

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ  
УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ  
«ИЖЕВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ  
ИМЕНИ М.Т. КАЛАШНИКОВА»

*На правах рукописи*

*Суфиянов Вадим Гарайханович*

**РЕШЕНИЕ ЗАДАЧИ КОМПЛЕКСНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ  
АРТИЛЛЕРИЙСКОГО ВЫСТРЕЛА С ПРИМЕНЕНИЕМ ВИЗУАЛЬНЫХ  
ТЕХНОЛОГИЙ ДЛЯ ПРОЕКТИРОВАНИЯ И ОТРАБОТКИ  
АРТИЛЛЕРИЙСКИХ СИСТЕМ**

Диссертация на соискание ученой степени

доктора технических наук

Специальности:

05.13.01 – Системный анализ, управление и обработка информации  
(в науке и технике)

05.13.18 – Математическое моделирование, численные методы  
и комплексы программ

**Научный консультант по специальности 05.13.01:**

д.т.н., профессор, академик РАН,

академик РАН

А.М. Липанов

**Научный консультант по специальности 05.13.18:**

д.т.н., профессор,

член-корреспондент РАН

И.Г. Русяк

Ижевск 2016

## ОГЛАВЛЕНИЕ

Оглавление .....	2
Введение .....	7
Глава 1. Структурно-функциональная модель системы визуализации процесса артиллерийского выстрела .....	25
1.1 Система полигонных испытаний артиллерийских комплексов .....	26
1.1.1 Артиллерийский комплекс .....	29
1.1.2 Инфраструктура полигона .....	32
1.1.3 Измерительно-регистрационный комплекс .....	33
1.2 Этапы процесса моделирования и визуализации полигонных испытаний артиллерийских систем .....	35
1.2.1 Создание 3D моделей объектов полигонных испытаний .....	36
1.2.2 Создание 3D моделей измерительно-регистрающего комплекса .....	37
1.2.3 Создание 3D модели карты полигона .....	38
1.2.4 Моделирование внутрибаллистических процессов .....	38
1.2.5 Моделирование внешнебаллистических процессов .....	39
1.2.6 Моделирование процессов функционирования снарядов у цели .....	40
1.2.7 Расстановка и определение параметров функционирования измерительно-регистрающей аппаратуры и объектов испытаний .....	41
1.2.8 Проведение натурного эксперимента .....	41
1.2.9 Сравнительный анализ результатов моделирования и натурного эксперимента .....	42
1.3 Функциональная структура программного комплекса моделирования и визуализации процесса артиллерийского выстрела .....	42
1.3.1 Концептуальная модель программного комплекса визуализации результатов моделирования .....	42
1.3.2 Взаимосвязь между расчётными блоками .....	44
1.3.3 Взаимосвязь между блоком визуализации и расчётными блоками .....	45

1.4 Выводы.....	46
Глава 2. Разработка виртуальных моделей рельефа, инфраструктуры полигона и объектов испытаний.....	47
2.1 Виртуальная карта полигона .....	47
2.1.1 Общеземные системы координат .....	47
2.1.2 Референцные системы координат .....	51
2.1.3 Цифровая модель полигона.....	53
2.1.4 Виртуальные объекты инфраструктуры .....	55
2.2 Виртуальные модели артиллерийских комплексов .....	57
2.2.1 Виртуальная модель танка .....	57
2.2.2 Виртуальная модель гаубицы .....	61
2.3 Виртуальные модели измерительно-регистрирующей аппаратуры.....	64
2.3.1 Малогабаритная оптико-электронная станция “Вереск-М”.....	64
2.3.2 Скоростная видеокамера СВК-1.....	65
2.3.3 Доплеровская радиолокационная станция ЛУЧ-88М1 .....	67
2.3.4 Радиолокатор аэрологический малогабаритный РАМ-1 .....	68
2.4. Выводы.....	69
Глава 3. Разработка комплексной физико-математической модели процесса артиллерийского выстрела .....	70
3.1. Моделирование внутренней баллистики.....	70
3.1.1 Системы уравнений газовой динамики для различных конструкций заряда.....	70
3.1.2 Математическая модель воспламенения, нестационарного и эрозионного горения элементов заряда .....	81
3.1.3 Метод численного интегрирования уравнений гидромеханики многофазных гетерогенных сред.....	86
3.1.4 Метод численного интегрирования уравнений горения пороха.....	94
3.2 Моделирование напряженно-деформированного состояния ствола.....	102
3.2.1 Постановка задачи моделирования напряженно-деформированного состояния ствола при выстреле .....	102

3.2.2	Метод численного решения напряженно-деформированного состояния ствола при выстреле.....	110
3.3	Моделирование внешней баллистики .....	112
3.3.1	Постановка задачи о движении снаряда на траектории.....	112
3.3.2	Методика численного решения дифференциальных уравнений движения снаряда.....	120
3.4	Моделирование процесса соударения снаряда с преградой .....	121
3.4.1	Постановка задачи соударения снаряда с преградой.....	121
3.4.2	Методика численного решения задачи соударения снаряда с преградой.....	125
3.5	Моделирование разлета осколков.....	129
3.5.1	Определение скорости и законов движения оболочки заряда, метаемой продуктами детонации.....	129
3.5.2	Методика расчета движения осколков .....	133
3.5.3	Распределение осколков по массе .....	136
3.5.4	Алгоритм решения задачи разлета осколков при срабатывании снаряда .....	138
3.5.5	Алгоритм расчета зоны поражения.....	143
3.6.	Выводы.....	145
Глава 4.	Разработка программного комплекса моделирования и визуализации баллистических процессов .....	147
4.1	Структура программно-вычислительного комплекса .....	147
4.2	Программный комплекс моделирования внутрибаллистических процессов	150
4.2.1	Общее описание пользовательского интерфейса .....	150
4.2.2	Интерфейс визуализации результатов вычислительного эксперимента .....	156
4.2.3	Блок визуализации процесса артиллерийского выстрела.....	163
4.3	Программный комплекс конфигурации и визуализации полигонных испытаний .....	168
4.3.1	Общее описание пользовательского интерфейса .....	168



4.3.2	Конфигурация полигонных испытаний .....	171
4.3.3	Модуль расчета внешней баллистики.....	176
4.3.4	Визуализация полигонных испытаний .....	181
4.3.5	Модуль расчета разлета осколков .....	185
4.3.6	Создание объектов моделирования в редакторе объектов .....	187
4.3.7	Расстановка объектов моделирования в редакторе карт .....	191
4.4	Структура базы данных программно-вычислительного комплекса .....	192
4.4.1	Формат передачи данных расчета внутренней баллистики .....	193
4.4.2	Структура базы данных моделирования внешнебаллистических процессов .....	194
4.4.3	Структура базы данных моделирования процессов взаимодействия снаряда с объектом поражения.....	196
4.4.4	Структура данных об объектах наблюдения, регистрируемых МОЭС “Вереск-М” .....	197
4.5	Выводы.....	198
Глава 5. Результаты применения компьютерного визуального моделирования для решения задач проектирования и отработки артиллерийских систем .....		200
5.1	Моделирование внутрибаллистических процессов .....	200
5.1.1	Тестирование алгоритма расчета внутренней баллистики .....	200
5.1.2	Результаты моделирования внутрибаллистических параметров артиллерийского выстрела .....	201
5.2	Моделирование напряженно-деформированного состояния канала ствола ..	204
5.3	Моделирования внешней баллистики артиллерийского выстрела .....	209
5.4	Комплексное моделирование и визуализация процесса бронепробития .....	213
5.4.1	Результаты расчета внутренней баллистики.....	215
5.4.2	Результаты расчета внешней баллистики.....	216
5.4.3	Результаты расчета бронепробития .....	219
5.5	Моделирование разлета осколков и построение осколочного поля .....	223
5.6	Моделирование расстановки и параметров функционирования измерительно-регистрирующей аппаратуры .....	226

5.6.1 Сопоставление результатов моделирования внешнебаллистических процессов .....	226
5.6.2 Расстановка и моделирование работы МОЭС “Вереск-М” .....	228
5.6.3 Моделирование работы высокоскоростной камеры СВК-1 .....	236
5.7 Расчет и визуализация зоны безопасности при стрельбе .....	238
5.8 Выводы.....	241
Заключение .....	244
Основные сокращения и обозначения .....	247
Список литературы .....	254
Приложение А .....	274
Приложение Б .....	280

## ВВЕДЕНИЕ

**Актуальность темы исследования.** Работы, выполняемые в рамках диссертационного исследования, соответствуют приоритетному направлению развития науки, технологий и техники в Российской Федерации “Перспективные виды вооружения, военной и специальной техники”, утвержденному Указом Президента РФ от 7 июля 2011 года № 899, и критической технологии “Базовые и критические военные и промышленные технологии для создания перспективных видов вооружения, военной и специальной техники”.

Создание новых артиллерийских установок, систем стрелково-пушечного вооружения и средств высокоскоростного метания требует проведения значительного объема дорогостоящих экспериментальных исследований и опытных работ. Уменьшить затраты на проведение данных исследований позволяет использование физико-математической модели процесса выстрела, учитывающей последовательность и природу явлений, протекающих в стволе, на траектории и при взаимодействии с объектом поражения. Разработка нового подхода к проектированию артиллерийских систем, связанного с детализацией процессов при артиллерийском выстреле и эффективных вычислительных алгоритмов в соединении с возможностями современных ЭВМ, позволяет ставить методы численного исследования в один ряд с натурными экспериментами. К достоинствам таких исследований следует отнести:

- существенное повышение информативности при моделировании;
- быструю настройку модели на новый объект изучаемого класса и возможность анализа разнообразных физических эффектов;
- возможность оптимизации параметров выстрела и повышение тактико-технических характеристик артиллерийских систем на основе имитационных экспериментов.

В этой связи, разработка комплексной модели артиллерийского выстрела становится актуальной теоретической и практической задачей.

Комплексные физико-математические модели становятся незаменимым инструментом для анализа нештатных ситуаций, которые возможны при артиллерийском выстреле, и позволяют детально изучать аномальные явления с учетом многих факторов. К аномальным физическим явлениям в процессе артиллерийского выстрела можно отнести существенный рост давления в канале ствола при небольших изменениях исходных параметров заряжания, схемы заряжания или начальных условий выстрела, а также явления, зафиксированные в эксперименте, но не укладывающиеся в устоявшиеся физические представления. Данные явления наиболее существенно проявляются при проектировании артиллерийских систем высокоскоростного метания, где используются заряды с большими плотностями заряжания или новые малоизученные пороховые элементы. Исследование механизмов возникновения данных физических явлений имеет важное значение для снижения объема натурных испытаний на стадии проектирования артиллерийского выстрела.

В настоящее время при моделировании сложных технических систем широкое распространение получают технологии визуального компьютерного моделирования. Применение этих технологий в сочетании с адекватными математическими моделями позволяет исследовать изучаемые процессы в режиме виртуальной реальности, что имеет особое значение, если мы имеем дело с процессами, протекающими с большой скоростью, и надежная регистрация отдельных параметров в ходе натурального эксперимента на данном этапе невозможна. Актуальной научно-практической задачей, в связи с этим, является разработка новых визуальных технологий компьютерного моделирования быстропротекающих процессов.

**Степень разработанности темы исследования.** Современный отечественный уровень исследований в области внутренней баллистики артиллерийских установок определяется научными школами Ижевского государственного технического университета им. М.Т. Калашникова (А.М. Липанов, И.Г. Русяк и др.) [1, 2], Национального исследовательского Томского государственного университета (Ю.П. Хоменко, А.Н. Ищенко,

В.З. Касимов и др.) [3] и Балтийского государственного технического университета «Военмех» им. Д.Ф. Устинова (Б.Э. Кэрт, В.Ф. Захаренков и др.) [4, 5]. Широко применяются многопроцессорные вычислительные системы при моделировании внутрикамерных процессов в Институте автоматизации проектирования РАН и Институте прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН коллективом авторов (И.В. Семенов, П.С. Уткин, И.Ф. Ахмедьянов и др.) [6].

Активно проводятся работы по разработке программного обеспечения для решения задач внутренней баллистики в зарубежных странах: США (US Army Research Laboratory, P.S. Gough, R. Heiser и др.) [7], Франции (Institut Franco-Allemand de Recherches de Saint-Louis, A. Carriere, P. Franco и др.) [8], Великобритании (QinetiQ, C. Woodley, S.Fuller и др.) [9], Германии (Fraunhofer Institute, R. Heiser и др.) [10], Нидерландах (TIBALCO, A.C. Hordijk, O. Leurs и др.) [11], Финляндии (Helsinki University of Technology Laboratory of Aerodynamics, H. Nyberg, A. Tuomainen и др.) [12], Японии (Keio University, H. Miura, A. Matsuo и др.) [13], Китае (Nanjing University of Science & Technology, Ying S., Zhang X., Yuan Y., Wang Y. и др.) [14] и в ряде других стран.

Теоретические основы моделирования внешнебаллистических процессов были заложены учеными Петербургской академии наук Л. Эйлером и основателем русской баллистической школы Н.В. Маиевским. Значительный вклад в изучение различных вопросов внешней баллистики внесли такие выдающиеся ученые как Н.Е. Жуковский, С.А. Чаплыгин, А.Н. Крылов, Я.М. Шапиро, Д.А. Вентцель, Б.Н. Орлов, В.С. Пугачев. Вопросам разработки программного обеспечения для моделирования внешней баллистики посвящены работы ученых Ижевского государственного технического университета им. М.Т. Калашникова (А.А. Коновалов, Ю.В. Николаев) [15], Московского государственного технического университета им. Н.Э. Баумана (А.А. Дмитриевский, Л.Н. Лысенко) [16] и др.

Функционирования снаряда у цели зависит от типа снаряда (бронебойный, осколочный, фугасный, кумулятивный и др.). В работе рассматриваются задачи моделирования функционирования снаряда бронебойного и осколочного

действия, которые основываются на решении задачи напряженно-деформированного состояния. Математическому моделированию и экспериментальным исследованиям действия боеприпасов посвящены работы ученых научных школ Московского государственного технического университета им. Н.Э. Баумана (В.А. Одинцов, Л.П. Орленко, В.А. Григорян, В.А. Велданов и др.) [17–19], Новосибирского государственного технического университета (Л.А. Мержиевский, И.А. Балаганский и др.) [20].

Визуальные 3D технологии используются при решении задач имитационного моделирования артиллерийских систем относительно недавно, что обусловлено значительным увеличением возможностей современной вычислительной техники. Проектирование различных элементов артиллерийских систем осуществляется с использованием современных САД систем, например, AutoCAD (Autodesk, Inc., США) [21], Компас-3D (АСКОН, Россия) [22], ПК ЛИРА-САПР ("Лира сервис", Россия) [23], которые обладают базовыми возможностями математического моделирования элементов конструкций артиллерийских систем. Проведения детальных исследований процесса артиллерийского выстрела проводится в программных комплексах автоматизации инженерного проектирования таких как ANSYS (ANSYS, США) [24], OpenFOAM (OpenCFD Ltd, Великобритания) [25], ЛОГОС (ФГУП "РФЯЦ-ВНИИЭФ", Россия) [26], которые используются для моделирования механики сплошных сред и прочностных расчетов.

Современный уровень технологий определяется развитием в том числе и игровой индустрии виртуальной реальности. Эти технологии широко используются для создания систем виртуальной реальности для обучения действиям в реальных условиях и подготовке боевых операций. Примером использования таких технологий является платформа Virtual Battlespace 3 (Bohemia Interactive®, Чехия) [27], которая используется некоторыми странами НАТО для моделирования боевых действий на суше, в воздухе и на воде. Работы по моделированию боевых ситуаций в виртуальной реальности и управлению

боевыми действиями с использованием геоинформационных систем ведутся в Институт исследований систем окружающей среды (ESRI, США) [28].

Информационно-моделирующая среда для поддержки принятия решений и планирования применения оперативно-стратегических, оперативных и тактических формирований ВС РФ разрабатываются в Центре подготовки Сухопутных войск РФ (ОАО «НПО РусБИТех», Россия) [29] совместно с (Rheinmetall AG, Германия). Разрабатываемое ОАО «НПО РусБИТех» программное обеспечение позволяет отображать реальные процессы в режиме виртуальной реальности.

Элементы виртуальной реальности для моделирования фотореалистичных изображений были реализованы при создании стрелкового тренажера в Ижевском государственном техническом университете им. М.Т. Калашникова и ИПМ УрО РАН (А.М. Липанов, Ю.К. Шелковников, А.Ю. Веркиенко и др.) [30].

В ОКБ МЭИ (А.С. Чеботарев, В.Н. Кудряшов, Г.Ф. Гудзь и др.) [31] был разработан аппаратно-программный комплекс «Виртуальный полигон» для обеспечения исследований и определения свойств совокупности объектов системы полигонных испытаний и управления жизненным циклом вооружений, военной и специальной техники.

В диссертационной работе использовались технологии разработки 3D проектов NeoAxis 3D Engine (NeoAxis Group Ltd, Россия) [32], которая позволяет разрабатывать систему визуализации и моделирования на высокоуровневом объектно-ориентированном языке программирования. На основе NeoAxis 3D Engine были разработаны системы моделирования чрезвычайных ситуаций на химическом предприятии STDynamica (Системотехника 3Д, Россия), системы 3D визуализации и управления подводными аппаратами в условиях низкой видимости Abyssal OS (Abyssal, Португалия) и др.

В отличие от рассмотренного выше программного обеспечения, разрабатываемый в рамках диссертационной работы программный комплекс предназначен для визуализации и моделирования при проектировании и

отработке артиллерийских систем на основе комплексной физико-математической модели выстрела.

**Целью проведения работы** является повышение информативности и производительности научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ на стадии проектирования и отработки боеприпаса и артиллерийских установок, за счет применения комплексных физико-математических моделей, автоматизации представления результатов вычислительного эксперимента и разработки визуальных технологий сопровождения быстропротекающих процессов различных стадий артиллерийского выстрела.

**Объектом исследования** являются система полигонных испытаний и процессы, протекающие при артиллерийском выстреле.

**Предметом исследования** являются визуальные технологии для проектирования и отработки артиллерийских систем в условиях полигонных испытаний и математические модели различных стадий артиллерийского выстрела.

Для достижения указанной цели в диссертации поставлены и решены следующие **задачи**:

1. Разработка структурно-функциональной модели визуализации процесса артиллерийского выстрела.
2. Создание геометрических объектов визуального 3D моделирования: артиллерийских установок, снарядов и процессов, протекающих в процессе артиллерийского выстрела.
3. Разработка технологии представления различных стадий процесса артиллерийского выстрела с использованием современных визуальных систем 3D моделирования.
4. Разработка комплексной физико-математической модели артиллерийского выстрела, включающая внутреннюю и внешнюю баллистику, а также функционирование снаряда у цели.
5. Разработка методики и алгоритмов визуализации результатов решения основной задачи внутренней баллистики на основе газодинамической



модели воспламенения, эрозионного горения и движения гетерогенных сред для различных конструкций порохового заряда.

6. Разработка методики моделирования и технология визуализации напряженно-деформируемого состояния ствола с учетом динамических граничных условий, полученных в результате решения основной задачи внутренней баллистики.
7. Разработка технологии моделирования и визуального представления траекторий снарядов с учетом рельефа местности при отработке артиллерийских систем.
8. Разработка методологии решения задачи бронепробития снарядом однородных изотропных препятствий и визуальные технологии представления результатов.
9. Разработка методики статистического имитационного моделирования разлета осколков при подрыве снаряда на траектории и представления результатов моделирования в виде осколочного поля с учетом рельефа местности.
10. Применение разработанных визуальных технологий для определения координат позиционирования и параметров функционирования измерительно-регистрирующей аппаратуры.

Соответствие темы диссертации требованиям паспорта специальностей ВАК (по техническим наукам). Диссертационная работа выполнена в соответствии с пунктами 5, 9 и 12 паспорта специальности 05.13.01 – «Системный анализ, управление и обработка информации (в науке и технике)» и пунктами 5, 6 и 9 паспорта специальности 05.13.18 – «Математическое моделирование, численные методы и комплексы программ» ВАК Министерства образования и науки РФ.

**Научная новизна** работы заключается в том, что впервые:

- разработана структурно-функциональная модель системы визуализации процесса артиллерийского выстрела, используемая при проведении полигонных испытаний;

- разработана и реализована комплексная математическая модель артиллерийского выстрела, включающая внутреннюю и внешнюю баллистику, а также функционирование снаряда у цели;
- решена совместная динамическая задача внутренней баллистики и напряженно-деформируемого состояния канала ствола;
- решена траекторная задача внешней баллистики и задача разлета осколков (построения зон поражения и зон безопасности) с учетом рельефа местности;
- реализована технология визуализации результатов моделирования различных стадий артиллерийского выстрела, которая в сочетании с комплексной математической моделью позволяет существенно повысить информативность численного эксперимента при отработке артиллерийских систем.

**Теоретическая и практическая значимость** результатов исследования заключается в:

- развитии аспектов системного подхода к решению задач баллистического проектирования артиллерийских систем;
- расширении возможностей системы поддержки принятия решений с использованием визуальных технологий обработки результатов вычислительных и натурных экспериментов;
- разработке и применении комплексной физико-математической модели различных этапов процесса артиллерийского выстрела, а также повышении информативности при проектировании и отработке артиллерийских систем за счет применения современных визуальных технологий представления результатов моделирования;
- применении новых методов, методик и технологий моделирования процесса артиллерийского выстрела в учебном процессе ФГБОУ ВО «Ижевский государственный университет имени М.Т. Калашникова» для обучения бакалавров и магистрантов направлений «Прикладная математика» и

«Системный анализ и управления» при выполнении лабораторных, курсовых и дипломных работ.

Предложенная модель и технологии позволяют решать следующие задачи:

- проведение комплексного моделирования движения снаряда от воспламенения пороховых зарядов до взаимодействия его с объектом поражения;
- проведения параметрических исследований при проектировании различных элементов артиллерийской системы с учетом взаимосвязанности различных этапов артиллерийского выстрела;
- определения параметров функционирования измерительно-регистрирующей аппаратуры и мест расположения ее по траектории движения снаряда на полигоне при отработке артиллерийских систем;
- проведение экспериментальных исследований с использованием возможностей визуального 3D представления и анализа результатов моделирования.

