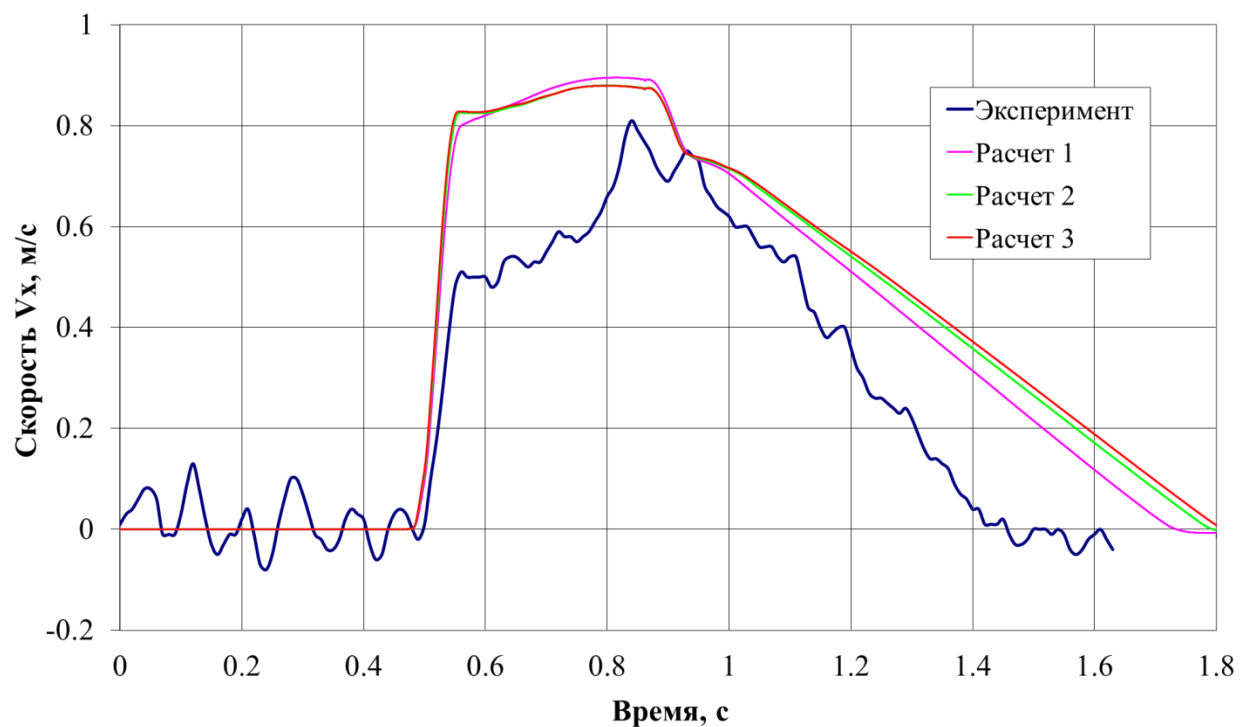


Рисунок 3.6.12 – Режим № 5. Изменение по времени составляющей скорости V_x в эксперименте и расчетах

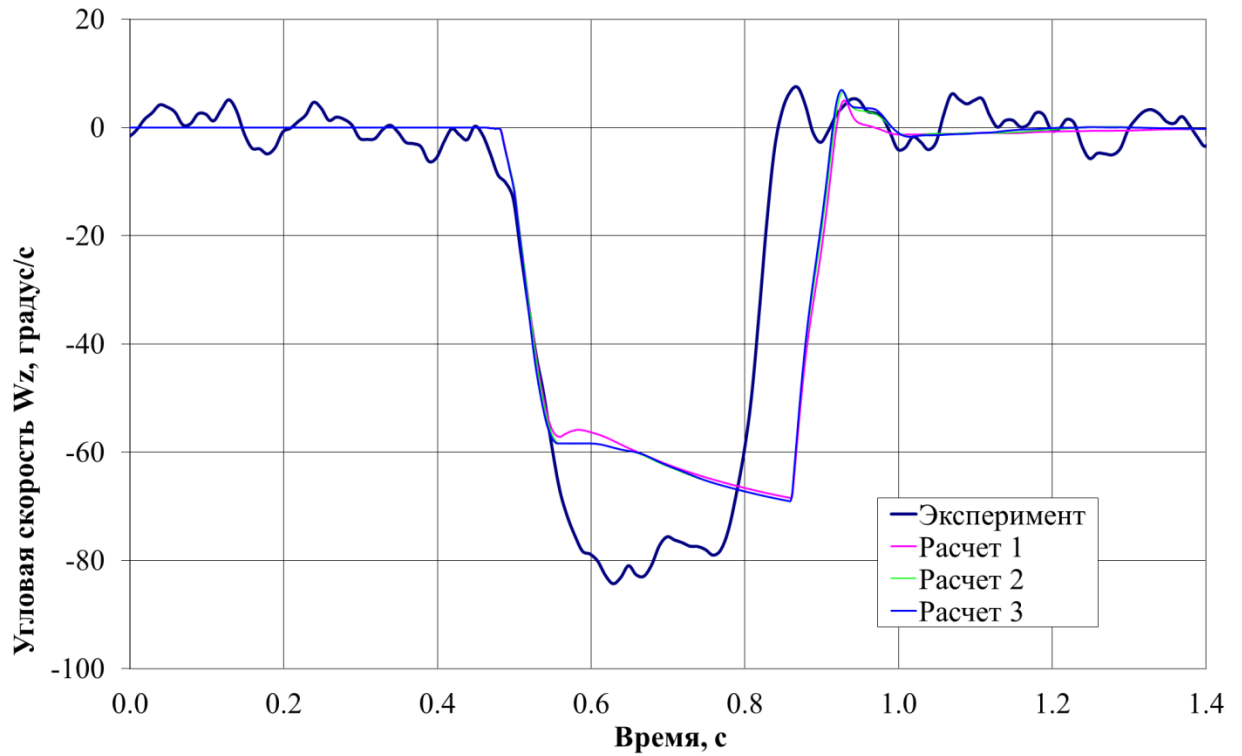


Рисунок 3.6.13 – Режим № 5. Изменение по времени составляющей угловой скорости в эксперименте и расчетах

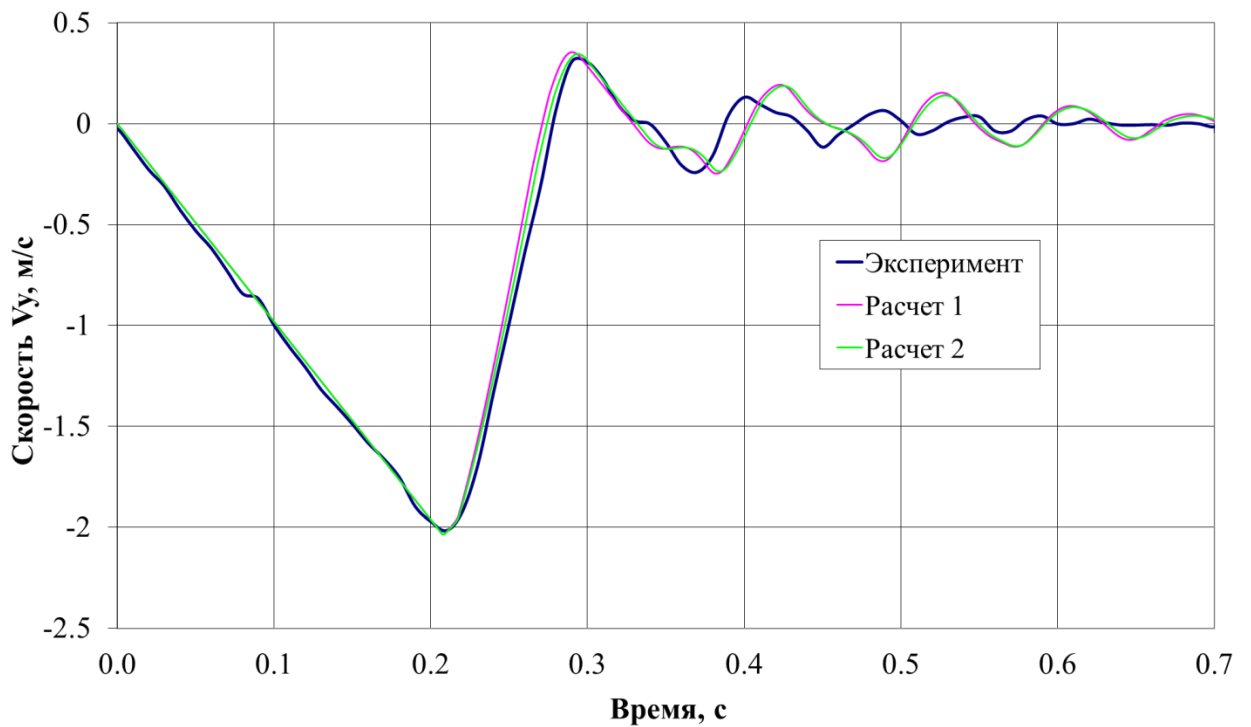


Рисунок 3.6.14 – Режим № 6. Изменение по времени составляющей скорости V_Y в эксперименте и расчетах

3.7 Сравнительный анализ по ускорениям

В данном разделе приведены результаты сравнительного анализа составляющих ускорения, полученных в результате обработки экспериментальных данных и в процессе математического моделирования.

На рисунках 3.7.1 – 3.7.5 представлены графики изменения по времени составляющих ускорения, полученных в результате обработки данных с вибропреобразователей, и составляющих ускорения в центре масс макета, полученных в процессе моделирования динамики посадки макета.

Максимальные значения ускорений по данным четырех рассматриваемых вибропреобразователей для всех режимов испытаний, за исключением режима №1, для которого отсутствуют данные измерений, приведены в таблице 3.7.1. Составляющие ускорения представлены в связанной с макетом системе координат.

В таблице 3.7.1 для режимов 3 и 5 приведено по два значения. Первое значение соответствует моменту времени контакта первой пары опор, второе значение соответствует моменту времени касания второй пары опор.

Для удобства анализа по данным, приведенным в таблице 3.7.1, определим диапазон максимальных значений. Например, для режима № 2 для ускорения A_y диапазон находится в пределах от 43,4 (минимальное измеренное значение) до 50,4 m/s^2 (максимальное измеренное значение).

Результаты сравнительного анализа максимальных значений составляющих ускорения A_y и A_z , полученных в испытаниях и полученных расчетным путем, представлены в таблицах 3.7.2 и 3.7.3.

Таблица 3.7.1

№ режима испытаний	Тип вибропреобразователя	Максимальное значение ускорения A_y , м/с ²	Максимальное значение ускорения A_b , м/с ²
2	AP2038-10-1(8089)	45,5	7,7
	AP2038-10-2(8090)	43,4	7,2
	AP2038-100-1(8129)	50,4	5,8
	AP2038-100-2(8132)	48,7	7,6
3	AP2038-10-1(8089)	37,5; 20,1	35,2; 14,4
	AP2038-10-2(8090)	44,5; 13,3	36,4; 14,0
	AP2038-100-1(8129)	39,4; 26,6	34,2; 12,4
	AP2038-100-2(8132)	41,3; 22,2	36,4; 13,6
4	AP2038-10-1(8089)	37,5	4,4
	AP2038-10-2(8090)	37,0	4,7
	AP2038-100-1(8129)	38,4	5,8
	AP2038-100-2(8132)	35,8	4,7
5	AP2038-10-1(8089)	18,9; 23,5	11,6; 10,4
	AP2038-10-2(8090)	24,0; 23,7	13,7; 11,8
	AP2038-100-1(8129)	18,9; 23,2	11,7; 10,4
	AP2038-100-2(8132)	21,3; 23,2	13,2; 11,1
6	AP2038-10-1(8089)	32,1	1,7
	AP2038-10-2(8090)	32,0	6,1
	AP2038-100-1(8129)	36,1	5,5
	AP2038-100-2(8132)	36,2	8,8

Таблица 3.7.2

№ режима	№ расчетного случая	№ касания опорой	A_{γ} , м/с ²	Отклонение
2	1	1	46,0	Находится в пределах диапазона
	2	1	46,2	Находится в пределах диапазона
	3	1	45,0	Находится в пределах диапазона
	4	1	53,6	Превышает максимальное значение диапазона на 6 %
3	1	1	34,9	Меньше минимального значения на 7 %
		2	44,4	Превышает максимальное значение диапазона на 67 %
	2	1	37,8	Находится в пределах диапазона
		2	45,3	Превышает максимальное значение диапазона на 70 %
	3	1	26,4	Меньше минимального значения на 30 %
		2	42,0	Превышает максимальное значение диапазона на 58 %
	4	1	30,8	Меньше минимального значения на 18 %
		2	34,8	Превышает максимальное значение диапазона на 30 %
4	1	1	33,5	Меньше минимального значения на 6 %
	2	1	34,6	Меньше минимального значения на 3 %
	3	1	35,8	Находится в пределах диапазона
5	1	1	23,2	Находится в пределах диапазона
		2	30,4	Превышает максимальное значение диапазона на 28 %
	2	1	24,0	Находится в пределах диапазона
		2	31,0	Превышает максимальное значение диапазона на 30 %
	3	1	25,4	Превышает максимальное значение диапазона на 6 %
		2	32,3	Превышает максимальное значение диапазона на 36 %
6	1	1	42,1	Превышает максимальное значение диапазона на 16 %
	2	1	40,1	Превышает максимальное значение диапазона на 10 %

Таблица 3.7.3

№ режима испытаний	№ расчетного случая	№ касания опорой	A_B , м/с ²	Отклонение
2	1	1	6,3	Находится в пределах диапазона
	2	1	9,7	Превышает максимальное значение диапазона на 28 %
	3	1	-	-
	4	1	-	-
3	1	1	37,2	Превышает максимальное значение диапазона на 2 %
		2	20,8	Превышает максимальное значение диапазона на 44 %
	2	1	42,0	Превышает максимальное значение диапазона на 15 %
		2	23,3	Превышает максимальное значение диапазона на 62 %
	3	1	24,1	Меньше минимального значения на 30 %
		2	15,1	Превышает максимальное значение диапазона на 5 %
	4	1	30,8	Меньше минимального значения на 10 %
		2	35,1	Превышает максимальное значение в 2,5 раза
4	1	1	9,3	Превышает максимальное значение диапазона на 111 %
	2	1	9,1	Превышает максимальное значение диапазона на 107 %
	3	1	9,6	Превышает максимальное значение диапазона на 118 %
5	1	1	20,9	Превышает максимальное значение диапазона на 52 %
		2	11,2	Находится в пределах диапазона
	2	1	21,8	Превышает максимальное значение диапазона на 59 %
		2	11,5	Находится в пределах диапазона
	3	1	22,7	Превышает максимальное значение диапазона на 66 %
		2	11,9	Превышает максимальное значение диапазона на 1 %
6	1	1	9,4	Превышает максимальное значение диапазона на 7 %
	2	1	9,0	Превышает максимальное значение диапазона на 2 %

Анализ результатов, представленных в таблицах 3.7.2 и 3.7.3 позволяет отметить следующее:

1. Для **режима № 2** максимальные значения продольной составляющей ускорения A_Y находятся в пределах диапазона максимальных значений от 43,4 до 50,4 м/с² для трех расчетных случаев. Для расчетного случая № 4 отклонение составило 6 %. Следует отметить, что при моделировании расчетных случаев 3 и 4 использовалась вязкая модель поверхности. Данный факт указывает на то, что посадочная поверхность в ходе проведения испытаний, не являлась абсолютно жесткой поверхностью.

2. Для **режима № 3** отклонение максимальных значений продольной составляющей ускорения A_Y , полученных расчетным путем могут достигать 30 % в меньшую сторону от минимального значения 37,5 м/с² для момента времени касания первой парой опор. В момент времени касания второй парой опор расчетные значения могут превышать экспериментальные на 70 %. Отклонение максимальных значений боковой составляющей ускорения, полученных расчетным путем, от максимальных значений, полученных при обработке экспериментальных данных, находятся в пределах от 0 до 30 % в момент времени касания первой парой опор. В момент времени касания второй парой опор расчетные значения могут превышать на 70 % экспериментальные данные.

3. Для **режимов № 4 и № 5** (для момента времени касания первой парой опор) отклонение максимальных значений продольной составляющей ускорения, полученных расчетным путем, не превышает 6 %. Для момента времени касания второй парой опор максимальные значения, полученные расчетным путем, могут превышать экспериментальные данные на 36 %.

4. Для **режима № 6** отклонение максимальных значений продольной составляющей ускорения, полученных расчетным путем, от экспериментальных данных не превышает 16 %, для боковой составляющей отклонения не превышают 7 %.

Сравнительный анализ результатов, полученных расчетным путем и в процессе обработки экспериментальных данных, показывает, что используемая

физико-математическая модель позволяет получить параметры макета в процессе посадки на абсолютно жесткую и деформируемую модели поверхности, близкие к результатам испытаний. Данный факт подтвержден результатами испытаний на режимах № 4, № 5 и № 6. Посадочную поверхность в ходе проведения испытаний на режимах № 2 и № 3 нельзя считать абсолютно жесткой поверхностью. Применение вязкой модели поверхности при проведении расчетов, позволяет получить ускорения, значения которых на 30 % меньше экспериментальных.

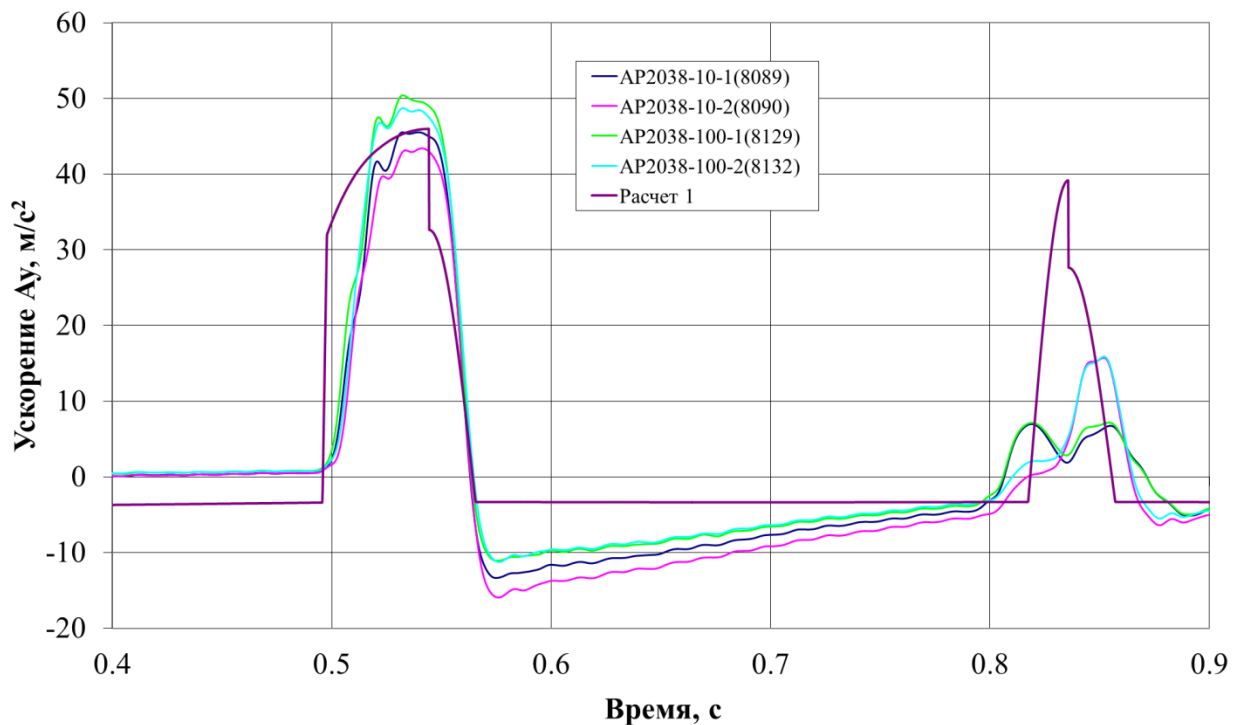


Рисунок 3.7.1 - Режим № 2. Изменение по времени составляющей ускорения A_y в процессе посадки в эксперименте и расчете 1

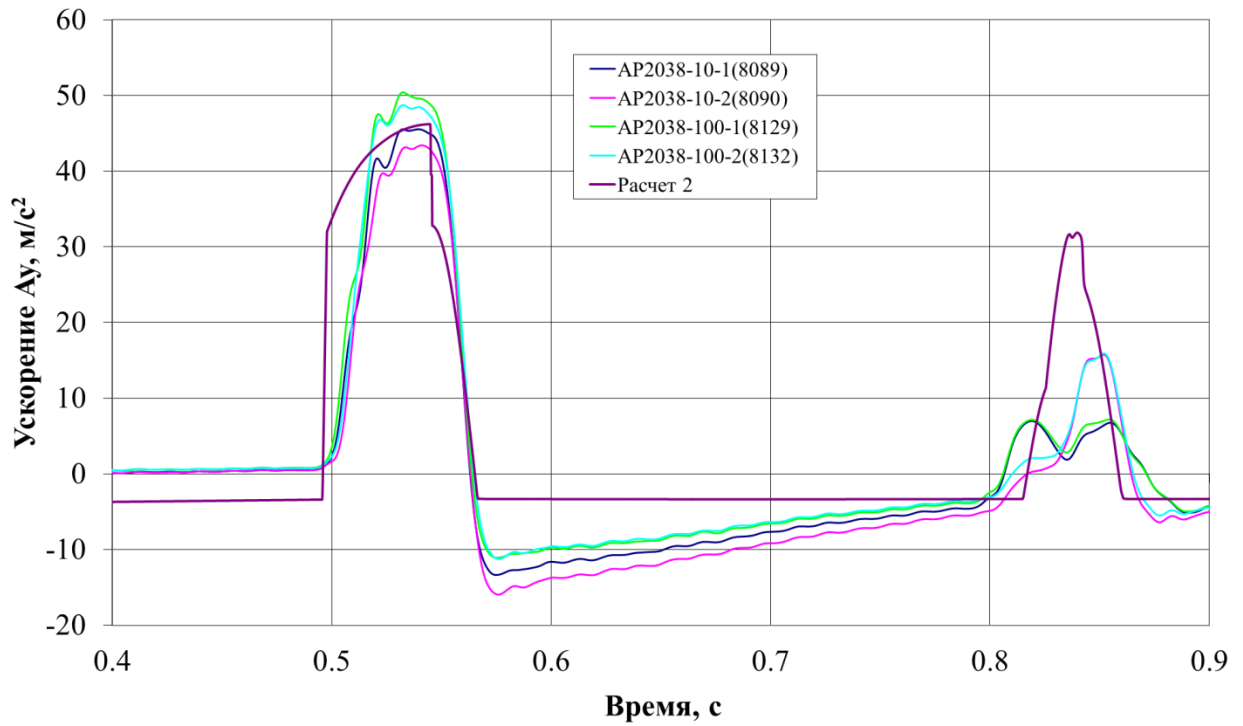


Рисунок 3.7.2 – Режим № 2. Изменение по времени составляющей ускорения A_y в процессе посадки в эксперименте и расчете 2

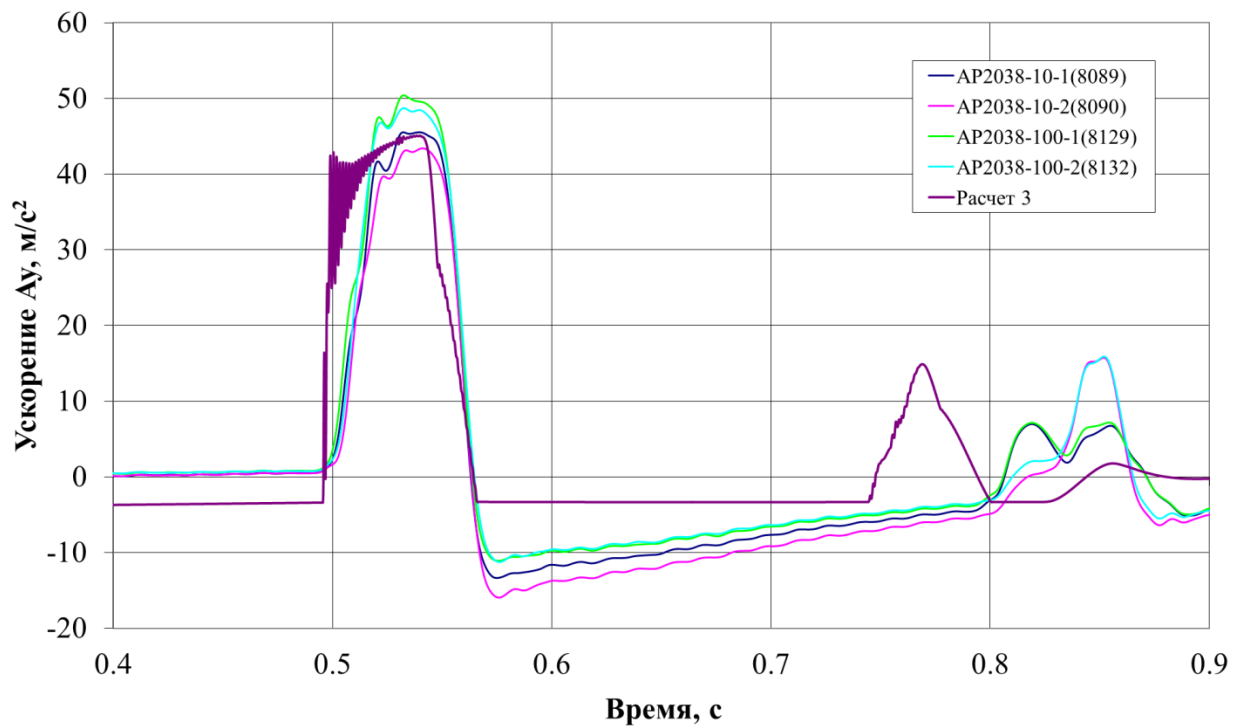


Рисунок 3.7.3 – Режим № 2. Изменение по времени составляющей ускорения A_y в процессе посадки в эксперименте и расчете 3

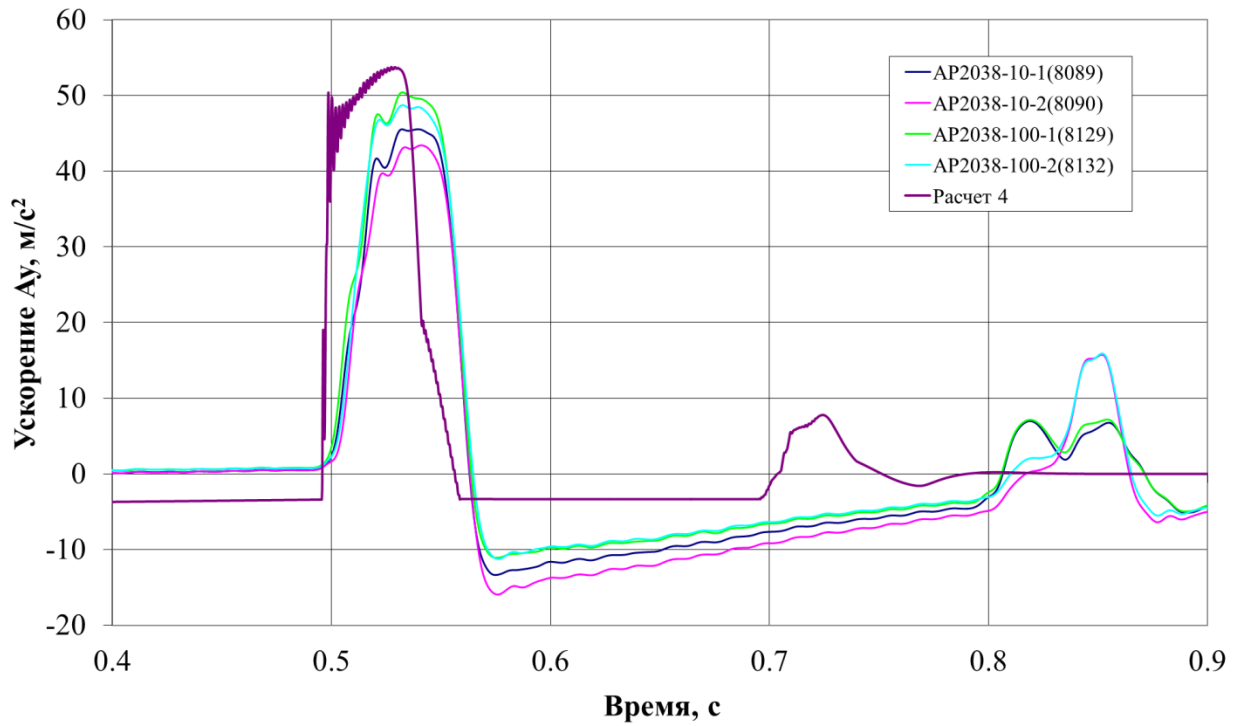


Рисунок 3.7.4 – Режим № 2. Изменение по времени составляющей ускорения A_y в процессе посадки в эксперименте и расчете 4

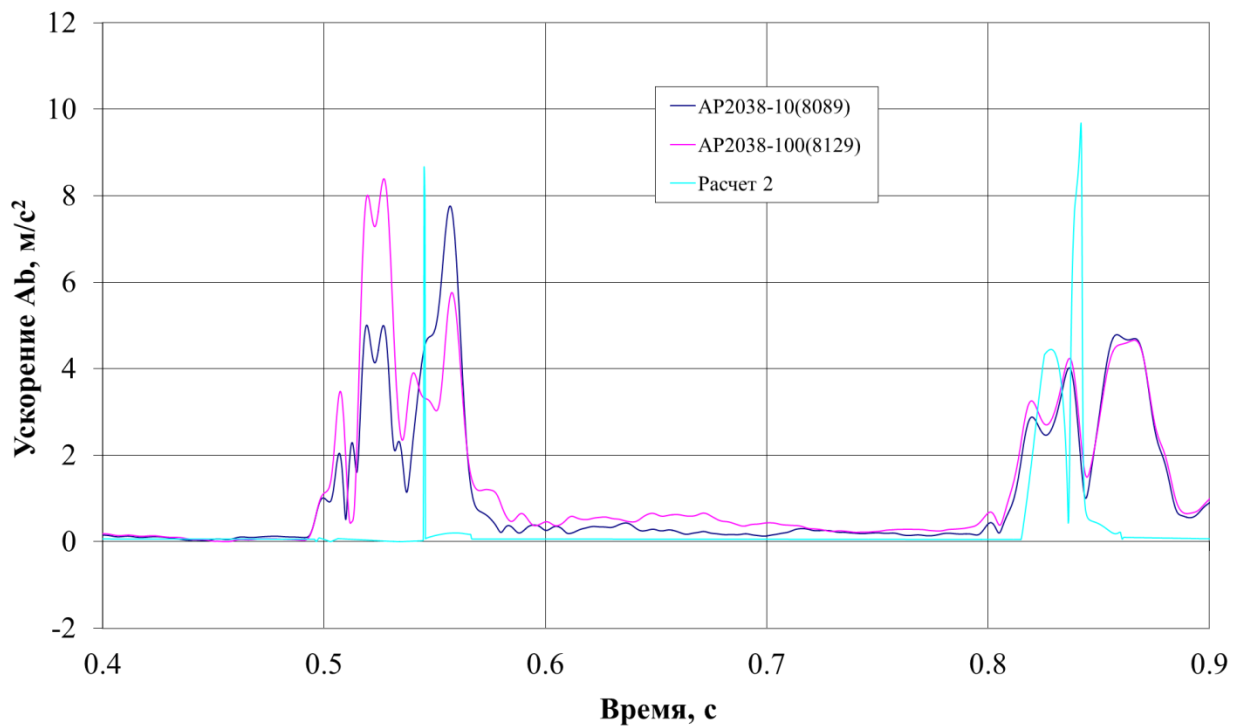


Рисунок 3.7.5 – Режим № 2. Изменение по времени составляющей ускорения A_v в процессе посадки в эксперименте и расчете 2

3.8 Сравнительный анализ по ходам амортизаторов

Результаты обработки экспериментальных данных по ходам амортизаторов представлены в виде таблиц и в виде графиков изменения по времени величин ходов амортизаторов.

