

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

*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)

Автореферат  
диссертации на соискание ученой степени  
кандидата технических наук

Москва – 2023

Работа выполнена на кафедре 604 «Системный анализ и управление» федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московского авиационного института (Национальный исследовательский университет)».

Научный руководитель: **Пичхадзе Константин Михайлович**,  
доктор технических наук, профессор Московского авиационного института (Национальный исследовательский университет) кафедра 604 «Системный анализ и управление» МАИ

Официальные оппоненты: **Булычев Георгий Гаврилович**,  
доктор физико-математических наук старший научный сотрудник Федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Российский технологический университет МИРЭА»;  
**Ленковец Александр Сергеевич**,  
кандидат технических наук, начальник отделения акционерного общества «Композит».

Ведущая организация: Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Рязанский государственный радиотехнический университет имени В.Ф. Уткина».

Защита состоится «08» февраля 2024 года в 16:00 на заседании диссертационного совета 24.2.327.03 в Федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет) (МАИ) по адресу 125993, Волоколамское шоссе, д. 4.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке и на сайте МАИ по ссылке: [https://mai.ru/events/defence/?ELEMENT\\_ID=177343#](https://mai.ru/events/defence/?ELEMENT_ID=177343#)

Автореферат разослан «\_\_\_» \_\_\_\_\_ 2023 г.

Отзывы в 2-х экземплярах, заверенные печатью организации, просим направлять по адресу: 125993, Волоколамское шоссе, д. 4, Отдел Ученого и диссертационных советов МАИ.

Ученый секретарь  
диссертационного совета 24.2.327.03,  
доктор технических наук, доцент



А.В. Старков

## ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

**Актуальность работы** обусловлена требованиями федеральной космической программы РФ на 2016-2025 годы предусматривающей запуск космического аппарата для исследования Марса.

Одной из важных задач наземной экспериментальной отработки являются исследование динамики посадки посадочного модуля. Отработочные испытания динамики посадки посадочного модуля 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 – посадка космического аппарата (или его части), при которой его скорость к моменту соприкосновения с поверхностью мала настолько, что не приводит к разрушению конструкций и систем, сохраняется возможность дальнейшего функционирования.

Мягкая посадка сложного аппарата на грунт должна удовлетворять следующим требованиям:

- Непременное сохранение устойчивого положения аппарата в течении всего процесса посадки;
- 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.

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

**Степень проработанности темы** и 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 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.

**Целью настоящей диссертационной работы и задача исследования** является разработка методики отработки динамики посадки в земных условиях космического аппарата на планету Марс. Провести подготовку и проведение бросковых (ударных) испытаний с посадочной платформой «ЭкзоМарс» и верификацию математической модели с испытаниями посадочной платформы. Проведение расчетов посадки посадочного модуля на планету Марс.

**Научная новизна** настоящей диссертационной работы заключается в следующем:

- 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.

**Теоретическая и практическая значимость работы** исследования по теме диссертации направлены на решение теоретических и практических задач, стоящих в космической технике и связанных с созданием средств посадки космических аппаратов на поверхность других планет. Результаты работы используются в ОКР «ЭкзоМарс» и могут быть использованы в Лунных проектах и исследованиях с реализацией мягкой посадки на тела солнечной системы.

**Методология и методы исследования** в работе базируются на расчетных и экспериментальных методах.

### **Основные положения выносимые на защиту:**

- Методика отработки динамики посадки космического аппарата в земных условиях на планету Марс.
- Анализ результатов испытаний динамики посадки посадочного аппарата.
- Верификация математической модели с результатами испытаний.
- Подтверждение вероятности мягкой посадки космического аппарата на планету Марс.

**Достоверность полученных результатов и апробация результатов** подтверждается применением системного подхода с использованием аттестованных средств измерений и испытаний. Основные результаты были получены в ходе выполнения государственного контракта и изложены в соответствующих отчетах. Результаты, полученные автором, докладывались на ряде конференций.

### **Личный вклад автора**

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.

**Структура и объем диссертационной работы.** Диссертация состоит из введения, четырех глав, заключения, списка литературы. Общий объем диссертации 184 страницы, включая 31 таблицу и 162 рисунка.

## ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ:

Во **введении** обоснована актуальность темы настоящей диссертационной работы. Во введении указывается цель работы, объект и предмет исследования, перечисляются решаемые задачи и методы исследования, формулируются научная новизна и практическая значимость работы.

В **первой главе** рассматриваются вопросы, связанные с математическим моделированием динамики посадки посадочного модуля на поверхность Марса.

Посадочный модуль представляет собой весьма сложную упругую систему тел, взаимодействующих друг с другом. Поэтому математическое описание динамики посадки на поверхность Марса 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 посадочного модуля, которые могут быть определены только экспериментальным путем на натурном макете.

В данной работе рассматривается общий случай пространственного движения посадочного модуля, 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. Посадочный модуль в математической модели является телом постоянной массы и постоянного тензора инерции. Компонировочная схема рассматриваемого посадочного модуля представлена на рисунке 1.

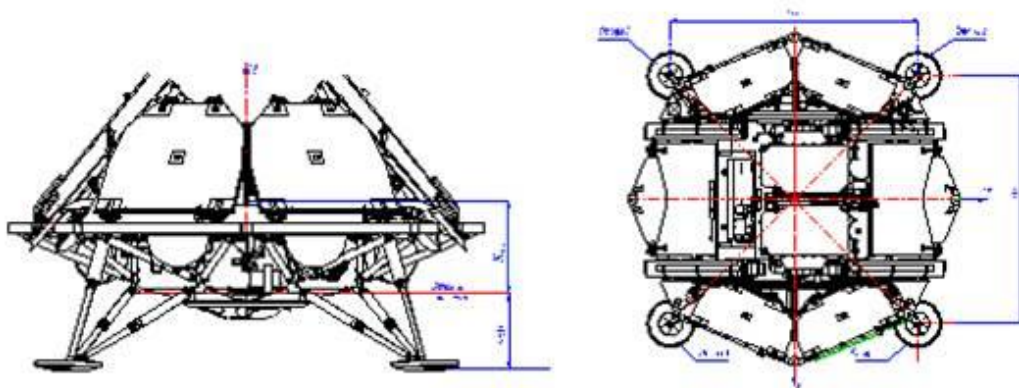


Рисунок 1 - Компонировочная схема посадочного модуля

Динамика «мягкой» посадки посадочного модуля в основном определяется следующими факторами: комплекс внешних факторов, не связанных с конструкцией посадочного модуля. К таковым можно отнести:

- Характеристики поверхностного слоя планеты – угол наклона поверхности в месте посадки, коэффициент трения, выступы, впадины, физико-механические свойства грунта.
- Кинематические параметры движения посадочного модуля в момент контакта с поверхностью – линейные и угловые скорости, ускорение, ориентация в пространстве. Вертикальная  $V_v$  и горизонтальная  $V_g$  составляющие вектора скорости посадочного модуля являются доминирующими факторами, определяющими динамику посадки аппарата.

Наряду с влиянием начальных посадочных условий динамика посадки посадочного модуля 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 силы амортизации при обжатию опор. На динамику посадки КА также оказывают влияние массово-инерционные характеристики аппарата и положение центра масс.

Параметры подхода ПсМ к поверхности:

- Вертикальная составляющая вектора скорости – до 2 м/с.
- Горизонтальная составляющая вектора скорости – до 1 м/с.
- Угол подхода аппарата к поверхности  $\pm 7^\circ$ .

В качестве грунтовых моделей принимается модели:

- Первая грунтовая модель соответствует вязкой модели (далее по тексту – «вязкий грунт») и имеет следующие интегральные коэффициенты:  
 $A = C = 0$ ;  $B = 30000 \text{ кгс}\cdot\text{с}/\text{м}^2$ ;  $\mu = 0,35$ .  
 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 0,06 м (опора погружена полностью).
- Вторая грунтовая модель соответствует абсолютно жесткому грунту. В данной работе рассматривается «абсолютно жесткий грунт» с коэффициентом трения  $\mu=0,35$  (вариант 1) и  $\mu=0,55$  (вариант 2).
- Третья грунтовая модель соответствует упругой модели. 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 0,03 метра.

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  $O_H X_H Z_H$  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. 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.