В целом разработанный комплексный подход к моделированию процесса артиллерийского выстрела и визуальные технологии позволяют обеспечить широкий спектр решения задач баллистического проектирования. Разработанный программный комплекс может быть применяться как в виде отдельных блоков в научно-исследовательских организациях, занимающихся проектированием ствольных систем и боеприпасов, а также на полигонах при подготовке к проведению натурных баллистических испытаний и для анализа их результатов.

**Методы исследования.** При решении поставленных задач использовались методы: системного анализа; математического моделирования; вычислительной гидродинамики и механики сплошных сред; теории упругости, пластичности и разрушения; решения систем обыкновенных дифференциальных уравнений и уравнений в частных производных; статистического имитационного моделирования.

### **Основные положения, выносимые на защиту**

По специальности 05.13.01 – «Системный анализ, управление и обработка информации (в науке и технике)»:

1. Структурно-функциональная модель системы визуализации процесса артиллерийского выстрела.

2. Программно-вычислительный комплекс конфигурации и визуализации полигонных испытаний, позволяющий создавать новые элементы моделирования трехмерных объектов, конфигурировать карты местности, размещать элементы инфраструктуры, предназначенный для анализа, оптимизации, принятия управленческих решений на основе обработки информации по результатам моделирования процесса артиллерийского выстрела.

3. Методика и результаты решения комплексной задачи бронепробития гомогенных преград на основе системы взаимосвязанных объектов: «орудие» - «заряд» - «снаряд» - «мишень».

4. Система визуализации и имитационного моделирования измерительно-регистрирующих устройств для определения координат позиционирования и параметров функционирования измерительно-регистрирующей аппаратуры при фиксации внешнебаллистических траектории артиллерийских снарядов.

По специальности 05.13.01– «Математическое моделирование, численные методы и комплексы программ»:

5. Комплексная физико-математическая модель процесса артиллерийского выстрела, включающая процессы воспламенения, горения и движения пороховых элементов и смеси пороховых газов в стволе артиллерийского орудия, напряженно-деформированного состояния ствола артиллерийского орудия под динамическим воздействием давления пороховых газов, движение снаряда по внешнебаллистической траектории с учетом аэродинамической стабилизации, пробития преград артиллерийскими бронебойно-подкалиберными снарядами или с учетом разлета осколков при подрыве осколочно-фугасного снаряда на траектории.

6. Методика и результаты совместного математического моделирования напряженно-деформируемого состояния ствола артиллерийского орудия и основной задачи внутренней баллистики.

7. Система статистического имитационного моделирования процесса разлета осколков при подрыве осколочно-фугасного снаряда на траектории и построения зон поражения с учетом рельефа местности.

**Достоверность и обоснованность** теоретических выводов и практических результатов, полученных в диссертационной работе, подтверждается опытом практической реализации программного комплекса математического моделирования и визуализации различных этапов процесса артиллерийского выстрела, научными трудами и апробациями результатов работы на представительных научных форумах, а также сравнительным анализом с известными результатами современных исследований и разработок.

Теоретические положения, использованные в работе, математические модели и методы обосновываются адекватностью выбора исходных посылок и последовательным применением аппарата математического моделирования, а также современных апробированных вычислительных технологий для получения численных результатов.

**Внедрение и реализация результатов работы.** Основные научные результаты данной работы получены в рамках выполнения Федеральной целевой программы (утв. Постановление Правительства Российской Федерации от 27.12.12. № 1410-35 «О государственном оборонном заказе на 2013 год и на плановый период 2014 и 2015 годов»), Федеральной целевой программы «Подготовка кадров для инновационной России на период 2014-2016 г.г.» и ряда научно-исследовательских работ:

- «Поставка виртуального вычислительного комплекса по баллистике» (Государственный контракт №1 между ГОУ ВПО «ИжГТУ» и НИИ прикладной математики и механики ТГУ, г. Томск, 2012);
- «Исследование механизмов возникновения аномальных физических явлений, сопровождающих процесс артиллерийского выстрела» (грант

РФФИ, регистрационный номер НИР 13-01-00691, 2013 г.);

- «Разработка программного обеспечения виртуальной имитационной модели артиллерийского выстрела на основе компьютерных технологий математического моделирования внутрикамерных процессов и движения снаряда на внешнебаллистической траектории, включая особенности взаимодействия боеприпаса с объектом поражения» (ФКП НИИ «Геодезия», 2013-2014 гг.);
- «Моделирование разлета осколков и повышение точности определения зон поражения при срабатывании артиллерийского снаряда с учетом рассеивания характеристик» (ФКП НИИ «Геодезия», 2015 г.);
- «Численное моделирование пространственных нестационарных турбулентных течений гетерогенных реагирующих сред, нестационарного турбулентного обтекания тел сложной формы при больших числах Маха и механики процессов соударения и разрушения при взаимодействии метаемого тела с преградой применительно к процессу артиллерийского выстрела» (Госзаказ № 1.1418.2014/К, 2014- 2016 гг.);

Разработанный программный комплекс визуализации результатов моделирования процесса артиллерийского выстрела используется в составе программно-аппаратного комплекса в ФКП «НИИ «Геодезия» (г. Красноармейск, Московская область) при подготовке проведения полигонных испытаний.

Созданные программные средства позволяют повысить эффективность представления и анализа данных при проведении внутрибаллистических, внешнебаллистических и прочностных расчетов.

**Апробация работы.** Основные положения и результаты диссертационной работы докладывались на 4 международных, 7 всероссийских и региональных научных конференциях, в том числе:

- VII международный симпозиум «Фундаментальные и прикладные проблемы науки» (Россия, Непряхино, Челябинской обл., 11-13 сентября 2012 года);

- XXIII Всероссийский семинар по струйным, отрывным и нестационарным течениям с международным участием (Россия, г. Томск, 26 - 29 июня 2012 года);
- 4th International Conference on Military Technologies, ICMT-2013 (Чехия, г. Брно, 22-23 мая 2013 года);
- IX Всероссийская научно-техническая конференция «Проектирование систем вооружения и измерительных комплексов» (Россия, г. Нижний Тагил, 26-29 сентября 2012 года);
- X Всероссийская научно-техническая конференция «Проектирование систем вооружения и измерительных комплексов» (Россия, г. Нижний Тагил, 9-11 октября 2013 года);
- XI Всероссийская научно-техническая конференция «Проектирование систем вооружения и измерительных комплексов» (Россия, г. Нижний Тагил, 30 сентября - 2 октября 2014 года);
- XII Всероссийская научно-техническая конференция «Проектирование систем вооружения и измерительных комплексов» (Россия, г. Нижний Тагил, 1-2 октября 2015 года);
- VII Всероссийская конференция «Внутрикамерные процессы и горение в установках на твердом топливе и ствольных системах» ICOS- 2014 (Россия, Москва, 24-26 сентября 2014 года);
- 5th International Conference on Military Technologies, ICMT 2015 (Чехия, г. Брно, 19-21 мая 2015 года);
- выставка инноваций 2015 (осенняя сессия) (Россия, Ижевск, 11 ноября 2015 года);
- V Всероссийская научно-техническая конференция «Фундаментальные основы баллистического проектирования – 2016». (Россия, г. Санкт-Петербург, 27 июня – 1 июля 2016 года);
- XIII Всероссийская научно-техническая конференция «Проектирование систем вооружения и измерительных комплексов». (Россия, г. Нижний Тагил, 29-30 сентября 2016 года).

**Публикации.** Основные результаты диссертации опубликованы в 32 работах, в 20 статьях [33-52], в том числе в 12 статьях в журналах из «Перечня ведущих рецензируемых научных журналов и изданий для опубликования основных научных результатов докторских диссертаций» [36, 39, 41, 42, 44-51], 7 – отчетах о НИР [53-59]. По результатам работы получено 5 свидетельств о регистрации программ для ЭВМ [60-64].

**Личное участие автора** состоит в разработке системного подхода для моделирования взаимосвязанных этапов артиллерийского выстрела, разработке программно-вычислительного комплекса визуализации вычислительных и натуральных экспериментов, разработке 3D моделей элементов артиллерийских установок и выстрелов, проведении компьютерного моделирования различных стадий артиллерийского выстрела, включая внутри- и внешнебаллистические процессы, бронепробитие и разлет осколков, построения областей осколочного поражения и зон безопасности.

Автором разработаны описанные в работе методики, реализован комплекс программ для решения поставленных задач. При личном участии автора проводился анализ результатов апробации разработанных методик и визуальных технологий на испытательном полигоне.

**Структура и объём работы.** Объём основного текста диссертации составляет 273 страницы, включая 159 рисунка и 24 таблиц. Работа состоит из введения, 5 глав, заключения, списка сокращений, списка литературы, включающего 176 источников. Кроме того, имеется 2 Приложения объемом 15 страниц.

### **Содержание работы**

**Во введении** обоснована актуальность темы диссертационного исследования и степень ее разработанности. Изложены цель проведения работы, объект, предмет и задачи исследования. Представлены научная значимость, теоретическая и практическая полезность работы. Сформулированы основные положения, выносимые на защиту, достоверность и обоснованность теоретических выводов и практических результатов. Указаны внедрение и



реализация результатов работы, апробация работы на научных форумах, основные публикации и личное участие автора в проведении диссертационного исследования.

**В первой главе** представлена структурно-функциональная модель системы визуализации процесса артиллерийского выстрела. Системно рассмотрены основные этапы процесса моделирования полигонных испытаний и визуализации результатов проведения вычислительного эксперимента. Основные этапы моделирования включают решение задач внутренней и внешней баллистики, взаимодействия снаряда с объектом поражения (конечная или терминальная баллистика), а также задачи расстановки измерительно-регистрирующей аппаратуры на полигоне и определения параметров ее функционирования при полигонных испытаниях. Приведена функциональная структура программного комплекса моделирования и визуализации полигонных испытаний.

**Вторая глава** содержит результаты разработки виртуальных моделей рельефа, инфраструктуры полигона и объектов полигонных испытаний. Рассмотрены вопросы преобразования различных систем координат при создании виртуальной карты полигона. Разработаны виртуальные модели объектов полигонных испытаний (артиллерийские установки и выстрелы) и их составных частей, а также представлены их числовые характеристики, используемые при математическом моделировании. Созданы виртуальные модели измерительно-регистрирующего комплекса и представлены их числовые характеристики. Рассмотрена задача математического моделирования параметров функционирования измерительно-регистрирующей аппаратуры и ее оптимальной расстановки на виртуальном полигоне.

**В третьей главе** представлена задача комплексного физико-математического моделирования процесса артиллерийского выстрела. На первом этапе моделируются внутрибаллистические процессы на основе газодинамической модели движения гетерогенных сред. Рассмотрена основная задача внутренней баллистики для зарядов, состоящих из зерненных и трубчатых пороховых элементов, с учетом их постепенного воспламенения, нестационарного

и эрозионного горения. Представлена схема решения системы уравнения, описывающих газодинамические процессы, на основе совместного эйлерово-лагранжева метода. Результаты решения задачи внутренней баллистики используются для моделирования напряженно-деформированного состояния ствола в процессе артиллерийского выстрела. Методика решения напряженно-деформированного состояния основывается на решении трехмерной системы дифференциальных уравнений в частных производных с динамическими граничными условиями на внутренней поверхности ствола.

Внешнебаллистические процессы описываются системой дифференциальных уравнений движения твердого тела. В качестве начальных условий используются результаты, полученные на предыдущем этапе. Методика решения задачи основывается на методе Рунге-Кутты 5-го порядка аппроксимации с автоматическим выбором шага интегрирования.

На заключительном этапе рассматриваются процессы конечной баллистики: бронепробития и разлета осколков. Задача бронепробития рассматривается на основе соотношений, описывающие движение сжимаемой упругопластической среды, которые базируются на законах сохранения массы, импульса и энергии и замыкаются соотношениями Прандтля–Рейсса при условии текучести Мизеса. Решение осуществляется на основе метода сглаженных гидродинамических частиц.

Проблема разлета осколков решается на основе имитационного моделирования движения частиц с начальными условиями, определяемыми из физических характеристик взрывчатых веществ и материала оболочки снаряда. Движение осколков описывается системой дифференциальных уравнений и решается методом Рунге-Кутты 6-го порядка. В работе предложен алгоритм построения зон поражения с учетом рельефа местности на основе многократного моделирования разлета осколков.

**В четвертой главе** приведено описание программного комплекса моделирования и визуализации полигонных испытаний. Представлена общая схема программного комплекса, которая состоит из атрибутивной базы данных,

расчетных блоков и блока конфигурации и визуализации полигонных испытаний. Приведено описание программных интерфейсов расчетных блоков моделирования внутренней баллистики, внешней баллистики, бронепробития, разлета осколков и блока визуализации полигонных испытаний. Представлена структура базы данных и описана структурная схема взаимодействия блоков программного комплекса с вычислительной системой ANSYS Autodyn.

**В пятой главе** представлены результаты применения комплексного компьютерного визуального моделирования для решения задач проектирования и отработки артиллерийских систем. Проведено исследование внутрибаллистических процессов. Решена связанная задача внутренней баллистики и напряженно-деформированного состояния ствола 125 мм пушки с динамическими граничными условиями. Определена критическая область ствола, подверженная наиболее сильным деформациям.

Проведено комплексное моделирование движения 125 мм бронебойно-подкалиберного снаряда с учетом внутренней структуры. Показано, что с увеличением массы снаряда дульная скорость значительно уменьшается, однако скорость подлета снаряда к цели на расстоянии 2000 м имеет максимум при определенной массе. Анализ бронепробития стальной гомогенной преграды показал, что существует оптимальная проникающая способность снаряда в зависимости от его внутренней структуры.

На основе имитационного моделирования разлета осколков проведено исследование эффективности осколочного действия снарядов. Представлены результаты 3D визуализации осколочного поля, зоны поражения и зоны безопасности с учетом рельефа местности.

**В заключении** сформулированы основные результаты применения визуальных технологий при проектировании и отработке артиллерийских систем в условиях полигонных испытаний и математического моделирования процессов различных стадий артиллерийского выстрела.

**В Приложении А** представлены алгоритмы преобразования геодезических координат.

**В Приложении Б** представлены листинги программ задания граничных условий в ANSYS Autodyn для решения задачи динамического нагружения ствола.

## ГЛАВА 1. СТРУКТУРНО-ФУНКЦИОНАЛЬНАЯ МОДЕЛЬ СИСТЕМЫ ВИЗУАЛИЗАЦИИ ПРОЦЕССА АРТИЛЛЕРИЙСКОГО ВЫСТРЕЛА

Принцип системности широко используется для решения задач в различных областях знаний. Данный принцип предполагает системный подход, системный метод и системную теорию к решению проблем моделирования и управления объектами исследования. Как указывает Ю.П. Сурмин [65]: «системный подход следует рассматривать как методологический подход к действительности, представляющий собой общность принципов»; «системный метод – реализует познавательную и методологическую функции, а системная теория – объясняющую и систематизирующую».

С принципом системности неразрывно связано понятие «система», которое имеет множество значений: теория (философская система Аристотеля) классификация (периодическая система элементов Д.И. Менделеева), завершённый метод практической деятельности (система К.С. Станиславского), способ мыслительной деятельности (система исчисления предикатов), совокупность объектов природы (Солнечная система), общественные явления (социальная система), совокупность норм и правил поведения (законодательная система) и т.д. Как видно из вышесказанного под «системой» подразумеваются различные реальные и абстрактные объекты, существующие в природе и, как отмечается в [65], ещё не выработаны общие характеристики системы.

В данной работе под понятием «система» понимается комплекс взаимодействующих элементов, которое предложил один из основателей общей теории систем Л. Берталанфи [66]. Элементы являются составными частями системы [67] и некоторые из них могут быть компонентами и подсистемами. Подсистемы, в свою очередь, обладают основными свойствами системы.

Взаимодействие элементов системы позволяет обеспечить ряд свойств систем [65, 68]: ограниченность (система отделена от окружающей среды границами), целостность (свойство целого не сводится к сумме свойств

составляющих элементов), структурность (поведение системы обусловлено не только особенностями отдельных элементов, сколько свойствами структуры), взаимозависимость со средой (соподчиненность элементов в системе), множественность описаний (сложность познания системы требует множественности ее описаний).

Проведение системного анализа системы осуществляется с некоторой целью, т.е. имеется некоторая проблема, которую необходимо решить [69]. В связи с этим требуется представить систему. Определение системы начинается с дескриптивного (вербального) описание системы, которая позволяет выделить совокупность элементов системы определить их функции и роли. На следующем этапе происходит формализация системы в целом, ее структуры и отдельных элементов. Этот процесс осуществляется на основе математического аппарата: теории множеств – для представления отдельных элементов системы и теории графов для отображения связей между элементами. В дальнейшем формализация системы представить в виде некоторого абстрактного объекта, над которым в дальнейшем можно производить действия. В качестве такого абстрактного объекта обычно рассматривается математическая модель процессов, которые происходят внутри системы. Принципы системного анализа применяются наряду с одним из направлений математического моделирования – кибернетикой, название которой было предложено Дж. Фон Нейманом [70]. Следует отметить, что математические модели для одного и того же реального объекта могут быть совершенно разными – это зависит от решаемой проблемы, выбранного критерия эффективности функционирования системы [71] и от необходимой точности получаемого решения.

### **1.1 Система полигонных испытаний артиллерийских комплексов**

Испытание продукции – основной способ проверки надежности, качества и эффективности изделий. Согласно ГОСТ 16504-81 [72] понятие испытание подразумевает «экспериментальное определение количественных и (или)

качественных характеристик свойств объекта испытаний ... при моделировании объекта ...».

Испытания проводятся на различных стадиях жизненного цикла изделий. В данной работе рассматривается испытания на этапе проектирования артиллерийских орудий. На этом этапе проводятся исследовательские испытания, которые предназначены для решения одной из следующих задач [72]:

- определения или оценки показателей качества функционирования испытуемого объекта в определенных условиях его применения;
- выбора наилучших режимов применения объекта или наилучших характеристик свойств объекта;
- сравнения множества вариантов реализации объекта при проектировании и аттестации;
- построения математической модели функционирования объекта (оценки параметров математической модели);
- отбора существенных факторов, влияющих на показатели качества функционирования объекта;
- выбора вида математической модели объекта (среди заданного множества вариантов).

На рисунке 1.1 представлена система моделирования полигонных испытаний, на которой представлены процессы регистрации параметров снаряда на различных участках траектории – начиная с момента воспламенения пороховых элементов, движения снаряда по внешнебаллистической траектории, взаимодействия с объектом поражения и отслеживания параметров системы с помощью измерительно-регистрирующего комплекса.

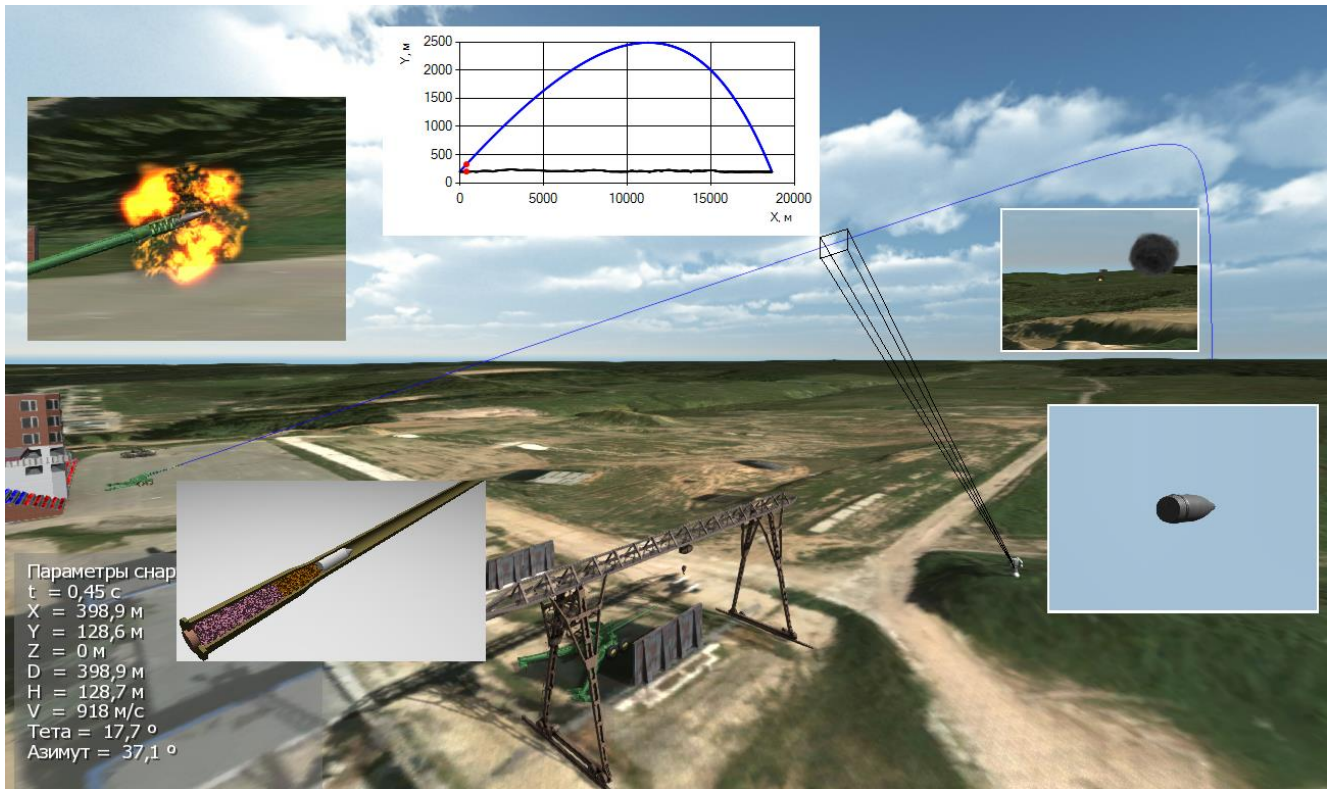


Рисунок 1.1 – Элементы моделирования системы полигонных испытаний

Разрабатываемая виртуальная система полигонных испытаний содержит следующие основные элементы: артиллерийский комплекс, инфраструктуру полигона и измерительно-регистрационный комплекс. Структура системы полигонных испытаний представлена на рисунке 1.2.