В таблицах 3.8.1 – 3.8.6 для каждого режима представлены экспериментальные значения ходов амортизаторов по окончании экспериментов, расчетные значения для выбранных расчетных случаев, а также их отклонения и относительные отклонения.

На рисунках 3.8.1 – 3.8.15 представлены графики изменения по времени величин ходов амортизаторов, полученных в ходе обработки экспериментальных данных и в процессе математического моделирования для выбранных расчетных случаев.

Максимальные значения ходов амортизаторов зафиксированы при проведении эксперимента № 6. Максимальные значения ходов амортизаторов по экспериментальным данным находятся в пределах от 0,045 до 0,059 м. По результатам математического моделирования максимальные значения находятся в пределах от 0,041 до 0,051 м.

Максимальное отклонение для данного режима (режим № 6) не превысило 0,007 м (таблица 3.8.6), максимальное относительное отклонение не превысило 15 %, за исключением расчетного случая № 1 для амортизатора на первой стойке, максимальное отклонение для которого составило 18 %.

Для режимов № 4 и № 5 максимальное отклонение составило 0,008 м (таблицы 3.8.4 и 3.8.6). Для режимов № 1, № 2 и № 3 максимальные отклонения расчетных значений ходов амортизаторов от значений, полученных по результатам обработки экспериментальных данных, составили 0,013 м.

Таблица 3.8.1 - **Режим № 1**

№ стойки	Ход амортизатора в эксперименте, м	Расчетный случай № 1		
		Ход амортизатора, м	Отклонение, м	Относительное отклонение, %
1	0,034	0,041	0,007	21
2	0,031	0,041	0,010	32
3	0,026	0,031	0,005	19
4	0,019	0,031	0,012	63
Расчетный случай № 2				
№ стойки	Ход амортизатора в эксперименте, м	Расчетный случай № 2		
		Ход амортизатора, м	Отклонение, м	Относительное отклонение, %
1	0,034	0,040	0,006	17
2	0,031	0,040	0,009	29
3	0,026	0,029	0,003	12
4	0,019	0,029	0,010	53
Расчетный случай № 3				
№ стойки	Ход амортизатора в эксперименте, м	Расчетный случай № 3		
		Ход амортизатора, м	Отклонение, м	Относительное отклонение, %
1	0,034	0,037	0,003	8
2	0,031	0,037	0,006	19
3	0,026	0,025	-0,001	-3
4	0,019	0,025	0,006	31
Расчетный случай № 4				
№ стойки	Ход амортизатора в эксперименте, м	Расчетный случай № 4		
		Ход амортизатора, м	Отклонение, м	Относительное отклонение, %
1	0,034	0,032	-0,002	-6
2	0,031	0,032	0,001	3
3	0,026	0,020	- 0,006	- 23
4	0,019	0,020	0,001	5
Расчетный случай № 5				
№ стойки	Ход амортизатора в эксперименте, м	Расчетный случай № 5		
		Ход амортизатора, м	Отклонение, м	Относительное отклонение, %
1	0,034	0,036	0,002	6
2	0,031	0,036	0,005	16
3	0,026	0,023	- 0,003	- 12
4	0,019	0,023	0,004	21

Таблица 3.8.2 - Режим № 2

№ стойки	Ход амортизатора в эксперименте, м	Расчетный случай № 1		
		Ход амортизатора, м	Отклонение, м	Относительное отклонение, %
1	0,034	0,034	0	0
2	0,021	0,034	0,013	62
3	0,032	0,034	0,002	6
4	0,022	0,034	0,012	55
Расчетный случай № 2				
№ стойки	Ход амортизатора в эксперименте, м	Расчетный случай № 2		
		Ход амортизатора, м	Отклонение, м	Относительное отклонение, %
1	0,034	0,034	0	0
2	0,021	0,034	0,013	62
3	0,032	0,035	0,003	9
4	0,022	0,035	0,013	59
Расчетный случай № 3				
№ стойки	Ход амортизатора в эксперименте, м	Расчетный случай № 3		
		Ход амортизатора, м	Отклонение, м	Относительное отклонение, %
1	0,034	0,029	-0,005	-14
2	0,021	0,029	0,008	38
3	0,032	0,029	-0,003	-9
4	0,022	0,030	0,008	36
Расчетный случай № 4				
№ стойки	Ход амортизатора в эксперименте, м	Расчетный случай № 4		
		Ход амортизатора, м	Отклонение, м	Относительное отклонение, %
1	0,034	0,023	- 0,013	- 38
2	0,021	0,023	0,002	9
3	0,032	0,023	- 0,009	- 28
4	0,022	0,023	0,001	4

Таблица 3.8.3 - Режим № 3

№ стойки	Ход амортизатора в эксперименте, м	Расчетный случай № 1		
		Ход амортизатора, м	Отклонение, м	Относительное отклонение, %
1	0,029	0,035	0,006	20
2	0,025	0,035	0,010	40
3	0,039	0,042	0,003	8
4	0,034	0,042	0,012	35
Расчетный случай № 2				
№ стойки	Ход амортизатора в эксперименте, м	Ход амортизатора, м	Отклонение, м	Относительное отклонение, %
		Ход амортизатора, м	Отклонение, м	Относительное отклонение, %
1	0,029	0,031	0,002	7
2	0,025	0,031	0,006	24
3	0,039	0,048	0,009	23
4	0,034	0,048	0,014	41
Расчетный случай № 3				
№ стойки	Ход амортизатора в эксперименте, м	Ход амортизатора, м	Отклонение, м	Относительное отклонение, %
		Ход амортизатора, м	Отклонение, м	Относительное отклонение, %
1	0,029	0,027	- 0,002	- 7
2	0,025	0,027	0,002	8
3	0,039	0,046	0,007	18
4	0,034	0,046	0,012	35
Расчетный случай № 4				
№ стойки	Ход амортизатора в эксперименте, м	Ход амортизатора, м	Отклонение, м	Относительное отклонение, %
		Ход амортизатора, м	Отклонение, м	Относительное отклонение, %
1	0,029	0,025	- 0,004	- 14
2	0,025	0,025	0	0
3	0,039	0,046	0,007	18
4	0,034	0,046	0,012	35

Таблица 3.8.4 - Режим № 4

№ стойки	Ход амортизатора в эксперименте, м	Расчетный случай № 1		
		Ход амортизатора, м	Отклонение, м	Относительное отклонение, %
1	0,019	0,012	- 0,007	- 37
2	0,013	0,012	- 0,001	- 8
3	0,031	0,023	- 0,008	- 26
4	0,026	0,021	- 0,005	- 19
Расчетный случай № 2				
№ стойки	Ход амортизатора в эксперименте, м	Ход амортизатора, м	Отклонение, м	Относительное отклонение, %
		Ход амортизатора, м	Отклонение, м	Относительное отклонение, %
1	0,019	0,015	- 0,004	- 21
2	0,013	0,015	0,002	15
3	0,031	0,026	- 0,005	- 16
4	0,026	0,025	- 0,001	- 4
Расчетный случай № 3				
№ стойки	Ход амортизатора в эксперименте, м	Ход амортизатора, м	Отклонение, м	Относительное отклонение, %
		Ход амортизатора, м	Отклонение, м	Относительное отклонение, %
1	0,019	0,014	- 0,005	- 26
2	0,013	0,013	0	0
3	0,031	0,025	- 0,006	- 19
4	0,026	0,024	- 0,002	- 8

Таблица 3.8.5 - **Режим № 5**

№ стойки	Ход амортизатора в эксперименте, м	Расчетный случай № 1		
		Ход амортизатора, м	Отклонение, м	Относительное отклонение, %
1	0,016	0,017	0,001	6
2	0,012	0,015	0,003	25
3	0,035	0,038	0,003	9
4	0,035	0,039	0,004	11
№ стойки	Ход амортизатора в эксперименте, м	Расчетный случай № 2		
		Ход амортизатора, м	Отклонение, м	Относительное отклонение, %
1	0,016	0,020	0,004	-25
2	0,012	0,018	0,006	50
3	0,035	0,040	0,005	14
4	0,035	0,043	0,008	23
№ стойки	Ход амортизатора в эксперименте, м	Расчетный случай № 3		
		Ход амортизатора, м	Отклонение, м	Относительное отклонение, %
1	0,016	0,020	0,004	25
2	0,012	0,018	0,006	50
3	0,035	0,039	0,004	11
4	0,035	0,041	0,006	17

Таблица 3.8.6 - **Режим № 6**

№ стойки	Ход амортизатора в эксперименте, м	Расчетный случай № 1		
		Ход амортизатора, м	Отклонение, м	Относительное отклонение, %
1	0,059	0,048	- 0,011	- 18
2	0,045	0,041	- 0,004	- 9
3	0,048	0,041	- 0,007	- 15
4	0,057	0,048	- 0,004	-7
№ стойки	Ход амортизатора в эксперименте, м	Расчетный случай № 2		
		Ход амортизатора, м	Отклонение, м	Относительное отклонение, %
1	0,059	0,051	- 0,008	- 14
2	0,045	0,044	- 0,001	- 2
3	0,048	0,044	- 0,004	- 8
4	0,057	0,051	- 0,006	- 10

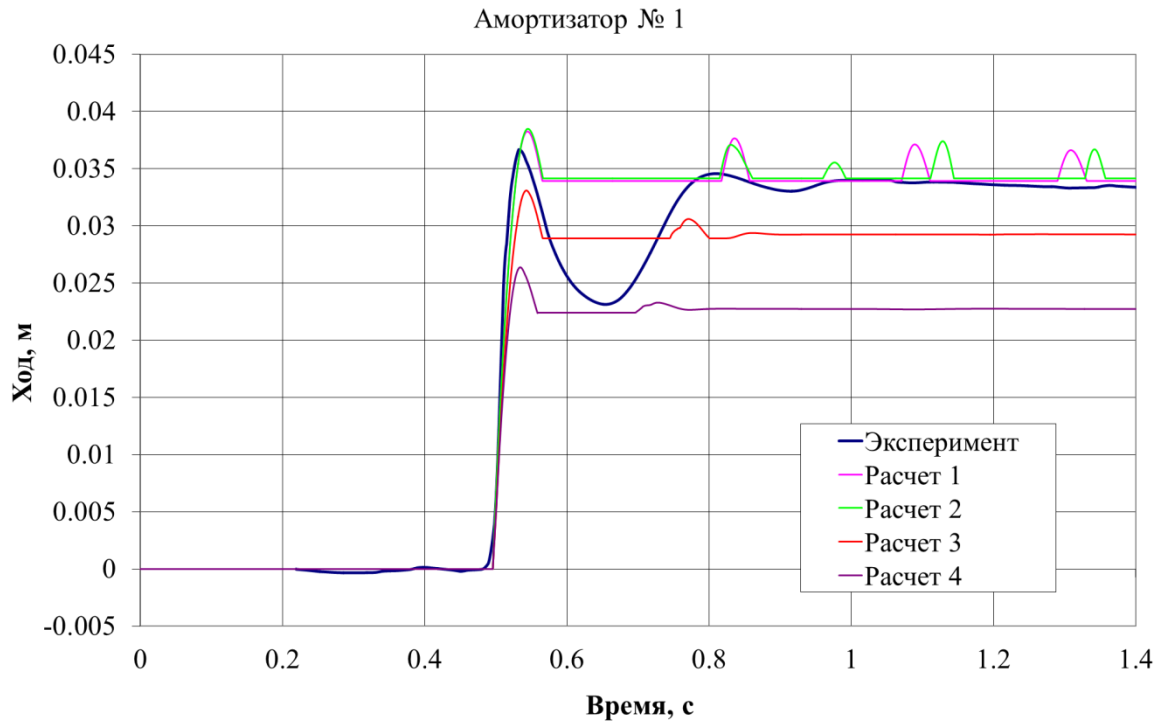


Рисунок 3.8.1 – Режим № 2. Изменение по времени хода амортизатора первой стойки в процессе посадки в эксперименте и расчетах

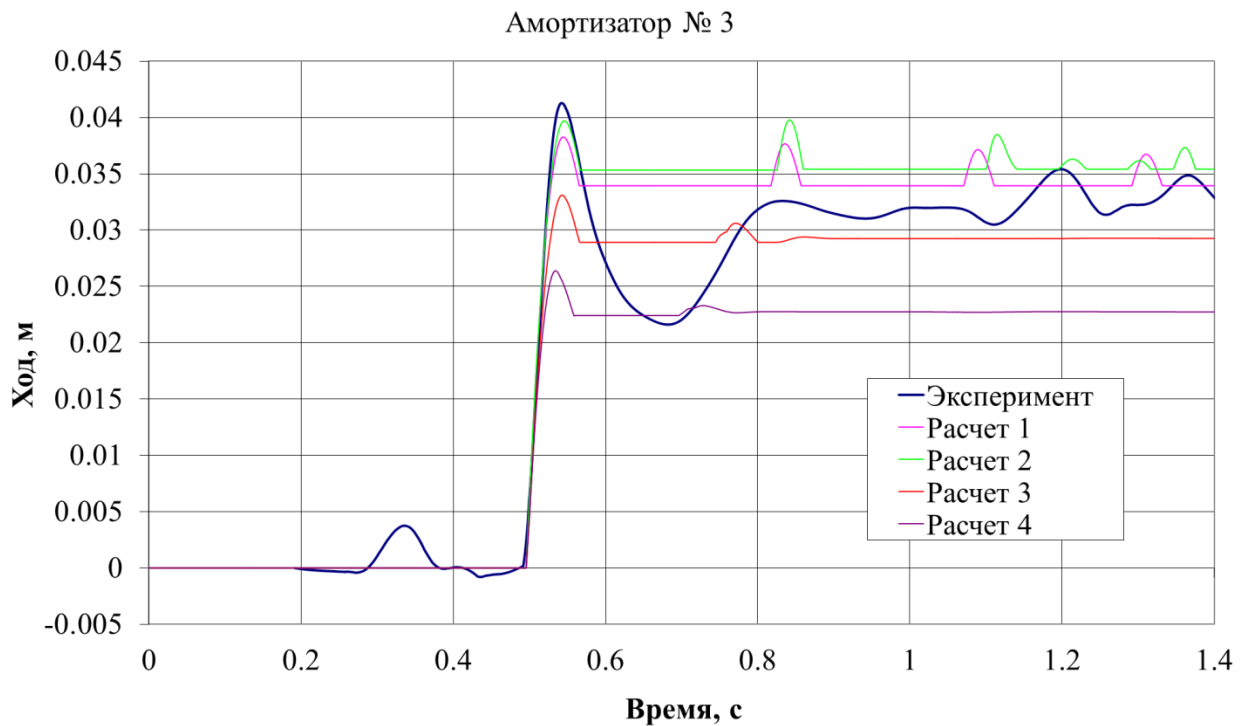


Рисунок 3.8.2 – Режим № 2. Изменение по времени хода амортизатора третьей стойки в процессе посадки в эксперименте и расчетах

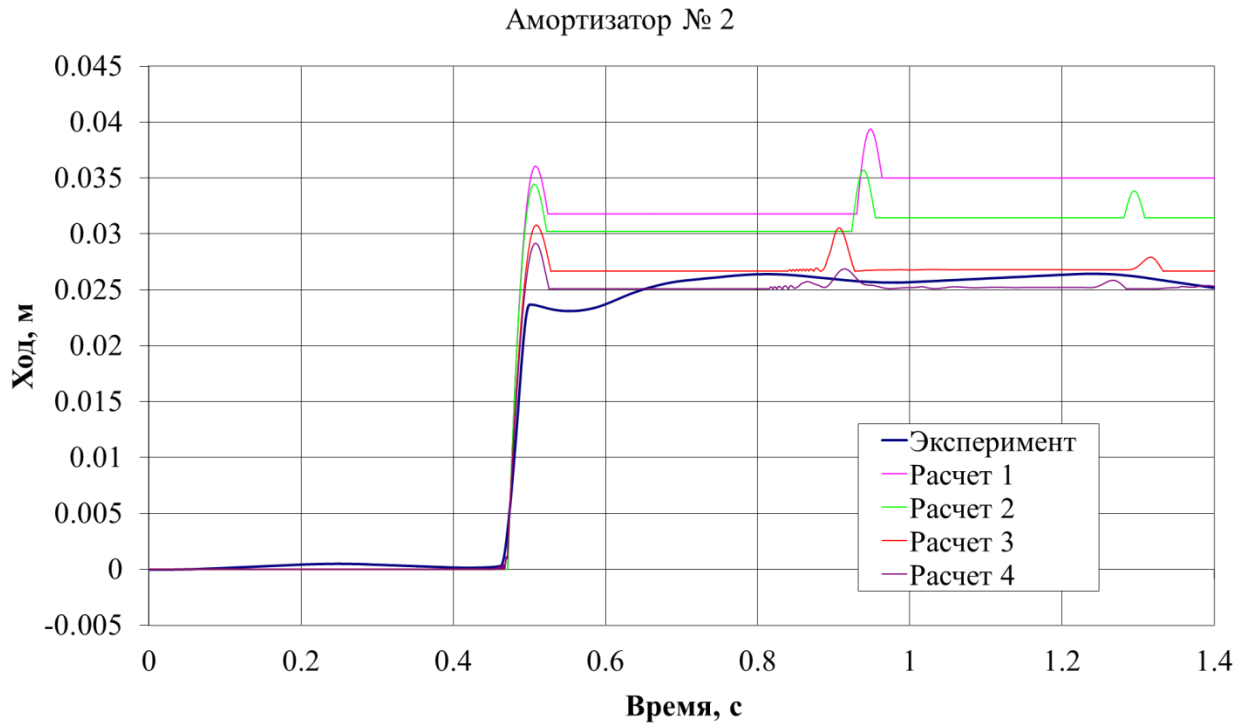


Рисунок 3.8.3 – Режим № 3. Изменение по времени хода амортизатора второй стойки в процессе посадки в эксперименте и расчетах

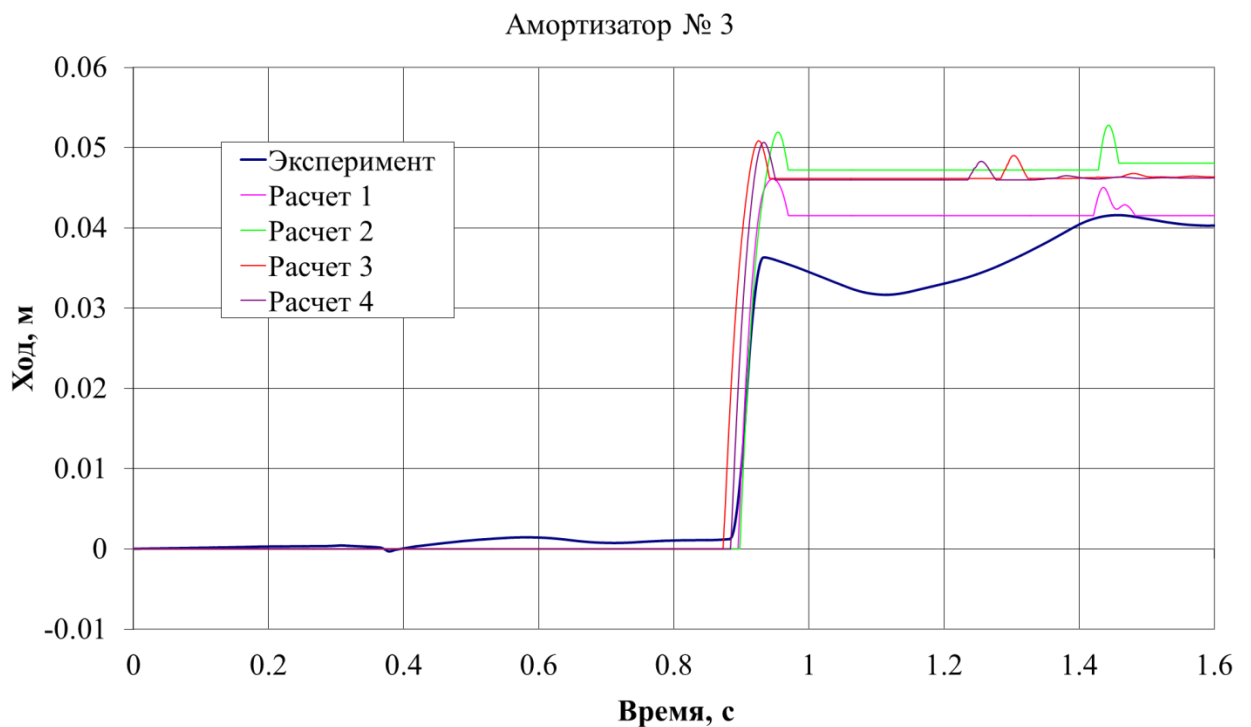


Рисунок 3.8.4 – Режим № 3. Изменение по времени хода амортизатора третьей стойки в процессе посадки в эксперименте и расчетах

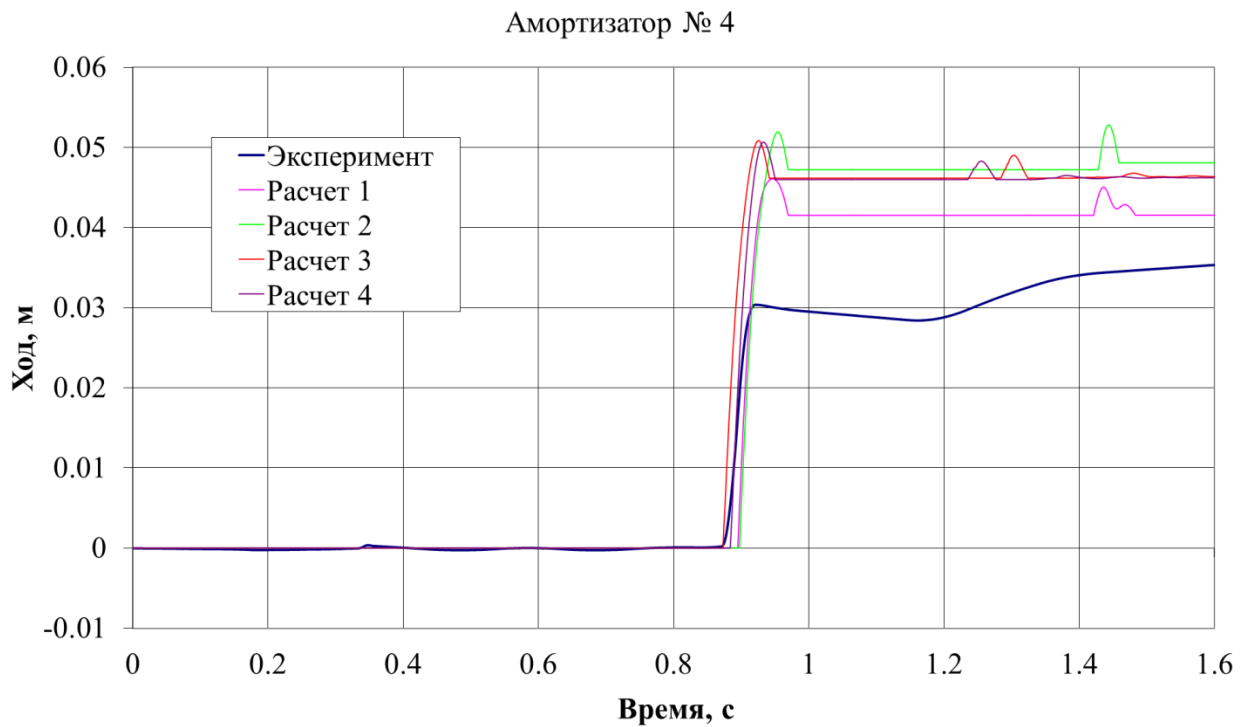


Рисунок 3.8.5 – Режим № 3. Изменение по времени хода амортизатора четвертой стойки в процессе посадки в эксперименте и расчетах

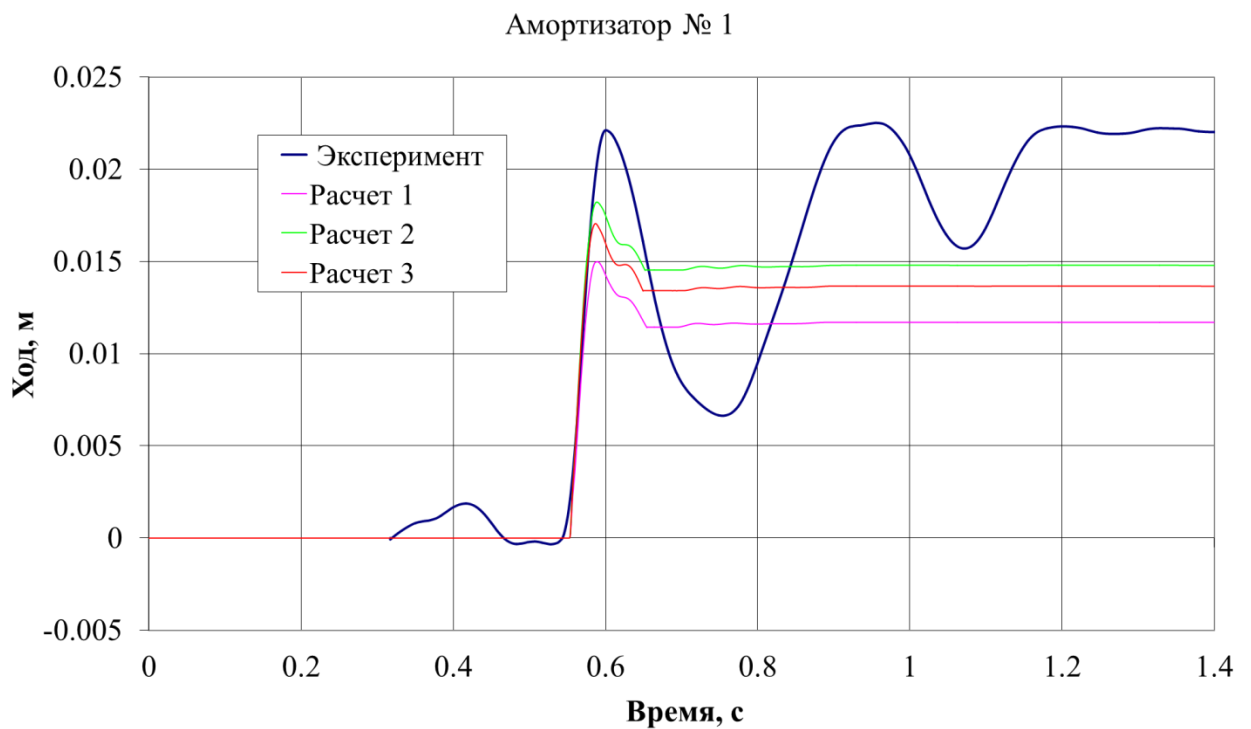


Рисунок 3.8.6 – Режим № 4. Изменение по времени хода амортизатора первой стойки в процессе посадки в эксперименте и расчетах