Расчеты математического моделирования динамики посадки посадочного модуля были проведены с максимальными величинами вертикальной  $V_y$  и горизонтальной  $V_x$  составляющих вектора скорости, равными соответственно, 2 м/с и 1 м/с; с максимальной величиной угла тангажа  $\theta$  равной  $7^\circ$ ; на грунтовые модели трех типов с углом наклона площадки  $\alpha$ , равным  $15^\circ$ .

Рассмотрены три схемы подхода КА к поверхности:

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

Пример видеограммы посадки КА по схеме «2 - 2» представлен на рисунке 2.



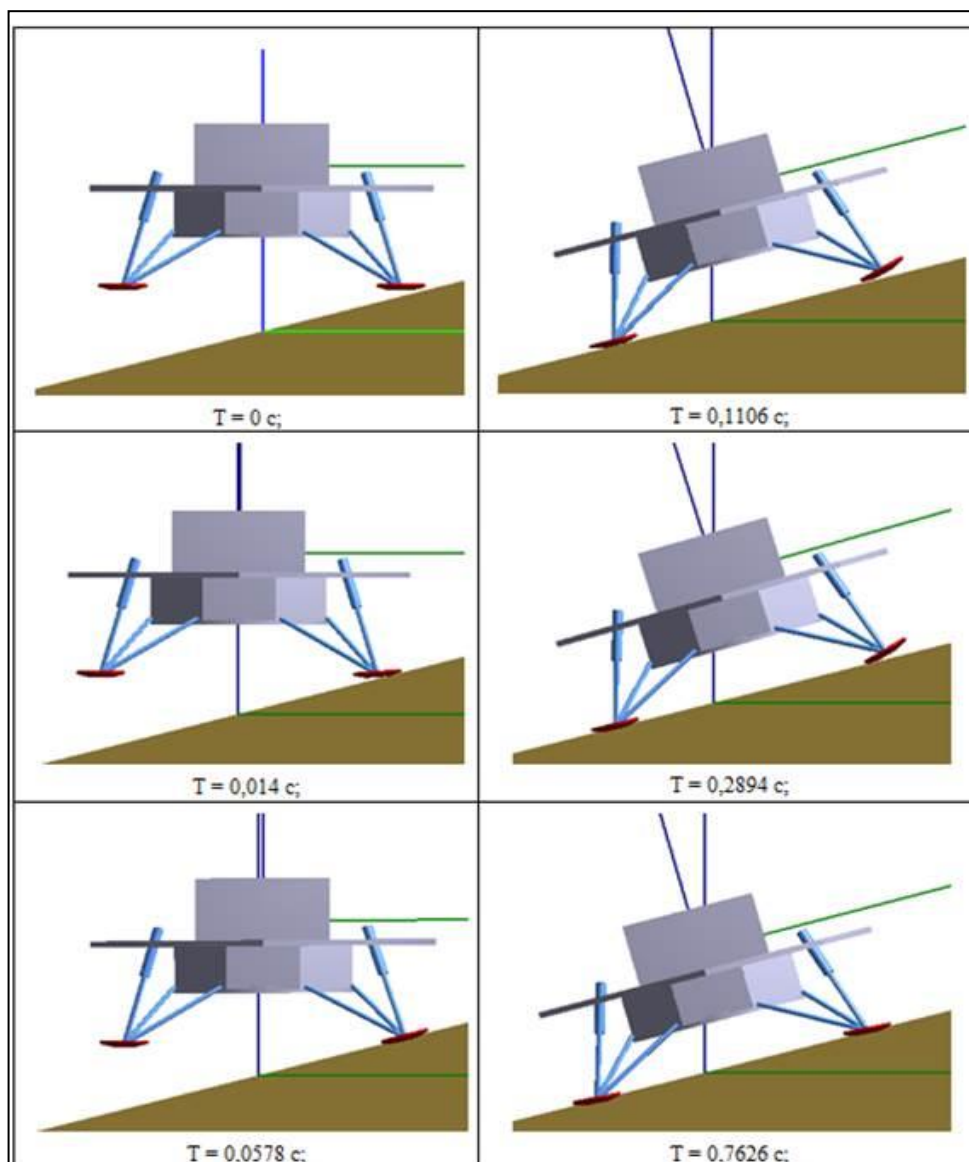


Рисунок 2 – Видеограмма посадки КА.