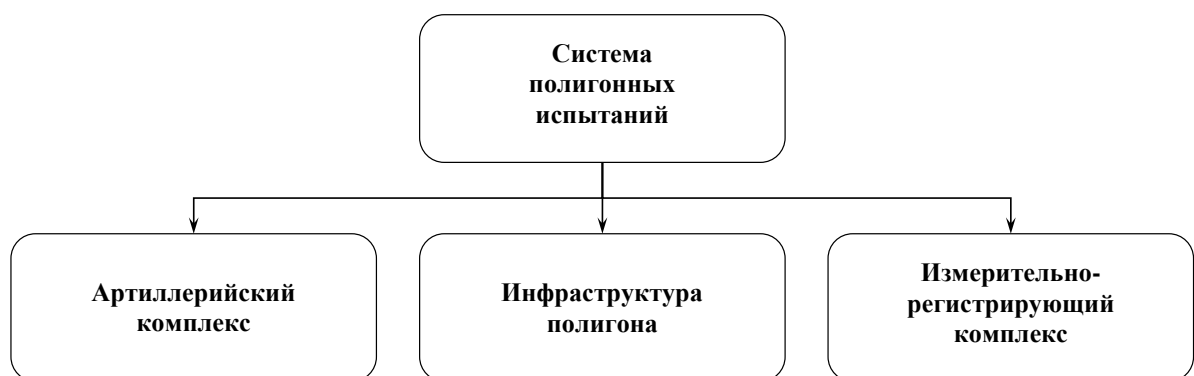


Рисунок 1.2 – Элементы системы полигонных испытаний

Далее рассмотрим иерархическую структуру отдельных элементов системы полигонных испытаний.



### 1.1.1 Артиллерийский комплекс

Наиболее системное описание структуры артиллерийских комплексов приводится в работе [73]. В состав артиллерийского комплекса входят следующие элементы: артиллерийское орудие, комплект выстрела, средства передвижения, приборы стрельбы и наблюдения. В данной работе рассматриваются следующие элементы артиллерийского комплекса: артиллерийское орудие, состоящее из ствола и механизмов наведения орудия на объект поражения, комплект выстрела в составе снаряда и боевого заряда (рисунок 1.3).

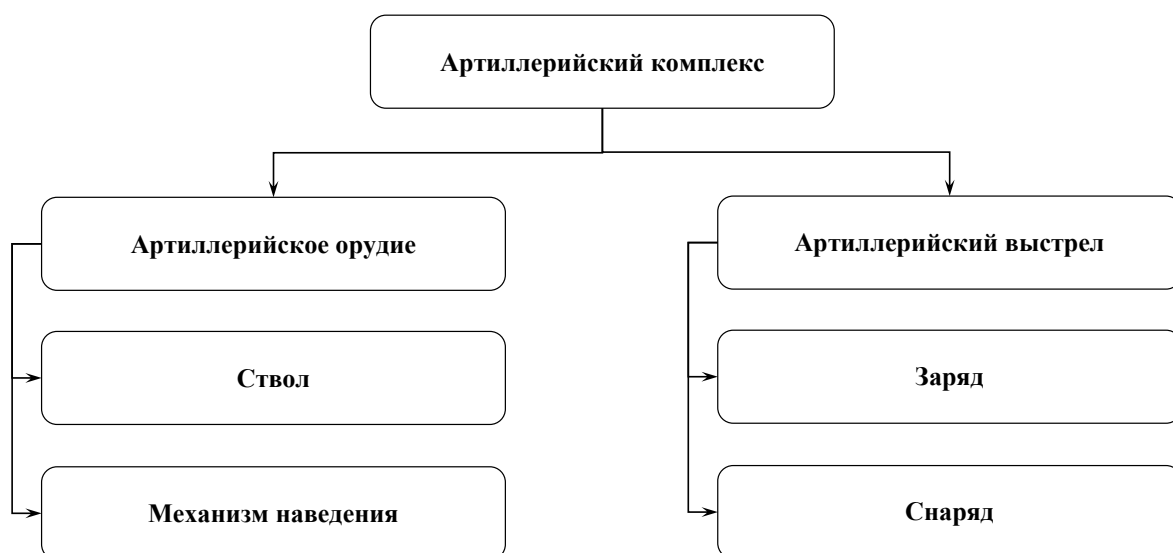


Рисунок 1.3 – Структурная схема артиллерийского комплекса

Ствол артиллерийского орудия предназначен для метания снаряда в определенном направлении [74], что обеспечивается механизмом наведения, с заданной скоростью, обеспечивая при этом устойчивость движения снаряда на внешнебаллистической траектории. Устойчивость снаряда обеспечивается нарезным устройством ствола, что позволяет задать начальное аксиальное вращение снаряда при выходе на внешнебаллистическую траекторию и благодаря гироскопическому эффекту стабилизировать снаряд. Для гладкоствольных стволов устойчивость движения снаряда обеспечивается наличием оперения

снаряда. В этом случае центр давления смещается от центра масс в хвостовую часть снаряда.

В классических артиллерийских системах начальная скорость обеспечивается горением порохового заряда. В результате горения образуются высокотемпературные пороховые газы, что создает давление внутри ствола артиллерийского орудия и выталкивают снаряд. Увеличение начальной скорости снаряда достигается благодаря увеличению давления, которое может привести к разрушению ствола, либо снаряда. Это является одним из ограничений при проектировании и отработке артиллерийского орудия.

Пороховой заряд состоит из различных фракций пороха, воспламенителей, которые крепятся вместе со снарядом с помощью гильзы или стораемого картуза (рисунок 1.4).

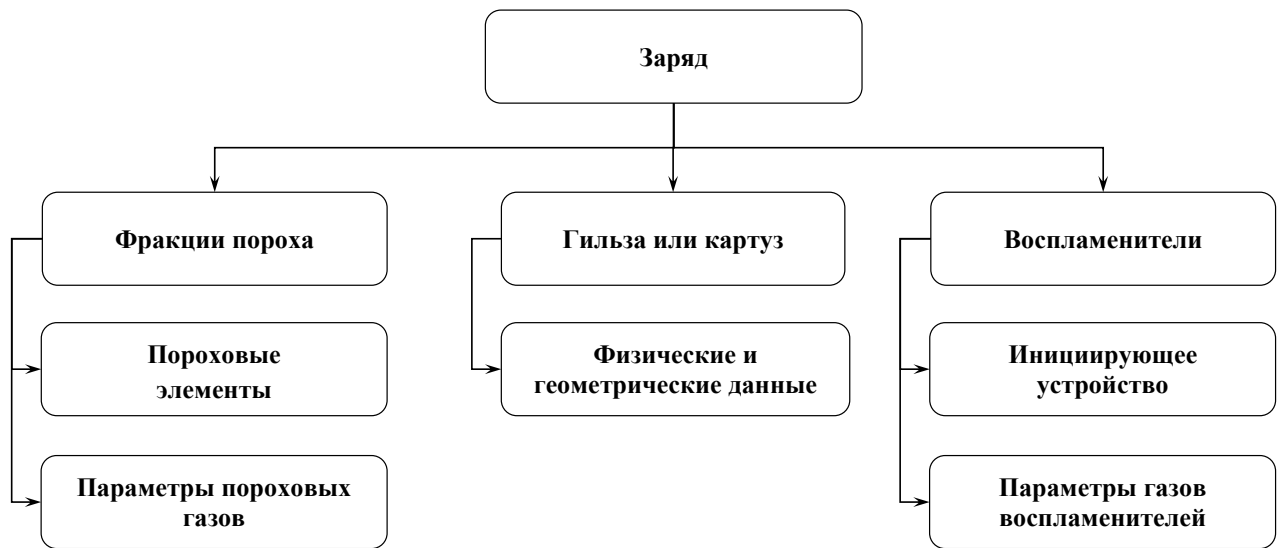


Рисунок 1.4 – Элементы артиллерийского заряда

Воспламенители зажигаются под действием внешних иницирующих сил (электрических, механических и т.п.). В результате начинается прогрев, воспламенение и горение пороха. Под действием пороховых газов начинается движение снаряда.

Снаряды имеют большую номенклатуру [18-20, 75, 76] и отличаются размерами (калибрами), физическим действием (бронебойное, осколочное, фугасное, кумулятивное и т.д.), отношением к калибру (калиберные,

подкалиберные), по способу стабилизации в полете, возможности управления в полете (пассивные, активно-реактивные) и другими характеристиками. В работе рассматриваются бронебойно-подкалиберный оперенный снаряд, осколочно-фугасный оперенный снаряд и осколочно-фугасный снаряд стабилизируемый вращением. Структура оперенных и осколочно-фугасных снарядов представлена на рисунке 1.5.

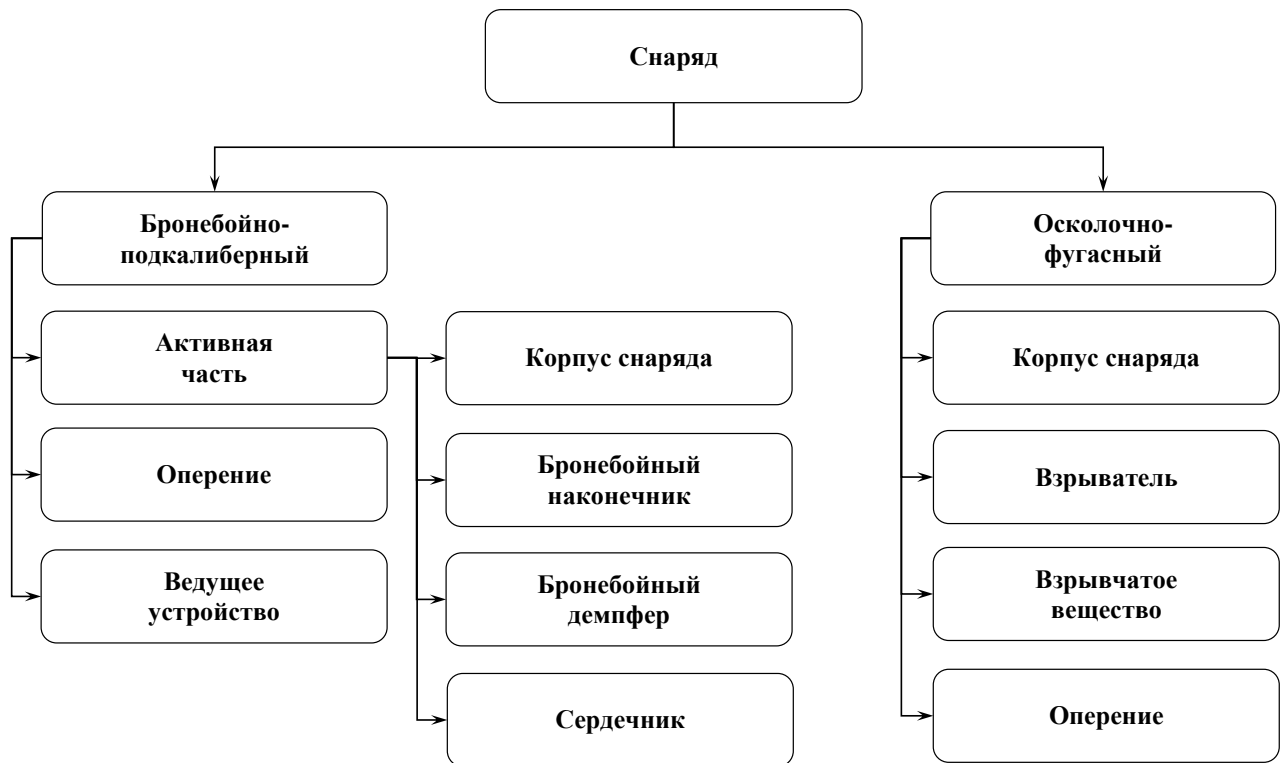


Рисунок 1.5 – Структура бронебойно-подкалиберного и осколочно-фугасного снарядов

Как видно из рисунка 1.5. структура бронебойно-подкалиберных и осколочно-фугасных снарядов существенно отличается.

Действие бронебойно-подкалиберных снарядов основано на преобразование кинетической энергии снаряда в энергию, связанную с упругопластической деформацией и разрушением активной части снаряда и брони [77]. Бронебойно-подкалиберные снаряды существенно отличаются по своей конструкции и используемым материалам. Внутри ствола активная часть бронебойно-подкалиберного снаряда плотно связана с ведущим устройством. Ведущее устройство, в свою очередь, плотно прилегает к стволу артиллерийского орудия

обтюрирующим пояском, не позволяя прорываться пороховым газам. В дальнейшем при выходе на внешнебаллистическую траекторию ведущее устройство отделяется от снаряда. Активная часть снаряда соединяется с оперением и другими элементами, которые в данной работе не рассматриваются, например, трассером и баллистическим наконечником.

Активная часть снаряда может быть либо гомогенной, которая состоит из одинакового материала, либо иметь сложную структуру и состоять из стального корпуса снаряда, высокопрочного и более плотного сердечника, например, из вольфрамового сплава, а также твердого бронебойного наконечника и более мягкого бронебойного демпфера, позволяющего «закусить» снаряда при больших углах подлета к цели.

Действие осколочно-фугасного снаряда основывается на преобразовании энергии взрывчатого вещества в другие виды энергии. Взрывчатое вещество, герметично находящееся внутри корпуса снаряда, обладает бризантными свойствами, т.е. значительно высокими скоростями химических реакций. Под действием взрывателя начинается детонация и продукты детонации дробят корпус снаряда образуя осколки [77, 78]. В ходе химических реакций продукты детонации расширяются и придают высокую начальную скорость осколкам, которые называются продуктами взрыва. В зависимости от способа стабилизации у некоторых из снарядов имеется оперение. Для гладкоствольных орудий вначале они находятся внутри ствола в сложенном состоянии и раскрываются после выхода из канала ствола.

### *1.1.2 Инфраструктура полигона*

Движение снаряда на внешнебаллистической траектории осуществляется на реальной местности с заданным рельефом и объектами инфраструктуры, деревьями и растительностью, расположенными на территории полигона (рисунок 1.6).



Рисунок 1.6 – Структура инфраструктуры полигона

Инфраструктура полигона оказывает значительное влияние на процесс проведения испытаний. Это связано в первую очередь с обеспечением безопасности. В частности, стрельбы могут проводиться только в определенном направлении, с тем чтобы не повредить здания и сооружения, как на полигоне, так и за ее пределами. Для бронебойно-подкалиберных снарядов важно, чтобы он не улетел за пределы полигона, например, при рикошете или пробитии преграды. При подрыве осколочно-фугасных снарядов на траектории существенное значение имеет рельеф местности, от которого зависит поле осколочного поражения и зона безопасности.

### *1.1.3 Измерительно-регистрационный комплекс*

Современные мобильные комплексы измерения и регистрации процессов артиллерийского выстрела, в отличие от стационарных, могут быть расположены в разных участках полигона, обеспечивая более качественную фиксацию натуральных экспериментов. В этой связи важно заранее правильно расставить и настроить (задать параметры функционирования) измерительно-регистрационный комплекс, с учетом рельефа местности, расположения деревьев и растительности, а также зоны безопасности. Это позволит обеспечить наилучший обзор и время фиксации результатов полигонных испытаний.

Измерительно-регистрационный комплекс полигонных испытаний состоит (рисунок 1.6) из специальной аппаратуры для измерения физических параметров как объектов испытаний, так и окружающей среды. В процессе артиллерийского выстрела требуется проводить различные виды измерений [79]: давления газов и напряжения в стволах, вибраций; тепловые измерения ствола; линейно-угловые измерения положения, ориентации и скорости снаряда.

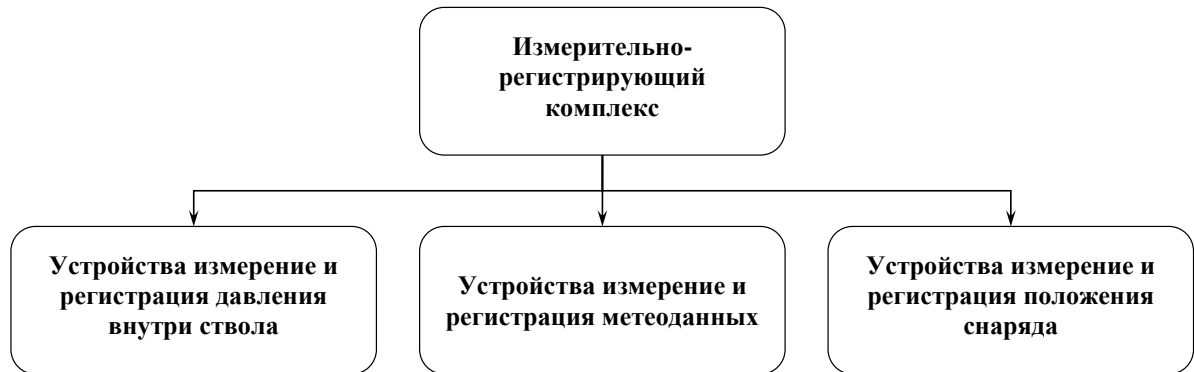


Рисунок 1.6 – Структура измерительно-регистрающего комплекса полигонных испытаний

Измерение и регистрация давления внутри ствола артиллерийского орудия осуществляется с помощью датчиков, основанных на различных физических принципах. Широко применяются пьезокварцевые датчики и станция измерения давления «Нейва» [80], выпускаемые Нижнетагильским институтом испытания металлов.

Траектория движения снаряда значительно зависит от метеорологических данных, которые получают с помощью специальных приборов метеозондов. например, многофункциональный аэрологический комплекс РАМ-1 [81].

Наибольшее значение имеет измерение и регистрация движения снаряда на внешней траектории. Для этого используются различные устройства, такие как скоростная видеокамера СВК-1, радиолокационная станция ЛУЧ-88М1, оптико-электронная станция «Вереск-М» (МОЭС «Вереск-М»). [82]. Эти приборы обладают различными техническими характеристиками, такими как скорость видеосъемки, дальность обнаружения и видеофиксации объекта испытания, минимальная и максимальная скорость движения объекта испытания. Кроме того,

измерительно-регистрирующая аппаратура располагается на опорно-поворотных устройствах, имеющие ограничения по скорости и ускорению вращения [83]. На рисунке 1.7 представлена схематическая структура МОЭС «Вереск-М».

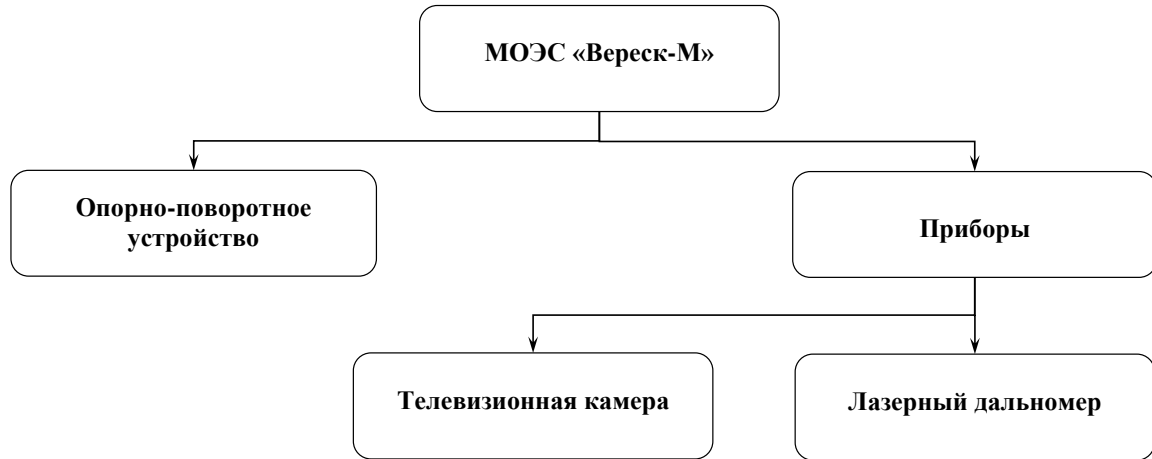


Рисунок 1.7 – Структура малогабаритной оптико-электронной станции «Вереск-М»

На опорно-поворотных поворотных механизмах можно устанавливать до четырех приборов, включая телевизионные камеры для видеофиксации движения снарядов на траектории, лазерные дальномеры для определения места нахождения снаряда, тепловизоры и т.п.

Следует отметить, что для эффективной работы всех устройств должна координироваться единым программно-аппаратным комплексом, например, программно-аппаратным комплексом траекторных измерений [84].

## **1.2 Этапы процесса моделирования и визуализации полигонных испытаний артиллерийских систем**

Система полигонных испытаний позволяет моделировать процессы на различных стадиях артиллерийского выстрела с использованием физико-математических моделей процессов. Процесс моделирования и визуализации полигонных испытаний артиллерийских систем можно разбить на стадии,

которые исполняются последовательно в установленном порядке. На рисунке 1.8 приведена схема порядка следования фаз в процессе проведения испытаний.

Стадия характеризуется значимой для всего процесса решаемой задачи, особым характером предпринимаемых в этот временной период действий со стороны сотрудников и уникальным набором входных данных, а также уникальным набором выходных данных, служащих основой для работы на следующей стадии.