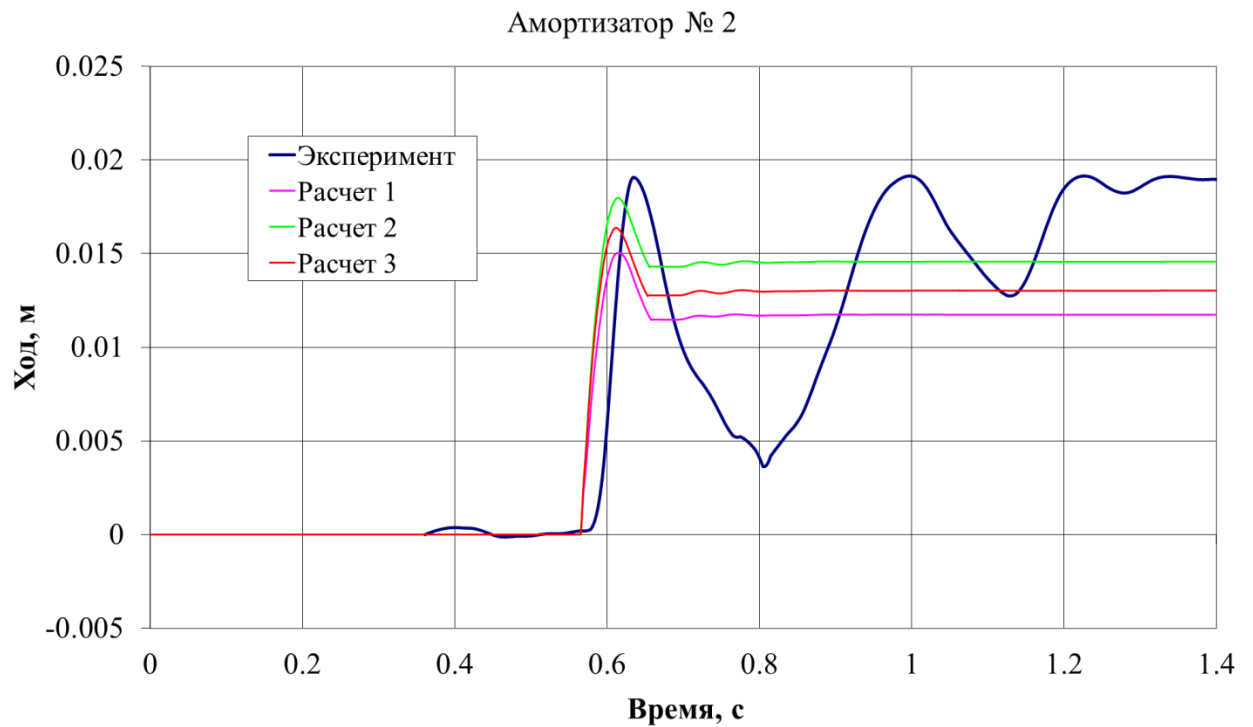


Рисунок 3.8.7 – Режим № 4. Изменение по времени хода амортизатора второй стойки в процессе посадки в эксперименте и расчетах

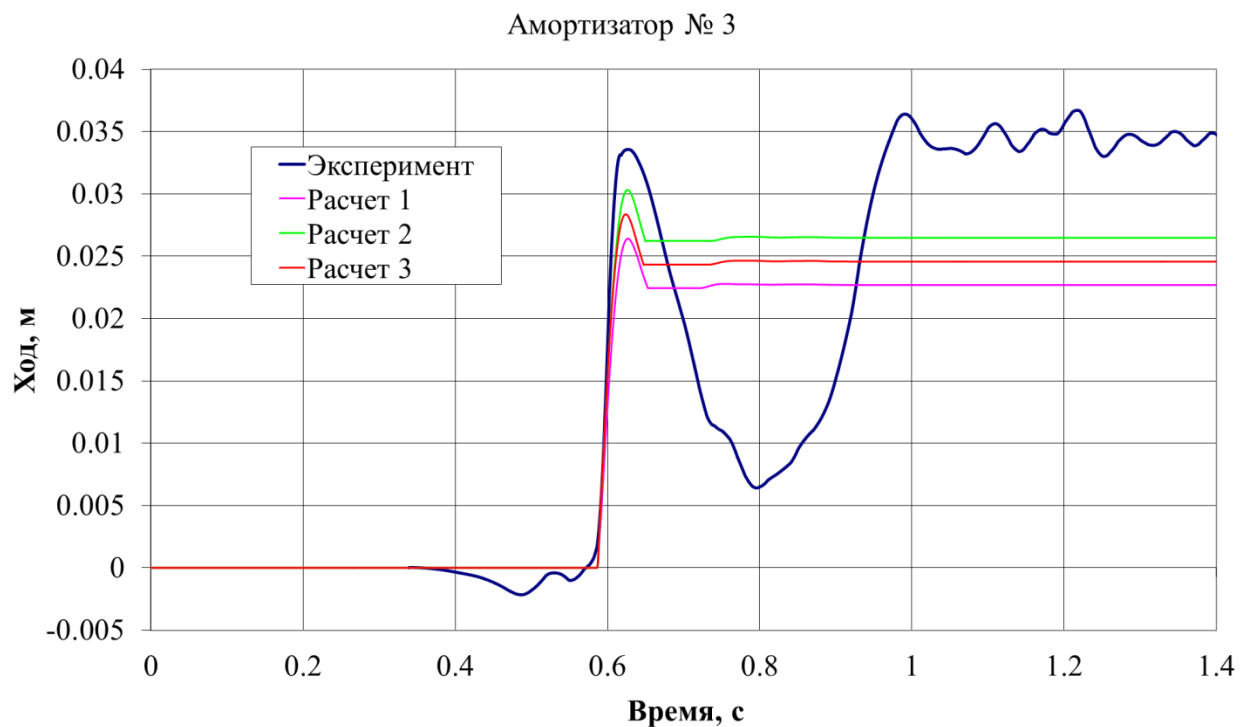


Рисунок 3.8.8 – Режим № 4. Изменение по времени хода амортизатора третьей стойки в процессе посадки в эксперименте и расчетах

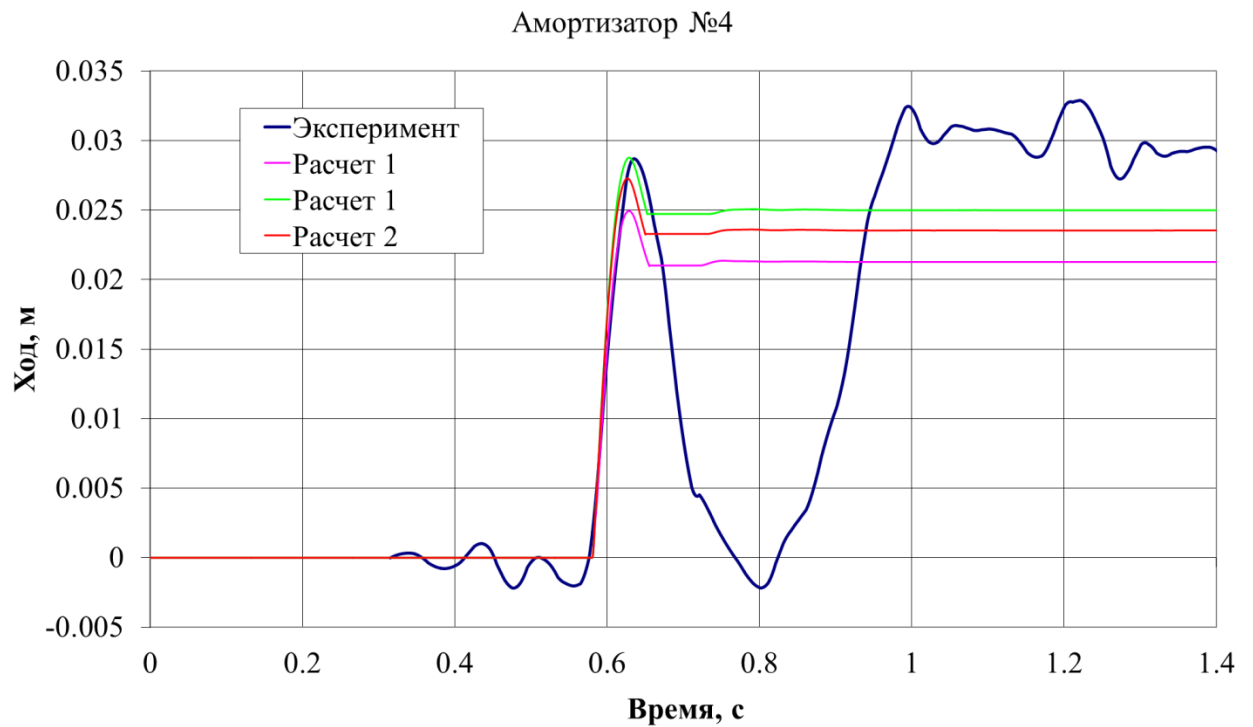


Рисунок 3.8.9 – Режим № 4. Изменение по времени хода амортизатора четвертой стойки в процессе посадки в эксперименте и расчетах

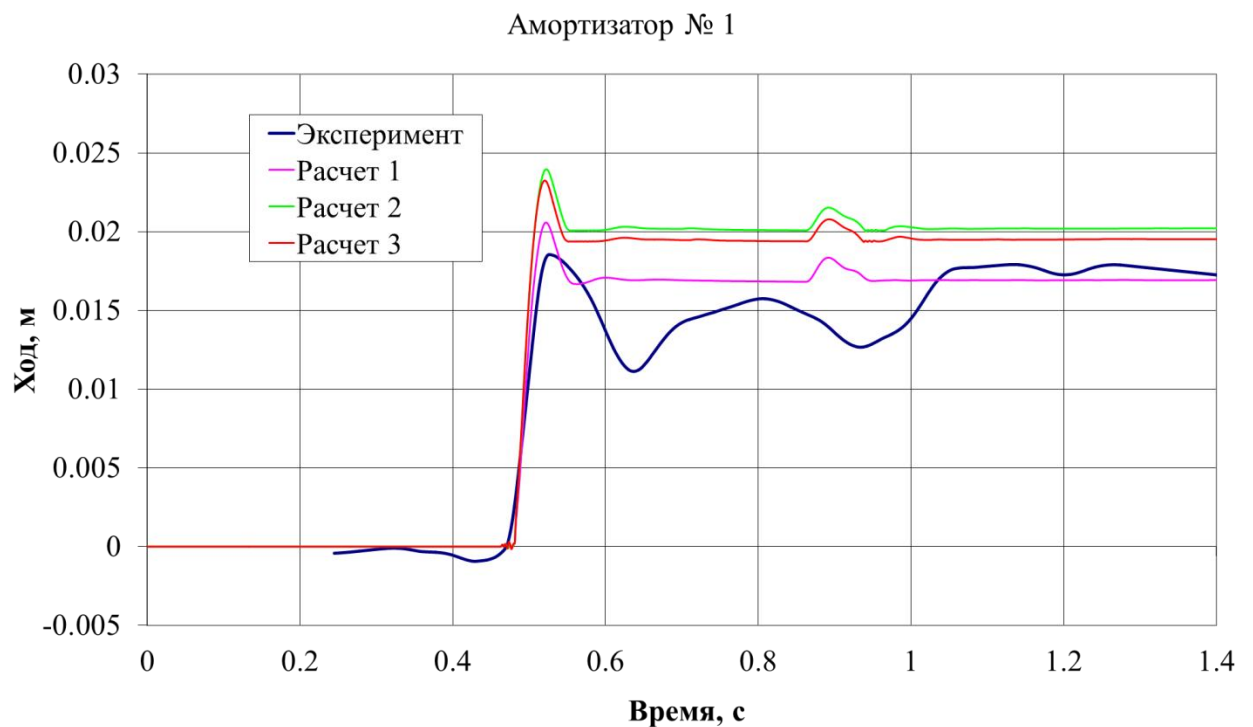


Рисунок 3.8.10 – Режим № 5. Изменение по времени хода амортизатора первой стойки в процессе посадки в эксперименте и расчетах

Амортизатор № 3

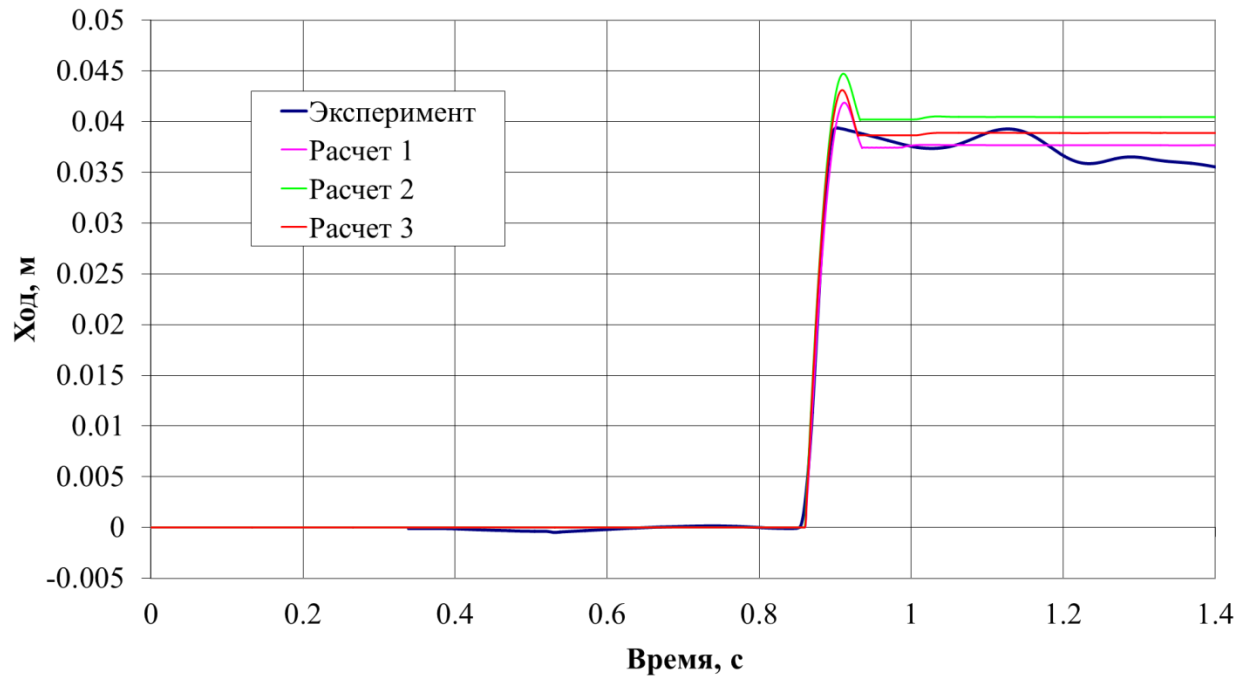


Рисунок 3.8.11 – Режим № 5. Изменение по времени хода амортизатора третьей стойки в процессе посадки в эксперименте и расчетах

Амортизатор № 1

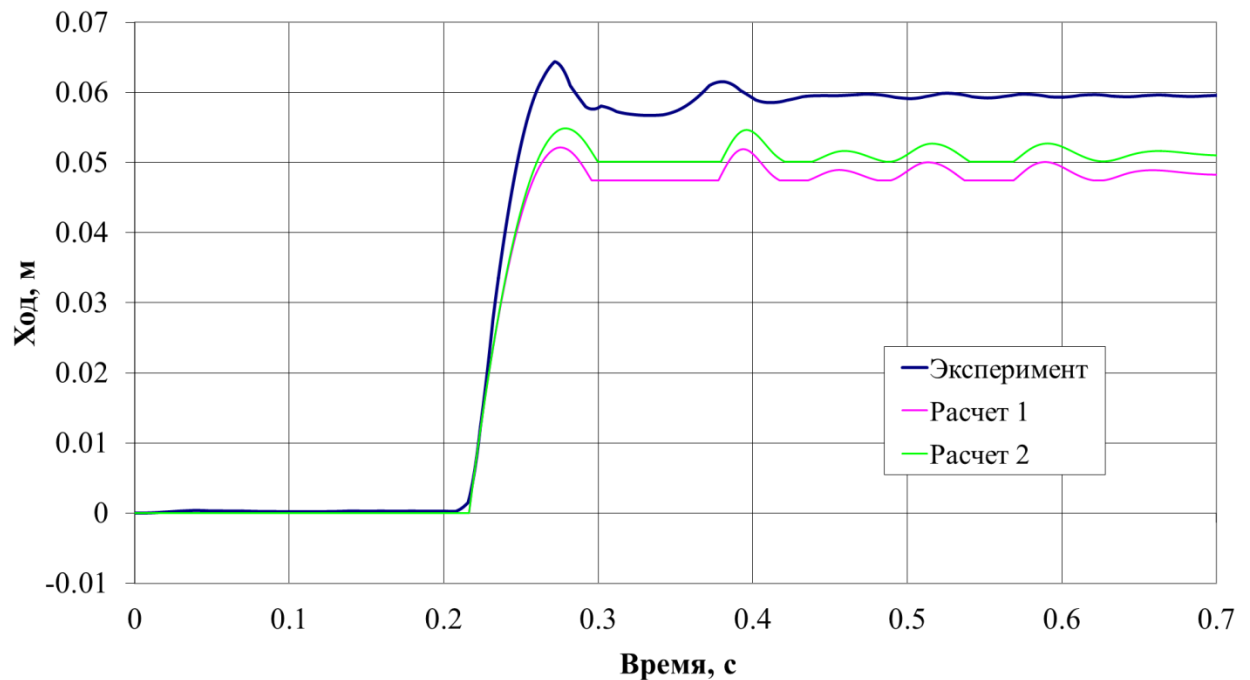


Рисунок 3.8.12 – Режим № 6. Изменение по времени хода амортизатора первой стойки в процессе посадки в эксперименте и расчетах

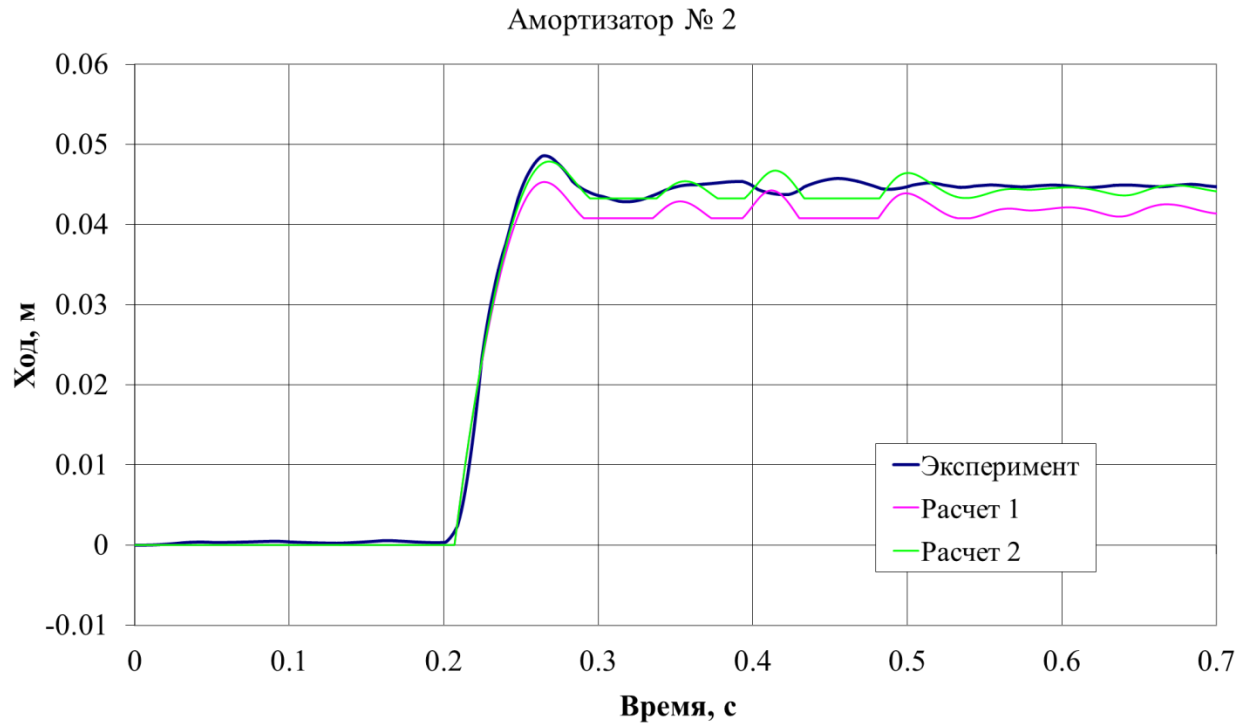


Рисунок 3.8.13 – Режим № 6. Изменение по времени хода амортизатора второй стойки в процессе посадки в эксперименте и расчетах

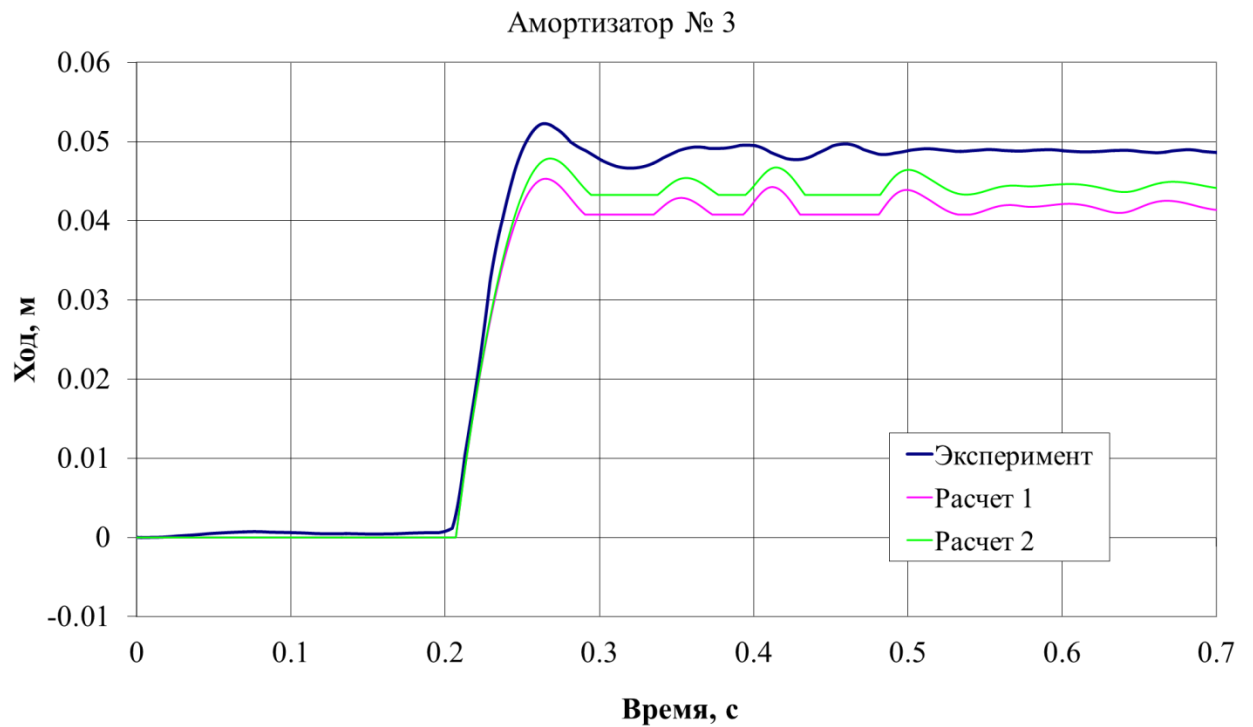


Рисунок 3.8.14 – Режим № 6. Изменение по времени хода амортизатора третьей стойки в процессе посадки в эксперименте и расчетах

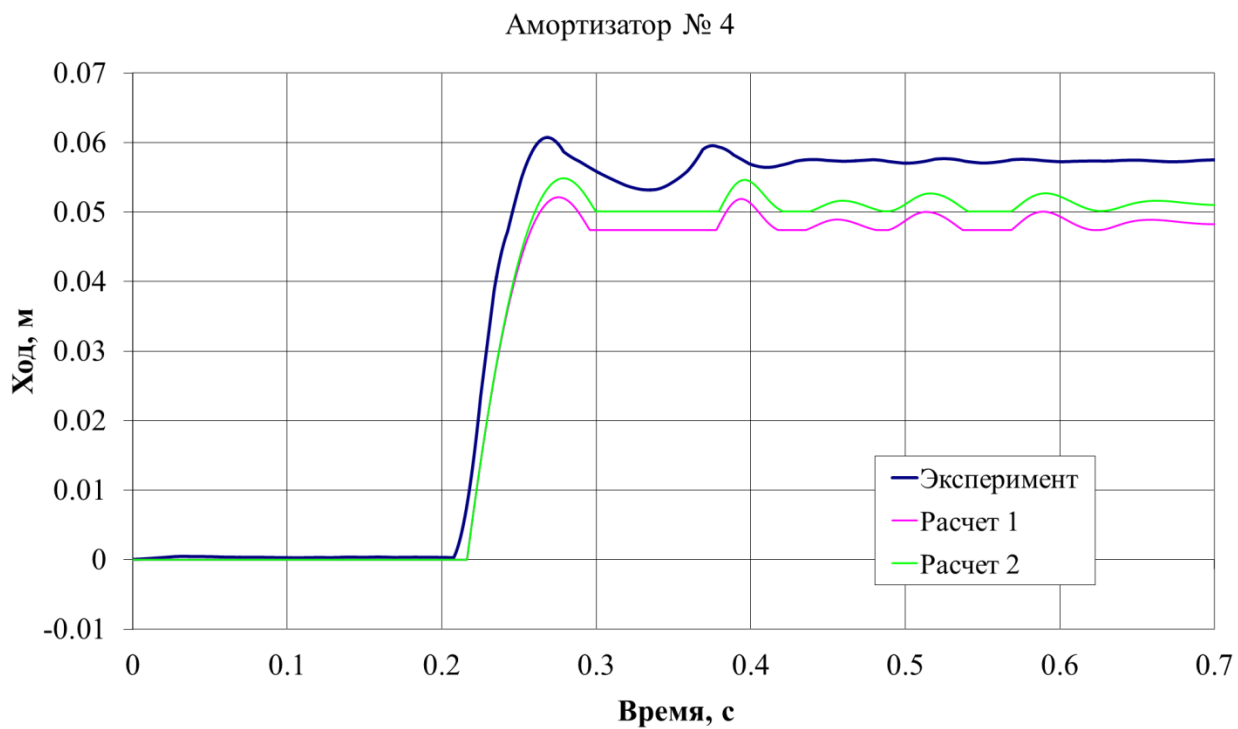


Рисунок 3.8.15 – Режим № 6. Изменение по времени хода амортизатора четвертой стойки в процессе посадки в эксперименте и расчетах

3.9 Сравнительный анализ диаграммы обжатия амортизаторов

Диаграмма обжатия амортизатора соответствует конкретному расчетному случаю и режиму испытаний. Диаграмма обжатия амортизатора определяется величиной силы и величиной деформации (ходом) амортизатора во времени, в течение которого происходит обжатие амортизатора.

В данном разделе на рисунках 3.9.1 – 3.9.20 представлены диаграммы обжатия амортизаторов, полученные в процессе обработки экспериментальных данных и диаграммы полученные в ходе математического моделирования динамики посадки.