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

По результатам математического моделирования и сравнительного анализа результатов отмечено следующее:

- Посадочный модуль заданной конструктивной схемы в процессе посадки на поверхность грунтовой модели при заданных начальных условиях сохранил устойчивость.
- 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  $\mu=0,55$ .

- 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.
- 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.

**Глава 2** посвящена результатам испытаний натурно-габаритного макета посадочного аппарата. Испытаниям подвергался натуральный габаритно-массовый макет (НГММ) посадочного модуля (ПсМ) «ЭкзоМарс» представленный на рисунке 3.



Рисунок 3 – Внешний вид НГММ ПсМ «ЭкзоМарс»

Цели испытаний:

- получение экспериментальных данных процесса посадки ПсМ.
- 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);

#### 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;

Для измерения скоростей, угловых скоростей и ходов амортизатора была применена фотограмметрическая система. Достоинствами фотограмметрической системы являются:

- возможность производить слежение и измерения относительно центра масс макета посадочной платформы – реализуется программным обеспечением;
- контроль всех указанных параметров – пространственного положения, угловой ориентации и хода амортизаторов;

В соответствии с рисунком 4 производился подъем ПсМ на нужную высоту, выставлялся необходимый угол аппарата и поверхности с грунтом-аналогом. Выставлялась необходимая сила обезвешивания и происходил сброс ПсМ.