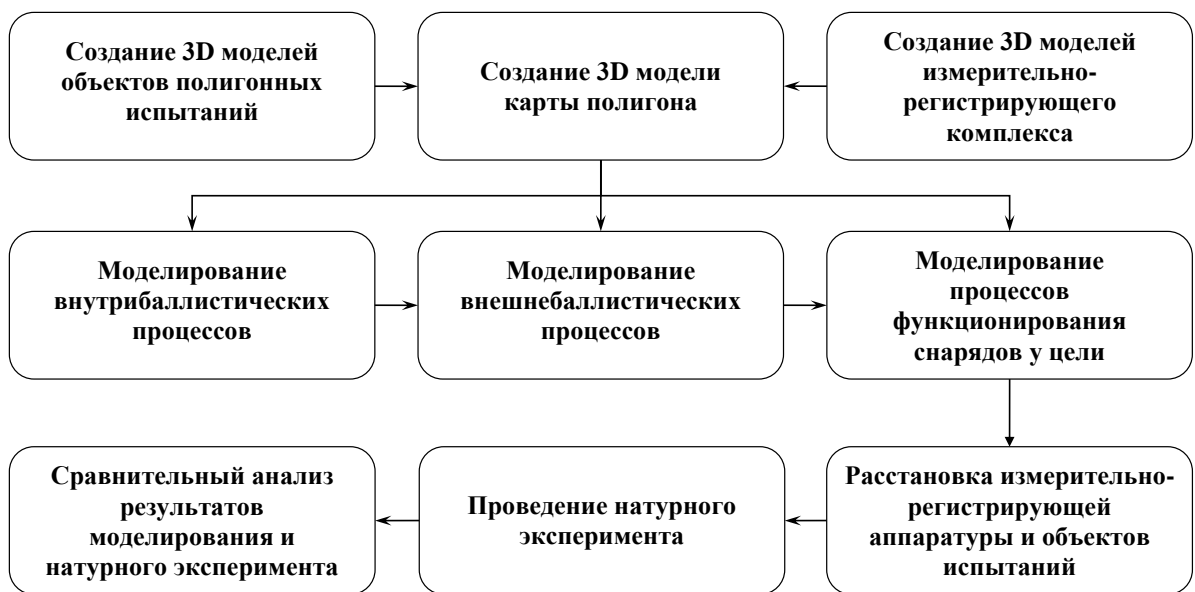


Рисунок 1.8 – Постадийная схема процесса моделирования  
полигонных испытаний артиллерийских систем

Ниже приводится подробное описание каждой из фаз и указание ее роли в общем процессе проведения испытаний.

### *1.2.1 Создание 3D моделей объектов полигонных испытаний*

На первом этапе моделирования и визуализации полигонных испытаний создаются 3D модели артиллерийских устройств, артиллерийских выстрелов и мишеней. Готовые 3D модели можно импортировать из различных сред 3D моделирования и систем автоматизированного проектирования (САПР). Эти



модели достаточно создать один раз и потом многократно использовать. Например, созданные 3D объекты в дальнейшем используются при математическом моделировании процессов артиллерийского выстрела.

После импорта 3D моделей требуется разработать классы объектов в соответствии с их особенностями. Структура артиллерийских комплексов достаточно сложна и состоит из различных механизмов. Для обеспечения функциональности, на рассматриваемом уровне декомпозиции, артиллерийский комплекс представлен виде двух взаимосвязанных элементов артиллерийского орудия и артиллерийского выстрела (рисунок 1.3).

Функциональное назначение артиллерийского орудия наведение ствола в горизонтальной и вертикальной плоскости. На артиллерийское орудие накладываются ограничения по максимальному и минимальному углам поворота.

Функциональное назначение артиллерийского выстрела, состоящего из заряда и снаряда – определение основных геометрических, физических свойств этих объектов. На артиллерийский выстрел накладываются геометрические ограничения, связанными с необходимостью их расположения в камере ствола артиллерийского орудия.

### *1.2.2 Создание 3D моделей измерительно-регистрирующего комплекса*

На втором этапе создаются 3D модели измерительно-регистрирующих устройств, основное функциональное назначение которых наглядное отображение результатов моделирования и натуральных экспериментов.

Структура каждого измерительно-регистрирующего устройства имеет свои особенности. В этой связи для них были разработаны отдельные классы.

Наиболее сложными для визуализации являются устройства измерения и регистрации положения снаряда. Приборы данного устройства располагаются на опорно-поворотном устройстве, которое имеет ограничение по угловой скорости вращения в горизонтальной и вертикальной плоскостях.

Приборы слежения (телевизионные камеры) позволяют записывать видео с заданной ограниченной частотой кадров, ограниченными размерами картинки и заданным фокусным расстоянием.

### *1.2.3 Создание 3D модели карты полигона*

Движение снарядов по баллистической трассе зависит от рельефа местности. Поэтому для успешного проведения испытаний, необходимо правильно расположить артиллерийские установки, мишени и измерительно-регистрирующие устройства на полигоне с учетом рельефа местности.

Исходные данные загружаются из геоинформационных систем. Топологическая основа создается на основе растровых файлов, в которых содержатся координаты и высоты местности. Текстура местности создается на основе аэрофотосъемки или спутниковых снимков. Преобразование виртуальных координат в геодезические и обратно осуществляется на основе специальной реперной точки.

На 3D цифровой карте полигона расставляются объекты полигонной инфраструктуры с учетом их геодезических координат.

### *1.2.4 Моделирование внутрибаллистических процессов*

После создания 3D объектов моделирования последовательно проводится моделирование процесса артиллерийского выстрела. Первый из них - внутрибаллистический процесс представляет собой сложный комплекс явлений, таких как прогрев, воспламенение, движение газопороховой смеси и неравномерное нестационарное эрозионное горение пороховых элементов заряда под влиянием обдува.

Методика моделирования внутрибаллистических процессов, основанная на совместном решении задач гидромеханики многофазных гетерогенных сред и тепломассообмена позволяет учесть отмеченные физические явления.

Математическая модель внутрибаллистического процесса рассматривается с позиции механики гетерогенных реагирующих сред в рамках газодинамического подхода [2]. Моделирование процесса горения пороха осуществляется с использованием твердофазной локальной модели горения. Алгоритм решения основан на численном интегрировании уравнений гидромеханики в газовой фазе и уравнений теплопроводности и глубины выгорания в конденсированной фазе в зоне горения пороха.

Исходными данными для моделирования внутрибаллистического процесса являются геометрические, теплофизические и энергетические характеристики зарядов, снарядов и артиллерийских комплексов.

Результатом моделирования является динамика изменения распределения параметров процесса, таких как давление, температура смеси газов, температура поверхности горения пороха, концентрация пороховых элементов заряда и др., в заснарядном пространстве с течением времени.

Ограничениями для процессов внутренней баллистики являются возможные разрушения артиллерийского орудия или снаряда. Определение ограничений для этих случаев осуществляется на основе решения напряженно-деформированного состояния данных объектов.

### *1.2.5 Моделирование внешнебаллистических процессов*

На стадии моделирования внешнебаллистических процессов проводится расчет траектории движения снаряда с учетом начальных условий стрельбы и метеоусловий (температуры, давления, скорости и направления ветра). Методика расчета траекторий полета основана на формулах и схемах, приведенных в государственных стандартах и работе [16]. В методике предусмотрено два варианта задания коэффициентов аэродинамического сопротивления: на основе эмпирических законов сопротивления воздуха 1943 г. и 1958 г. и задаваемых коэффициентов формы; на основе аппроксимационных зависимостей, полученных при обработке данных численного решения задачи внешней

обтекания снаряда. Моделирование внешнебаллистической траектории осуществляется на основе численного решения системы дифференциальных уравнений.

Исходные данные для моделирования рассматриваемого этапа являются дульная скорость, полученная в результате решения внутрибаллистической задачи, а также аксиальная скорость, начальное положение и направление движения снаряда.

Результатом моделирования является траектория движения снаряда, заканчивающаяся одним из следующих способов: соприкосновение с объектом поражения или поверхностью земли, подрыв на траектории движение в заданной точке, либо в заданное время.

Более сложная обратная задачи внешней баллистики позволяет определить углы наведения артиллерийского орудия при заданных координатах расположения артиллерийской установки и объекта поражения, которая решается одним из итерационных методов последовательных приближений.

#### *1.2.6 Моделирование процессов функционирования снарядов у цели*

В данной работе рассматриваются две задачи моделирование процессов функционирования снаряда у цели: бронепробитие и осколочное действие.

Исходными данными для процесса бронепробития являются данные полученные в ходе моделирования внутренней и внешней баллистики, а именно скорость и угол подлета снаряда к цели.

Основной характеристикой эффективности действия бронебойных снарядов является толщина пробития преграды, которая зависит от вышеназванных характеристик – скорость и угол подлета, а также от материалов и конструкции снаряда и объекта поражения.

Исходными данными второй задачи, моделирование осколочного действия снаряда при подрыве на траектории, также являются данные, полученные в результате решения предыдущих задач, а именно скорость снаряда, угол к

горизонту и скорость вращения снаряда. Начальная скорость разлета осколков определяется с учетом рассмотренных выше параметров, а также скорости разгона осколков под действием продуктов детонации. Массовые характеристики осколков определяются исходя также из характеристик материала корпуса снаряда и взрывчатых веществ, либо из экспериментальных данных. Движение осколков моделируется на основе решения системы дифференциальных уравнений.

На основе многократного моделирования методом статистических испытаний определяется поле осколочного поражения с учетом рельефа местности.

#### *1.2.7 Расстановка и определение параметров функционирования измерительно-регистрирующей аппаратуры и объектов испытаний*

На основе полученных выше результатов требуется оптимальным образом расставить объекты испытаний и измерительно-регистрирующие устройства с учетом рельефа местности, расположения объектов инфраструктуры и других ограничений.

Моделирование измерительно-регистрирующих устройств позволяет определить их положение и параметры функционирования при регистрации движения снаряда.

#### *1.2.8 Проведение натурного эксперимента*

Натурный эксперимент позволяет определить параметры функционирования объекта испытания в реальных условиях на местности. В результате проведения натурного эксперимента с помощью измерительно-регистрирующего комплекса фиксируется массив данных о реальном функционировании объекта, который необходимо сравнить с предполагаемыми результатами, полученными в результате математического моделирования.

### *1.2.9 Сравнительный анализ результатов моделирования и натурального эксперимента*

Информация о результатах математического моделирования и натурального эксперимента представляется в виде 3D кривой на цифровой карте полигона, в виде графиков и в табличном виде. Последовательно выбираются артиллерийская установка, артиллерийский выстрел, результаты моделирования внутренней и внешней баллистики, мишень и данные натуральных экспериментов от различных измерительно-регистрирующих устройств.

После сравнении результатов моделирования и натуральных экспериментов определяется необходимость уточнения параметров модели. Если результаты сравнения удовлетворяют утвержденным требованиям, то процесс моделирования заканчивается. При наличии значительных расхождений между модельными и экспериментальными данными необходимо проверить исходные данные (начальные условия, параметры стрельбы и т.п.). После чего принимается решение о необходимости уточнения параметров модели и повторном проведении цикла моделирования – натурального эксперимента – сравнения результатов.

## **1.3 Функциональная структура программного комплекса моделирования и визуализации процесса артиллерийского выстрела**

### *1.3.1 Концептуальная модель программного комплекса визуализации результатов моделирования*

В рамках рассмотренного системного подхода представления реальных объектов системы полигонных испытаний был разработан программный комплекс моделирования и визуализации процессов артиллерийского выстрела.

Концептуальная схема преобразования физических объектов и процессов полигонных испытаний в виртуальные объекты моделирования представлена на рисунке 1.9.

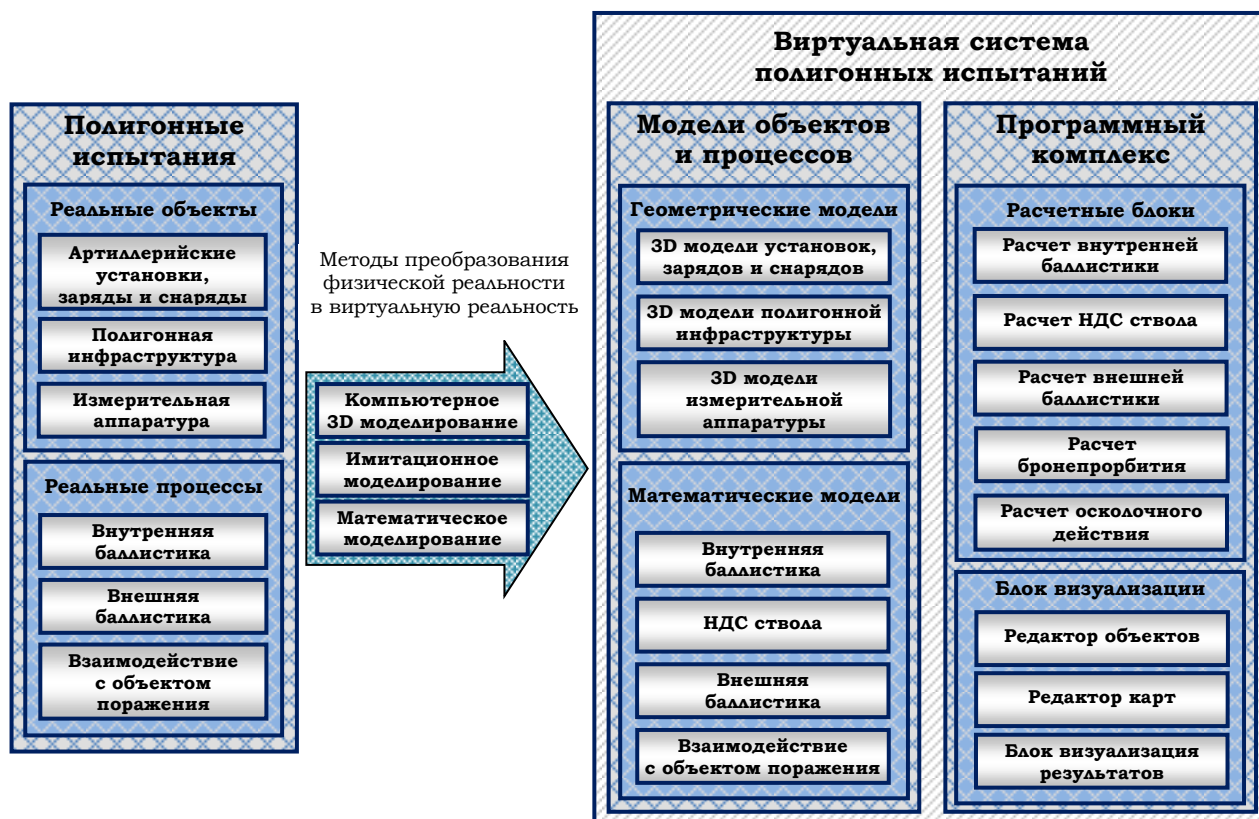


Рисунок 1.9 – Концептуальная схема представления полигонных испытаний в виде виртуальной системы полигонных испытаний

Виртуальная система полигонных испытаний, представленная в правой части рисунка 1.9 содержит следующие составные элементы: геометрические модели объектов полигонных испытаний и математические модели процессов артиллерийского выстрела, а также расчетные блоки и блок визуализации.

Структурное представление моделей и процессов было представлено выше (п. 1.1). Функциональные взаимосвязи между блоками программного комплекса представлены далее.

### 1.3.2 Взаимосвязь между расчётными блоками

Схема функциональной взаимосвязи между расчетными блоками представлена на рисунке 1.10.

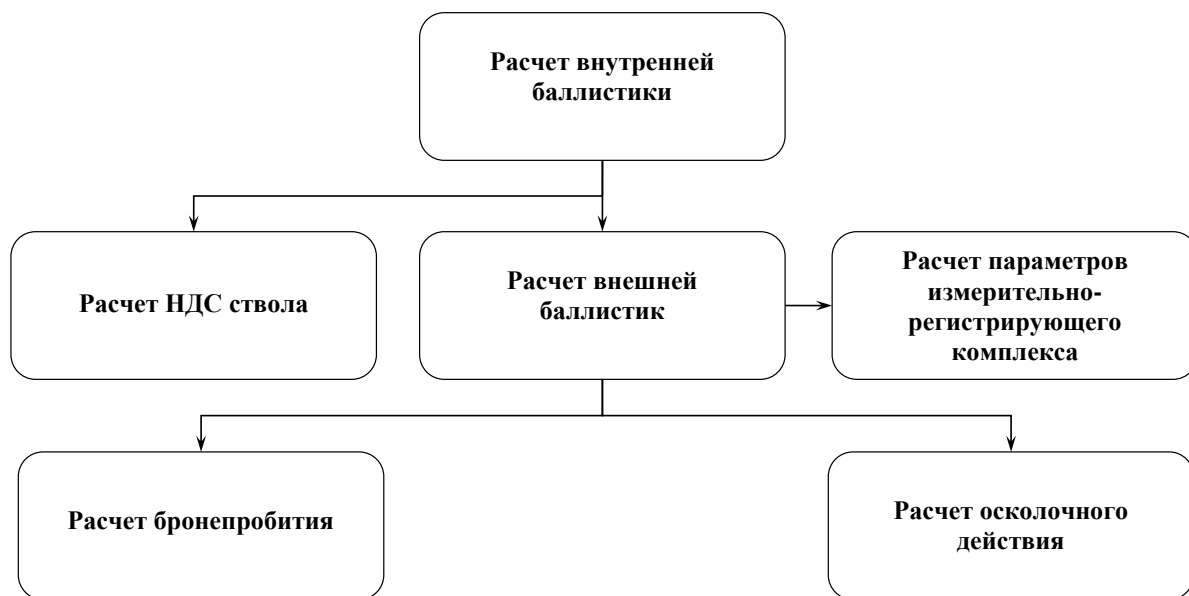


Рисунок 1.10 – Функциональные зависимости между расчетными блоками программного комплекса

Как видно из представленной схемы первоначально проводится расчет внутренней баллистики. В результате получаем массив данных относительно давления внутри канала ствола. Эти результаты используются в качестве динамических граничных условий для расчета напряженно-деформированного состояния (НДС) ствола. При нормальных условиях выстрела ствол претерпевает упругие деформации, если же давления превысят допустимый предел, то ствол может разрушиться и дальнейшие расчеты будут не актуальными.

Результаты расчета внутренней баллистики, а именно, дульная скорость и аксиальная скорость вращения снаряда, являются начальными условиями для внешнебаллистических расчетов.

Далее на основе расчета внешнебаллистической траектории движения снаряда проводятся расчеты терминальной баллистики: бронепробития и



осколочного действия. В данном случае рассматриваются скорости и углы подлета снаряда к цели.

Расчет параметров функционирования измерительно-регистрающего комплекса осуществляется на основе внешнебаллистической траектории снаряда.

### 1.3.3 Взаимосвязь между блоком визуализации и расчетными блоками

Функциональные зависимости между расчетными блоками и блоками визуализации представлены на рисунке 1.11.

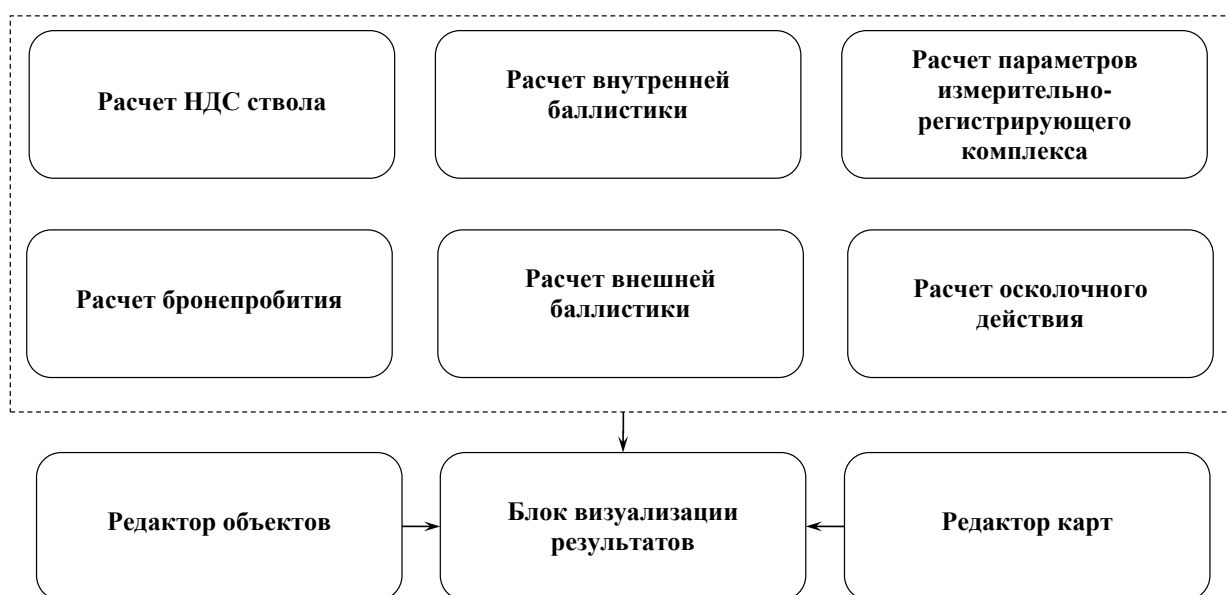


Рисунок 1.11 – Функциональные зависимости между расчетными и визуальными блоками

Блоки визуализации предназначены для отображения геометрических моделей и процессов артиллерийского выстрела.

В редакторе объектов создаются все 3D объекты программного комплекса за исключением рельефа местности. Виртуальный рельеф местности и расстановка 3D объектов осуществляется в редакторе карт.

Результаты, полученные в расчетных блоках, выгружаются в блок визуализации для отображения динамики функционирования рассматриваемых объектов.

## 1.4 Выводы

В данной главе рассмотрен вопрос разработки элементов виртуальной системы полигонных испытаний с позиции общей теории систем. Под системой подразумевается комплекс взаимодействующих элементов.

Структура элементов системы полигонных испытаний имеет иерархический вид. Проведенный анализ системы позволил выявить основные элементы системы: артиллерийский комплекс, инфраструктура полигона и измерительно-регистрирующий комплекс. Каждый из элементов системы представляет собой подсистему. Артиллерийский комплекс был представлен в виде набора взаимодействующих элементов: артиллерийское орудие и артиллерийский выстрел. Эти элементы в свою очередь также представлены в более детальном масштабе.

Инфраструктура полигона представлена в виде рельефа местности, на котором располагаются следующие элементы: здания, сооружения, механизмы, деревья, водоемы и растительность.