Отклонение расчетных диаграмм обжатия амортизаторов по величине силы для определенной величины хода находятся в пределах $\pm 5\%$ от «усредненной» диаграммы обжатия. Величина хода амортизаторов характерна для каждого расчетного случая.

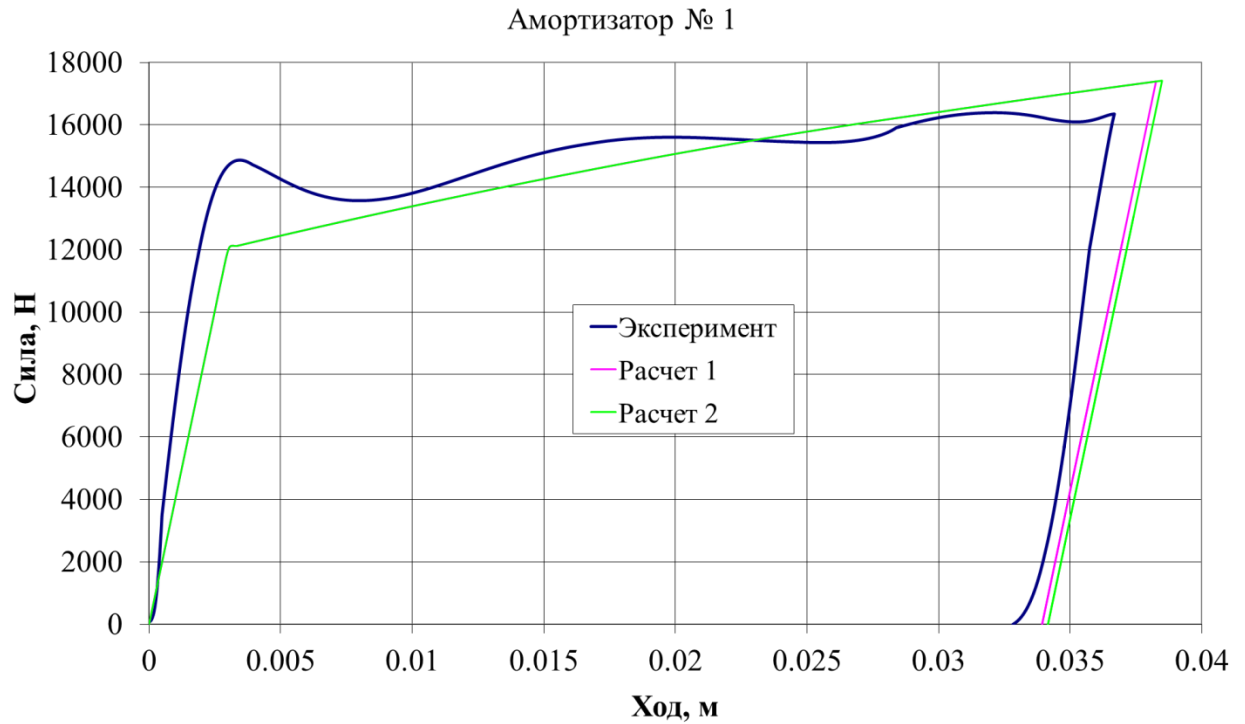


Рисунок 3.9.1 – Режим № 2. Диаграмма обжатия амортизатора первой стойки в эксперименте и расчетах 1 и 2

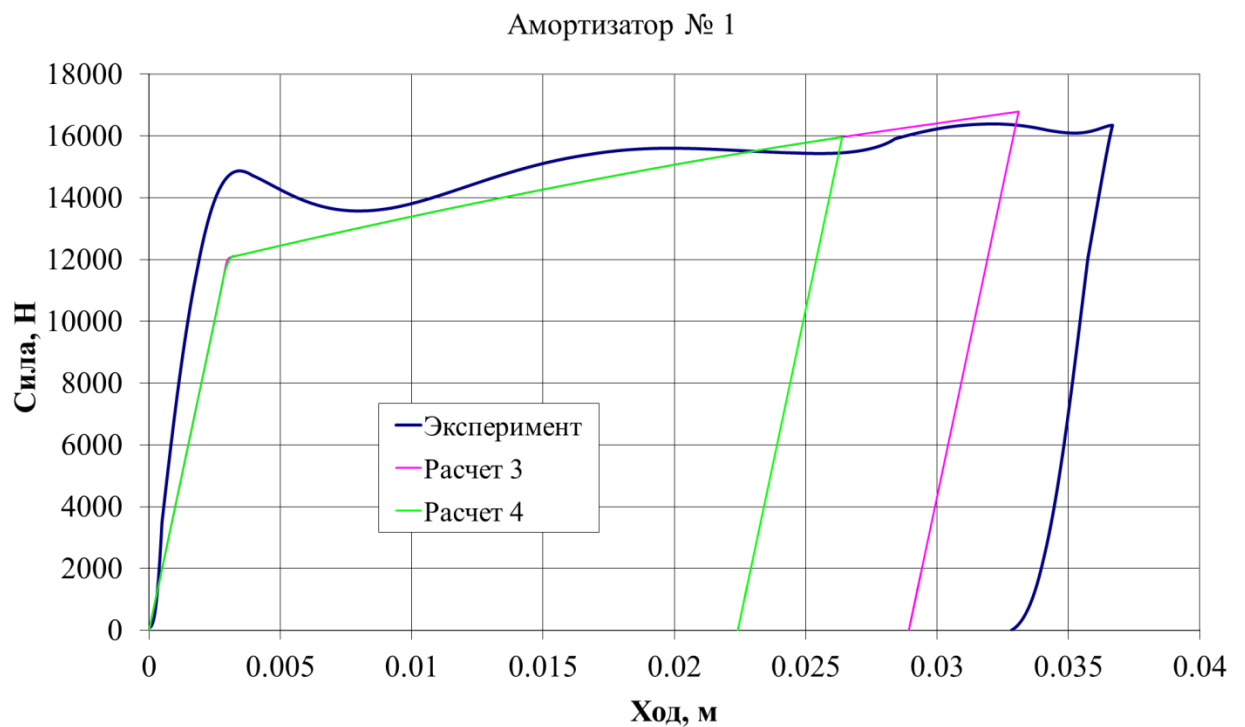


Рисунок 3.9.2 – Режим № 2. Диаграмма обжатия амортизатора первой стойки в эксперименте и расчетах 2 и 3

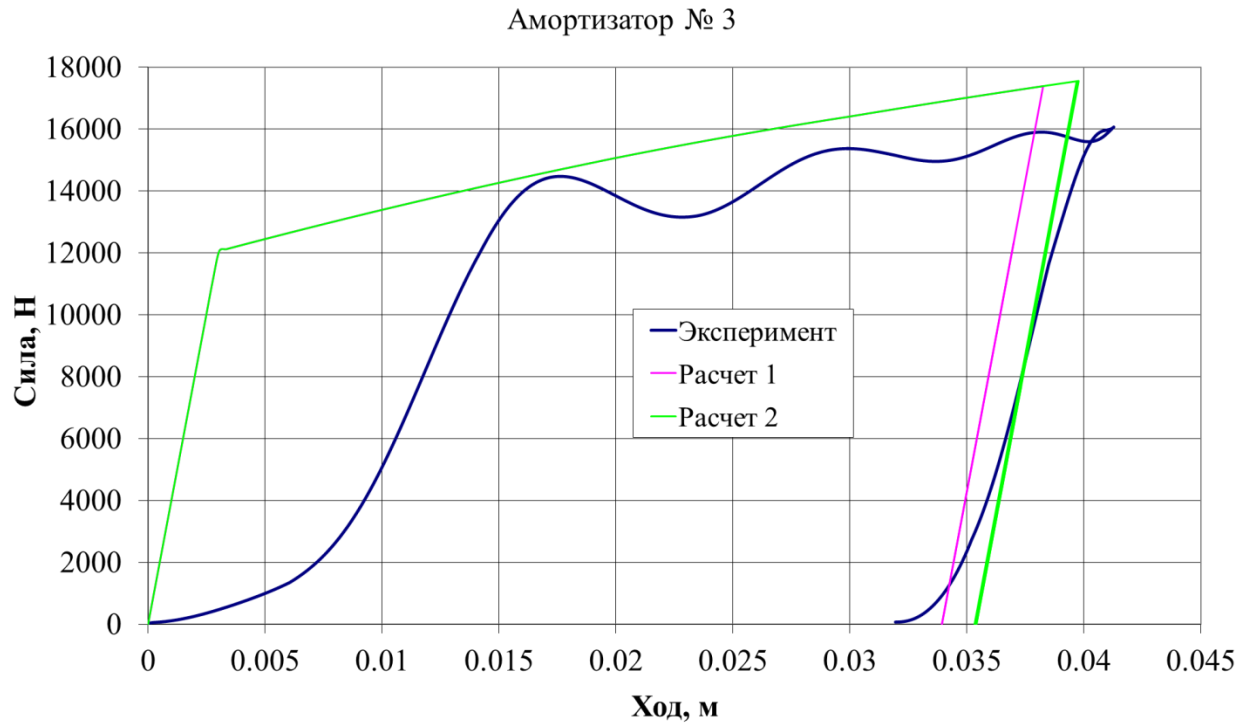


Рисунок 3.9.3 – Режим № 2. Диаграмма обжатия амортизатора третьей стойки в эксперименте и расчетах 1 и 2

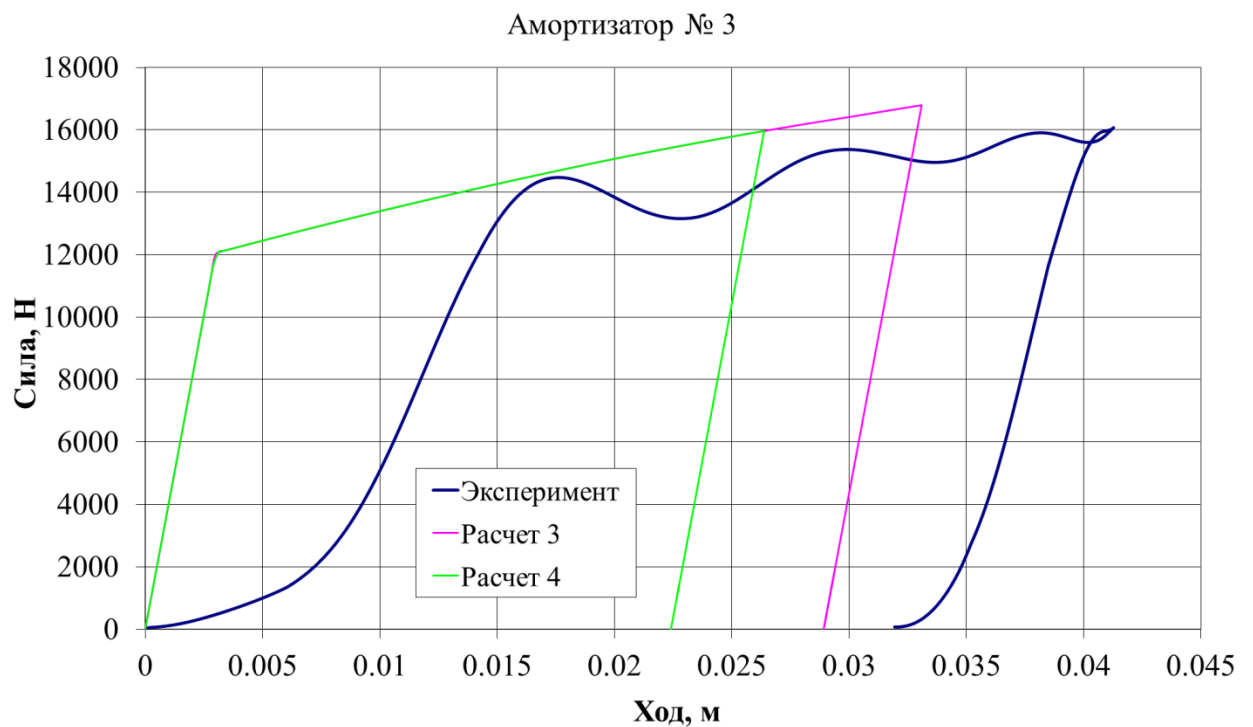


Рисунок 3.9.4 – Режим № 2. Диаграмма обжатия амортизатора третьей стойки в эксперименте и расчетах 3 и 4

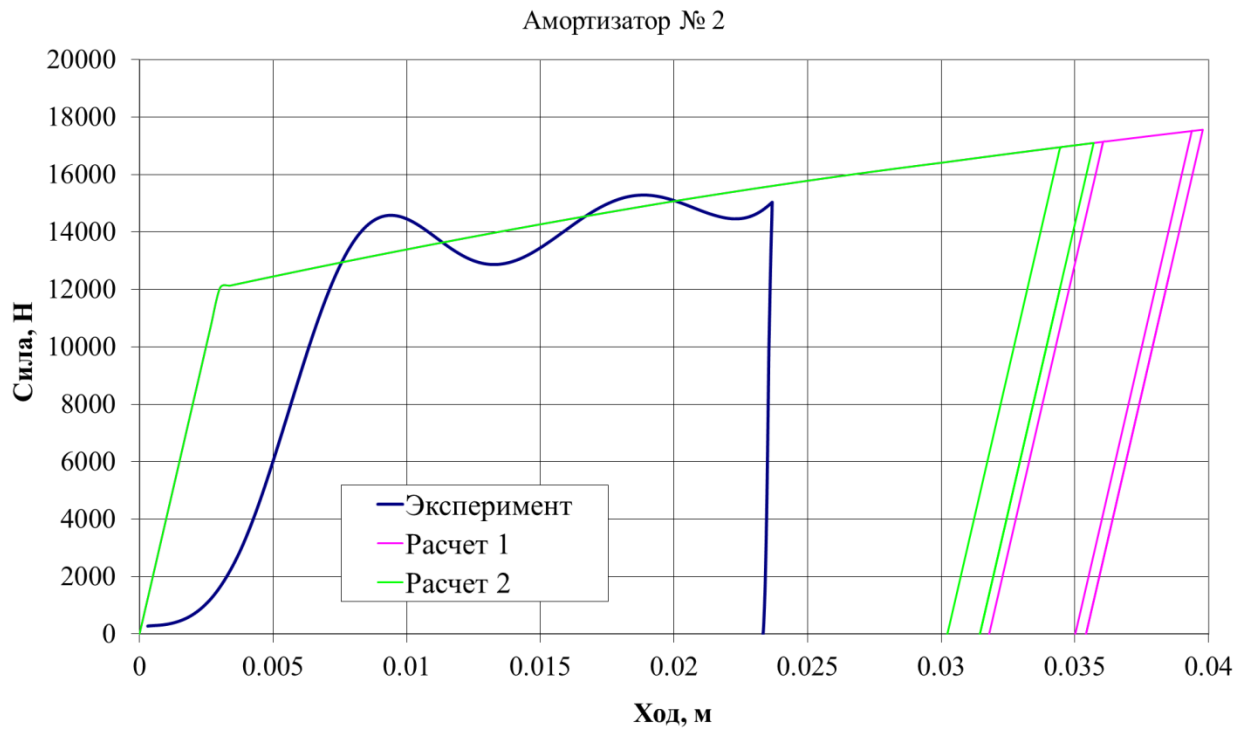


Рисунок 3.9.5 – Режим № 3. Диаграмма обжатия амортизатора второй стойки в эксперименте и расчетах 1 и 2

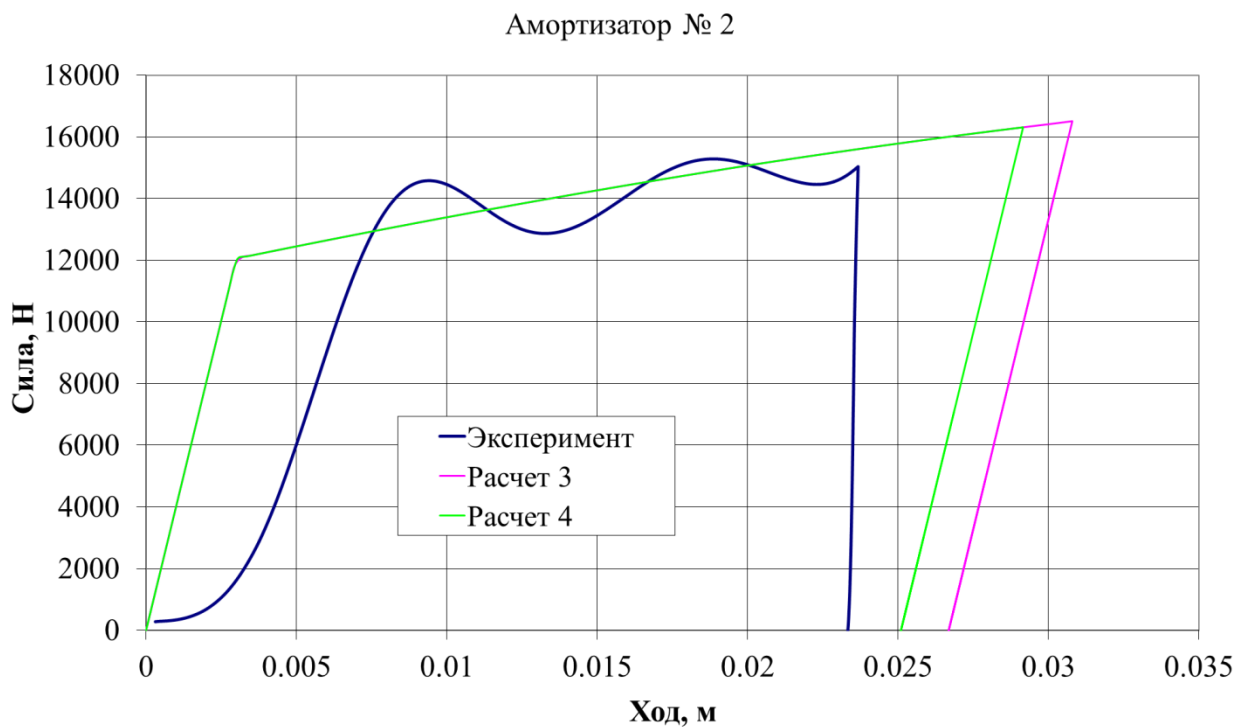


Рисунок 3.9.6 – Режим № 3. Диаграмма обжатия амортизатора второй стойки в эксперименте и расчетах 3 и 4

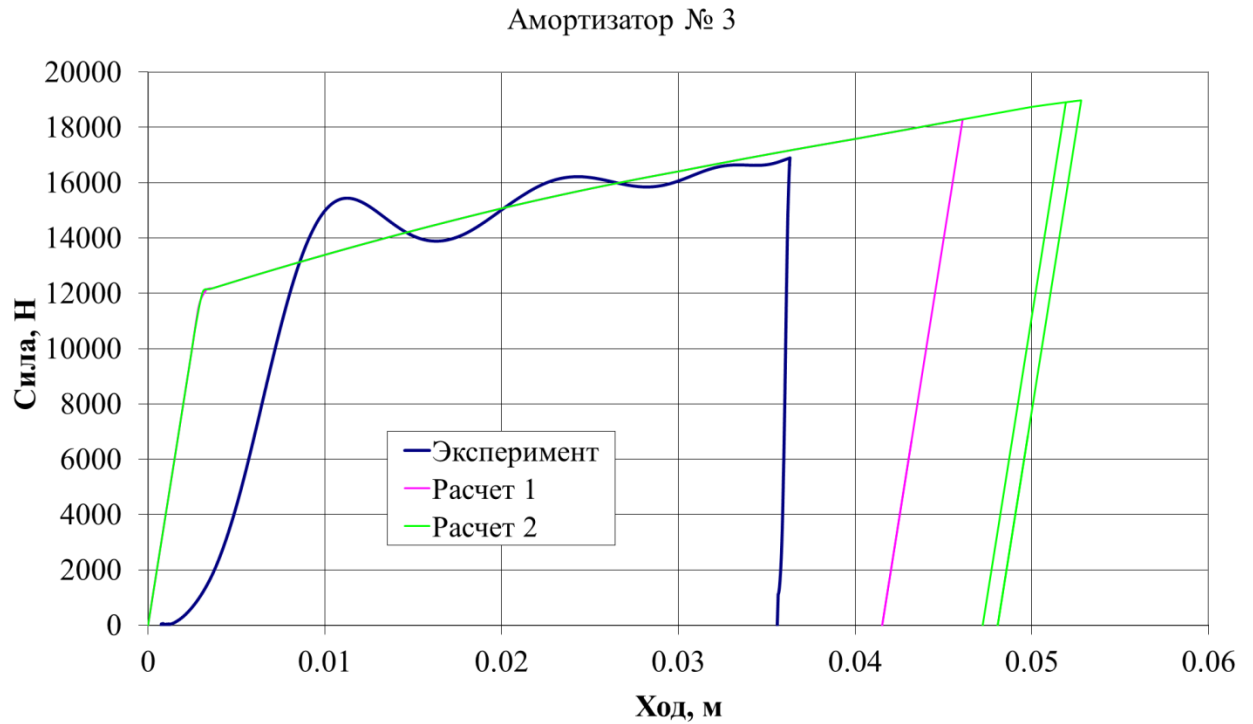


Рисунок 3.9.7 – Режим № 3. Диаграмма обжатия амортизатора третьей стойки в эксперименте и расчетах 1 и 2

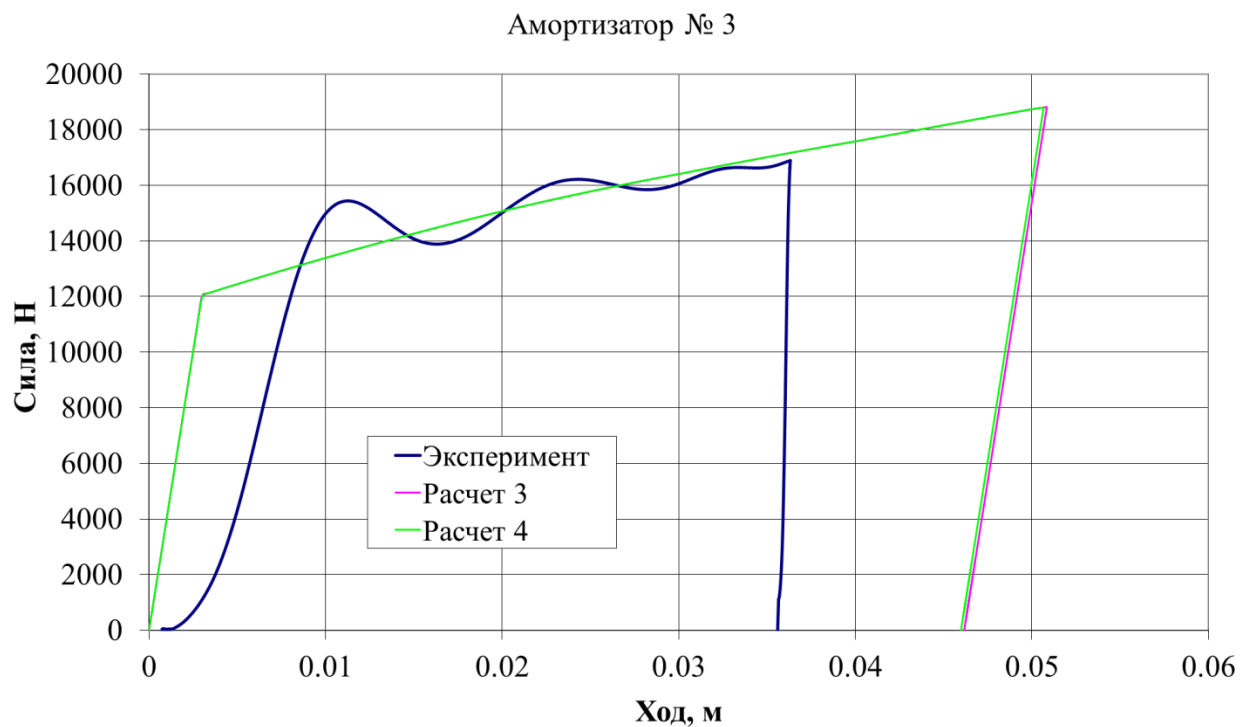


Рисунок 3.9.8 – Режим № 3. Диаграмма обжатия амортизатора третьей стойки в эксперименте и расчетах 3 и 4

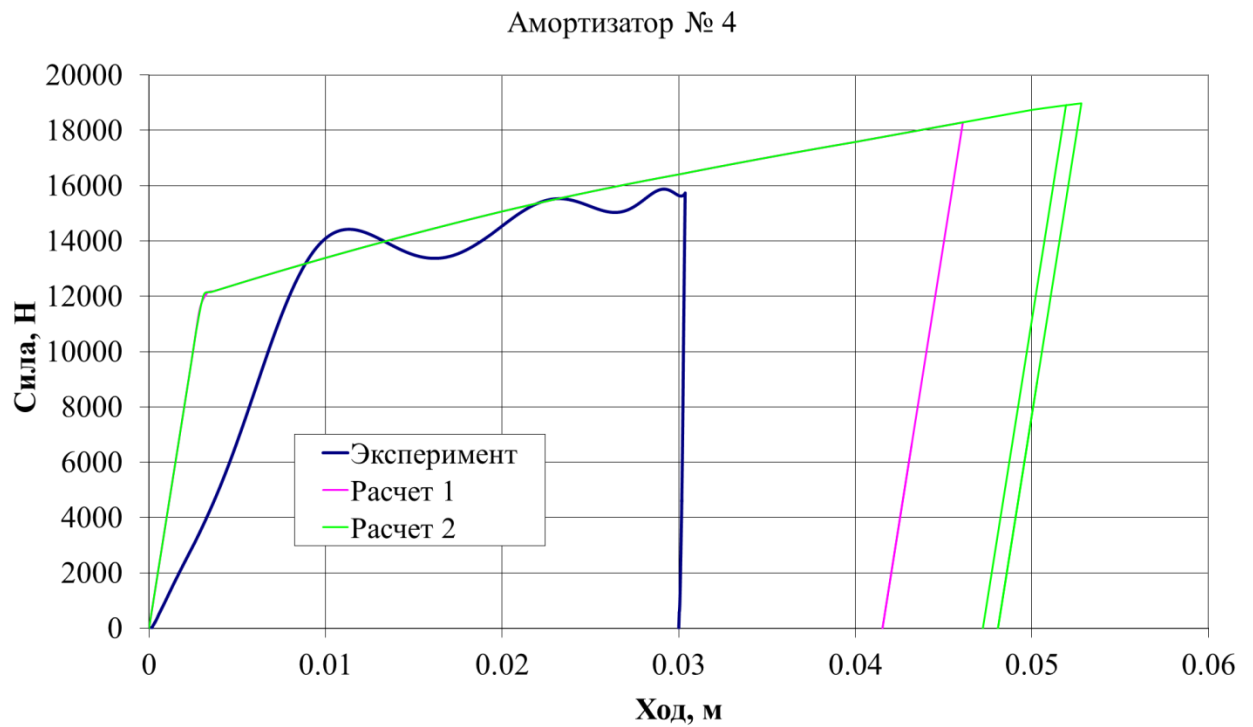


Рисунок 3.9.9 – Режим № 3. Диаграмма обжатия амортизатора четвертой стойки в эксперименте и расчетах 1 и 2

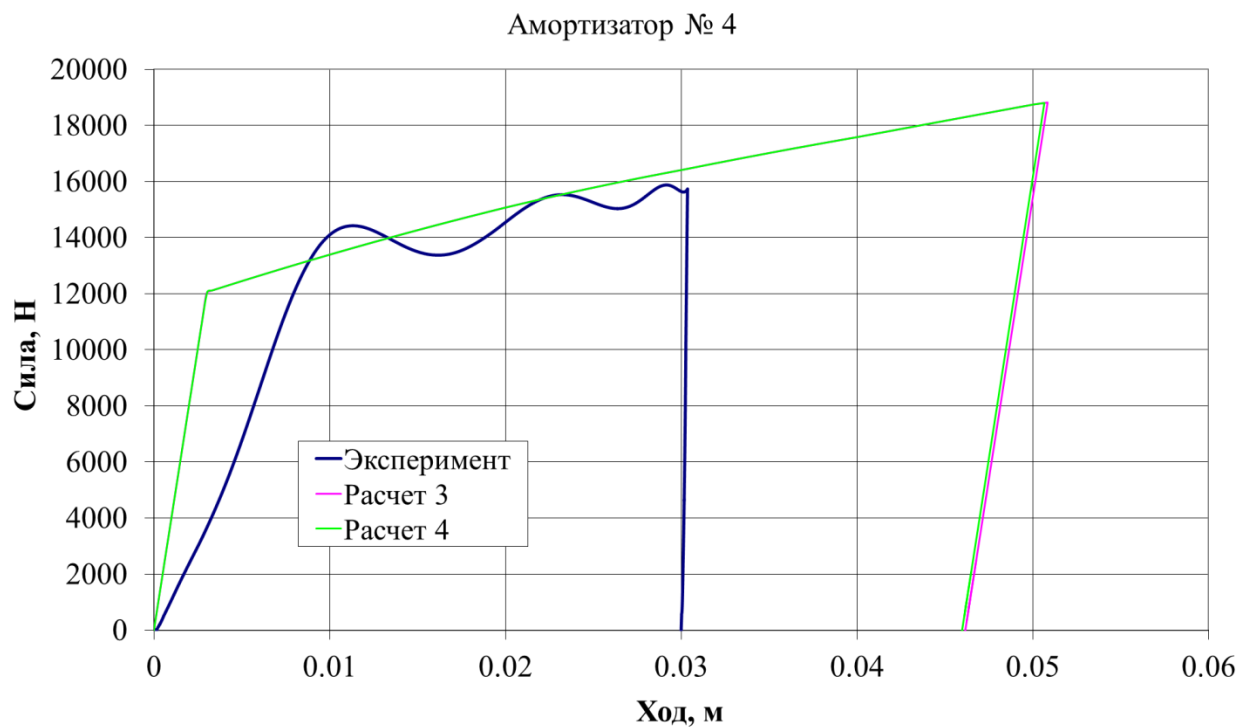


Рисунок 3.9.10 – Режим № 3. Диаграмма обжатия амортизатора четвертой стойки в эксперименте и расчетах 3 и 4