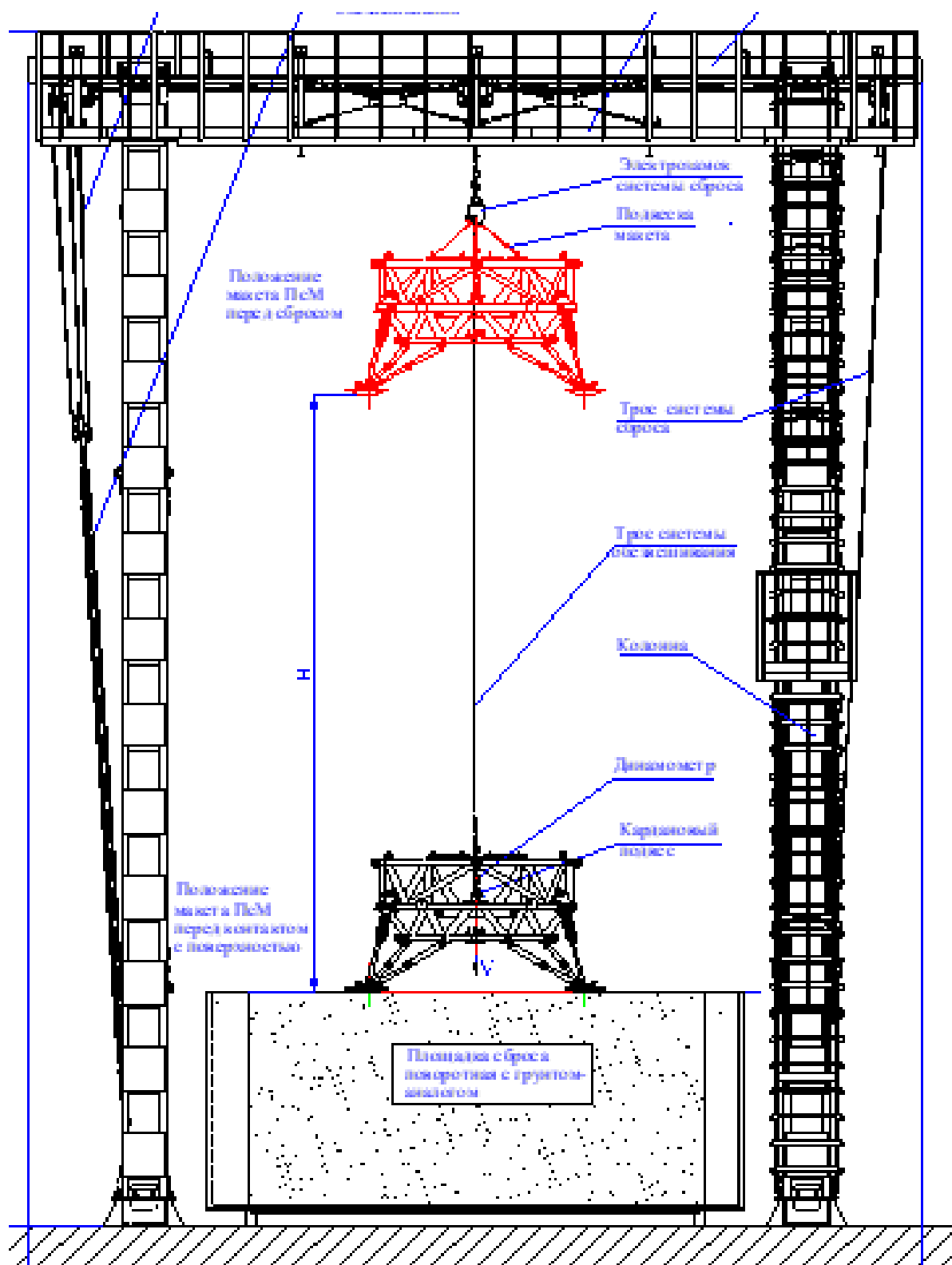


Рисунок 4 –Схема проведения испытаний на стенде отработки динамики посадки.

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

Испытания проводились в соответствии с режимами испытаний представленные в таблице 1.

Таблица 1

№ режима	Vв, м/с	$\vartheta_0$ , градус	Схема сброса на опоры	$\alpha$ , градус	Модель грунта
1	2,0	0,0	2-2	15	Бетон
2	2,0	0,0	4	0	Бетон
3	2,0	7,0	2-2	15	Бетон
4	2,0	0,0	4	0	Грунт-аналог
5	2,0	7,0	2-2	15	Грунт-аналог
6	2,0	0,0	4	0	Бетон

Результаты испытаний по программе представлены в таблице 2.

Таблица 2

№ 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	
3	2,04	7,36	
4	1,87	0,68	
5	2,14	7,29	
6	2,02	0,2	

В ходе проведения испытаний 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 (кроме сброса №1);
- силы обезвешивания от момента времени срабатывания электрозамка до полной остановки объекта испытаний на поверхности (кроме сброса №1);
- ходов амортизаторов в процессе посадки (кроме сброса №1).

Получены экспериментальные данных процесса посадки ПсМ и выполнен объем испытаний из 6 сбросов динамики посадки макета ПсМ. Проверена функциональность посадочного устройства ПсМ «ЭкзоМарс» в процессе посадки в условиях, приближенных к натурным условиям

(с моделированием марсианской гравитации и посадки на марсианский грунт-аналог).

Реализованные в ходе проведения испытаний параметры подхода объекта испытаний к посадочной поверхности соответствуют требуемым параметрам с допусаемым отклонением по скорости  $\pm 0,3$  м/с и по углу  $90 \pm 1,0^\circ$ . Для каждого из амортизаторов посадочного устройства максимальный ход не превысил предельно допустимое значение 0,185 м. Подтверждено функционирование посадочного устройства ПсМ 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.

**Глава 3** содержит результаты верификации математической модели с результатами бросковых испытаний спускаемого аппарата. Проведена обработка результатов испытаний и результатов математического моделирования динамики посадки макета ПсМ на поверхность.

Для верификации и проведения математического моделирования динамики посадки макета в условиях эксперимента (на стенде с обезвешиванием) отнесены следующие параметры:

- вертикальная составляющая скорости  $V_y$ ;
- угол подхода ПсМ в момент первого касания опорой поверхности;
- характеристики модели поверхности;
- величина силы разгрузки амортизатора системы обезвешивания.

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.

На основе сравнения экспериментальных и расчетных данных следует отметить следующее:

По результатам обработки данных тензометрии рассчитаны усилия, возникающие в амортизаторах и подкосах в процессе посадки макета. 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.

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

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.

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. 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.

Отклонение расчетных значений горизонтальной составляющей скорости от экспериментальных для режимов № 3 и № 5 не превысило 10 %. Для режима № 3 отклонение максимального значения угловой скорости, полученного расчетным путем, от экспериментальных данных не превысило 15 %.