Измерительно-регистрирующий комплекс представлен в виде набора средств измерения и регистрации различных процессов артиллерийского выстрела. Отдельно рассматривается система регистрации траектории движения снаряда, которая состоит из опорно-поворотного устройства и спектра приборов измерений.

В работе определены основные элементы трехуровневой структуры процесса моделирования и визуализации полигонных испытаний: создание 3D моделей объектов системы полигонных испытаний, математическое моделирование различных процессов артиллерийского выстрела и проведение натурного эксперимента с анализом полученных результатов.

На основе проведенного анализа системы полигонных испытаний разработана функциональная структура программного комплекса моделирования и визуализации процесса артиллерийского выстрела.

## **ГЛАВА 2. РАЗРАБОТКА ВИРТУАЛЬНЫХ МОДЕЛЕЙ РЕЛЬЕФА, ИНФРАСТРУКТУРЫ ПОЛИГОНА И ОБЪЕКТОВ ИСПЫТАНИЙ**

### **2.1 Виртуальная карта полигона**

Полигонная инфраструктура представляет совокупность объектов, которые обеспечивают функционирование полигона, влияют на выбор положения артиллерийских установок и измерительных комплексов, либо ограничивают движение снаряда. Элементами полигонной инфраструктуры также являются комплексы зданий и сооружений, машины и механизмы, обеспечивающие перемещение людей и артиллерийских установок, а также водоемы, деревья, кустарники и растительность, произрастающая на местности.

Элементы инфраструктуры располагаются на поверхности земли, которая ограничивает движение снаряда. Поэтому рельеф местности будем также относить к инфраструктуре. Характерной особенностью рельефа местности, зданий и сооружений является стационарность их состояния в течение продолжительного периода времени.

#### *2.1.1 Общеземные системы координат*

Цифровая модель виртуального испытательного баллистического полигона основывается на цифровой модели рельефа. Под цифровой моделью рельефа подразумевается «особый вид трёхмерных математических моделей, представляющие собой отображение «рельефа», как реальных, так и абстрактных геополей (поверхностей)» [85]. Построение цифровой модели рельефа осуществляется в общеземной системе координат.

В соответствии с Постановлением Правительства Российской Федерации № 1463 от 28 декабря 2012 г. «О единых государственных системах координат» [86] в Российской Федерации используется единая общеземная геоцентрическая

система координат ПЗ–90.11, описание которой содержится на портале Генерального штаба Вооруженных сил РФ в виде электронного ресурса «Параметры Земли 1990 года» ПЗ–90.11 [87].

Параметры Земли содержат следующие характеристики [88]:

- фундаментальные геодезические характеристики (геоцентрическая гравитационная постоянная Земли  $fM$ ,  $\text{км}^3/\text{с}^2$ , угловая скорость вращения Земли  $\Omega_3$ , рад/с);
- параметры общеземного эллипсоида (большая полуось  $a_3$ , м, коэффициент полярного сжатия эллипсоида  $\alpha_3$ );
- параметры гравитационного поля Земли (аномалии вычисления гравитационного поля);
- геоцентрическую систему координат (определения центра Земли и направление координатных осей);
- параметры связи с другими системами координат (формулы перехода из одной системы координат в другую).

Аналогом ПЗ–90.11 является [88] мировая система координат WGS-84, которая используется в современных GPS приемниках, а также международная земная опорная система ITRF-80, использующая эллипсоид GRS80.

Фундаментальные Параметры Земли представлены в таблице 2.1.

Таблица 2.1 – Параметры Земли в различных геоцентрических системах

Характеристика	Размерность	Система координат		
		ПЗ-90.11	WGS-84(G1150)	GRS80
Геоцентрическая гравитационная постоянная Земли, $fM$	$\text{км}^3/\text{с}^2$	$398600,4418 \cdot 10^{+9}$	$398600,4418 \cdot 10^{+9}$	$398600,5 \cdot 10^{+9}$
Угловая скорость вращения Земли, $\Omega_3$	рад/с	$7,292115 \cdot 10^{-5}$	$7,292115 \cdot 10^{-5}$	$7,292115 \cdot 10^{-5}$
Большая полуось, $a_3$	м	6378136,0	6378137,0	6378137,0
Коэффициент полярного сжатия эллипсоида, $\alpha_3$		1/298,25784	1/298,257223563	1/298,257222101

Баллистические и орбитальные расчеты осуществляются в небесной (инерциальной) системе координат. В качестве опорной небесной системы ICRS используются каталоги экваториальных координат внегалактических радиоисточников. Небесная система реализована в Международной небесной системе отсчета ICRF [89].

Модель Земли в ПЗ–90.11 представляет собой эллипсоид вращения с началом координат  $O_3$ , который совпадает с центром тяжести Земли (рисунок 2.1).

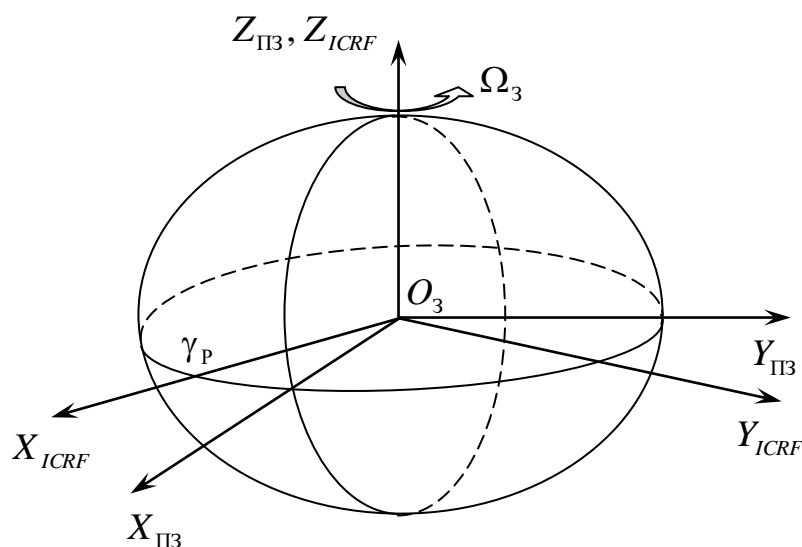


Рисунок 2.1 – Общеземные системы координат

Эллипсоид вращается с угловой скоростью  $\Omega_3$ . В системе координат ПЗ–90.11 ось  $Z_{ПЗ}$  является осью вращения эллипсоида и направлена к Условному земному полюсу, ось  $X_{ПЗ}$  – направлено в точку пересечения плоскости экватора с начальным меридианом, ось  $Y_{ПЗ}$  – дополняет систему координат до правой.

Система ICRF отличается от ПЗ–90.11 направлением оси  $X_{ICRF}$ , которая направлена в точку весеннего равноденствия  $\gamma_3$ , ось  $Z_{ICRF}$  также направлена на северный полюс Земли, а ось  $Y_{ICRF}$  дополняет до правой системы координат (рисунок 2.1).

Направление осей в WGS-84 и ITRS совпадает с ПЗ–90.11, но из-за некоторых методологических и технических особенностей системы координат незначительно отличаются.

Геодезическая система координат позволяет определить точку на Земли с помощью трех координат: широты  $B$ , долготы  $L$  и высоты  $H$  над уровнем эллипсоида.

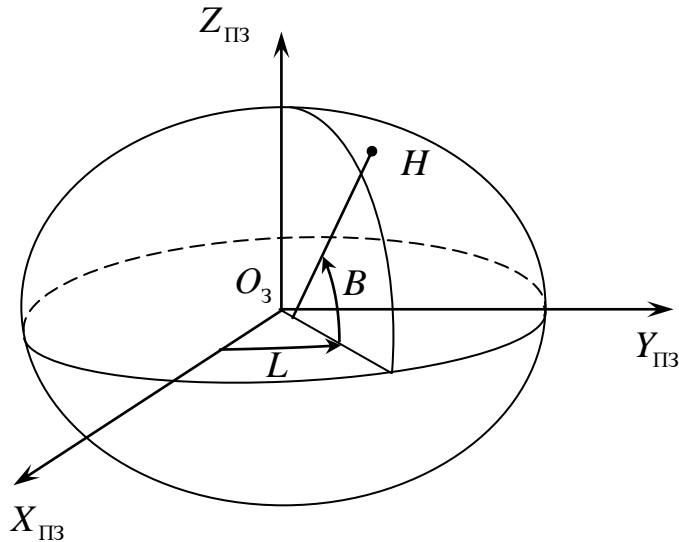


Рисунок 2.2 – Геодезическая система координат

Геодезические параметры определены следующим образом [89]:

- широта  $B$  – это угол между нормалью к эллипсоиду, проходящей через заданную точку, и плоскостью экватора;
- долгота  $L$  – это двугранный угол между плоскостью начального меридиана и плоскостью меридиана, проходящего через заданную точку (положительное направление счета долгот от начального меридиана к востоку, от  $0^\circ$  до  $360^\circ$ );
- высота  $H$  – это отрезок нормали к общеземному эллипсоиду от его поверхности до заданной точки.

Преобразование геодезических координат в геоцентрические координаты осуществляется по следующим формулам [89]:

$$\begin{cases} X = (N + H)\cos B \cos L, \\ Y = (N + H)\cos B \sin L, \\ Z = ((1 - e^2)N + H)\sin B, \end{cases} \quad (2.1)$$

где  $X, Y, Z$  – пространственные прямоугольные координаты точки;  $B, L, H$  – геодезические координаты точки;  $e = \sqrt{2\alpha_3 - \alpha_3^2}$  – эксцентриситет эллипсоида;

$N = \frac{a_3}{\sqrt{1 - e^2 \sin^2 B}}$  – радиус кривизны первого вертикала.

Обратное преобразование геоцентрических координат в геодезические координаты осуществляется по алгоритму [89] (см. Приложение А).

### 2.1.2 Референчные системы координат

Референчные системы координат предназначены для плоского представления объектов на двумерной карте. Координаты земной поверхности проецируют на фигуры, которые можно развернуть. Наиболее распространенные фигуры – это плоскость, конус и цилиндр. Во многих информационных системах используется поперечно-цилиндрическая система Меркатора (Universal Transverse Mercator, UTM [90, 91]) основанная на эллипсоиде WGS-84 с масштабным коэффициентом  $k_0 = 0,9996$ .

Поперечно-цилиндрическая проекция делит Земную поверхность на 60 пронумерованных зон шириной  $6^\circ$ . Нумерация зон UTM начинается с 1 ( $180^\circ$ – $186^\circ$ ), 2 ( $186^\circ$ – $192^\circ$ ), ..., 60 ( $174^\circ$ – $180^\circ$ ).

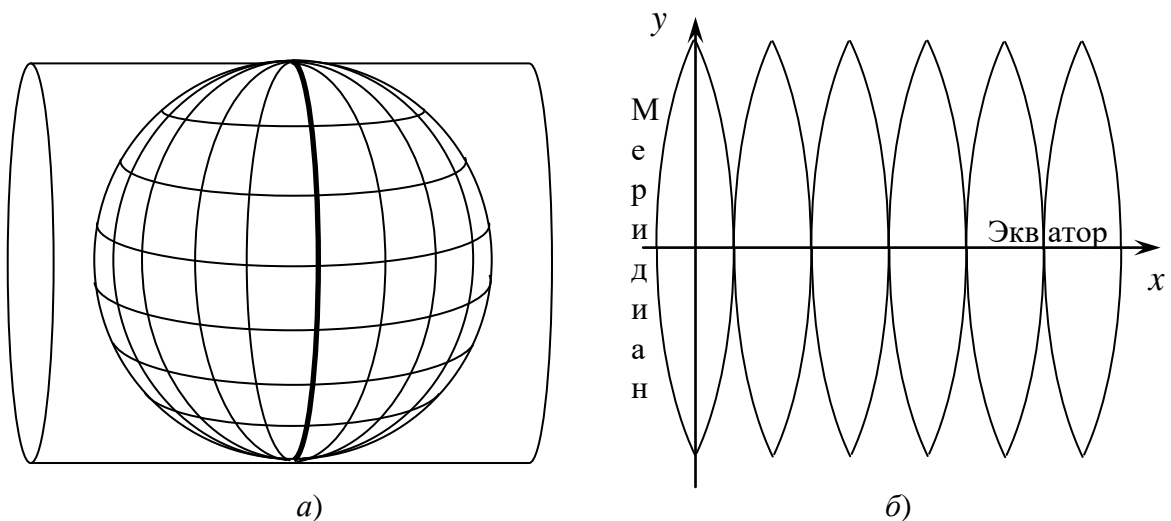


Рисунок 2.3 – Поперечно-цилиндрическая проекция:

а) касание цилиндра меридиана и б) проекции  $6^\circ$  участков на цилиндре

В проекции UTM вводится показатель ложный сдвиг в восточном направлении (False Easting, FE), который равен 500 000 м, для того, чтобы все координаты принимали положительное значение. Аналогично для южной полусферы вводится показатель ложного сдвига в северном направлении (False Northing, FN), равный 10 000 000 м.

Локальная референцная система РФ основывается на государственной геодезической сети, которая закрепляет систему координат на территории РФ и некоторых прилегающей к ней регионов. Государственная нивелирная сеть распространяет на территории страны нормальную систему высот относительно нуля Кронштадского футштока (Балтийская система).

На территории СССР в 1946 году была принята референцная система СК-42. В 2000 году на территории Российской Федерации введена референцная система СК-95. Постановлением № 1463 от 28.12.2012 года «О единых государственных системах координат» [86] для осуществления геодезических и картографических работ вводится геодезическая система координат 2011 года (ГСК-2011). В этом же постановлении устанавливается, что предыдущие системы СК-42 и СК-95 применяются до 1 января 2017 года.

В РФ для проведения картографических и геодезических работ используется поперечно-цилиндрическая проекция Гаусса-Крюгера, которая также делит земную поверхность на  $6^\circ$ . Нумерация зон начинается с 1 ( $0^\circ-6^\circ$ ), 2 ( $6^\circ-12^\circ$ ), ..., 60 ( $154^\circ-360^\circ$ ). В проекции Гаусса-Крюгера (в отличие от проекции UTM) осевой меридиан отвечает за ось абсцисс, а экватор за ось ординат. В проекции Гаусса-Крюгера вводится показатель ложного сдвига в восточном направлении (False Easting, FE), который равен 500 000 м.

Геодезические координаты референцной системы РФ относятся к эллипсоиду Красовского, большая полуось которого  $a_{кр} = 6378245,0$  м, коэффициент полярного сжатия эллипсоида  $\alpha_{кр} = 1/298,3$ . Масштабный коэффициент в проекции Гаусса-Крюгера равен единице ( $k_0 = 1,0$ ).



### 2.1.3 Цифровая модель полигона

Полигон располагается в 37-й зоне северной широты проекции UTM [58] на эллипсоиде WGS 84 и согласно [90] имеет следующее обозначение EPSG: 32637-WGS 84 / UTM zone 37N. Преобразование геодезических и плоских координат между проекциями, определенными в российской и международной системах, определяются по формулам, содержащимся в документах [89-91].

Карта высот создается в геоинформационных системах QGIS [92] и Global Mapper [93]. На рисунке 2.4 представлено формирование карты высот в системе QGIS.

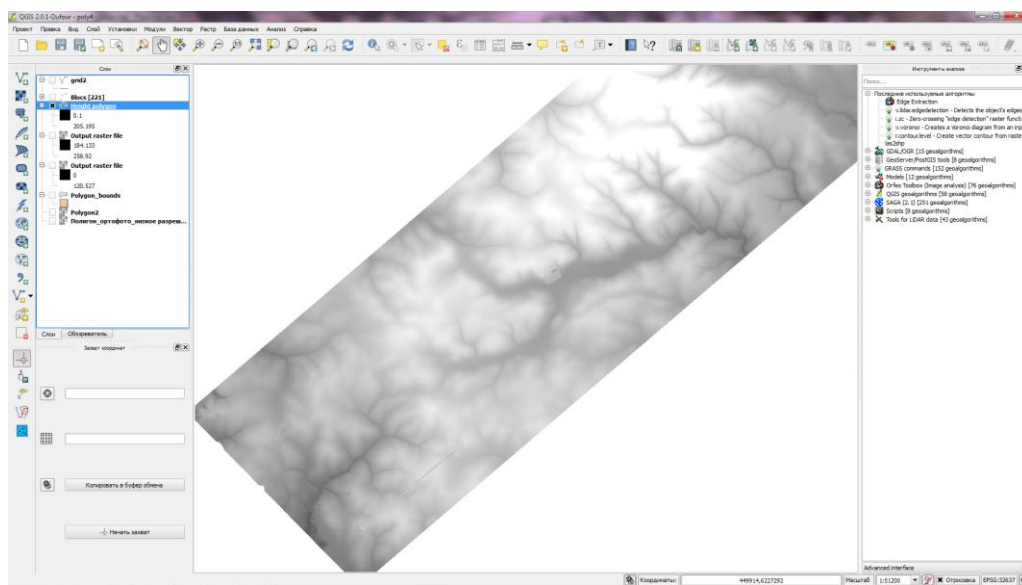


Рисунок 2.4 – Создание карты высот в QGIS

На карту высот накладывается текстура местности, полученная на основе данных аэрофотосъемки. Пример создания текстуры местности в системе QGIS представлен на рисунке 2.5.

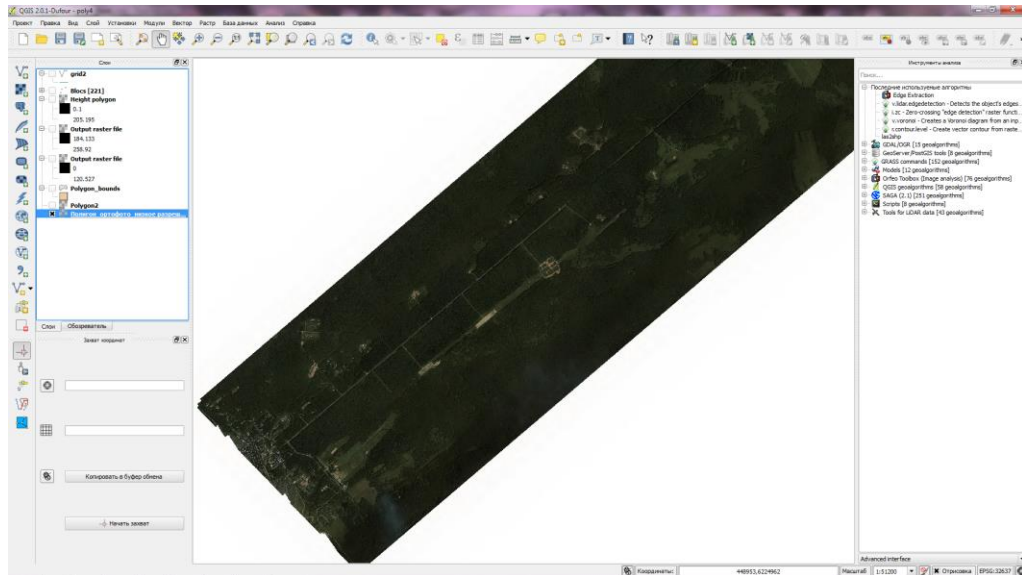


Рисунок 2.5 – Создание текстуры в QGIS

Результаты, полученные в одной из геоинформационных систем, импортируются в программный комплекс (рисунок 2.6) и осуществляется привязка виртуальных объектов к созданной карте. Качественное отображение карты высот и текстуры достигается настройкой уровня детализации ландшафта.



Рисунок 2.6 – Цифровая карта полигона



### 2.1.4 Виртуальные объекты инфраструктуры

Виртуальные объекты инфраструктуры, здания сооружения, создаются на основе реальных размеров и расставляются на виртуальной карте полигона.

Наиболее детализировано представлены области, на которых находятся артиллерийские комплексы и проводятся замеры результатов стрельбы. В частности, на рисунке 2.7 представлены отдельные здания полигона и кирпичные перегородки, отделяющие участки проведения стрельбовых испытаний. На рисунке 2.8 представлена трибуна, перед которой происходит демонстрация возможностей вооруженной техники.

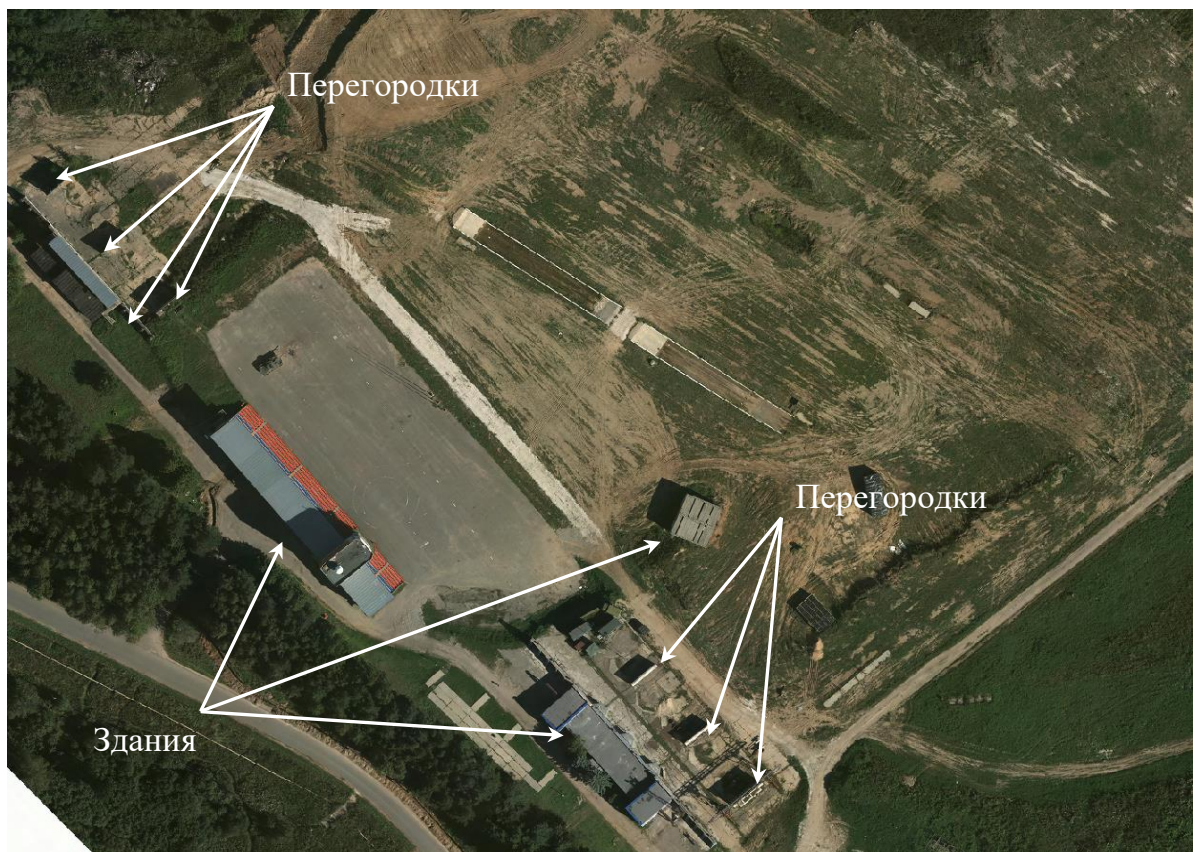


Рисунок 2.7 – Расположение зданий и сооружений



Рисунок 2.8 – Вид сверху трибуны

На рисунках 2.9 и 2.10 представлены виртуальная модель трибуны и другие объекты инфраструктуры полигона.