Амортизатор № 1

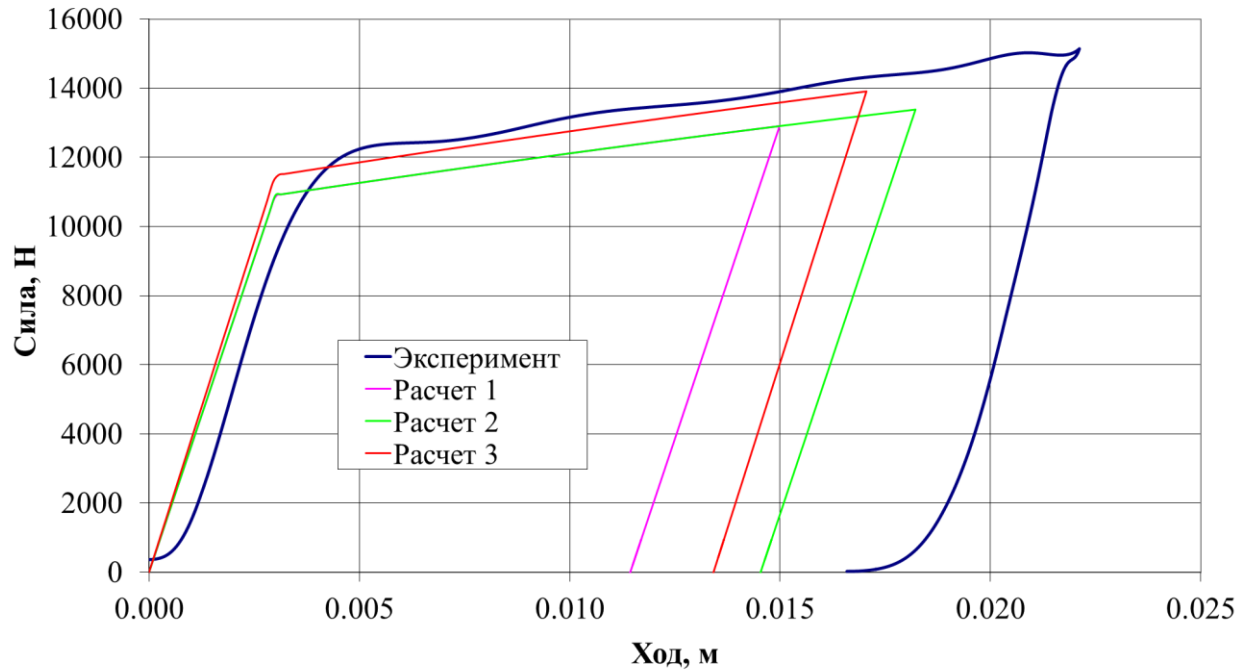


Рисунок 3.9.11 – Режим № 4. Диаграмма обжатия амортизатора первой стойки в эксперименте и расчетах

Амортизатор № 2

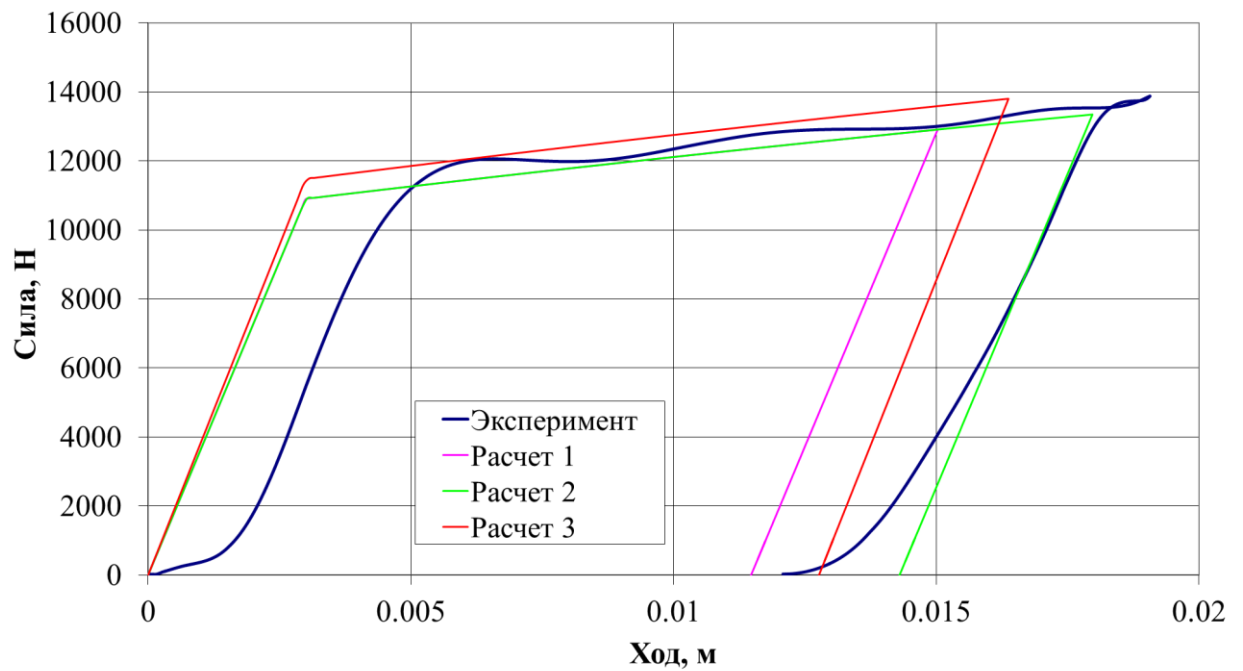


Рисунок 3.9.12 – Режим № 4. Диаграмма обжатия амортизатора второй стойки в эксперименте и расчетах

Амортизатор № 3

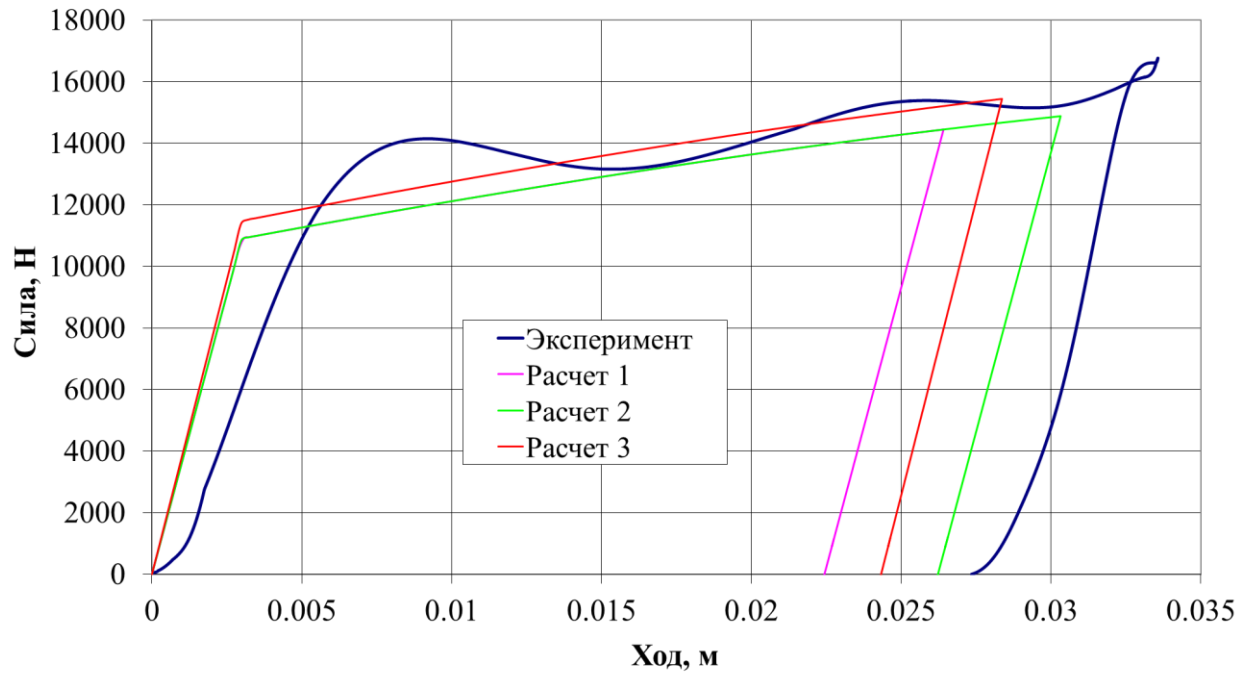


Рисунок 3.9.13 – Режим № 4. Диаграмма обжатия амортизатора третьей стойки в эксперименте и расчетах

Амортизатор № 4

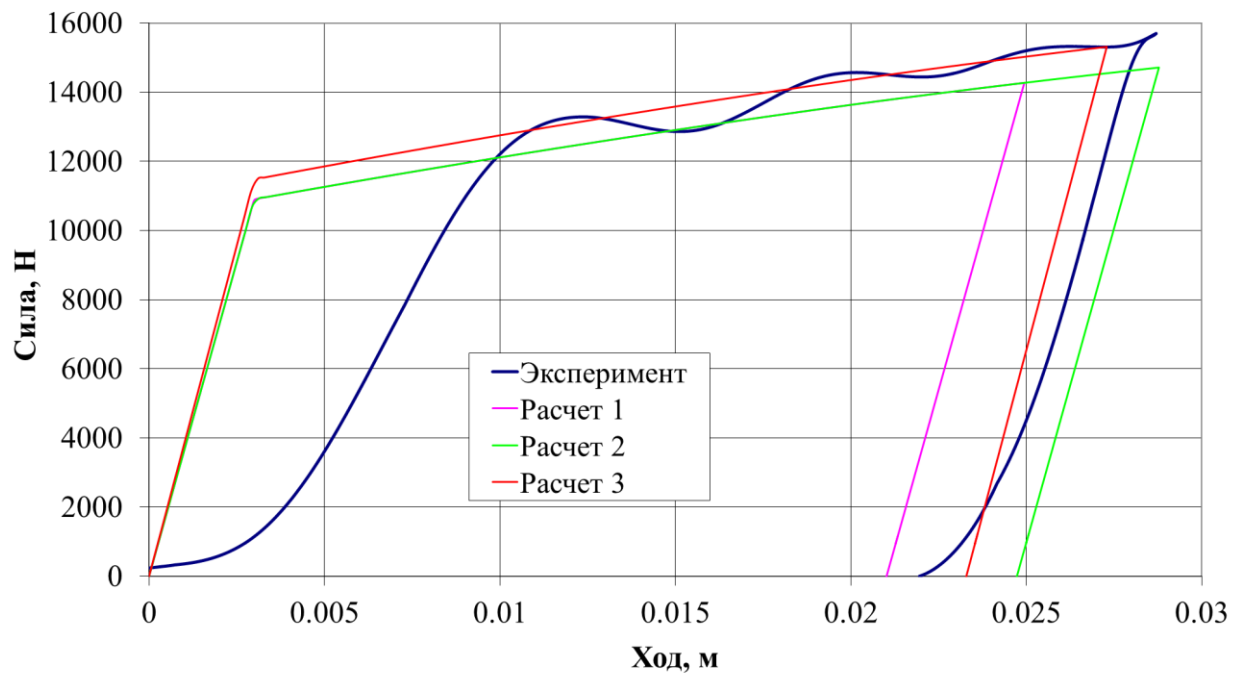


Рисунок 3.9.14 – Режим № 4. Диаграмма обжатия амортизатора четвертой стойки в эксперименте и расчетах

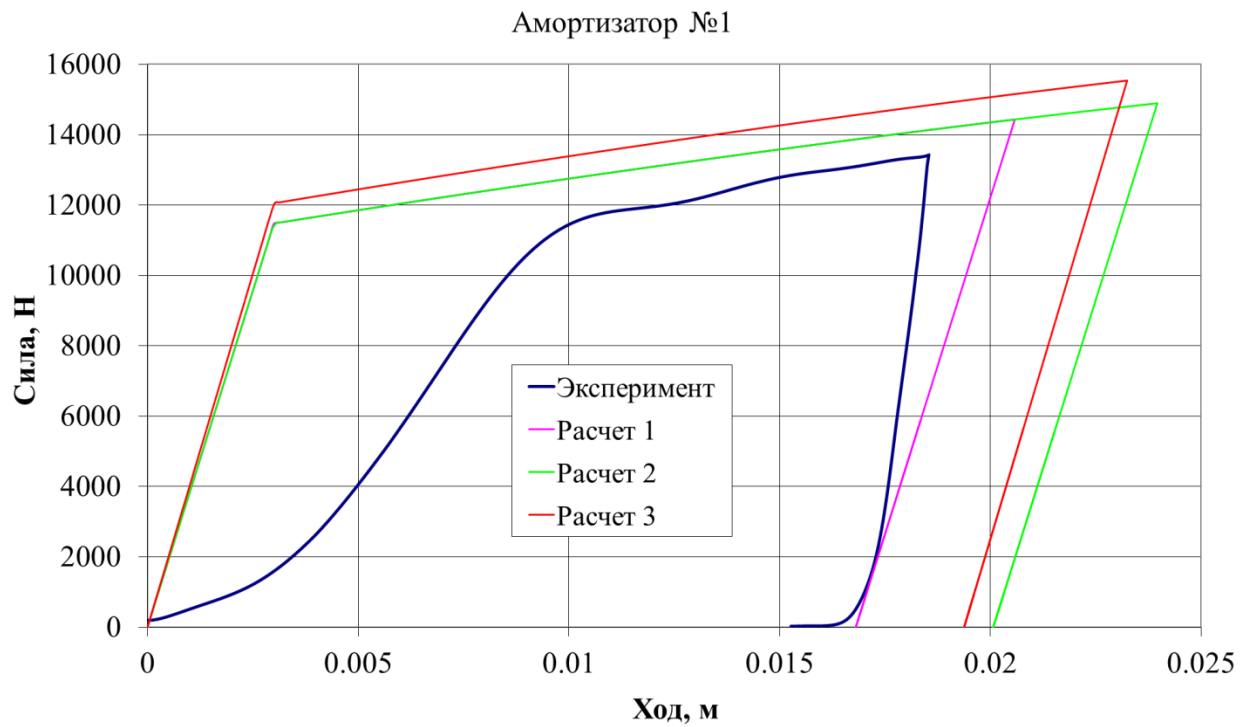


Рисунок 3.9.15 – Режим № 5. Диаграмма обжатия амортизатора первой стойки в эксперименте и расчетах

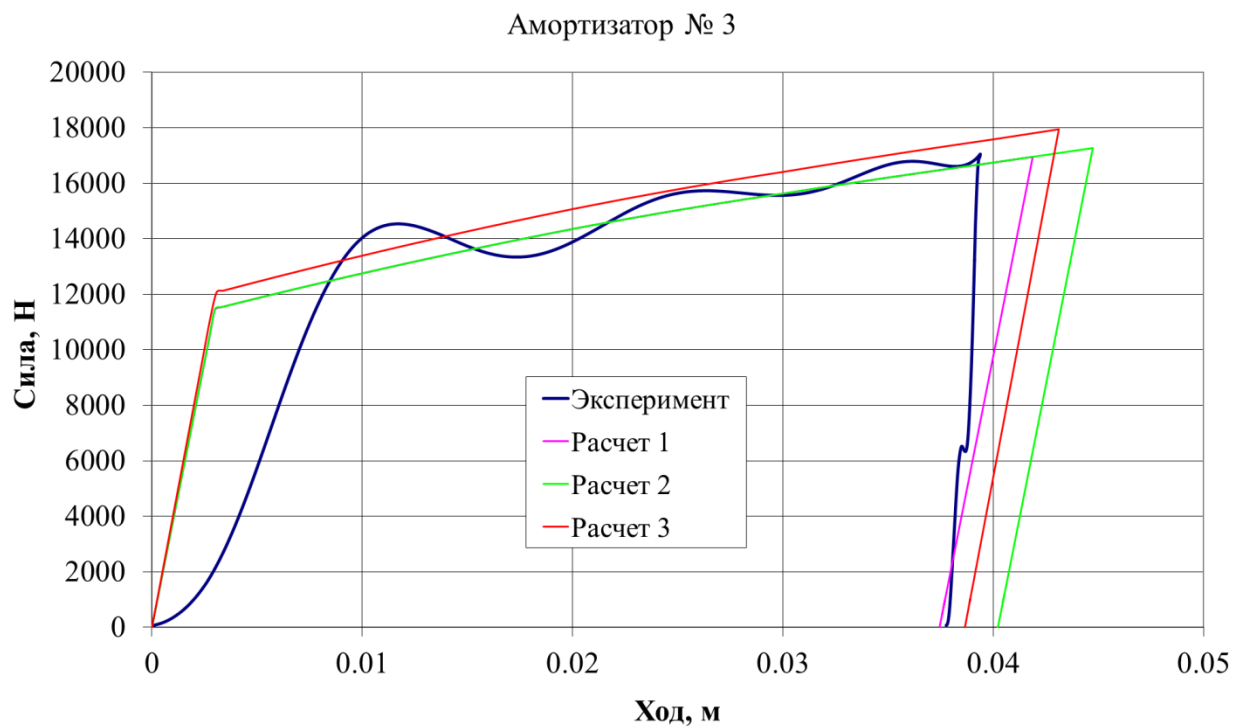


Рисунок 3.9.16 – Режим № 5. Диаграмма обжатия амортизатора третьей стойки в эксперименте и расчетах

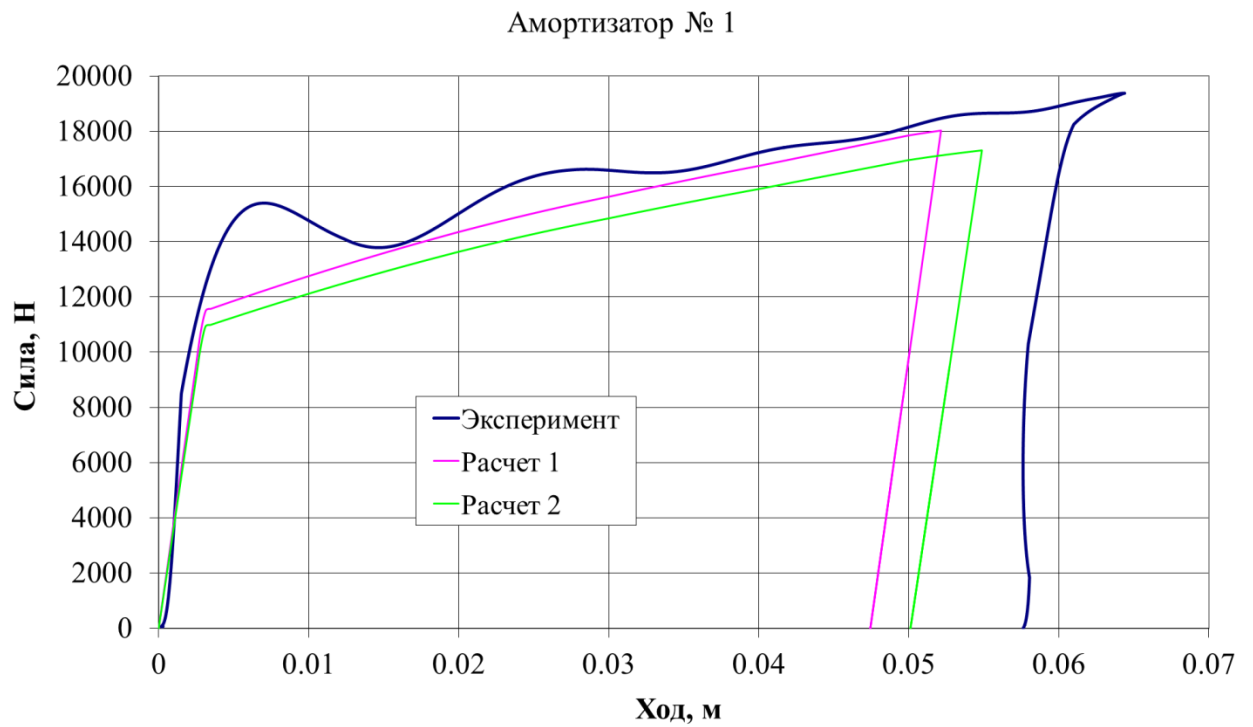


Рисунок 3.9.17 – Режим № 6. Диаграмма обжатия амортизатора первой стойки в эксперименте и расчетах

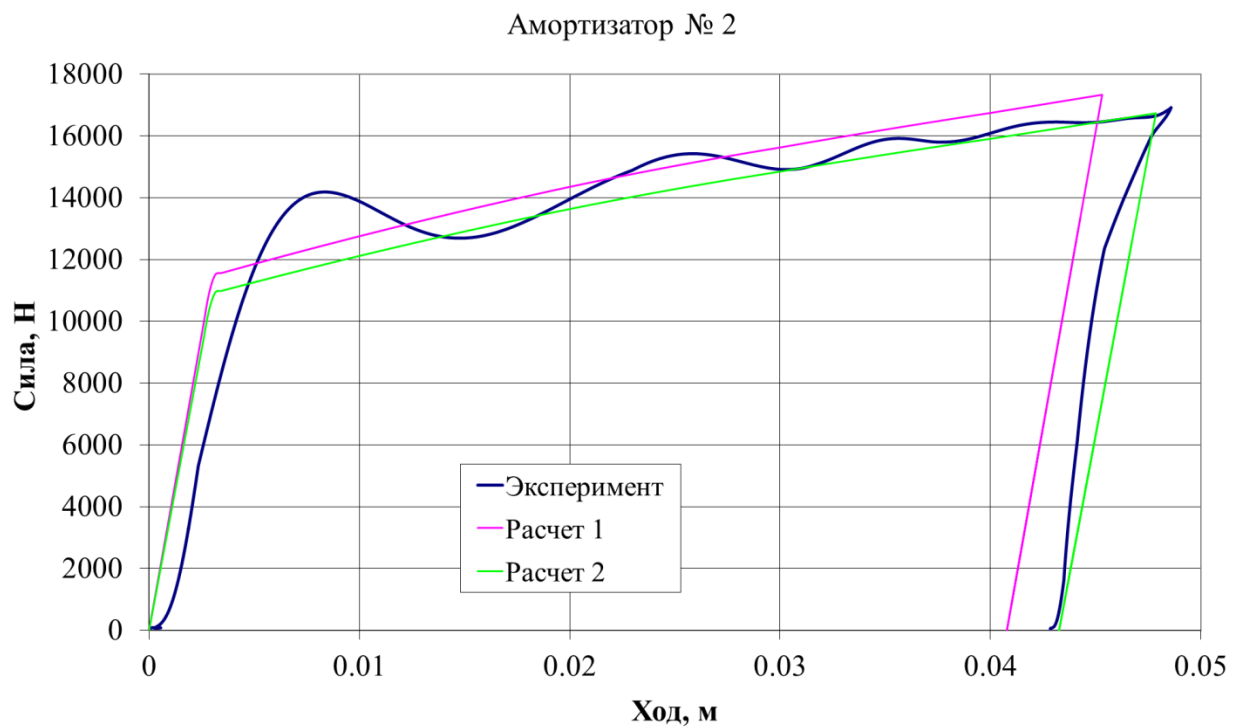


Рисунок 3.9.18 – Режим № 6. Диаграмма обжатия амортизатора второй стойки в эксперименте и расчетах

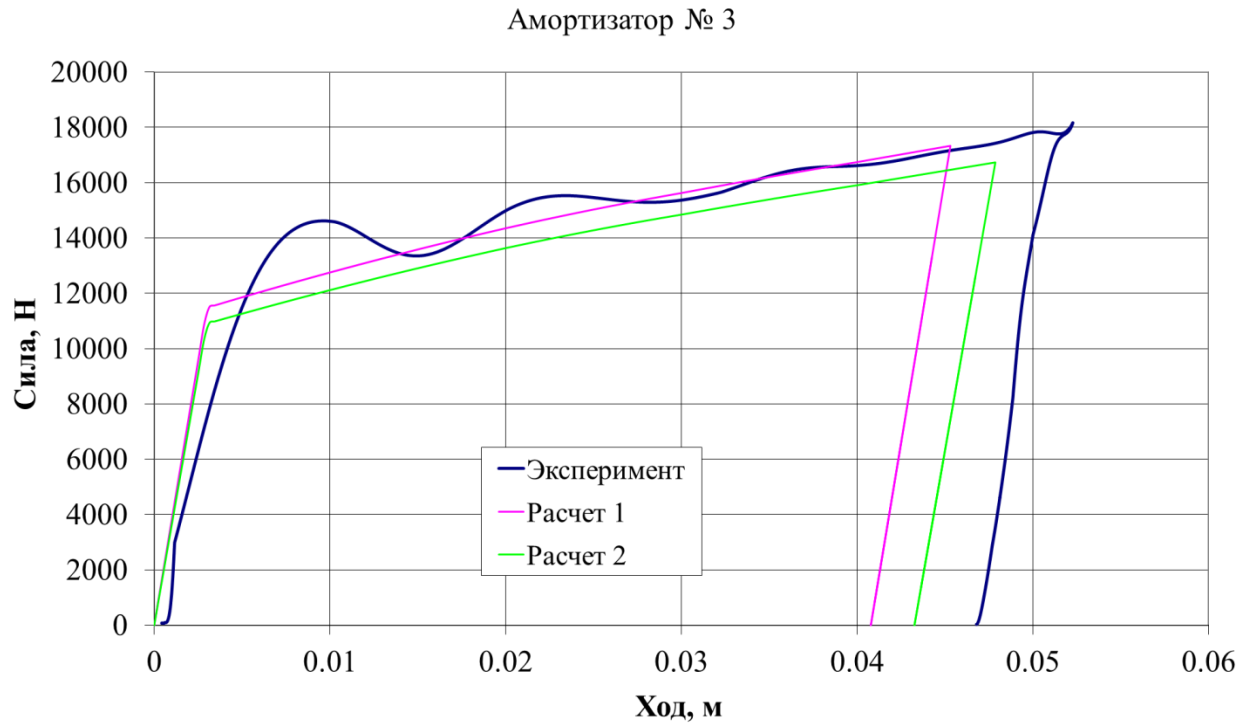


Рисунок 3.9.19 – Режим № 6. Диаграмма обжатия амортизатора третьей стойки в эксперименте и расчетах

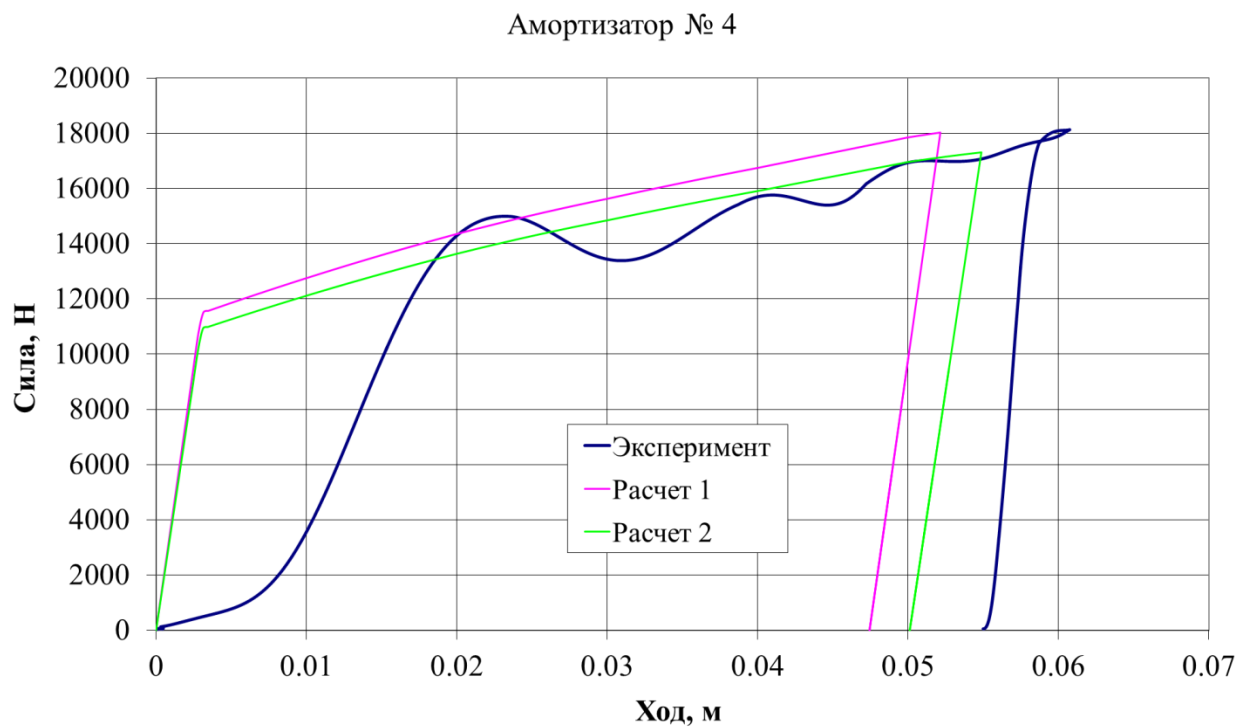


Рисунок 3.9.20 – Режим № 6. Диаграмма обжатия амортизатора четвертой стойки в эксперименте и расчетах

3.10 Выводы к главе

1. Отработочные испытания динамики посадки макета ПсМ «ЭкзоМарс» проведены в полном объеме. Получены экспериментальные данные, на основе анализа которых произведена корректировка физико-математической модели расчета динамики посадки ПсМ на поверхность Марса.