Максимальное значение продольной составляющей ускорения в процессе испытаний составило 50,4 м/с<sup>2</sup>. По результатам математического моделирования максимальное значение данного параметра составило 53,6 м/с<sup>2</sup>. Максимальное значение боковой составляющей ускорения по результатам экспериментов и результатам математического моделирования составили 36,4 м/с<sup>2</sup> и 42,0 м/с<sup>2</sup>, соответственно.

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 0,008 м, 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. Для режимов № 1, № 2 и № 3 максимальные отклонения расчетных значений ходов амортизаторов от значений, полученных по результатам обработки экспериментальных данных, составили 0,013 м.

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

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.

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.

На основе анализа экспериментальных данных произведена корректировка физико-математической модели расчета динамики посадки ПсМ на поверхность Марса. В процессе проведения сравнительного анализа результатов, полученных в ходе испытаний и результатов математического моделирования, были уточнены интегральные коэффициенты, определяющие модель посадочной поверхности.

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.

**Глава 4** содержит результаты расчетов посадки аппарата на планету Марс на верифицированной математической модели.

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 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 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 обжатию опор (силы деформации энергопоглотителей посадочного устройства). На динамику посадки ПсМ также оказывают влияние массово-инерционные характеристики аппарата и положение центра масс.

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

- 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.
- Кинематические параметры движения ПсМ в момент контакта с поверхностью – линейные и угловые скорости, ориентация в пространстве (угловое положение).

Вертикальная  $V_Y$  и горизонтальная  $V_B$  составляющие вектора скорости ПсМ являются доминирующими факторами, определяющими динамику посадки аппарата. В таблице 3 отражены пределы изменения параметров и их распределения.

Таблица 3

Параметр	Пределы изменения		Закон распределения
	минимальное значение	максимальное значение	
Масса ПсМ, кг	1069,9	1344,0	Равномерный
Осевые моменты инерции			
$J_X$ , кг·м <sup>2</sup>	845,09	1054,49	Равномерный
$J_Y$ , кг·м <sup>2</sup>	1153,68	1437,87	Равномерный
$J_Z$ , кг·м <sup>2</sup>	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

Перечень кинематических параметров, которые оказывают влияние на динамику посадки ПсМ и которые были учтены при проведении вероятностной оценки успешной посадки, представлены в таблице 4. В указанной таблице отражены пределы изменения параметров и их распределения.

Таблица 4

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	1,0	Равномерный
Угол определяющий положение вектора горизонтальной скорости в плоскости $O_oX_oZ_o$ , градус	-180,0	180,0	Равномерный
Составляющая угловой скорости, градус/с	- 5,0	5,0	Равномерный
Угол тангажа $\vartheta$ , градус	0,0	7,0	Равномерный
Угол крена $\gamma$ , градус	0,0	7,0	Равномерный
Примечание - Необходимо соблюдение условия для пространственного угла $g_{sum} = \sqrt{\vartheta^2 + \gamma^2} < 7,0 \text{ градусов}$			

При распределении кратеров и камней на заданной площади был принят равномерный закон распределения. Модель поверхности с учетом частотно-размерного распределения камней и кратеров для площадки размером 100×100 м и 10×10 м представлена на рисунке 5.