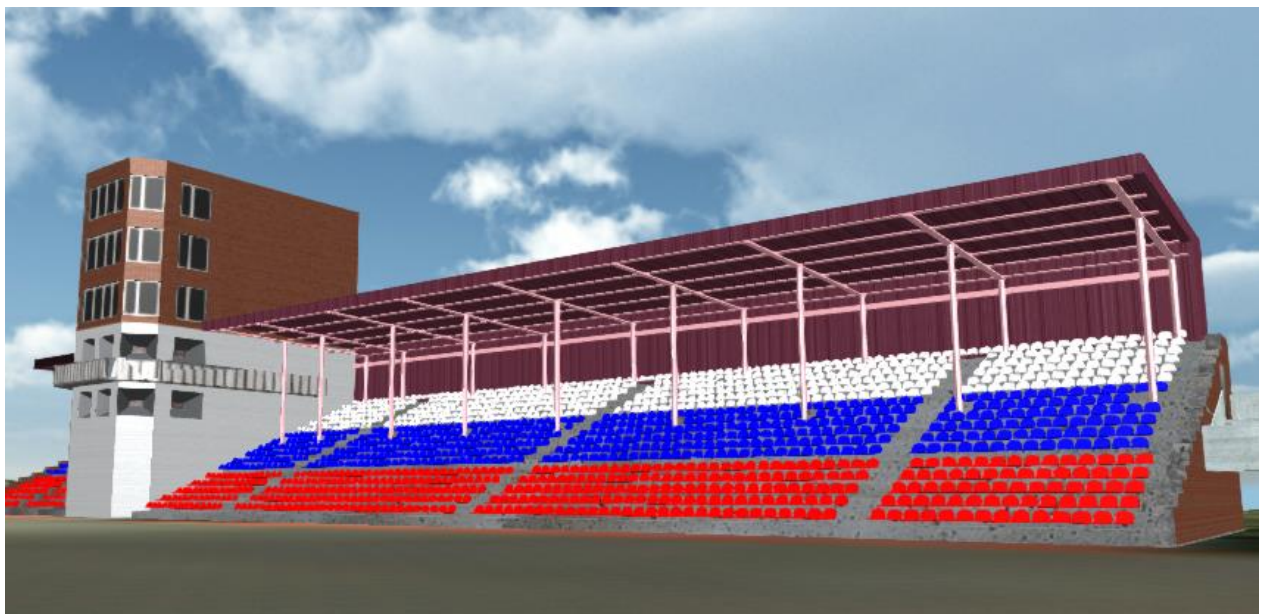


Рисунок 2.9 – Трибуна на виртуальном полигоне





Рисунок 2.10 – Виртуальные модели объектов инфраструктуры полигона

## 2.2 Виртуальные модели артиллерийских комплексов

### 2.2.1 Виртуальная модель танка

В работе рассматривается модель гладкоствольной 125-мм танковой пушки 2А46 (Д-81), которая устанавливается на танке Т-72, Т80 и Т-90 различных модификаций (рисунок 2.11).



Рисунок 2.11 – Виртуальная 3D модель танка на полигоне

Основные характеристики орудия 2А46 [94], необходимые для расчета внутренней и внешней баллистики, приведены в таблице 2.2 [55, 56].

Таблица 2.2 – Характеристики артиллерийского орудия 2А46

Характеристика	Размерность	Значение
Диаметр канала ствола, $D_{\text{кн}}$	м	0,125
Длина каморы, $L_{\text{км}}$	м	0,84
Длина канала ствола, $L_{\text{кн}}$	м	5,16
Теплоемкость металла установки, $c_{\text{уст}}$	Дж·кг/К	462
Теплопроводность металла установки, $\lambda_{\text{уст}}$	Н/(с·К)	47
Плотность металла установки, $\delta_{\text{уст}}$	кг/м <sup>3</sup>	7800
Минимальный угол возвышения, $\theta_{\text{min}}$	градусы	-5°
Максимальный угол возвышения, $\theta_{\text{max}}$	градусы	+15°

В состав боекомплекта современных 125 мм танковых орудий 2А46 входит широкий арсенал выстрелов [94]. В данной работе рассматриваются следующие комплекты выстрела: бронебойно-подкалиберный ЗВБМ17 и осколочно-фугасный ЗВОФ36.

1) Комплект выстрела ЗВБМ17 с бронебойно-подкалиберным снарядом ЗБМ44 и активной частью ЗБМ42 комплектуется основным зарядом 4Ж63 (рисунок 2.11) и дополнительным зарядом (рисунок 2.12).

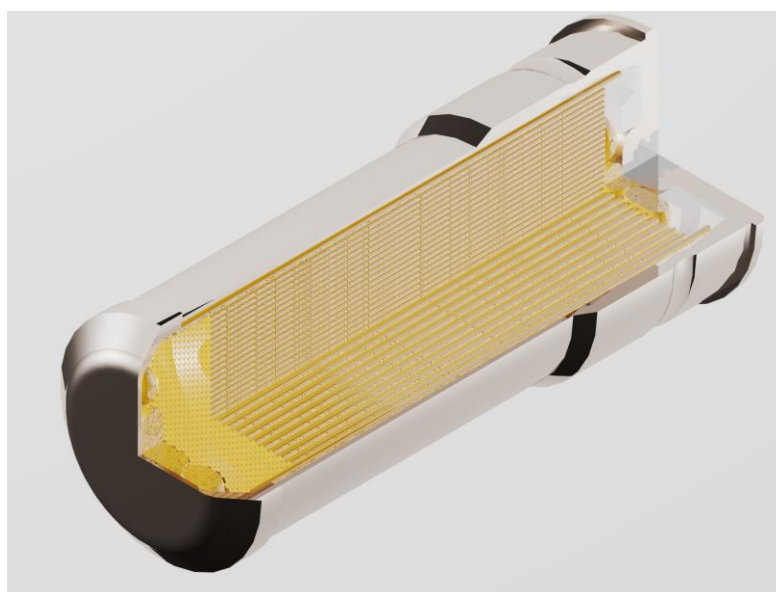


Рисунок 2.12 – Виртуальная 3D модель заряда 4Ж63

Основной заряд 4Ж63  $\omega_1 = 5,300$  кг находится внутри сгораемой гильзы  $\omega_{сг} = 0,640$  кг и комплектуется трубчатыми пироксилиновыми порохами [55]. В состав основного заряда 4Ж63 входят два воспламенителя ДРП №1:  $\omega_{в1} = 0,085$  кг и  $\omega_{в2} = 0,050$  кг, которые располагаются в начале и в конце основного заряда.

Дополнительный заряд  $\omega_2 = 2,900$  кг находится внутри сгораемой гильзы  $\omega_{сг} = 0,845$  кг. Виртуальная модель дополнительного заряда артиллерийского выстрела представлена на рисунке 2.13.

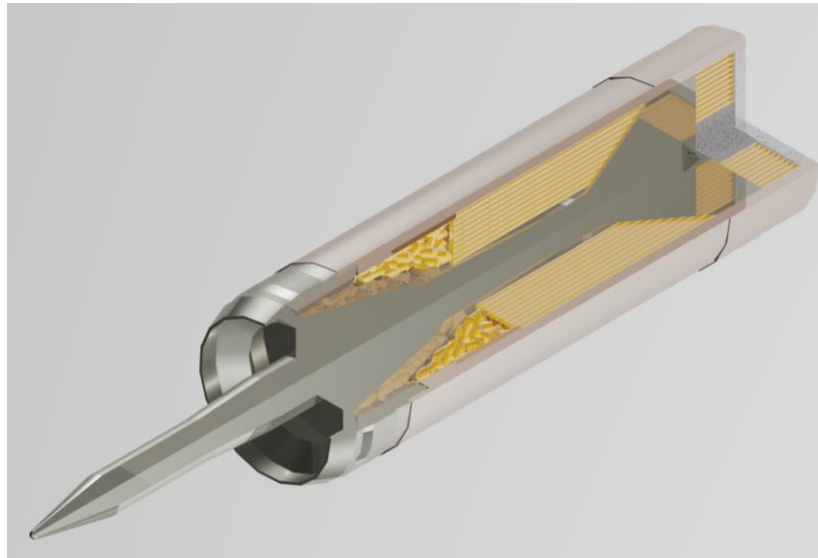
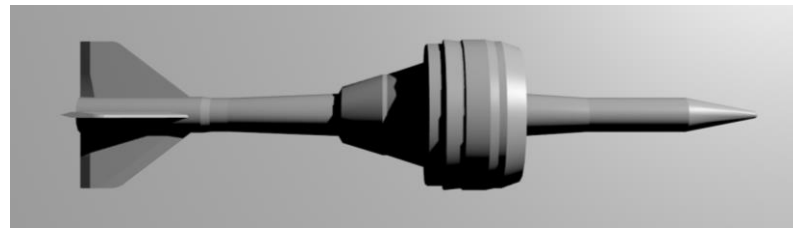
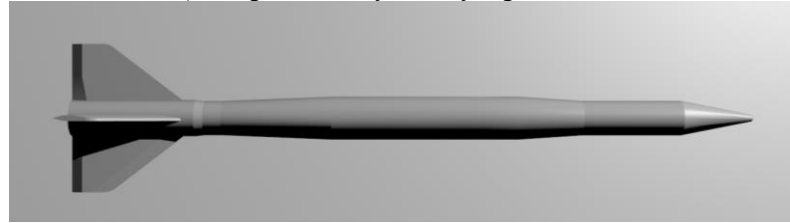


Рисунок 2.13 – Виртуальная 3D модель дополнительного заряда

Виртуальная модель снаряда ЗБМ44 представлена на рисунке 2.14. В состав снаряда входит ведущее устройство, которое движется вместе с активной частью снаряда внутри ствола и не дает прорываться пороховым газам (рисунок 2.14а). После вылета снаряда из ствола ведущее устройство отделяется и на внешней траектории движется только активная часть снаряда, стабилизируемая оперением (рисунок 2.14).



а) снаряд с ведущим устройством



б) активная часть снаряда

Рисунок 2.14 – Виртуальная 3D модель снаряда ЗБМ44 с ведущим устройством и активная часть снаряда

Основные параметры бронебойно-подкалиберного снаряда ЗБМ44 приведены в таблице 2.6.

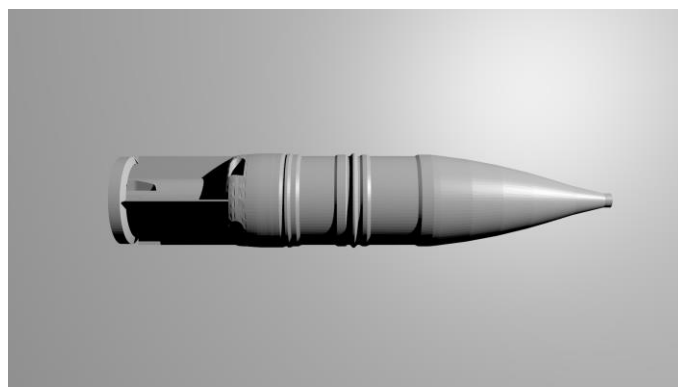
Таблица 2.6 – Характеристики бронебойно-подкалиберного снаряда ЗБМ44

Характеристика	Размерность	Значение
Масса снаряда, $q$	кг	7,05
Масса активной части, $m$	кг	4,85
Длина снаряда, $l_{сн}$	м	0,57
Дульная скорость, $v_d$	м/с	1700
Максимальное давление, $p_m$	МПа	444

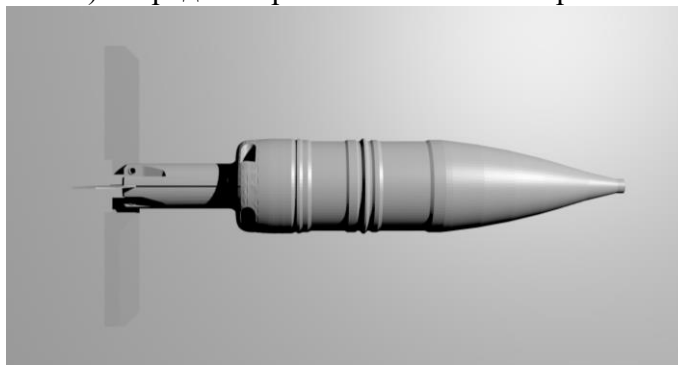
2) Комплект выстрела ЗВОФ36 состоит из заряда 4Ж52 зерненого пироксилинового пороха  $\omega_1 = 5,0$  кг, [56] и осколочно-фугасного снаряда ЗОФ26 (рисунок 2.15).

К снаряду крепятся аэродинамические стабилизаторы, которые при загрузке в ствол находятся в закрытом состоянии (рисунок 2.15а). На внешнебаллистической траектории стабилизаторы снаряда раскрываются (рисунок 2.15б).





а) снаряд с закрытыми стабилизаторами



б) снаряд с закрытыми стабилизаторами

Рисунок 2.15 – Виртуальная 3D модель снаряда 3ОФ26 внутри ствола и на внешнебаллистической траектории

Основные характеристики снаряда для расчета приведены в таблице 2.7.

Таблица 2.7 – Характеристики осколочно-фугасного снаряда 3ОФ26

Характеристика	Размерность	Значение
Масса, $q$	кг	23
Масса взрывчатого вещества А-IX-2, $m_{\text{вв}}$	кг	3,4
Длина снаряда, $l_{\text{сн}}$	м	0,62
Дульная скорость, $v_{\text{д}}$	м/с	870
Максимальное давление, $p_m$	МПа	324

### 2.2.2 Виртуальная модель гаубицы

Второй артиллерийский комплекс – буксируемая гаубица «Гиацинт-Б» (рисунки 2.16) с нарезным 152-мм орудием 2А36, предназначенная для поражения бронированных целей, живой силы, огневых средств противника и решения ряда других задач [95, 96].

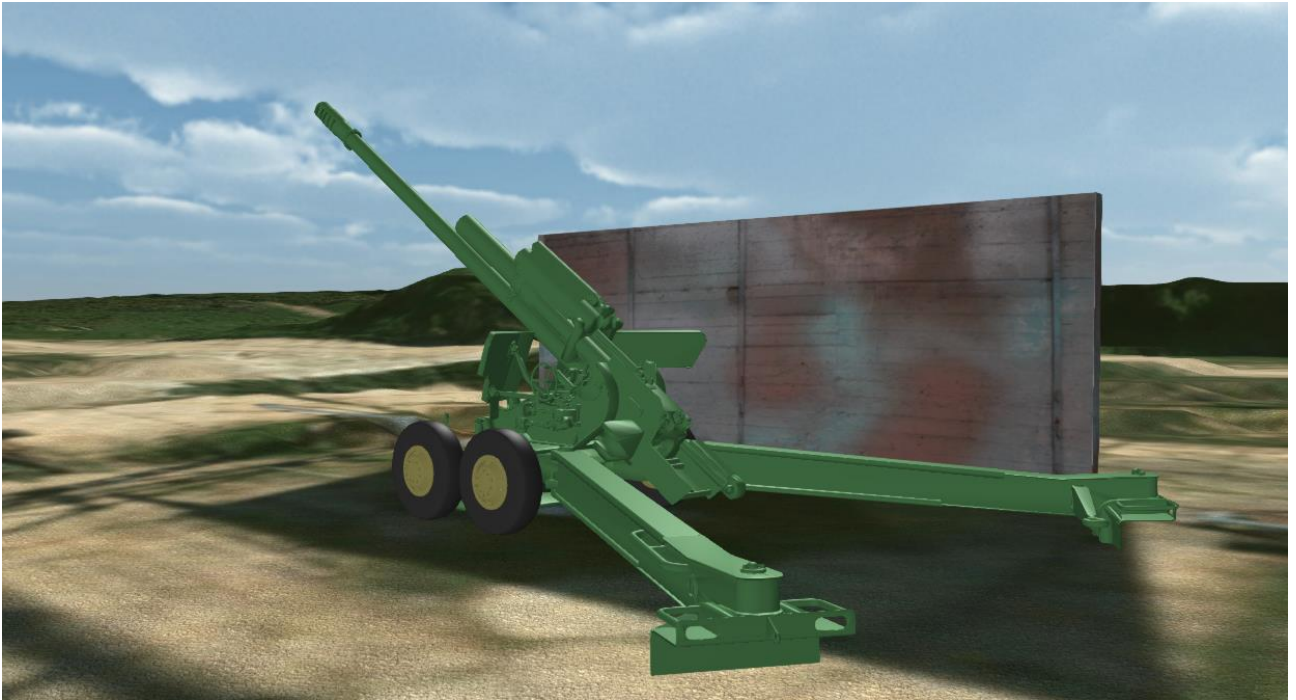


Рисунок 2.16 – Виртуальная 3D модель гаубицы “Гиацинт-Б” на полигоне

Основные характеристики артиллерийского орудия 2А36, необходимые для расчета внутренней и внешней баллистики [56], приведены в таблице 2.8.

Таблица 2.8 – Характеристики артиллерийского орудия 2А36

Характеристика	Размерность	Значение
Диаметр канала ствола, $D_{\text{кн}}$	м	0,1524
Длина каморы, $L_{\text{км}}$	м	1,015
Длина канала ствола, $L_{\text{кн}}$	м	6,322
Теплоемкость металла установки, $c_c$	Дж·кг/К	462
Теплопроводность металла установки, $\lambda_c$	Н/(с·К)	47
Плотность металла установки, $\delta_c$	кг/м <sup>3</sup>	7800
Минимальный угол возвышения, $\theta_{\text{min}}$	градусы	-2,5°
Максимальный угол возвышения, $\theta_{\text{max}}$	градусы	+57°

В работе рассматривается артиллерийский выстрел ЗВОФ39 с полным зарядом 4Ж47, содержащим  $\omega_1 = 18$  кг зернового пороха 22/7, (рисунок 2.17) и осколочно-фугасным снарядом ЗОФ29 (рисунок 2.18). В состав заряда 4Ж47 входят два торцевых воспламенителя и “флейта” с общей массой  $\omega_b = 0,810$  кг.

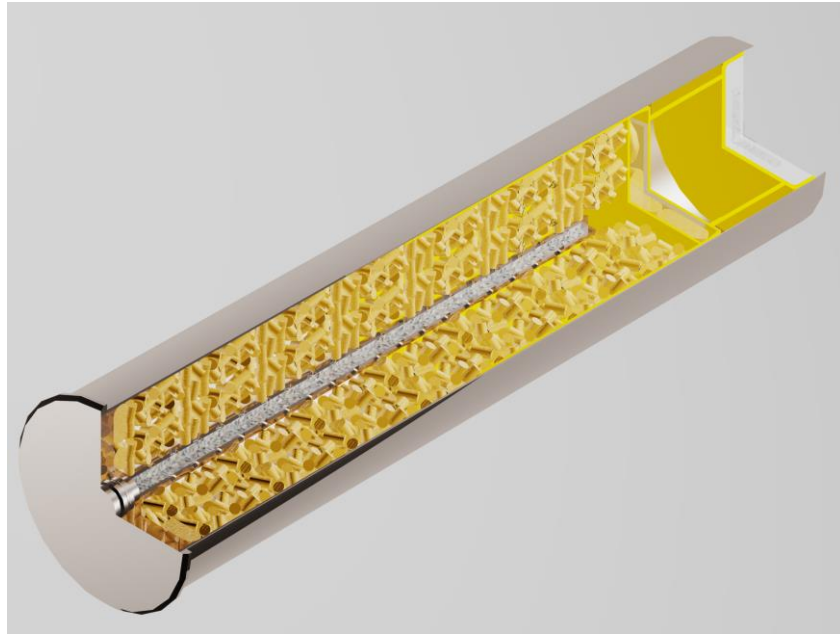


Рисунок 2.17 – Виртуальная 3D модель заряда 4Ж47 к снаряду 30Ф29

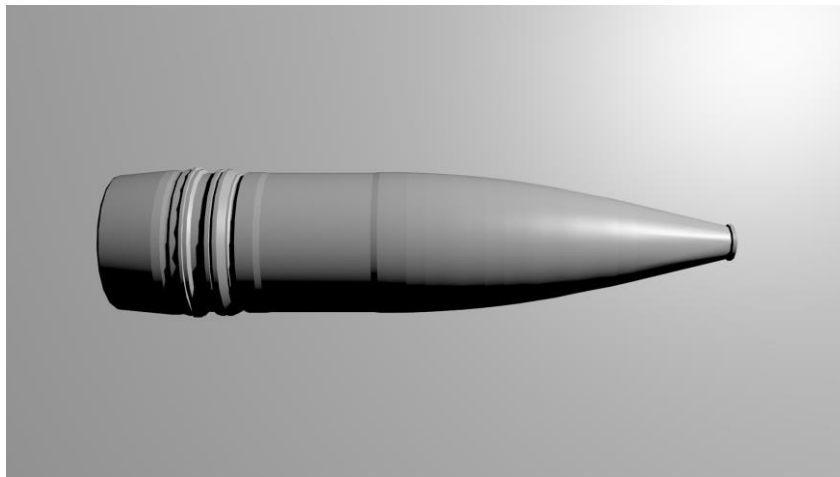


Рисунок 2.18 – Виртуальная 3D модель 152-мм осколочно-фугасного снаряда 30Ф29

Основные характеристики снаряда приведены в таблице 2.9.