2. Подтверждено функционирование посадочного устройства ПсМ «ЭкзоМарс» в процессе посадки в условиях, приближенных к натурным (с моделированием марсианской гравитации и посадки на марсианский грунт-аналог) на стенде для отработки динамики посадки на натурном макете с обезвешиванием.

3. Подтверждено функционирование посадочного устройства ПсМ «ЭкзоМарс» в условиях более жесткого, по отношению к штатным условиям, нагружения. Был осуществлен сброс макета вне стенда, без системы обезвешивания, со штатной вертикальной скоростью на бетонное основание.

4. Анализ диаграмм обжатия амортизаторов, построенных после обработки экспериментальных данных, показал увеличение усилий в амортизаторах на 25 - 35 %, по сравнению с диаграммами обжатия амортизаторов, приведенными в расчете. Увеличение жесткости амортизатора на 30 % приводит к увеличению до 30 % составляющих ускорения в центре масс макета и к уменьшению до 30 % хода амортизаторов.

5. В процессе проведения сравнительного анализа результатов, полученных в ходе испытаний и результатов математического моделирования, были уточнены интегральные коэффициенты, определяющие модель посадочной поверхности. Для математического моделирования динамики посадки на деформируемый грунт (марсианский грунт-аналог) величина интегрального коэффициента **B** находится в пределах от 40000 до 70000 кгс·с/м², величина коэффициента трения составляет 0,32. Для математического моделирования динамики посадки на абсолютно жесткую модель поверхности величина коэффициента трения составляет 0,31.

6. Максимальное значение продольной составляющей ускорения в процессе испытаний составило $50,4 \text{ м/с}^2$. По результатам математического моделирования максимальное значение данного параметра составило $53,6 \text{ м/с}^2$. Максимальное значение боковой составляющей ускорения по результатам экспериментов и результатам математического моделирования составили $36,4 \text{ м/с}^2$ и $42,0 \text{ м/с}^2$, соответственно.

7. Максимальные значения хода амортизаторов были зафиксированы в экспериментах с наиболее жесткими условиями подхода (посадка вне стенда на бетонное основание) и находятся в пределах от $0,048$ до $0,059$ метра, что не превышает предельно допустимого значения $0,185$ метра. По результатам математического моделирования значения хода амортизаторов находятся в пределах от $0,044$ до $0,051$ метра.

8. Используемая для расчетов физико-математическая модель динамики посадки позволяет получить параметры макета в процессе посадки на абсолютно жесткую и деформируемую модели поверхности, близкие к результатам испытаний. Анализ результатов испытаний показал, что физико-математическая модель, используемая для расчетов динамики посадки, является консервативной по отношению к динамике посадки реальной конструкции макета ПсМ. Таким образом, результаты расчетов, полученные при математическом моделировании, имеют определенный запас по сравнению с результатами испытаний.

4. ДИНАМИКА ПОСАДКИ ПОСАДОЧНОГО МОДУЛЯ НА ПОВЕРХНОСТЬ МАРСА

4.1 Общие положения

Заключительным этапом схемы спуска является посадка посадочного модуля на поверхность Марса. Данный этап начинается с контакта ПсМ с грунтом и заканчивается полной остановкой модуля на поверхности в положении, необходимом для дальнейшего функционирования. Для этого должна быть обеспечена безопасная посадка ПсМ на поверхность планеты.

Критериями, определяющими безопасную посадку, являются:

- критерий устойчивости;
- ограничение по величине перегрузки в процессе посадки;
- ограничение на угол наклона продольной оси ПсМ по отношению к линии гравитационной вертикали в момент окончания посадки;
- ограничение по минимальному зазору (клиренсу) между поверхностью грунтовой модели и донной плоскостью ПсМ;
- недопустимость удара донной плоскостью ПсМ о камень;
- ограничение по величине хода амортизаторов.

Для оценки безопасной посадки с помощью метода Монте-Карло был проведен статистический анализ результатов 500 вариантов расчета динамики посадки ПсМ на поверхность грунтовой модели.

Динамика посадки ПсМ, конструктивная схема которого представлена на рисунке 4.1 определяется следующими факторами:

- конструктивными параметрами посадочного модуля;
- начальными условиями.

Динамика посадки ПсМ во многом определяется конструктивными параметрами посадочного модуля, схемой и характеристиками его посадочного устройства. К конструктивным параметрам относят: число опор посадочного устройства, величину опорной базы (величину радиуса окружности, проходящей через основание опор в момент контакта с поверхностью), величину силы

амортизации при обжати опор (силы деформации энергопоглотителей посадочного устройства), величину силы тяги последствия двигателя торможения. На динамику посадки ПсМ также оказывают влияние массово-инерционные характеристики аппарата и положение центра масс.

К начальным посадочным условиями относят комплекс внешних факторов, не связанных с конструкцией ПсМ. К данным параметрам следует отнести:

1) Характеристики поверхностного слоя планеты – угол наклона поверхности в месте посадки, элементы макрорельефа (кратеры, камни), физико-механические свойства грунта. В используемой в данной работе физико-математической модели физико-механические характеристики представлены интегральными коэффициентами, характеризующими свойства среды оказывать сопротивление погружению в грунтовую модель опорной пяты.

2) Кинематические параметры движения ПсМ в момент контакта с поверхностью – линейные и угловые скорости, ориентация в пространстве (угловое положение). Угловое положение ПсМ определяется в инерциальной системе координат $O_0X_0Y_0Z_0$ с помощью углов тангажа ϑ , рыскания ψ и крена γ .

Вертикальная V_Y и горизонтальная V_B составляющие вектора скорости ПсМ являются доминирующими факторами, определяющими динамику посадки аппарата.

4.2 Исходные данные для математического моделирования

Перечень конструктивных параметров, которые оказывают влияние на динамику посадки ПсМ и которые были учтены при проведении вероятностной оценки успешной посадки, представлены в таблице 4.2.1. На рисунке 4.2.1 приведена номинальная расчетная диаграмма обжатия амортизатора. На приведенной диаграмме φ - угол наклона прямой на участке упругой деформации, который имеет место как при нагружении, так и при разгрузке амортизатора.

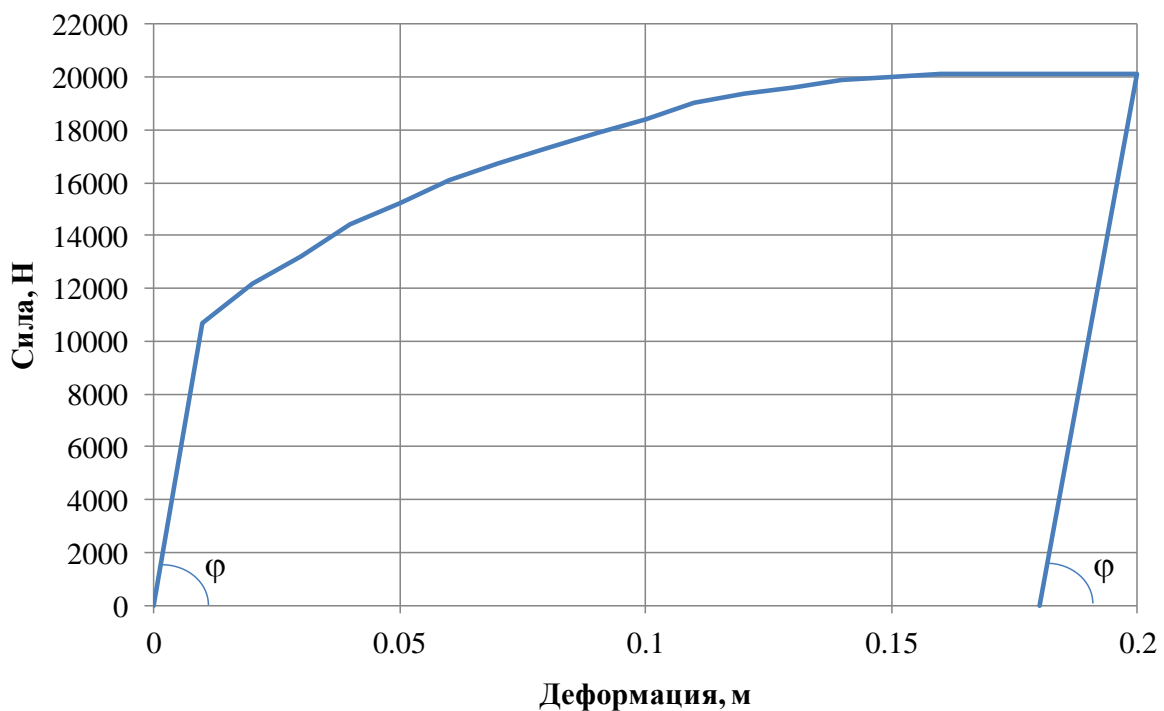


Рисунок 4.2.1- Диаграмма обжатия амортизатора

Диаграмма силы тяги одной камеры двигателя торможения в общем виде представлена на рисунке 4.2.2.

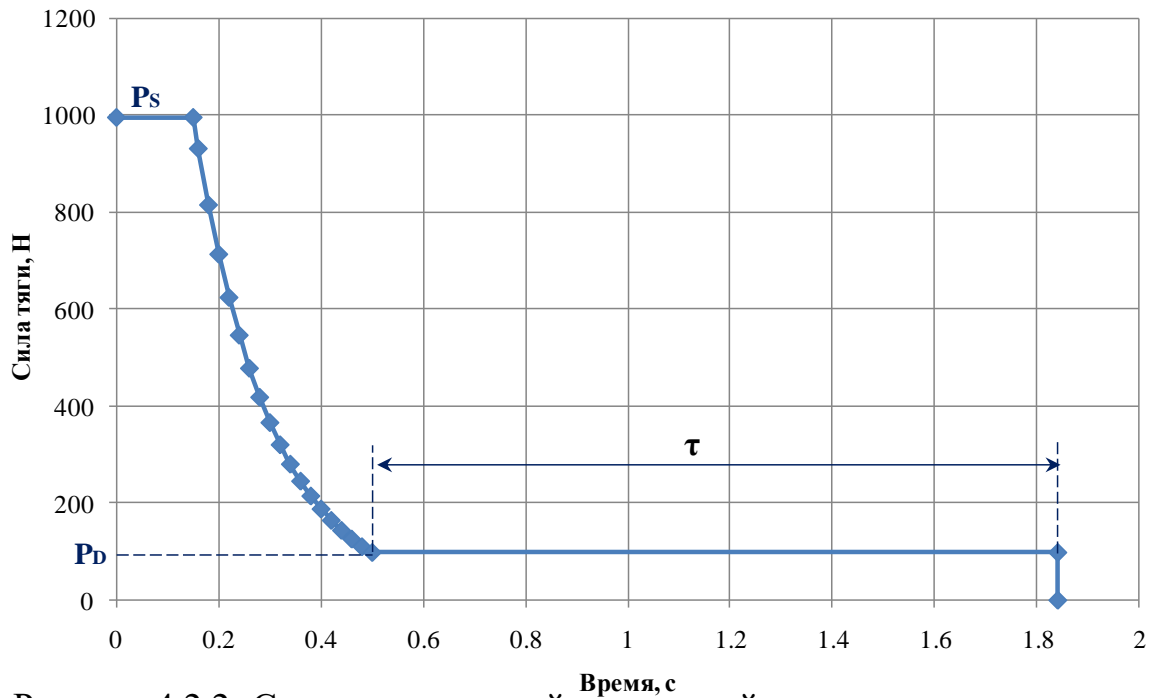


Рисунок 4.2.2- Сила тяги последействия одной камеры двигателя торможения

На рисунке 4.2.2 приведены следующие параметры:

P_s – расчетная величина силы тяги последействия одной камеры до отсечки двигателя, определяется как отношение веса ПсМ на Марсе к количеству камер в двигателе;

P_D – номинальная величина силы тяги последействия одной камеры при продувке двигателя;

τ – длительность импульса тяги при продувке двигателя.

Представленные параметры являются случайными величинами. В таблице 4.2.1 отражены пределы изменения параметров и их распределения.

Таблица 4.2.1

Параметр	Пределы изменения		Закон распределения
	минимальное значение	максимальное значение	
Масса ПсМ, кг	1069,9	1344,0	Равномерный
Осевые моменты инерции			
J_x , кг·м ²	845,09	1054,49	Равномерный
J_y , кг·м ²	1153,68	1437,87	Равномерный
J_z , кг·м ²	606,00	729,43	Равномерный
Положение центра масс:			
-по оси ОХ, м	-0,009	0,008	Равномерный
-по оси ОУ, м (от донной плоскости)	0,553	0,589	Равномерный
-по оси ОZ, м	-0,009	0,009	Равномерный
Отклонение от номинальной величины силы для каждого из 4-х амортизаторов, %	± 10,0		Равномерный
Сила тяги двигателя торможения P_b (для каждой из 4-х камер) при продувке, Н	110,36 ± 11,04		Нормальный
Отклонение от расчетной величины P_s двигателя торможения (для каждой из 4-х камер) до отсечки, %	± 10,0		Нормальный
Расчетная величина силы тяги последствия P_s (для каждой из 4-х камер) до отсечки двигателя, Н	-		Нормальный
Длительность импульса тяги τ двигателя торможения (для каждой из 4-х камер) при продувке, с	1,0	1,5	Нормальный

Перечень кинематических параметров, которые оказывают влияние на динамику посадки ПсМ и которые были учтены при проведении вероятностной оценки успешной посадки, представлены в таблице 4.2.2. В указанной таблице отражены пределы изменения параметров и их распределения.

Таблица 4.2.2

Параметр	Пределы изменения		Закон распределения
	минимальное значение	максимальное значение	
Вертикальная составляющая V_Y скорости ПсМ, м/с	-2,0	-1,0	Равномерный
Горизонтальная составляющая V_B скорости ПсМ, м/с	0,0	2,0	Равномерный
Угол φ , определяющий положение вектора горизонтальной скорости в плоскости $O_0X_0Z_0$, градус	-180,0	180,0	Равномерный
Составляющая угловой скорости ω_X , градус/с	- 5,0	5,0	Равномерный
Составляющая угловой скорости ω_Y , градус/с	- 1,0	1,0	Равномерный
Составляющая угловой скорости ω_Z , градус/с	- 5,0	5,0	Равномерный
Угол рыскания ψ , градус	-180,0	180,0	Равномерный
Угол тангажа ϑ , градус	0,0	7,0	Равномерный
Угол крена γ , градус	0,0	7,0	Равномерный
Примечание - Необходимо соблюдение условия для пространственного угла			
$\vartheta_{sum} = \sqrt{\vartheta^2 + \gamma^2} < 7,0 \text{ градусов}$			

В используемой для расчета физико-математической модели сопротивление погружению опорной пяты в грунтовую модель представлено следующей зависимостью:

$$\sigma_n = AV_n^2 + BV_n + C$$

$$\sigma_\tau = \mu \cdot \sigma_n$$

где σ_n , σ_τ - «нормальное» и «касательное» удельные сопротивления;

A, B, C – интегральные коэффициенты, характеризующие свойства грунтовой модели оказывать сопротивление погружению;

μ - коэффициент трения материала грунтовой модели о корпус опоры.

В процессе проведения расчетов приняты следующие значения интегральных коэффициентов:

$$A = C = 0; \quad B = 90000 \text{ кгс} \cdot \text{с}/\text{м}^3; \quad \mu = 0,55.$$

Для статистического анализа методом Монте-Карло динамики посадки была построена модель поверхности Марса размером 100×100 м. При построении данной модели были учтены следующие параметры:

- распределение уклонов поверхности на базе 5 м (базе, сравнимой с размерами посадочного устройства ПсМ);
- частотно-размерное распределение ударных кратеров на поверхности, параметр формы, их распределение на поверхности;
- частотно-размерное распределение камней на поверхности, их форма и распределение на поверхности.

Принято распределение уклонов на базе 5 м. В виде графика данное распределение представлено на рисунке 4.2.3.

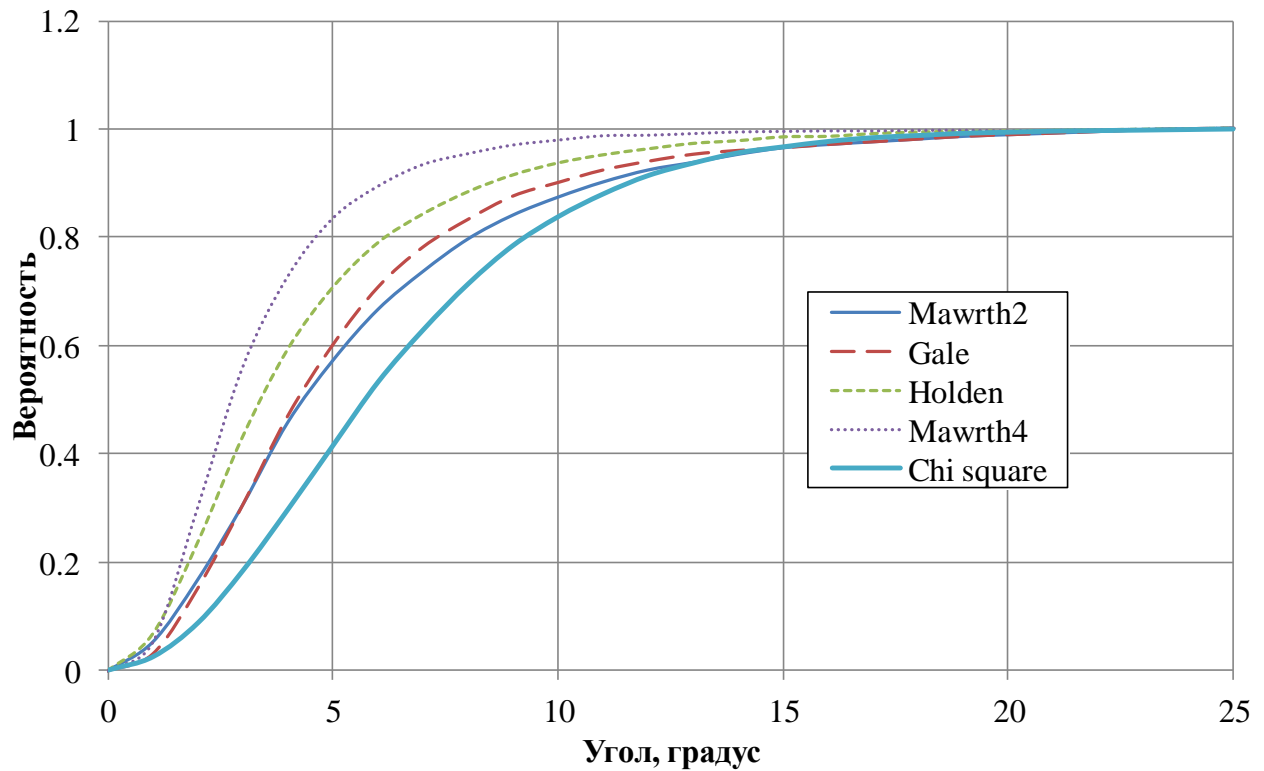


Рисунок 4.2.3– Распределение уклонов на базе 5 м

В процессе проведения статистического анализа принято, что каждому варианту расчета соответствует своя величина угла наклона поверхности.

Частотно-размерное распределение ударных кратеров в соответствии с документом «Инженерная модель поверхности Марса в районе посадки», разработанным ГЕОХИ РАН, представлено в таблице 4.2.3.

Таблица 4.2.3

Интервал диаметров		Плотность кратеров
от, м	до, м	
1,00	1,41	377,494
1,41	2,00	376,918
2,00	2,83	368,189
2,83	4,00	326,519
4,00	5,66	224,570
5,66	8,00	118,008
8,00	11,31	56,081
11,31	16,00	23,799
16,00	22,63	11,776
22,63	32,00	4,200
32,00	45,25	1,976
45,25	64,00	0,659
64,00	90,51	0,165
90,51	128,00	0,082

В таблице принято за плотность кратеров кумулятивное число кратеров на 1 км². Поэтому, для определения плотности кратеров для заданной площади размером 100×100 м, необходимо значение данного параметра разделить на 100.

Все кратеры имеют сферическую форму. В зависимости от соотношения глубина/диаметр выделяют три морфологических категории кратеров: А, В и С.

Кратеры класса А составляют примерно 5 % кратерной популяции, а их отношение глубина/диаметр – наибольшее значение 0,188.

Кратеров класса В примерно 31 %, а их соотношение глубина/диаметр равно 0,113.

Основную часть кратерной популяции образуют кратеры класса С (64 %) с типичным соотношением глубина/диаметр, равным 0,056.

При распределении кратеров на заданной площади был принят равномерный закон распределения.

Для построения частотно-размерного распределения камней была использована модель. Согласно предложенной модели:

- единица площади, покрытая камнями диаметром D и более определяется следующей формулой:

$$F_k(D) = k \cdot e^{-q(k) \cdot D}$$

где k – коэффициент распространенности камней принимается равным 0,069, а параметр $q(k) = 1,79 + 0,152/k$;

- соотношение высота/диаметр (H/D) принимаются равным 0,5;

- закон частотно-размерного распределения камней – закон Пуассона.

Была принята сферическая форма камней. Частотно-размерное распределение камней для площади размером 100×100 м представлено на рисунке 4.2.4 При распределении камней на заданной площади был принят равномерный закон распределения.

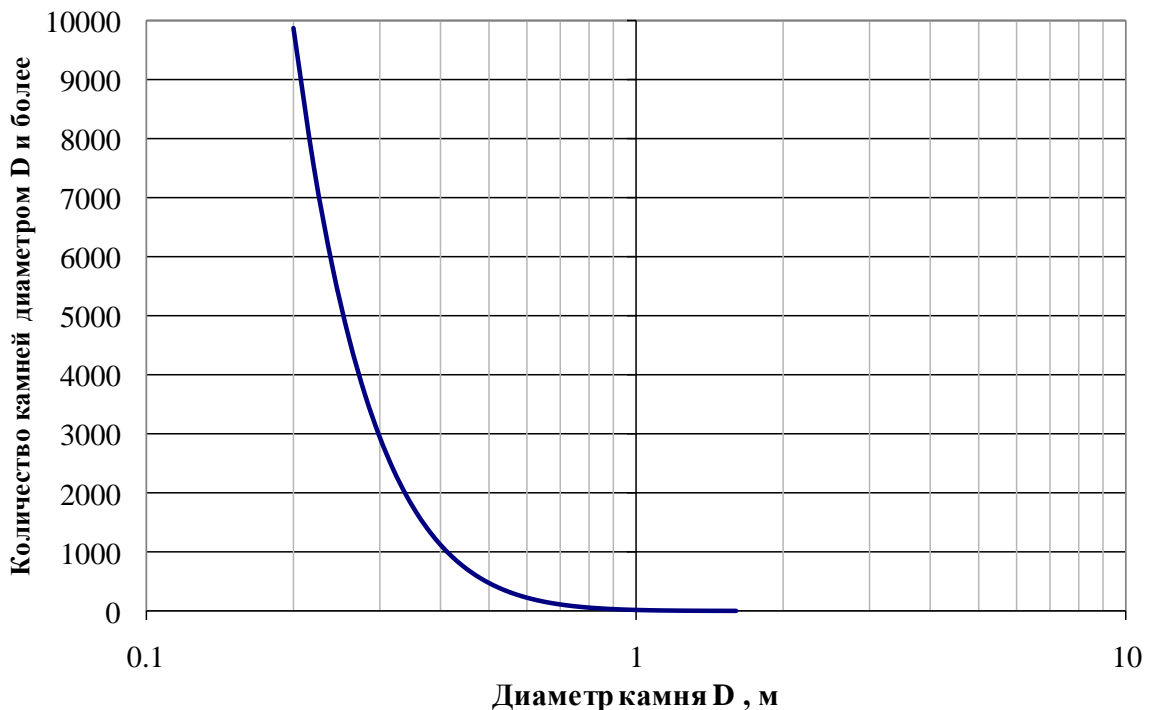


Рисунок 4.2.4– Частотно-размерное распределение камней на площади размером 100×100 м

Модель поверхности с учетом частотно-размерного распределения камней и кратеров для площадки размером 100×100 м представлена на рисунке 4.2.5.

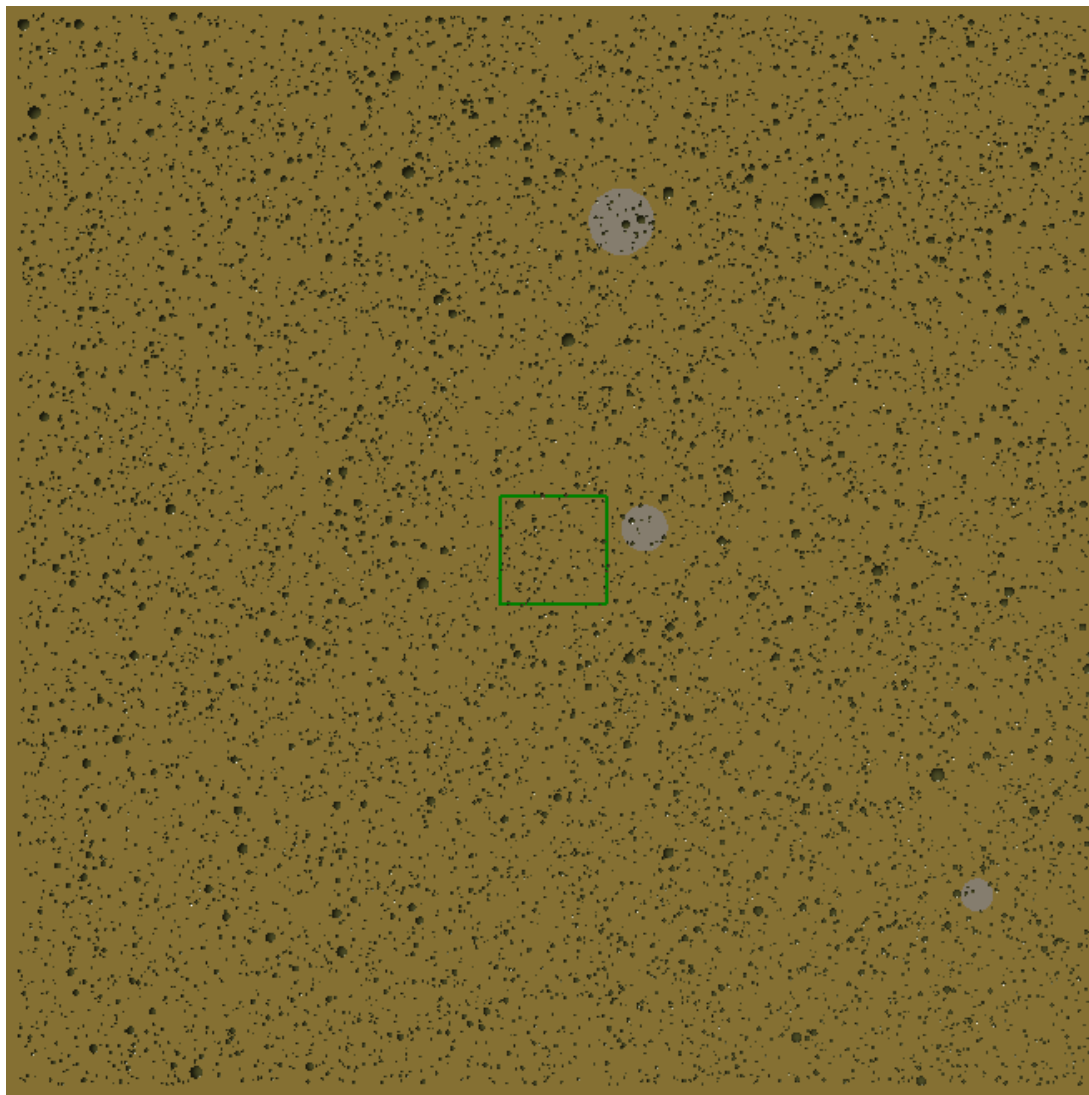


Рисунок 4.2.5– Модель поверхности для площадки размером 100×100 м

Выделенный на рисунке 4.2.5 участок поверхности размером 10×10 м представлен на рисунках 4.2.6 и 4.2.7.