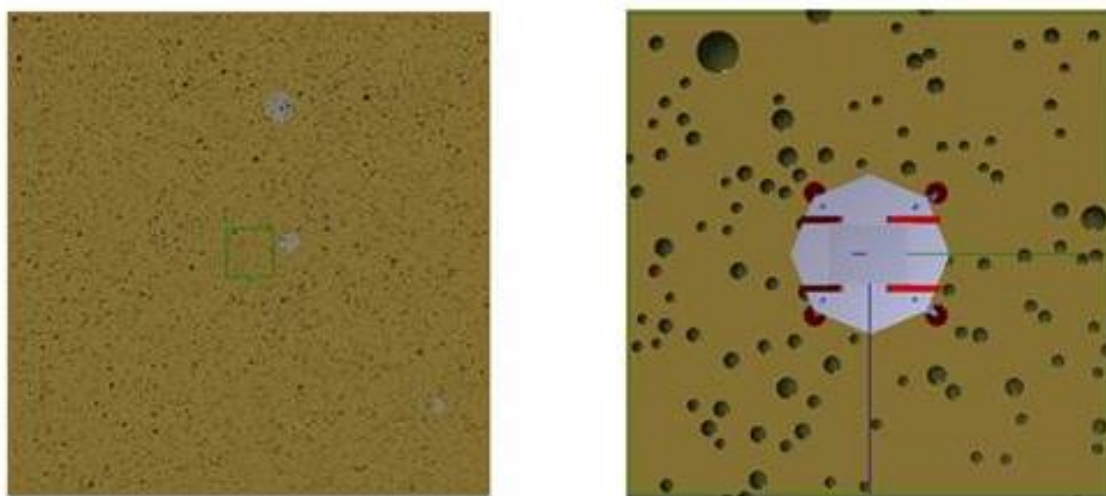


Рисунок 5 – Модель поверхности для площадки размером 100×100 м и 10×10 м

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 методом Монте-Карло.

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

- Случаев потери устойчивости ПсМ не зафиксировано.
- 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 ( $g = 9,81 \text{ м/с}^2$ ).

Из 500 вариантов расчетных случаев зафиксировано 53 варианта, при которых имеет место контакт подкосов посадочного устройства ПсМ с камнями, не является критичным. Типовой случай представлен на рисунке 6.

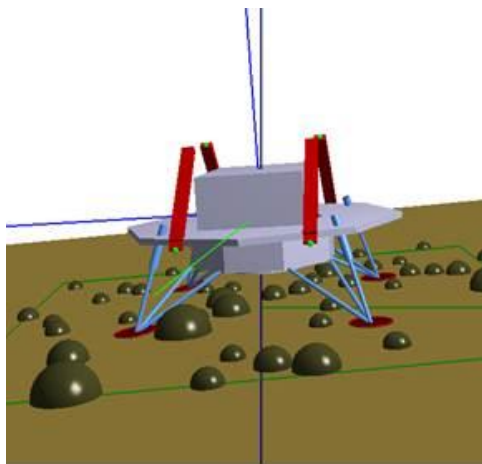


Рисунок 6 – Типовой случай контакта подкоса посадочного устройства с камнями

Минимальная величина клиренса превысила предельно допустимую величину 0,2 м и составила 0,371 м. Максимальная величина хода амортизатора не превысила предельно допустимую величину 0,185 и составила 0,087 м.

При проведении анализа было выявлено две реализации с контактом основанием камня. Оценить устойчивость ПсМ для данных реализаций не представляется возможным.

В результате проведенного анализа динамики посадки ПсМ методом Монте-Карло при величине горизонтальной скорости до 2 м/с случаев потери устойчивости (опрокидывания) ПсМ не зафиксировано.

Случаев превышения предельных значений составляющих перегрузки не зафиксировано.

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.

На основе проведенных расчетов подтверждена вероятность мягкой посадки космического аппарата на поверхность Марса методом Монте-Карло.

### **ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ РАБОТЫ:**

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

1. Проведены испытания на бросковом стенде для отработки динамики посадки с обезвешиванием;
2. Предложены и реализованы новые средства измерения на основе скоростных камер;
3. Проведена доработка и совершенствование существующих математических моделей, используемых для описания движения посадки космического аппарата на поверхность Марса;
4. На основе проведенных исследований подтверждена вероятность мягкой посадки космического аппарата на поверхность Марса;
5. Разработана методика математического, полунатурного и физического моделирования процесса посадки космического аппарата на поверхность Марса. Создание и использование стендов полунатурного моделирования, обеспечивающие адекватность наземных экспериментов.

### **СПИСОК РАБОТ, ОПУБЛИКОВАННЫХ АВТОРОМ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ:**

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. (6 с., №451, перечень ВАК с 24.03.2020 г.).

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 (6с, №546, перечень ВАК с 21.02.2023 г.).

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 (6 с., №546, перечень ВАК с 21.02.2023 г.).

4. 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.

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

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

7. М.А. Иванов, В.В. Петров, Ю.В. Зуев, С.А. Защириинский, «Контроль геометрических характеристик объекта испытаний в динамике», КИМИЛА-2020 IV Отраслевая конференция по измерительной технике и метрологии для исследований летательных аппаратов 2021.

8. А.А. Поляков, С.А. Защириинский, «Использование виртуального пространства для проведения макетно-конструкторских испытаний по электронному макету космического аппарата», Труды МАИ, № 107. 09/19/2019.