Таблица 2.9 – Характеристики осколочно-фугасного снаряда 30Ф29

Характеристика	Размерность	Значение
Масса, $q$	кг	46
Масса взрывчатого вещества А-IX-2, $m_{\text{вв}}$	кг	5,6
Длина снаряда, $l_{\text{сн}}$	м	0,71
Дульная скорость, $v_{\text{д}}$	м/с	945
Максимальное давление, $p_m$	МПа	321,6

## 2.3 Виртуальные модели измерительно-регистрирующей аппаратуры

Список рассматриваемых измерительных приборов:

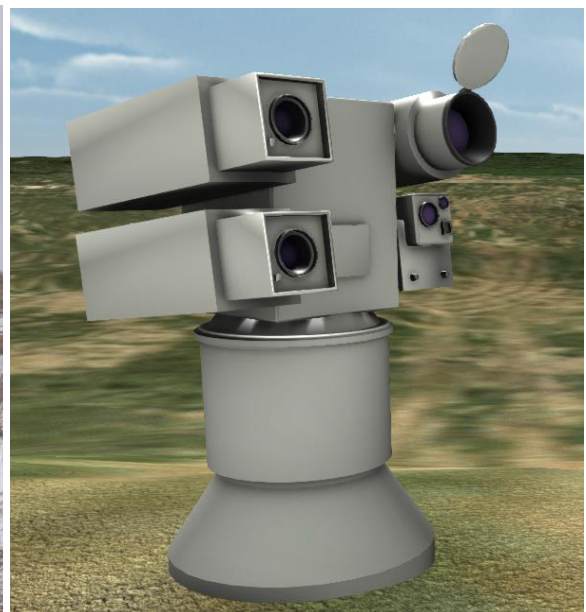
- малогабаритная оптико-электронная станция “Вереск-М”;
- скоростная видеокамера СВК-1;
- доплеровская радиолокационная станция ЛУЧ-88М1;
- радиолокатор аэрологический малогабаритный РАМ-1.

### 2.3.1 Малогабаритная оптико-электронная станция “Вереск-М”

МОЭС “Вереск-М” [82] предназначена для проведения траекторных измерений: определения угловых координат и расстояния до перемещающихся в пространстве объектов с их автоматическим сопровождением, отображением, регистрацией и передачей видео и измерительной информации в реальном масштабе времени. На рисунке 2.10а представлена фотография МОЭС “Вереск-М” на полигоне и ее виртуальная модель (рисунке 2.19б).



а)



б)

Рисунок 2.19 – Фотография и виртуальная модель МОЭС “Вереск-М”

Основные технические характеристики прибора представлены в таблице 2.4.

Таблица 2.4 – Технические характеристики МОЭС “Вереск-М”

Характеристика	Размерность	Значение
Диапазон углов вращения по азимуту: по углу места:	градусы	без ограничений от $-10^{\circ}$ до $+185^{\circ}$
Максимальная угловая скорость по азимуту: по углу места:	градусы/с	100 30
Максимальная угловая скорость по азимуту: по углу места:	градусы/с <sup>2</sup>	120 30
Точность установки в заданное угловое положение	секунды	1
Средняя угловая погрешность угловых координат: по телевизионному каналу по тепловизионному каналу	секунды	не более 15 не более 45
Частота видеосъемки: по телевизионному каналу по тепловизионному каналу	Гц	30 60

### 2.3.2 Скоростная видеокамера СВК-1

Комплекс СВК-1 [97] предназначен для видеосъемки быстропротекающих процессов при испытаниях вооружения и военной техники. На рисунке 2.20 представлена виртуальная модель станции ЛУЧ-88М1.



Рисунок 2.20 – Виртуальная 3D модель скоростной видеокамеры СВК-1 на полигоне

Основные технические характеристики прибора представлены в таблице 2.5.

Таблица 2.5 – Технические характеристики комплекса СВК-1

Характеристика	Размерность	Значение
Максимальная скорость съемки при полном разрешении	кадров/сек	500
Общее количество светочувствительных элементов матрицы	пикселей	1024×1024
Максимальная скорость съемки при пониженном разрешении:		
1024×512	кадров/сек	1000
1024×256		2000
1024×50		10000

В состав комплекса также входит цифровая видеокамера, фотодатчик, блок питания, комплект кабелей, треноги, персональный компьютер.

### 2.3.3 Доплеровская радиолокационная станция ЛУЧ-88М1

Станция ЛУЧ-88М1 [97] предназначен для определения и анализа параметров поступательного движения неактивных боеприпасов калибра 5 мм и более, перемещающихся по баллистической траектории.

На рисунке 2.21 представлена виртуальная модель доплеровской радиолокационной станции ЛУЧ-88М1.



Рисунок 2.21 – Виртуальная 3D модель доплеровской радиолокационной станции ЛУЧ-88М1

Основные технические характеристики станции представлены в таблице 2.6.

Таблица 2.6 – Технические характеристики станции ЛУЧ-88М1

Характеристика	Размерность	Значение
Относительное среднеквадратичное отклонение измерения радиальной скорости движения боеприпаса	проценты	не более 0,1
Диапазон радиальных скоростей движения боеприпасов	м/с	от 10 до 3000
Частота зондирующего сигнала	МГц	10410
Ширина диаграммы направленности антенной системы радиолокационного блока в обеих плоскостях	градусы	4×4



### 2.3.4 Радиолокатор аэрологический малогабаритный РАМ-1

На рисунке 2.39 представлена виртуальная модель радиолокатора РАМ-1 [81]. Радиолокатор предназначен для измерения горизонтального и вертикальных углов и расстояния в направлении на прибор аэрологического зондирования атмосферы; вычисления высоты радиозонда; приема телеметрических радиосигналов; вычисления скорости и направления ветра.

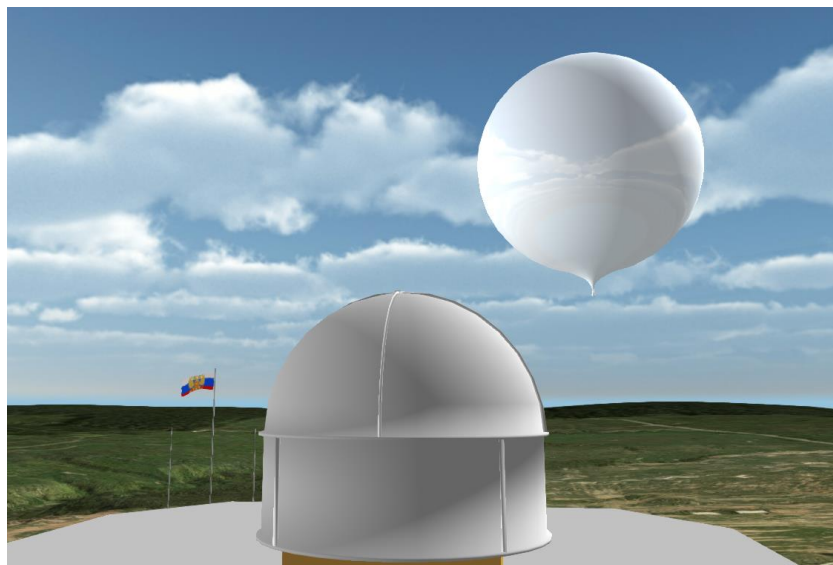


Рисунок 2.22 – Виртуальные 3D модели радиолокатора РАМ-1 и метеорологического зонда

Основные технические характеристики радиолокатора представлены в таблице 2.7.

Таблица 2.7 – Технические характеристики радиолокатора РАМ-1

Характеристика	Размерность	Значение
Диапазон измерения горизонтальных углов	градусы	от 0 до 360
Диапазон измерения вертикальных углов	градусы	от 1 до 90
Диапазон измерения расстояния	км	до 200
Высота зондирования	км	до 40
Систематическая погрешность измерения расстояния в режиме автосопровождения	м	не более 30
Систематическая погрешность измерения угловых координат в режиме автосопровождения	градусы	не более 0,05



## 2.4. Выводы

В данной главе представлены результаты разработки виртуальной цифровой модели полигона, элементы полигонной инфраструктуры и объектов испытаний.

Рассмотрены вопросы преобразования координат при создания цифровой модели полигона и технологии создания виртуальных объектов инфраструктуры.

Представлены виртуальные модели и основные характеристики артиллерийских орудий и выстрелов, рассматриваемых в работе.

Разработаны виртуальные модели измерительно-регистрирующей аппаратуры и представлены их основные характеристики.

### ГЛАВА 3. РАЗРАБОТКА КОМПЛЕКСНОЙ ФИЗИКО-МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ПРОЦЕССА АРТИЛЛЕРИЙСКОГО ВЫСТРЕЛА

#### 3.1. Моделирование внутренней баллистики

##### *3.1.1 Системы уравнений газовой динамики для различных конструкций заряда*

Движение горящих пороховых элементов по каналу ствола в процессе выстрела представляет собой классический случай движения гетерогенной системы, обусловленного процессами тепло-массообмена и трения между фазами. Основные допущения модели [1, 2]:

- 1) расстояния, на которых параметры течения меняются существенно, много больше расстояний между частицами и размера самих частиц;
- 2) различные фазы присутствуют одновременно во всех точках пространства, в то же время каждая фаза занимает часть объема смеси;
- 3) расчет движения каждой фазы может производиться независимо от смеси при условии, что обеспечивается соответствующий учет взаимодействия между различными фазами;
- 4) вязкость и теплопроводность существенна лишь в процессах взаимодействия фаз;
- 5) частицы в среднем одинаковых размеров, столкновениями, т.е. взаимодействием между ними можно пренебречь.
- 6) движение фаз одномерно;
- 7) теплоотдача к горячей поверхности зерен не учитывается (скорость движения тепловой волны в порохе равна скорости горения);
- 8) материал частиц несжимаем;

- 9) параметры газа внутри и вне пороховых элементов в данном сечении одинаковы;
- 10) пороховые элементы, входящие в различные части заряда, одинаковы;
- 11) теплофизические характеристики продуктов горения пороха постоянны и равны средним эффективным значениям за весь период выстрела;
- 12) на границе между зарядами принимается, что скорости движения составляющих их элементов равны между собой, так что пороховые элементы различных зарядов не перемешаны.
- 13) продукты горения различных частей заряда, воспламенителя и воздух представляют собой гомогенную не реагирующую смесь с одинаковыми скоростями, давлениями и температурами;
- 14) природа газов различных марок воспламенителя одинакова;
- 15) зерна воспламенителя перемещаются вместе с пороховыми элементами;
- 16) внутренняя и внешняя поверхность пороховых элементов в данном сечении воспламеняются одновременно;
- 17) осаждением накаливаемых частиц в воспламенившейся части заряда пренебрегается.

В артиллерийских системах используют различные конструкции зарядания, отличающиеся расположением зарядов и воспламенителей. Пороховые заряды состоят из одного или нескольких пакетов порохов. Значительная часть артиллерийских зарядов состоит из комбинированных порохов двух марок [98, 99]. В работе рассматриваются конструкции зарядов, представленные на рисунке 3.1.

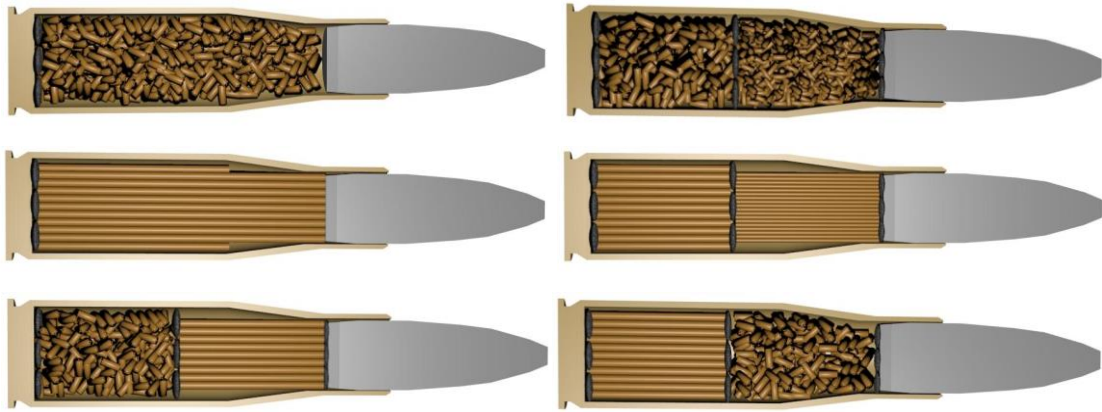


Рисунок 3.1 – Конструкции комбинированных зерновых и трубчатого зарядов

Предполагается, что заряд состоит из двух полузарядов. Индекс  $i = 1$  будем относить к параметрам левой части заряда (первый полузаряд),  $i = 2$  – правой части заряда (второй полузаряд).

В общем случае полагаем, что имеется три навески воспламенителя: у дна канала (основной воспламенитель), между первой и второй частями заряда и у дна снаряда (см. рисунок 3.1). Первым зажигается основной воспламенитель, остальные – при достижении температуры воспламенения на их поверхностях.

В процессе воспламенения учитывается воздух в камере сгорания и накалинные частицы, поступающие в поток вместе с газообразными продуктами горения воспламенителя и создающие значительные тепловые потоки при осаждении на поверхность пороха. Вследствие их малости, скорость и температуру этих частиц полагаем равными скорости и температуре окружающих газов.

Продукты горения левой части заряда (рисунок 3.1) будем называть первым компонентом смеси и обозначать индексом 1, правой части заряда – 2, воздух – 3, газообразные продукты горения воспламенителя – 4, нагретые твердые частицы в продуктах горения воспламенителя – 5.

В рамках принятых допущений соответствующая система уравнений внутренней баллистики, описывающая течение многокомпонентной смеси и тепло-массообмен с поверхностью порохового заряда, учитывающая силовое и тепловое взаимодействие с поверхностью канала ствола, имеет вид [2, 100-102]:

$$\frac{\partial \rho_i m S}{\partial t} + \frac{\partial \rho_i m S v}{\partial x} = S A_i, \quad i = \overline{1,5};$$

$$\frac{\partial \rho m S v}{\partial t} + \frac{\partial \rho m S v^2}{\partial x} = -m S \frac{\partial p}{\partial x} - S(\tau_{w1} + \tau_{w2}) + S \left( G_1 + G_2 + \sum_{j=1}^3 G_{Bj} \right) w - \quad (3.1)$$

$$- S(G_{51} + G_{52})v - \Pi_c \tau_c;$$

$$\frac{\partial \rho m S \varepsilon}{\partial t} + \frac{\partial \rho m S \varepsilon v}{\partial x} = -p \frac{\partial [m S v + (1-m) S w]}{\partial x} + S(\tau_{w1} + \tau_{w2})(v-w) +$$

$$+ S G_1 \left[ Q_1 + \frac{(v-w)^2}{2} \right] + S G_2 \left[ Q_2 + \frac{(v-w)^2}{2} \right] + \sum_{j=1}^3 S G_{Bj} \left[ Q_{Bj} + \frac{(v-w)^2}{2} \right] -$$

$$- S(q_{T1} + q_{T2}) + \Pi_c \tau_c v - \Pi_c q_c;$$

$$p(1 - \alpha \rho_r) = (k-1) \rho \varepsilon,$$

где  $t$  – время;  $x$  – координата;  $\rho_1, \rho_2$  – плотности пороховых газов первого и второго полузарядов соответственно;  $\rho_3$  – плотность воздуха;  $\rho_4$  – плотность газов воспламенителя;  $\rho_5$  – плотность накаливаемых твердых частиц в продуктах горения;  $\rho = \sum_{i=1}^5 \rho_i$  – суммарная плотность смеси;  $\rho_r = \sum_{i=1}^4 \rho_i$  – суммарная плотность газов;  $m$  – пористость смеси (объем пустот в единице объема);  $S$  – площадь сечения камеры и ствола;  $v, w$  – скорости движения газа и твердой фазы в канале ствола соответственно;  $p$  – давление;  $\tau_{w1}, \tau_{w2}$  – гидравлические сопротивления трубчатых или зерновых пороховых элементов в единице объема;  $\tau_c$  – силы трения газа о поверхность ствола, приходящиеся на единицу площади;  $\Pi_c$  – периметр канала ствола;  $\varepsilon$  – внутренняя энергия единицы массы пороховых газов;  $Q_1, Q_2$  – теплотворные способности (потенциалы) пороховых элементов первого и второго полузарядов соответственно;  $q_{T1}, q_{T2}, q_c$  – тепловые потоки на поверхность трубчатого и зернового заряда в довоспламенительный период и на поверхность канала ствола соответственно;  $\alpha = (\alpha_1 \rho_1 + \alpha_2 \rho_2) / \rho$  – коволюм смеси пороховых газов;  $\alpha_1, \alpha_2$  – коволюмы для пороховых газов первого и второго полузарядов соответственно;  $A_1 = G_1, A_2 = G_2$  – газоприходы первого и второго

полузарядов в единице объема за секунду соответственно;  $A_3 = 0$  (для атмосферного воздуха газоприток отсутствует);  $A_4 = \xi_0(G_{B1} + G_{B2} + G_{B3})$ ;  $G_{Bj}$  – приход продуктов горения с поверхности горения  $j$ -го воспламенителя в единице объема за секунду,  $j = \overline{1, 3}$ ;  $\xi_0$  – массовая доля газовой фазы, поступающей в поток в результате горения воспламенителя;  $A_5 = (1 - \xi_0)(G_{B1} + G_{B2} + G_{B3}) - G_{51} - G_{52}$ ;  $G_{51}, G_{52}$  – масса частиц, улавливаемая в единицу времени порохowymi элементами первого и второго полузарядов соответственно;  $k = \theta + 1$  – показатель адиабаты для смеси газов;  $\theta = \frac{\sum_{i=1}^4 \rho_i R_i}{\sum_{i=1}^5 \rho_i c_i}$ ;  $c_i$  – теплоемкости газообразных компонентов при постоянном объеме,  $i = \overline{1, 5}$ ;  $R_i$  – газовые постоянные компонентов,  $i = \overline{1, 4}$ .

Законы движения твердой фазы для зеренных и трубчатых порохов описываются различными уравнениями. Пусть индекс  $i$  ( $i = 1, 2$ ) указывает на область течения, занятой зерненным порохом, тогда уравнения движения и неразрывности твердой фазы описываются уравнениями:

$$\frac{\partial a_i S}{\partial t} + \frac{\partial a_i S v}{\partial x} = 0,$$

$$\frac{\partial \delta_i (1 - m) S w}{\partial t} + \frac{\partial \delta_i (1 - m) S w^2}{\partial x} = -(1 - m) S \frac{\partial p}{\partial x} - S G_i w + S \tau_{w_i}, \quad (3.2)$$

$$m = 1 - a \Lambda_{0i} (1 - \psi_i),$$

где  $\delta_i$  – плотность материала пороха;  $a_i$  – счетная концентрация зеренных пороховых элементов;  $\Lambda_{0i}$  – начальный объем пороховых элементов;  $\psi_i$  – относительная доля сгоревшего пороха.

При известной линейной скорости горения зерненого пороха газоприток в единице объема смеси определяется из выражения:

$$G_i = a_i S_{0i} \sigma(\psi) \delta_i u_{ki}, \quad (3.3)$$

где  $S_{0i}$  – начальная поверхность пороховых элементов.

Контактный теплообмен и трение частицы с поверхностью ствола не учитывается, т.к. их доля в общем балансе количества движения и энергии незначительна.

Гидравлическое сопротивление, записанное из представления обтекания совокупности элементов, определяется соотношением [103-105]:

$$\tau_{wi} = \zeta \frac{\rho(v-w)|v-w|m^2}{2\psi_m^2} a_i \frac{\pi d_{\Lambda\sigma}^2}{4}, \quad (3.4)$$

где  $\psi_m = 1 - 1,17(1-m)^{2/3}$ ;  $\zeta = 0,5m$ ;  $d_{\Lambda\sigma}$  – диаметр шаров, эквивалентных зеренному пороховому элементу по текущему ограничивающему его объему.

Для трубчатых порохов принимается, что соответствующий полужаряд движется единым пакетом. Тогда уравнения неразрывности твердой фазы и скорости центра масс трубчатого заряда записывается в виде [2]:

$$n_i = \frac{\omega_i}{\Lambda_{\text{тp}i} L_{0i} \delta_i} = \text{const},$$

$$(1 - \bar{\psi}_i) \omega_i \frac{\partial w}{\partial t} = [(1-m)S]_0 p_0 - [(1-m)S]_L p_L + \int_0^{L_{0i}} \left[ p \frac{\partial(1-m)S}{\partial x} + S \tau_{wi} \right] dx, \quad (3.5)$$

$$mS = S - n_i \Lambda_{\text{тp}i} (1 - \psi_i),$$

где  $n_i$  – количество трубчатых пороховых элементов, входящих  $i$  полужаряд;  $\omega_i$  – масса трубчатого заряда;  $L_{0i}$  – длина пороховых трубок; индекс "0" относится к левому концу пороховых трубок, а индекс "L" – к правому;  $\bar{\psi}_i$  – средняя относительная доля сгоревшего пороха в трубчатом заряде:

$$\bar{\psi}_i = \frac{1}{L_{0i}} \int_0^{L_{0i}} \psi_i dx,$$

где  $\Lambda_{\text{тp}i}$  – начальный объем пороховой трубки:

$$\Lambda_{\text{тp}i} = \frac{\pi(D_{0i}^2 - d_{0i}^2)}{4}.$$

Здесь  $D_{0i}$ ,  $d_{0i}$  – начальный внешний и внутренний диаметр пороховой трубки.