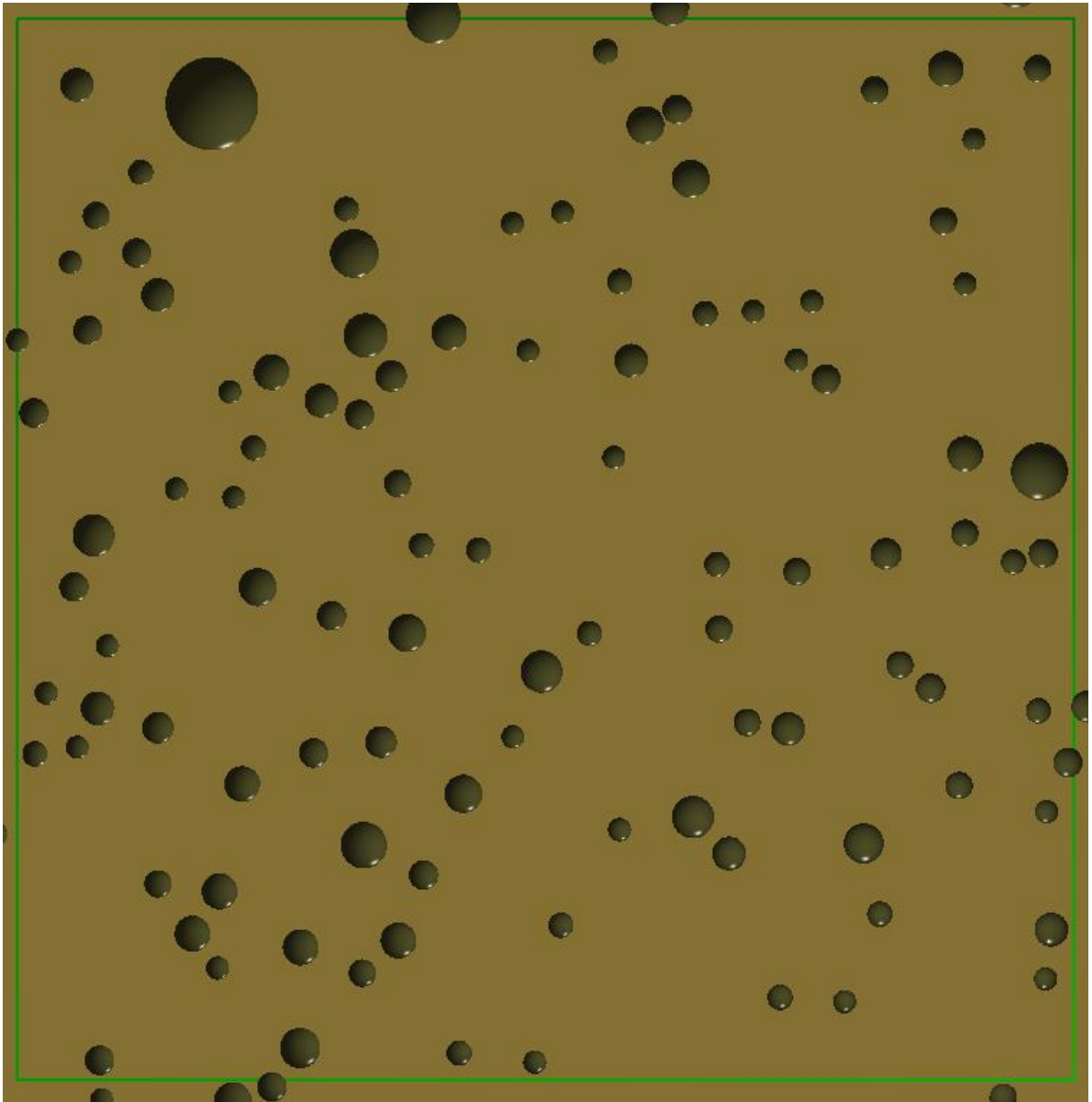


Рисунок 4.2.6 – Модель поверхности для площадки размером 10×10 м

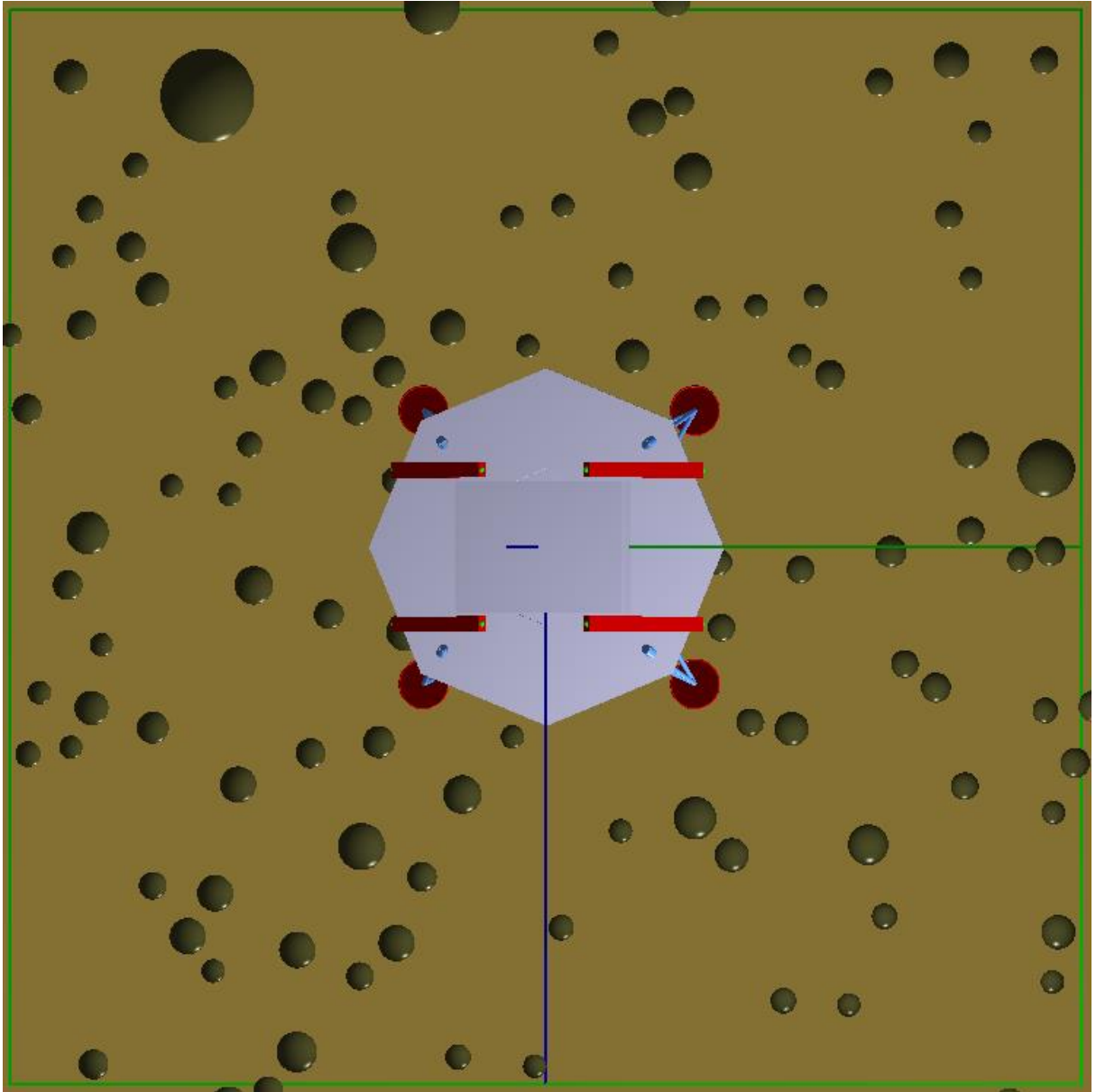


Рисунок 4.2.7– Модель поверхности для площадки размером 10×10 м

4.3 Критерии для оценки динамики посадки по результатам математического моделирования

Для статистического анализа было проведено 500 вариантов расчета динамики посадки ПсМ на поверхность грунтовой модели. Каждому варианту расчета соответствовала своя комбинация параметров, которые были выбраны случайным образом. Для оценки результатов математического моделирования для каждого варианта расчета приняты следующие критерии:

- критерий устойчивости;
- ограничение по величине перегрузки в процессе посадки;
- ограничение на угол наклона оси ОУ ПсМ по отношению к линии гравитационной вертикали в момент окончания посадки;
- ограничение по минимальному зазору (клиренсу) между поверхностью грунтовой модели и донной плоскостью ПсМ;
- недопустимость удара донной плоскостью ПсМ о камень;
- ограничение по величине хода амортизаторов.

Для оценки устойчивости на опрокидывание ПсМ по результатам математического моделирования процесса посадки вводят специальный критерий устойчивости аппарата, определяющий положение центра масс аппарата относительно ломаной линии, проходящей через основание его опор. Момент совпадения проекции центра масс аппарата на плоскость $Z_0O_0X_0$ с проекцией на данную плоскость указанной ломаной линии является критическим и рассматривается как предельное отклонение, при переходе через которое аппарат не возвращается в положение устойчивого равновесия.

На рисунке 4.3.1 приведена схема возможного положения проекции центра масс аппарата на плоскость $Z_0O_0X_0$ относительно проекции на данную плоскость ломаной линии, соединяющей центры опор.

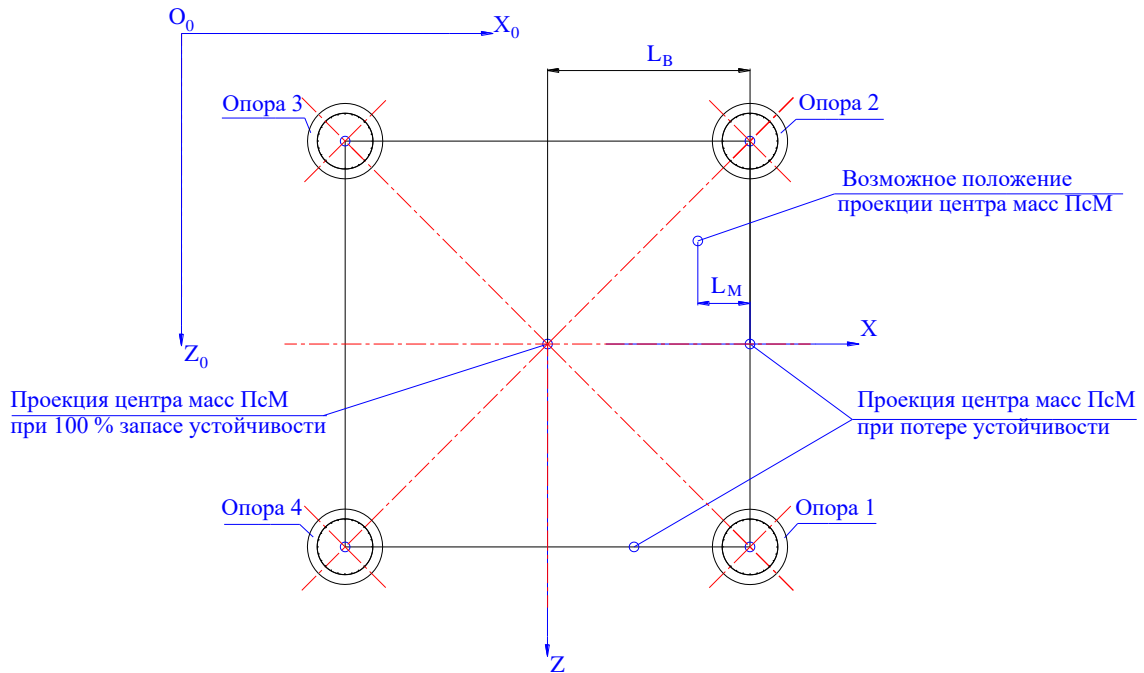


Рисунок 4.3.1 – Схема положения проекции центра масс ПсМ

В качестве показателя критерия устойчивости введен коэффициент K_L , характеризующий запас устойчивости. Данный параметр определяется следующей формулой: $K_L = L_M / L_B$

где L_M – минимальное расстояние между проекцией центра масс ПсМ и проекцией ломаной линии, соединяющей опоры, в процессе посадки;

L_B – максимальное расстояние между проекцией центра масс ПсМ и проекцией прямой, соответствует половине величины базы посадочного устройства.

При потере устойчивости (опрокидывании) ПсМ величина коэффициента $K_L=0$.

В соответствии с требованием посадки ПсМ на поверхность Марса величина продольной составляющей перегрузки N_Y не должна превышать 12,5 g, величина боковой составляющей перегрузки N_B не должна превышать 10,0 g ($g = 9,81 \text{ м/с}^2$).

Величина угла наклона ϑ_{sum_k} оси ОУ ПсМ по отношению к линии гравитационной вертикали в момент окончания посадки не должна превышать 20 градусов. Угол ϑ_{sum_k} определяется по следующей формуле:

$$\vartheta_{sum_k} = \sqrt{\vartheta_k^2 + \gamma_k^2},$$

где ϑ_k, γ_k - углы тангажа и крена в момент окончания посадки.

Минимальный зазор (клиренс) между поверхностью грунтовой модели и донной плоскостью ПсМ должен быть не менее 0,350 м.

В связи с отсутствием амортизации на днище ПсМ и ограничением по перегрузке не допускается удар донной плоскостью ПсМ о камень.

Амортизаторы, установленные на ПсМ, имеют ограничение по ходу. Величина данного конструктивного параметра не превышает 0,16 м.

4.4 Результаты статистического анализа динамики посадки ПсМ

В результате проведенного анализа динамики посадки ПсМ на поверхность грунтовой модели получены следующие результаты:

1. Случаев потери устойчивости ПсМ не зафиксировано. Минимальная величина параметра запаса устойчивости составила 0,519.
2. Случаев превышения предельных значений составляющих перегрузки не зафиксировано. Максимальная величина продольной составляющей перегрузки N_Y составила 6,1 g, максимальная величина боковой составляющей перегрузки N_B составила 9,3 g ($g = 9,81 \text{ м/с}^2$).
3. Зафиксировано шесть случаев контакта камней с донной плоскостью ПсМ. Типовой случай ситуации представлен на рисунке 4.4.1. Камень, размеры которого являются критичными для данной ситуации, имеет следующие параметры: диаметр камня более 0,88 м, высота более 0,44 м.

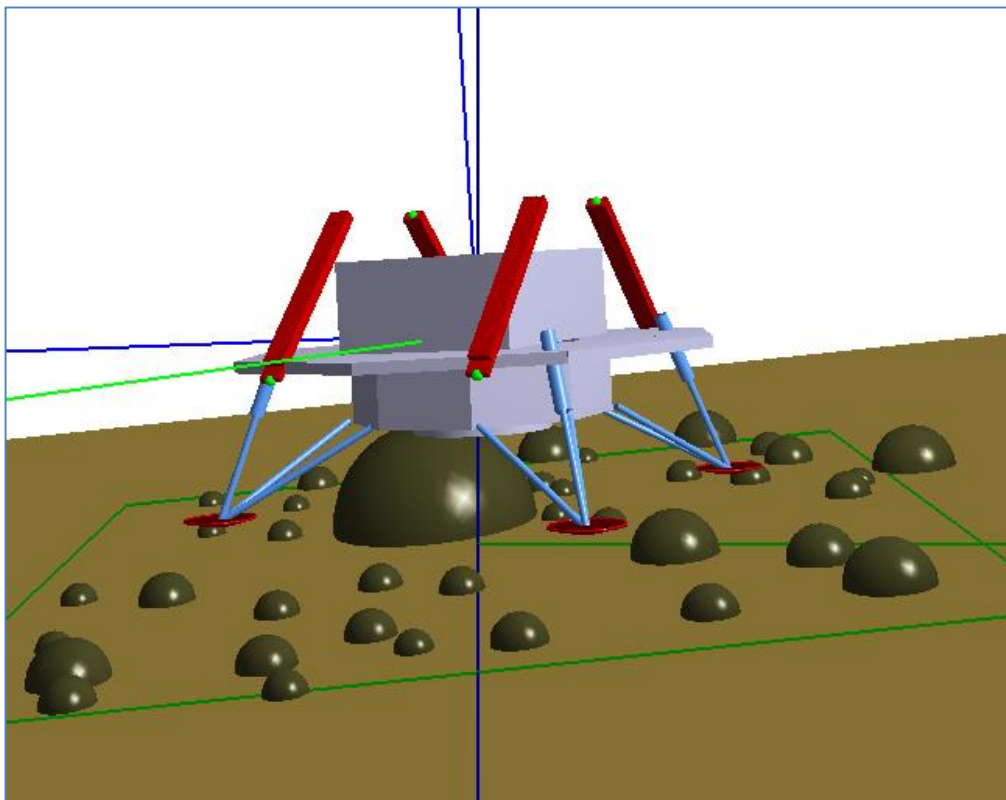


Рисунок 4.4.1 – Типовой случай касания днищем ПсМ камня

4. Зафиксировано семь случаев превышения требования по углу наклона оси ОУ ПсМ по отношению к линии гравитационной вертикали на момент окончания посадки. Типовой случай представлен на рисунке 4.4.2. Всем расчетным случаям соответствует наклон поверхности, величина угла которого превышает 19 градусов.

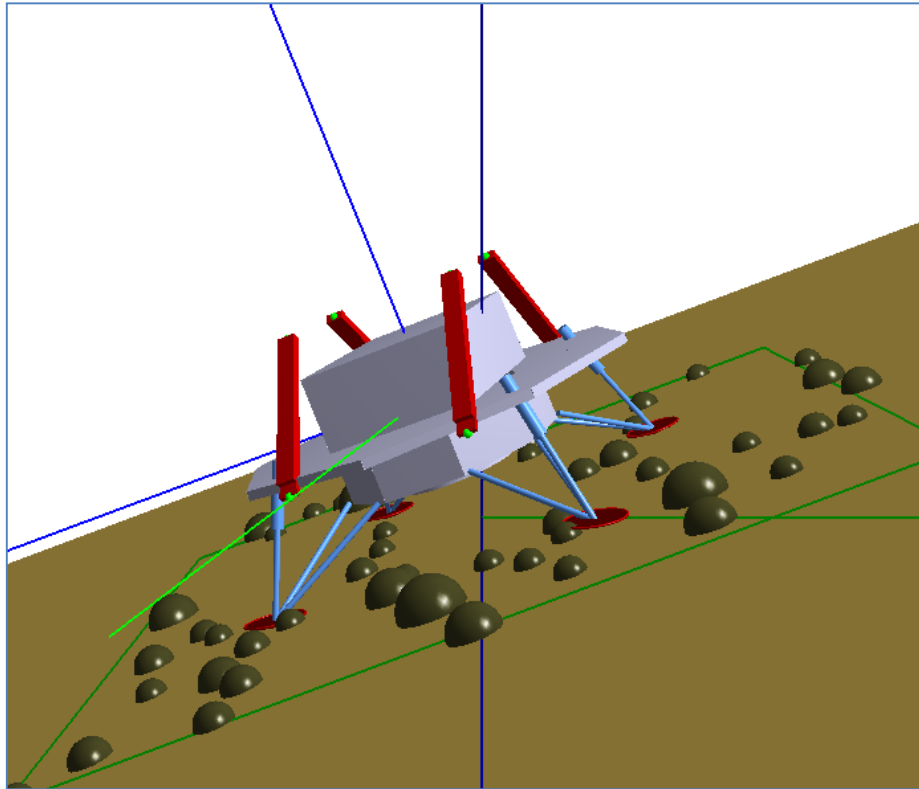


Рисунок 4.4.2 – Типовой случай превышения предельной величины угла наклона оси ОУ ПсМ

5. Из 500 вариантов расчетных случаев зафиксировано 53 варианта, при которых имеет место контакт подкосов посадочного устройства ПсМ с камнями. Типовой случай представлен на рисунке 4.4.3.

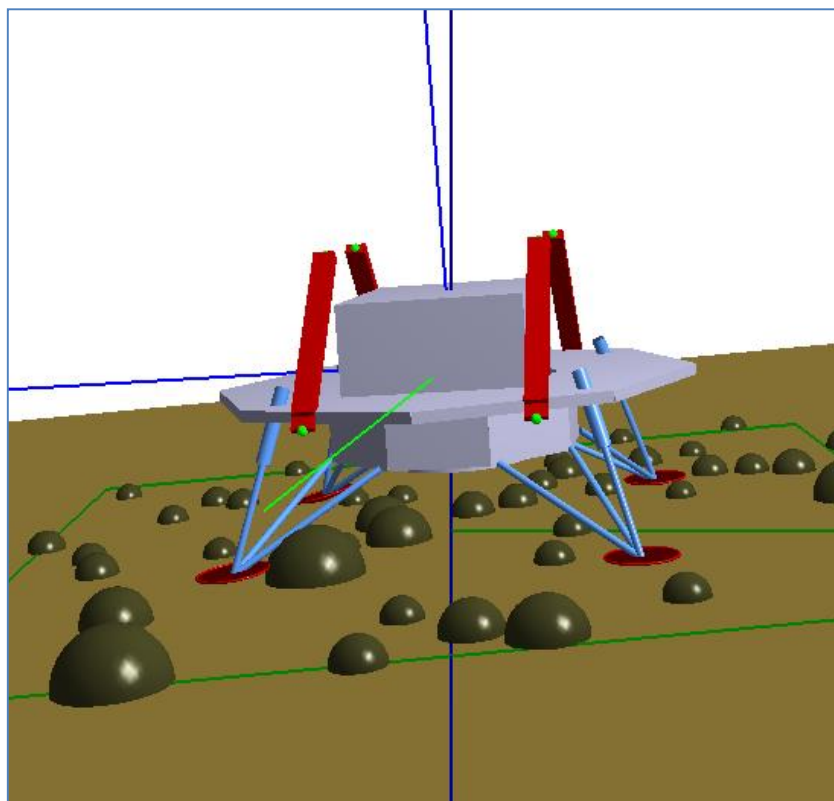


Рисунок 4.4.3 – Типовой случай контакта подкоса посадочного устройства с камнями

6. Минимальная величина клиренса превысила предельно допустимую величину и составила 0,371 м.

7. Максимальная величина хода амортизатора не превысила предельно допустимую величину и составила 0,087 м.

В таблице 4.4.1 представлены результаты статистической обработки выборки из 500 вариантов расчёта методом Монте-Карло продольной и боковой составляющих перегрузки, а также пространственного угла ϑ_{sum_k} .

Таблица 4.4.1

	Ny_max, g	Nb_max, g	$\vartheta_{sum_k}, ^\circ$
Среднее	2.286	1.470	7.273
Стандартное отклонение	0.589	1.047	4.079
Коэффициент эксцесса	6.080	12.084	2.376
Минимум 100%	0.387	0.000	0.351
Максимум 100%	6.083	9.314	25.687
Количество вариантов	500	500	500

В таблице указаны следующие параметры:

Ny_max – максимальное значение продольной составляющей перегрузки в процессе посадки (в связанной системе координат);

Nb_max - максимальное значение боковой составляющей перегрузки в процессе посадки (в связанной системе координат);

ϑ_{sum_k} – УГОЛ наклона оси ОУ ПсМ по отношению к линии гравитационной вертикали на момент окончания посадки.

В таблице 4.4.2 представлены результаты статистической обработки выборки из 500 вариантов расчёта методом Монте-Карло хода амортизаторов.

Таблица 4.4.2

	Ход 1-го амортизатора, м	Ход 2-го амортизатора, м	Ход 3-го амортизатора, м	Ход 4-го амортизатора, м
Среднее	0.014	0.016	0.013	0.011
Стандартное отклонение	0.013	0.014	0.012	0.010
Коэффициент эксцесса	4.401	0.974	1.857	4.149
Минимум 100%	0.000	0.000	0.000	0.000
Максимум 100%	0.087	0.076	0.069	0.064
Количество вариантов	500	500	500	500

В таблице 4.4.3 представлены результаты статистической обработки выборки из 500 вариантов расчёта методом Монте-Карло коэффициента запаса устойчивости и величины клиренса.

Таблица 4.4.3

	Коэффициент запаса устойчивости	Клиренс, м
Среднее	0.880	0.509
Стандартное отклонение	0.061	0.026
Коэффициент эксцесса	6.166	38.527
Минимум 100%	0.519	0.371
Максимум 100%	0.973	0.805
Количество вариантов	500	500

Гистограммы и вероятности распределения, приведенных в таблицах 4.4.1 – 4.4.3 параметров представлены на рисунках 4.4.4 – 4.4.12.

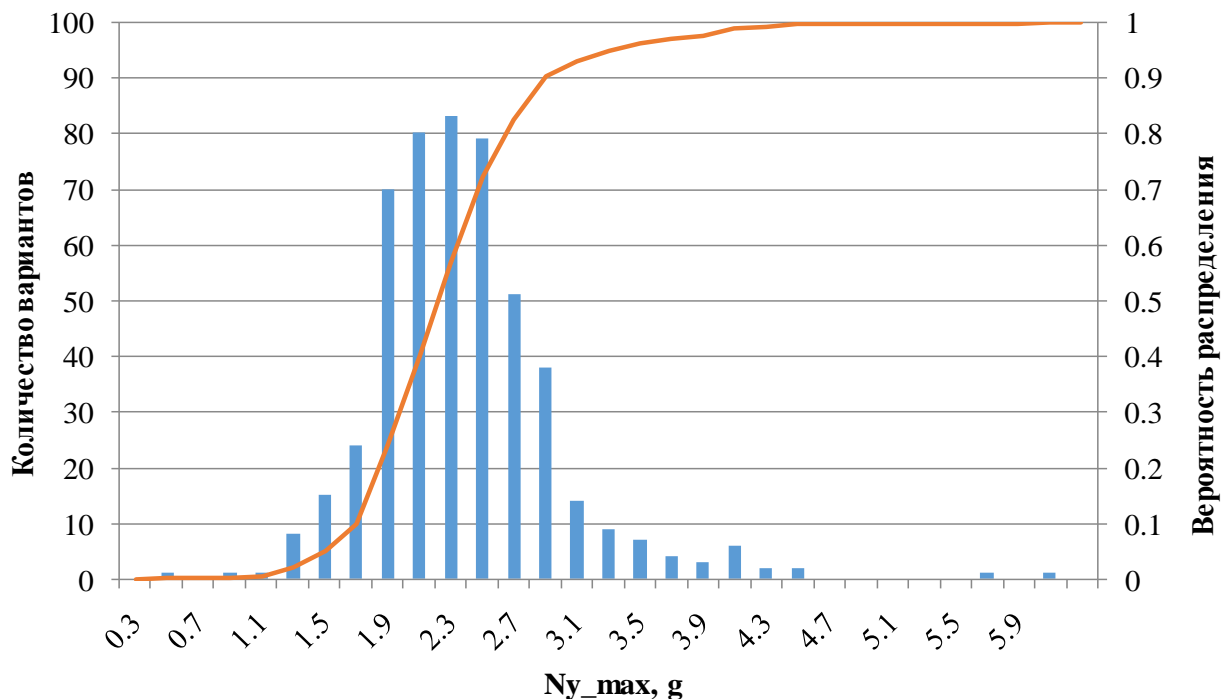


Рисунок 4.4.4 – Гистограмма и вероятность распределения продольной составляющей перегрузки

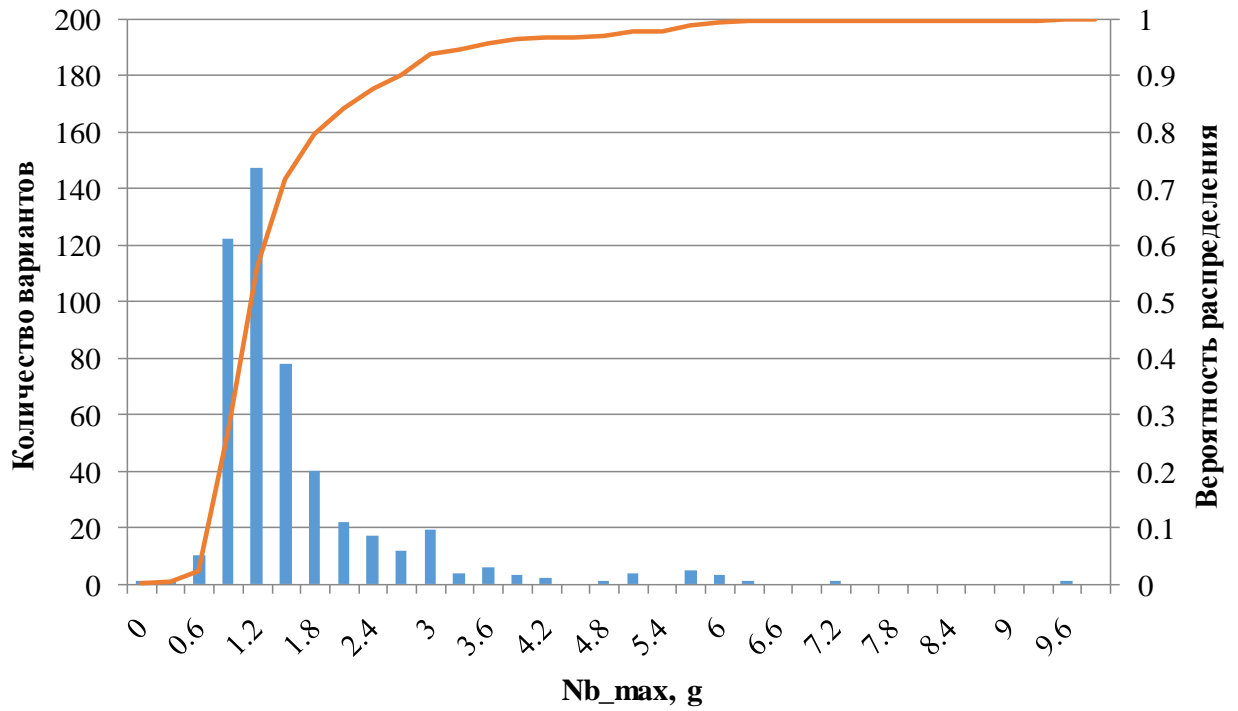


Рисунок 4.4.5 – Гистограмма и вероятность распределения боковой составляющей перегрузки

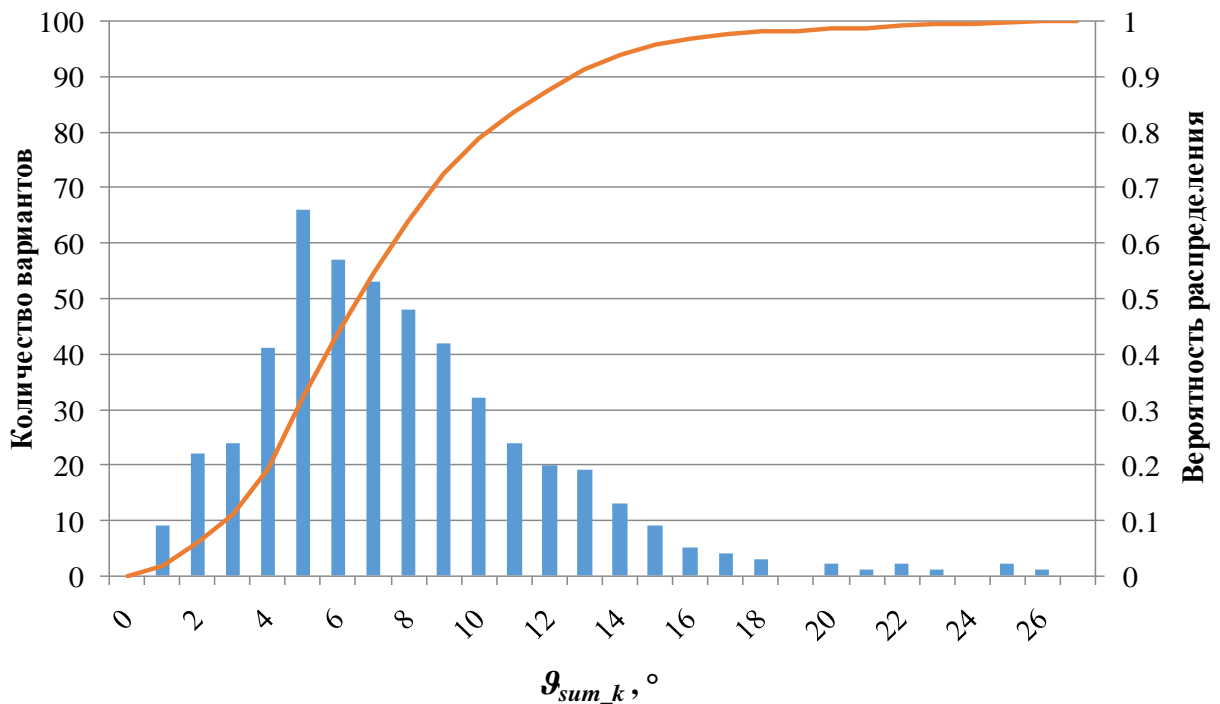


Рисунок 4.4.6 – Гистограмма и вероятность распределения пространственного угла ϑ_{sum_k}

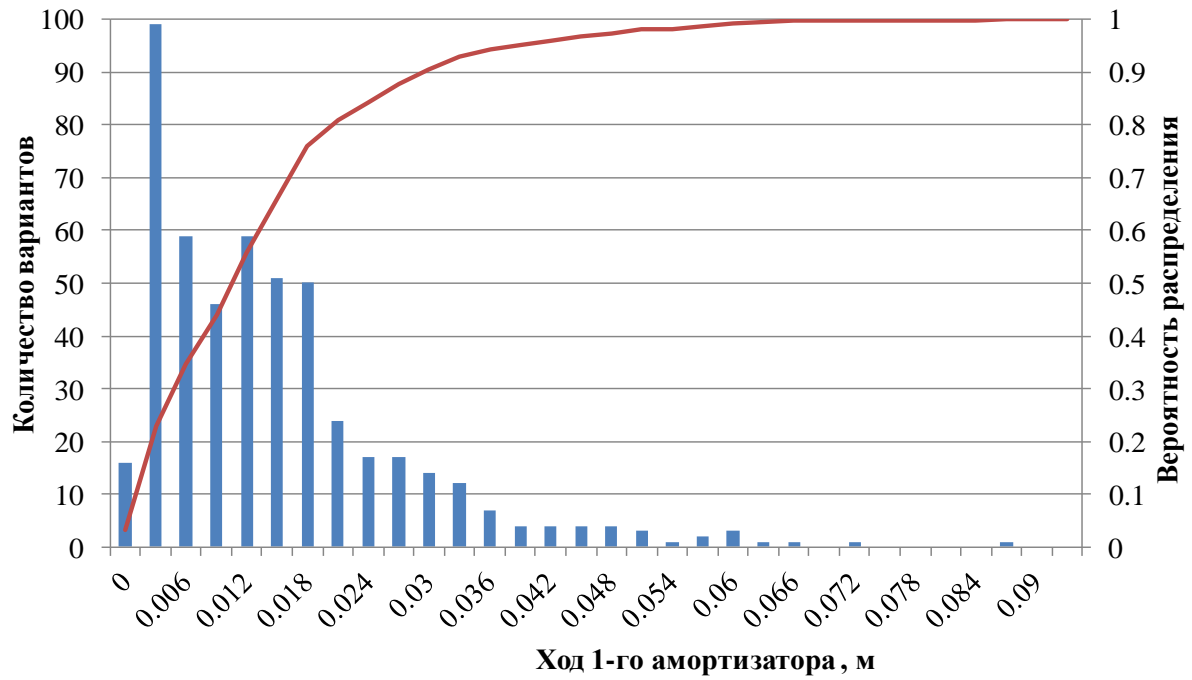


Рисунок 4.4.7 – Гистограмма и вероятность распределения хода 1-го амортизатора

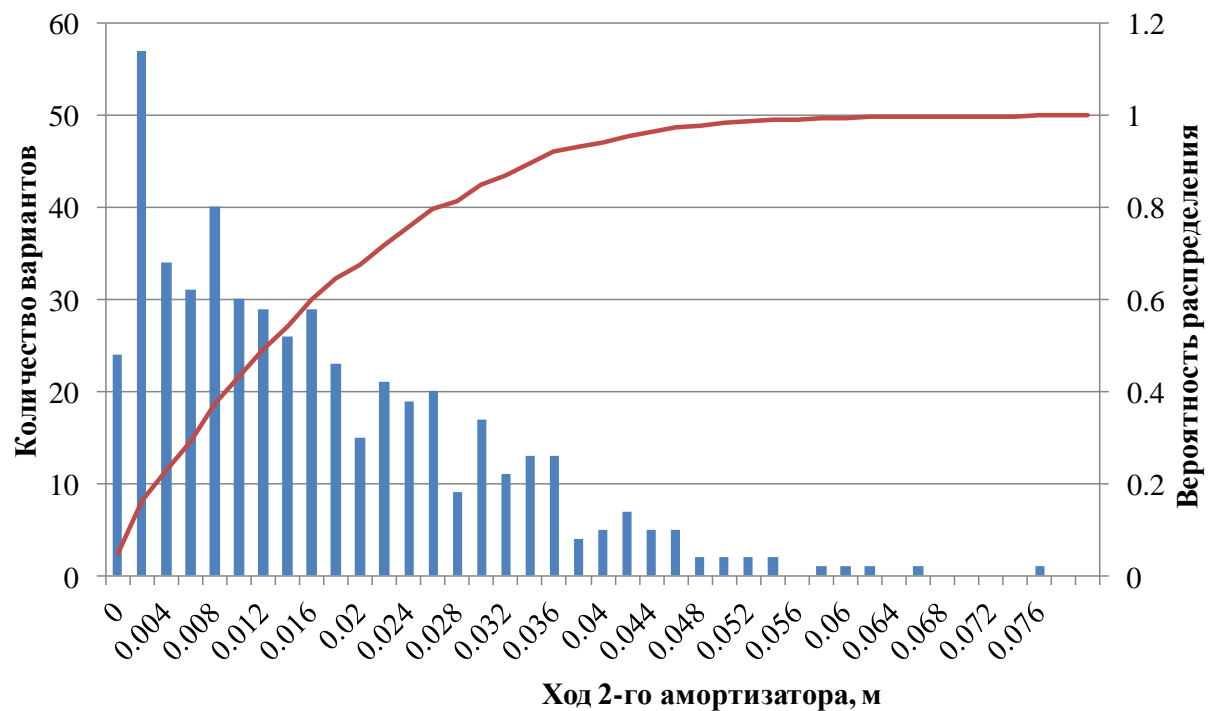


Рисунок 4.4.8 – Гистограмма и вероятность распределения хода 2-го амортизатора

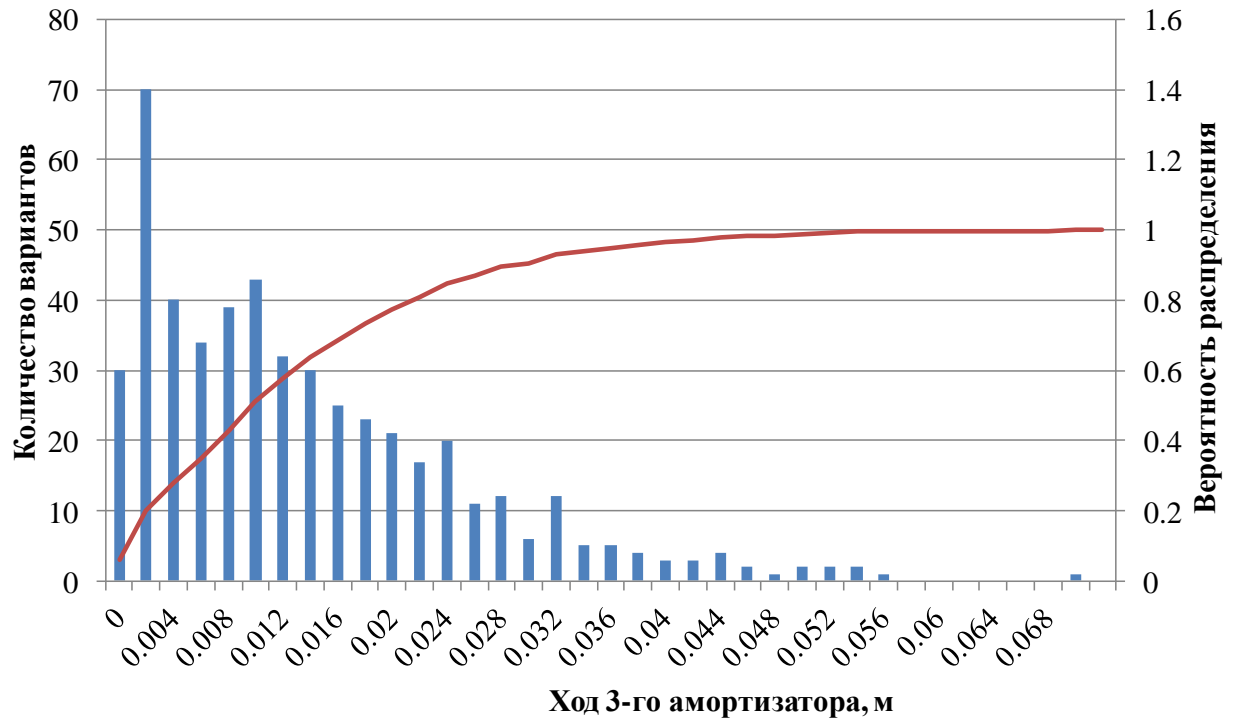


Рисунок 4.4.9 – Гистограмма и вероятность распределения хода 3-го амортизатора

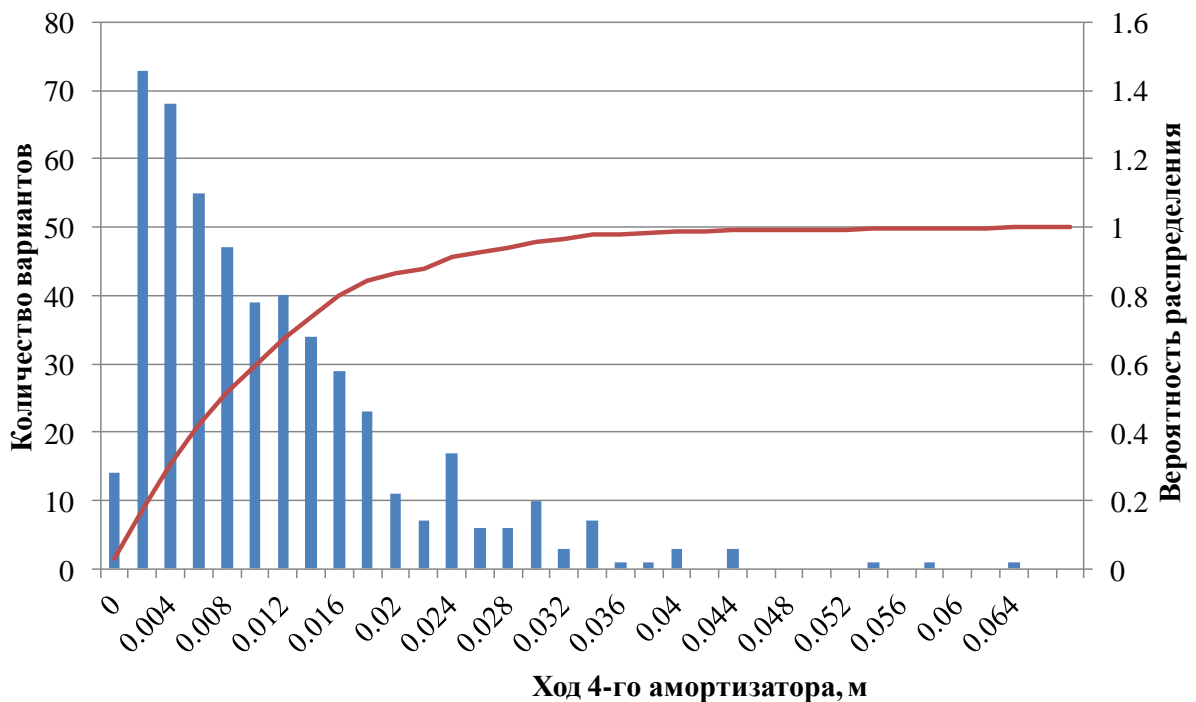


Рисунок 4.4.10 – Гистограмма и вероятность распределения хода 4-го амортизатора

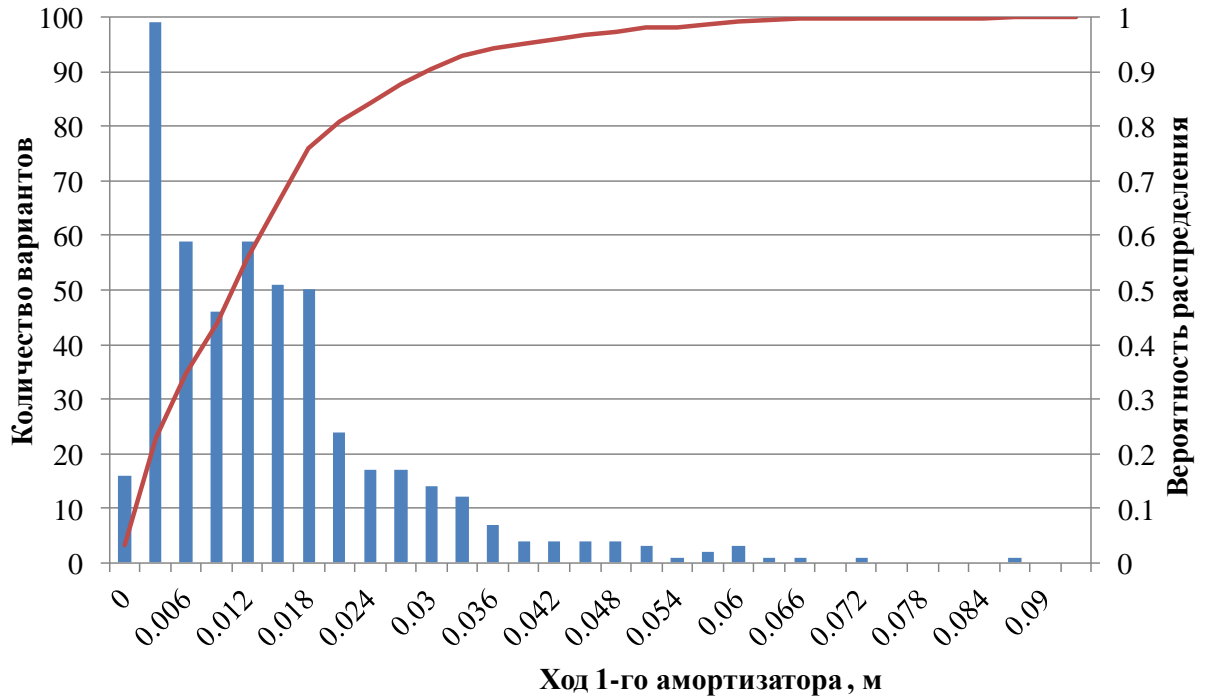


Рисунок 4.4.11 – Гистограмма и вероятность распределения коэффициента запаса устойчивости

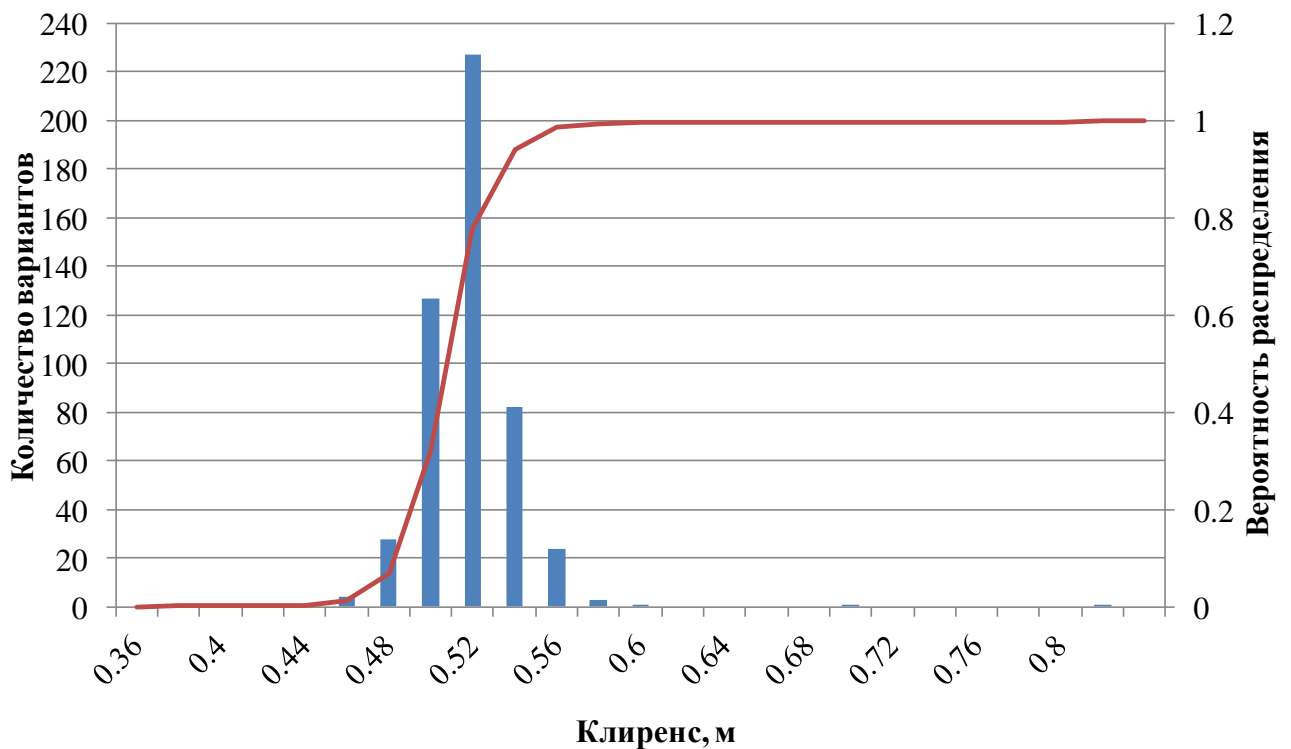


Рисунок 4.4.12 – Гистограмма и вероятность распределения клиренса

4.5 Выводы к главе

1. В результате проведенного анализа динамики посадки ПсМ методом Монте-Карло при величине горизонтальной скорости от 0 до 2 м/с случаев потери устойчивости (опрокидывания) ПсМ не зафиксировано. Минимальная величина параметра запаса устойчивости составила 0,519.

2. Случаев превышения предельных значений составляющих перегрузки не зафиксировано.

3. Зафиксировано шесть случаев контакта камней с донной плоскостью ПсМ. Камень, размеры которого являются критичными для данной ситуации, имеет следующие параметры: диаметр камня более 0,88 м, высота более 0,44 м.

4. Зафиксировано семь случаев превышения требования по углу наклона оси ОУ ПсМ по отношению к линии гравитационной вертикали на момент окончания посадки. Всем расчетным случаям соответствует наклон поверхности, величина угла которого превышает 19 градусов.

5. Минимальная величина клиренса превысила предельно допустимую величину.

6. Случаев превышения предельных значений хода амортизаторов не зафиксировано.

7. Из 500 вариантов расчетных случаев зафиксировано 53 варианта, при которых имеет место контакт подкосов посадочного устройства ПсМ с камнями.

8. Устойчивость посадочного модуля в процессе посадки на поверхность Марса подтверждена в 498 случаях из 500 реализаций. Расчетная вероятность безопасной посадки с точки зрения сохранения устойчивости составляет 0,996.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В результате исследований, проведенных в данной диссертационной работе, получены следующие результаты:

- Проведены испытания на бросковом стенде для отработки динамики посадки с обезвешиванием.
- Предложены и реализованы новые средства измерения на основе скоростных камер.
- Разработана и верифицирована математическая модель посадки космического аппарата на поверхность Марса.
- На основе проведенных исследований подтверждена вероятность мягкой посадки космического аппарата на поверхность Марса.

СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ И УСЛОВНЫХ ОБОЗНАЧЕНИЙ

ВАК	–	высшая аттестационная комиссия
ЕКА	–	европейское космическое агентство
КА	–	космический аппарат
НГММ	–	натурный габаритно-массовый макет
ОКР	–	опытно-конструкторская работа
ПсМ	–	посадочный модуль
ПУ	–	посадочное устройство
ПО	–	программное обеспечение
РФ	–	российская федерация
СК	–	система координат

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

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, 6с.
2. Асланов В.С., Тимбай И.А. Движение твердого тела в обобщенном случае Лагранжа: Учебное пособие. Самара, 2001, 58 с.
3. Баженов В.И., Осин М.И. Посадка космических аппаратов на планеты. Машиностроение, 1978, 159 с.
4. Бухгольц Н.Н. Основной курс теоретической механики. Наука, 1965, 332 с.
5. Гришин С.А., Захаров Ю.В., Защиринский С.А., Лошаков В.А., Маркачев Н.А., Михайлов Д.Н.. Метод моделирования посадки аппарата на поверхность Марса на динамическом стенде. // Научно – технический журнал Вестник «НПО им.С.А. Лавочкина» №1. 2020, 6 с.
6. Дубошин Г.Н. Небесная механика. Основные задачи и методы. 1968, 800 с.
7. Защиринский С.А. Стенды бросковых испытаний в НПО Лавочкина С.А. Королевские чтения-2021XLV академические чтения по космонавтике, Химки, 2021, 1 с.
8. Защиринский С.А., Бросковые испытания макетов системы спасения, материалы 43-й научных чтений памяти К.Э. Циолковского, Калуга, 2008, 1с.
9. Защиринский С.А., Динамическое торможение Системы спасения в момент посадки, 13-я международная научная конференция «Системный анализ, управление и навигация», Евпатория, 2008, 1 с.
10. Защиринский С.А., Поляков А.А., Михайлов Д.Н., Сысоев В.К., Сергеев Д.В., Леун Е.В. «Верификация физико-математической модели динамики посадки посадочного модуля космического аппарата «ЭкзоМарс» по результатам бросковых испытаний», Вестник НПО имени С.А. Лавочкина №2 2023, 6 с.

11. Заширинский С.А., Системы спасения. Существующие и перспективные варианты, Актуальные проблемы российской космонавтики 33 материалы академических чтений по космонавтике, 2009, 1 с.
12. Иванов М.А., Петров В.В., Зуев Ю.В., Заширинский С.А., «Контроль геометрических характеристик объекта испытаний в динамике», КИМИЛА-2020 IV Отраслевая конференция по измерительной технике и метрологии для исследований летательных аппаратов 2021, 1 с.
13. Казаковцев В.П., Корянов В.В., А.Н. Кудрявцев Исследование динамики движения спускаемого аппарата при жесткой посадке на поверхность планеты. // Общероссийский научно – технический журнал Полет. 2010. №1 2 с.
14. 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, 6 с.
15. Мишин Ю.Н., Заширинский С.А., Новичков В.М. «К вопросу измерений параметров напряженно-деформационных состояний конструкций при бросковых испытаниях космических аппаратов», Вестник НПО имени С.А. Лавочкина №3, 2023, 6 с.
16. Петров В. В., Заширинский С. А., Ключев П. В., Бузик Г. Б., Зуев Ю. В., Метрологическое обеспечения испытаний космических аппаратов проекта «Луна-Глоб», Решетневские чтения 2017, 3 с.
17. Пичхадзе К.М., Малышев В.В., Математическое обеспечение для проектно-баллистического исследования динамики неуправляемого движения спускаемых аппаратов. Москва, 2018, 219 с.
18. Поляков А.А., Заширинский С.А. разработка методики отработки динамики посадки космического аппарата в земных условиях на планету Марс, Системный анализ, управление и навигация г.Евпатория, Крым 2023, 3 с.

- 19.Поляков А.А., Защирицкий С.А., «Использование виртуального пространства для проведения макетно-конструкторских испытаний по электронному макету космического аппарата», 54 научные чтения памяти К.Э. Циалковского, Калуга, 2019 г.
- 20.Поляков А.А., Защирицкий С.А., Использование виртуального пространства для проведения макетно-конструкторских испытаний по электронному макету космического аппарата, Труды МАИ, № 107. 09/19/2019, 20 с.
- 21.Сагомоян А.Я., Проникание. – 1974, 299 с.