Газоприток с поверхности трубчатого заряда определяется через периметр горения  $\Pi_i = n_i \pi (d_{0i} + D_{0i})$ :

$$SG_i = \Pi_i \delta_i u_{ki}.$$

Сила взаимодействия продуктов горения и трубчатых порохов обусловлена поверхностным трением. В соответствии с [2] примем:

$$S\tau_{wj} = \Pi \frac{\xi}{8} \rho (v - w) |v - w| \varepsilon_B \varepsilon_L, \quad (3.6)$$

где  $\varepsilon_B = \frac{B}{\exp(B) - 1}$  – поправка на вдув;  $B = \frac{8\delta u_k}{\rho |v - w| \xi}$  – параметр вдува;

$\varepsilon_L = 1,38 \left( \frac{x_T}{d_{\Pi}} \right)^{-0,12}$  – поправка на гидродинамическую стабилизацию потока;  $x_T$  –

координата, отсчитываемая от начала пороховой трубки;  $d_{\Pi} = \frac{4mS}{\Pi}$  –

эквивалентный гидравлический диаметр трубчатого заряда;  $\xi$  – коэффициент сопротивления порохового зерна определяется по формуле Блазиуса

$$\xi = \frac{0,316}{\text{Re}_{\Pi}^{0,25}}, \text{ при } \text{Re}_{\Pi} < 10^5$$

и по формуле Никурадзе

$$\xi = 0,00332 + \frac{0,221}{\text{Re}_{\Pi}^{0,237}}, \text{ при } \text{Re}_{\Pi} > 10^5,$$

где  $\text{Re}_{\Pi} = \frac{\rho |v - w| d_{\Pi}}{\mu}$  – число Рейнольдса трубчатого заряда;  $\mu$  – коэффициент

динамической вязкости продуктов горения:

$$\mu = \left( \sum_{i=1}^4 \frac{\rho_i}{\rho_{\Gamma} \mu_i} \right)^{-1}.$$

Здесь  $\mu_i$  – коэффициенты динамической вязкости газовых компонентов,  $i = \overline{1,4}$ .

Уравнение горения пороховых элементов может быть записано в одинаковой форме как для зерненных, так и для трубчатых порохов:



$$\frac{\partial \psi_i}{\partial t} + w \frac{\partial \psi_i}{\partial x} = \frac{\kappa_{pi}}{e_{1i}} \sigma_i(\psi_i) u_{ki}, \quad i=1, 2, \quad (3.7)$$

где  $\kappa_{pi}$  – коэффициент формы порохового элемента;  $e_{1i}$  – полутолщина горящего свода;  $u_{ki}$  – линейная скорость горения пороха;  $S_{0i}$  – начальная поверхность пороховых элементов;  $\sigma_i(\psi_i)$  – отношение текущей поверхности горения к первоначальной. Для трубчатых порохов:  $\kappa_{pi} = 1$ ,  $\sigma_i(\psi_i) = 1$ .

Уравнение горения воспламенителей принимается в форме:

$$\frac{\partial \psi_{vj}}{\partial t} + w \frac{\partial \psi_{vj}}{\partial x} = A_{0j} f(\psi_{vj}) p^{v_{vj}}, \quad j = \overline{1, 3}, \quad (3.8)$$

где  $\psi_{vj}$  – относительная доля сгоревшего воспламенителя;  $f(\psi_{vj})$  – функция Шарбонье для зерен воспламенителя;  $A_{0j}, v_{vj}$  – константы закона скорости горения воспламенителя.

Газоприток продуктов горения с поверхности воспламенителя в единице объема за секунду:

$$G_{vj} = \frac{Q_{vj}}{S \Delta x_{vj}} A_{0j} f(\psi_{vj}) p^{v_{vj}}, \quad (3.9)$$

где  $\Delta x_{vj}$  – расстояние, на котором сосредоточен соответствующий воспламенитель;  $Q_v$  – теплотворная способность воспламенителя:

$$Q_v = \frac{f_v}{k_4 - 1} + (1 - \xi_0) c_5 T_{vb}, \quad (3.10)$$

где  $\xi_0$  – массовая доля газовой фазы, поступающей в поток в результате горения воспламенителя;  $f_v = \xi_0 R_4 T_{vb}$  – сила пороха воспламенителя;  $T_{vb}$  – температура горения воспламенителя при постоянном объеме;  $k_4$  – показатель адиабаты газообразных продуктов горения воспламенителя;  $G_{5i}, q_{Ti}$  – массовая скорость осаждения частиц и тепловой поток на поверхности воспламенения,  $i = 1, 2$ .

Функции взаимодействия, входящие в правые части уравнений (3.1), являются разрывными функциями пространственной координаты и времени. Точки разрыва функций по координате определяются начальным расположением

пороховых элементов и воспламенителей, составляющих метательный заряд, а также закономерностями их последующего движения. Разрывность функций по времени, связанная с воспламенением и концом горения заряда, учитывается известным образом с помощью функции Хэвисайда

$$e(t) = \begin{cases} 1, & \text{если } t > 0, \\ 0, & \text{если } t \leq 0. \end{cases}$$

Для замыкания системы уравнений необходимо определить тепловой поток на поверхность зерновых и трубчатых порохов. При обсуждении соответствующих зависимостей индекс  $i$  будем опускать.

При определении суммарного теплового потока от продуктов горения к поверхности пороха коэффициент теплоотдачи строится по принципу разделения составляющих теплообмена:

$$\alpha_T = \alpha_{\text{конв}} + \alpha_{\text{конт}} + \alpha_{\text{луч}}, \quad (3.11)$$

где  $\alpha_{\text{конв}}$  – конвективная составляющая теплообмена;  $\alpha_{\text{конт}}$  – контактная составляющая теплообмена;  $\alpha_{\text{луч}}$  – лучистая составляющая теплообмена.

Предполагая, что осевшие частицы равномерно распределяются по внешней ограничивающей поверхности порохового зерна, и, считая, что при осаждении они остывают до температуры поверхности, имеем

$$\alpha_{\text{конт}} = c_5 \frac{G_5}{aS_\sigma}. \quad (3.12)$$

где  $S_\sigma$  – текущая ограничивающая поверхность порохового зерна.

Используя зависимость для коэффициента теплообмена чистого газа [106], для зерновых порохов можно записать:

$$\alpha_T = \frac{0,61\lambda \text{Re}_T^{0,67}}{\sqrt{S_\sigma}} + c_5 \frac{G_5}{aS_\sigma} + \varepsilon_s \varepsilon_{\text{II}} \sigma_0 (T^2 + T_s^2)(T + T_s), \quad (3.13)$$

где  $\text{Re}_T = \frac{\rho_r |v - w| m \sqrt{S_\sigma}}{\mu}$ ;  $\sigma_0$  – постоянная Стефана-Больцмана;  $T_s$  – температура

поверхности пороха;  $\varepsilon_s$  – степень черноты поверхности заряда, покрытого слоем

осадка;  $\varepsilon_{\Pi} = 0,25 \div 0,30$  – эффективная степень черноты потока продуктов горения черного пороха.

Интенсивность теплообмена в единице объема определится по формуле

$$q_{\Gamma} = aS_{\sigma}\alpha_{\Gamma}(T - T_s)[1 - e(t - t_3)]. \quad (3.14)$$

Для трубчатых порохов  $\alpha_{\text{конт}}$  необходимо определять из выражения

$$\alpha_{\text{конт}} = c_5 \frac{SG_5}{\Pi}. \quad (3.15)$$

Для конвективной составляющей примем [107, 108]

$$\alpha_{\text{контв}} = \frac{0,023\lambda}{d_{\Pi}} \text{Re}_{\Pi}^{0,8} \text{Pr}^{0,43} \varepsilon_L. \quad (3.16)$$

Теплообмен с поверхностью трубчатого заряда рассчитывается по формуле

$$Sq_{\Gamma} = \Pi\alpha_{\Gamma}(T - T_s)[1 - e(t - t_3)]. \quad (3.17)$$

Расчетные формулы теплообмена и трения с поверхностью канала ствола имеют вид:

$$q_c = \text{Nu} \frac{\lambda}{d_{\text{KH}}} (T - T_c), \quad (3.18)$$

$$\tau_c = \frac{\xi}{8} \rho v |v|, \quad (3.19)$$

где Nu – число Нуссельта;  $T$  – температура пороховых газов;  $T_c$  – температура поверхности канала ствола;  $\lambda$  – коэффициент теплопроводности пороховых газов определяется соотношением:

$$\lambda = 0,5 \left[ \sum_{i=1}^4 \lambda_i \frac{\rho_i R_i}{\rho_{\Gamma} R_{\Gamma}} + \left( \sum_{i=1}^4 \frac{\rho_i R_i}{\rho_{\Gamma} R_{\Gamma} \lambda_i} \right)^{-1} \right], \quad (3.20)$$

$$R_{\Gamma} = \sum_{i=1}^4 \frac{\rho_i R_i}{\rho_{\Gamma}};$$

$\xi$  – коэффициент сопротивления между продуктами горения и поверхностью канала ствола. Как и выше, определяется по формуле Блазиуса или Никурадзе.

Согласно [107], зависимость для числа Нуссельта примем

$$\text{Nu} = 0,023 \text{Re}^{0,8} \text{Pr}^{0,4}.$$

Здесь  $Pr = \frac{c_p \mu}{\lambda}$  – число Прандтля; критерий Рейнольдса определяется по формуле:

$$Re = \frac{\rho |v| d_{\text{кн}}}{\mu},$$

где  $d_{\text{кн}}$  – диаметр ствола.

Переменная температура поверхности канала ствола ( $T_c$ ) определяется по приближенной методике Р.Е. Соркина [109]:

$$\frac{d\eta}{dt} = \frac{2Nu^2 \lambda^2}{d_{\text{кн}}^2 c_c \delta_c \lambda_c} (T - T_H - \sqrt{\eta})^2, \quad \sqrt{\eta(t)} = T_c - T_H, \quad \eta(0) = 0, \quad (3.20)$$

где  $T_H$  – начальная температура поверхности канала ствола;  $c_c, \delta_c, \lambda_c$  – теплоемкость, плотность и теплопроводность материала канала ствола.

В качестве начальных условий для рассматриваемой системы уравнений задаются атмосферные условия и условия покоя:

при  $t=0, 0 \leq x \leq L_{\text{км}}$

$$\begin{aligned} v = w = 0, \quad p = p_H, \quad T = T_H, \\ \rho_1 = \rho_2 = \rho_4 = \rho_5 = 0, \quad \rho_3 = \frac{p_H}{RT_H}, \\ \psi_1 = \psi_2 = 0, \quad \psi_{\text{в1}} = \psi_{\text{в2}} = \psi_{\text{в3}} = 0, \end{aligned} \quad (3.21)$$

где  $L_{\text{км}}$  – длина камеры;  $p_H, T_H$  – начальные давление и температура соответственно;  $R$  – удельная газовая постоянная.

Граничные условия:

при  $x=0, t \geq 0,$

$$v = w = 0, \quad (3.22)$$

при  $x = x_{\text{сн}}, t \geq 0, p > p_{\text{ф}}$

$$q \frac{dv_{\text{сн}}}{dt} = S_{\text{сн}} (p_{\text{сн}} - p_{\text{пр}}), \quad (3.23)$$

где  $q$  – масса снаряда;  $p_{\text{сн}}$  – давление на дно снаряда;  $S_{\text{сн}}$  – площадь канала ствола;  $p_{\text{ф}}$  – давление форсирования;  $v_{\text{сн}}$  – скорость снаряда;  $x_{\text{сн}}$  – положение

снаряда в канале ствола;  $p_{\text{пр}}$  – давление сжатого воздуха перед снарядом (противодавление) [110]:

$$p_{\text{пр}} = p_{\text{н}} \left( 1 + \frac{k_{\text{вз}} + 1}{4} k_{\text{вз}} \frac{v_{\text{сн}}^2}{c_{\text{вз}}^2} + k_{\text{вз}} \frac{v_{\text{сн}}}{c_{\text{вз}}} \sqrt{1 + \left( \frac{k_{\text{вз}} + 1}{4} \right)^2 \frac{v_{\text{сн}}^2}{c_{\text{вз}}^2}} \right); \quad (3.24)$$

$c_{\text{вз}} = \sqrt{\frac{k_{\text{вз}} p_{\text{н}}}{\rho_{\text{вз}}}}$ ;  $k_{\text{вз}}$  – показатель адиабаты воздуха;  $\rho_{\text{вз}}$  – плотность воздуха.

### 3.1.2 Математическая модель воспламенения, нестационарного и эрозионного горения элементов заряда

Для условий выстрела следует выделить следующие факторы, влияющие на горение [2]:

- 1) горение происходит в условиях сильного обдува с характерными скоростями порядка 1000 м/с;
- 2) процесс горения имеет нестационарный характер, динамика которого зависит от условий воспламенения.

Задача горения рассматривается в тонком приповерхностном слое пороха, поэтому ее временные и пространственные масштабы отличаются на несколько порядков от соответствующих масштабов основной задачи внутренней баллистики. Поскольку сопряженные системы уравнений решаются совместно, представляет интерес сравнение характерных времен выстрела  $t_{\text{в}}$ , конденсированной фазы  $t_{\text{к}}$  и газовой фазы зоны горения пороха  $t_{\text{г}}$ .

Как указывают авторы [2] (см рисунок 3.2), при низких давлениях, характерных для воспламенения,

$$t_{\text{к}} \geq t_{\text{в}}, \quad t_{\text{г}} \geq t_{\text{в}};$$

при средних и высоких давлениях

$$t_{\text{к}} \ll t_{\text{в}}, \quad t_{\text{г}} \leq t_{\text{к}}.$$

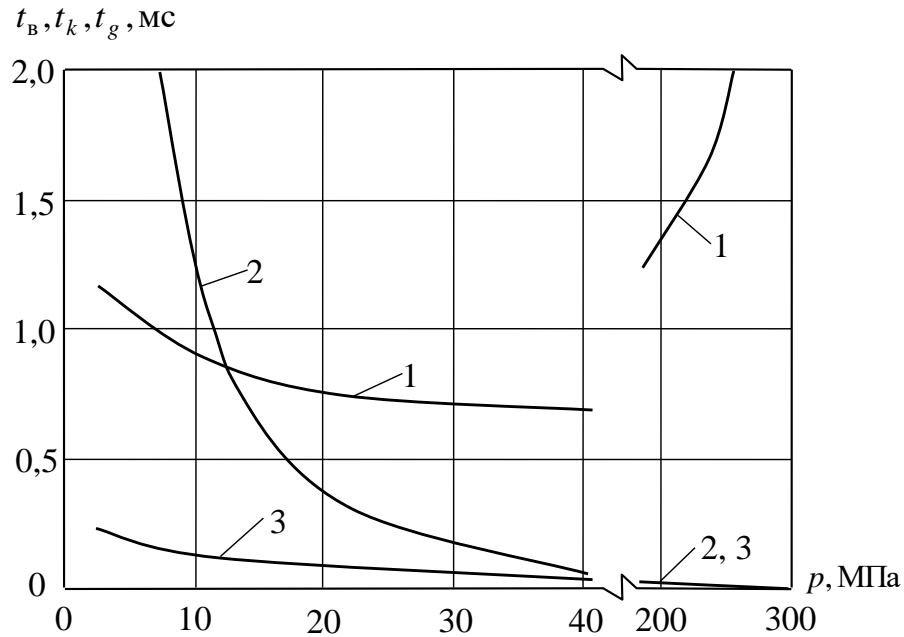


Рисунок 3.2 – Сравнение характерных времен: 1 -  $t_b$ ; 2 -  $t_k$ ; 3 -  $t_g$

Таким образом, время релаксации газовой фазы пренебрежимо мало по отношению к характерному времени основной задачи внутренней баллистики, поэтому задачу горения в газовой фазе можно рассматривать как стационарную. В  $k$ -фазе вначале необходимо решать нестационарные уравнения. Однако нестационарная составляющая скорости горения, обусловленная инерционностью  $k$ -фазы, с ростом давления быстро затухает и при достижении определенных условий можно переходить к стационарной постановке задачи.

В предположении нулевого порядка реакции и постоянства теплофизических параметров  $k$ -фазы, а также учитывая, что температурный градиент в глубь пороха значительно превосходит градиент вдоль оси  $x$ , система уравнений, описывающая процесс нестационарного прогрева и последующего горения пороха для твёрдофазной модели, имеет вид [111, 112]

$$\begin{aligned} \frac{\partial T_k}{\partial t} &= \kappa_k \frac{\partial^2 T_k}{\partial y_k^2} + u_k \frac{\partial T_k}{\partial y_k} + \frac{Q_k}{c_k} \Phi_k(T_k), \\ \frac{\partial \beta}{\partial t} &= u_k \frac{\partial \beta}{\partial y_k} + \Phi_k(T_k), \end{aligned} \quad (3.25)$$

где  $T_k$  – температура  $k$ -фазы;  $\kappa_k$  – коэффициент температуропроводности  $k$ -фазы;  $y_k$  – координата;  $u_k$  – скорость горения пороха;  $Q_k$  – удельный тепловой эффект химической реакции;  $c_k$  – теплоёмкость  $k$ -вещества;  $\Phi_k(T_k) = Z_k \exp\left(-\frac{E_k}{R_0 T_k}\right)$ ;  $Z_k$  – предэкспонента (характеристика вещества);  $E_k$  – энергия активации;  $R_0$  – универсальная газовая постоянная;  $\beta$  – глубина превращения  $k$ -фазы. Уравнения (3.25) записаны в системе координат, связанной с поверхностью пороха; до воспламенения необходимо положить:  $u_k = 0$ .

Условие горения принимается в виде:

$$\beta_s = \beta_* = 1. \quad (3.26)$$

Таким образом, до воспламенения начальные и граничные условия системы (3.25) имеют вид:

при  $t=0, y_k \geq 0$

$$T_k = T_H, \beta = 0;$$

при  $y_k = 0, t \geq 0$

$$-\lambda_k \frac{\partial T_k}{\partial y_k} = \alpha_T (T - T_s), \quad \beta < \beta_*; \quad (3.27)$$

при  $y_k \geq \infty, t \geq 0$

$$T_k = T_H \left( \frac{\partial T_k}{\partial y_k} = 0 \right), \quad \beta = 0 \left( \frac{\partial \beta}{\partial y_k} = 0 \right).$$

После воспламенения ( $\beta_s = \beta_*, u_k > 0$ ) на поверхности горения необходимо выставлять условие [2]:

при  $y_k = 0, t \geq 0$

$$-\lambda_k \frac{\partial T_k}{\partial y_k} \Big|_s = \lambda \frac{\partial T}{\partial y} \Big|_s - (c_p - c_k) \delta u_k T_s + \delta u_k p \left( \frac{1}{\delta} - \alpha \right), \quad (3.28)$$

$$T_k = T = T_s.$$

В соответствии с представлениями, развитыми в работах Ж. Ленуара – Дж. Робийера [113] и Г. К. Каракозова [114], будем полагать, что полный

тепловой поток от газов к поверхности пороха  $\lambda \frac{\partial T}{\partial y} \Big|_s = q_s$  и в общем случае нестационарного эрозионного горения складывается из теплового потока  $q_p$ , имеющего место при отсутствии течения газов, и из конвективного  $q_v$ , который формирует эрозионную добавку.

Как было показано в работах И.Г. Русяка и А.М. Липанова (см., например, [2]), скорость горения слабо зависит от температуры обдувающего потока, поэтому для конвективной составляющей теплового потока в качестве значения температуры на внешней границе пограничного слоя выберем температуру горения  $T_p$ . В таком случае с учетом поправок на сжимаемость и вдув имеем [115, 116]:

$$q_v = \frac{0,023\lambda}{\delta_T} \text{Re}_{\delta_T}^{0,75} \text{Pr}^{0,4} (T_p - T_s) \varepsilon_M \varepsilon_B, \quad (3.29)$$

$$\text{где } \varepsilon_M = \left(1 + r \frac{k-1}{2} M^2\right)^{-0,55}; \quad r = \sqrt[3]{\text{Pr}}; \quad \varepsilon_B = \frac{B}{e^B - 1}; \quad B = \frac{8\delta u_k}{\xi \rho |v_n - w|}.$$

В стационарном режиме горения

$$\lambda \frac{\partial T}{\partial y} \Big|_s = q_s = q_p^0 + q_v, \quad (3.30)$$

где  $q_p^0$  – тепловой поток из газовой фазы, формирующий стационарную безэрозионную скорость горения пороха. Определяется расчетным путем при заданных значениях  $p$  и  $T_n$ .

Так как последующее после воспламенения нестационарное горение пороха в оружии происходит в условиях интенсивного обдува газами воспламенителя, доля теплового потока  $q_p$  в общем балансе теплоприхода невелика. Как показали исследования авторов [2], в этот период  $q_p \approx q_p^0 \ll q_v$ , но тогда и влияние возможных колебаний значений  $q_p$  на формирование скорости горения также будет невелико. С ростом давления  $q_p$  становится соизмеримым с  $q_v$ , но



нестационарность  $k$ -фазы вырождается и  $q_p \rightarrow q_p^0$ . То есть в условиях, характерных для артиллерийских систем, влияние газовой фазы на скорость горения в общем случае можно свести к постановке приближенного граничного условия (3.30).

Предложенный в [2] подход открывает возможность дальнейшего упрощения приближенной методики расчета нестационарной эрозионной скорости горения, основанного на близости численного стационарного решения задачи горения через параметры  $k$ -фазы и аналитического решения А. Г. Мержанова – Ф. И. Дубовицкого [111]. Действительно, если воспользоваться экспериментальной зависимостью  $u_{k0}^0 = F_{k0}^0(p, T_H)$ , установленной, например, из опытов в манометрической бомбе, то зависимость  $T_{s0}^0 = F_{s0}^0(p, T_H)$  может быть определена из формулы А. Г. Мержанова – Ф. И. Дубовицкого:

$$u_{k0}^0 = \sqrt{\frac{2\kappa_k Z_k R_0 (T_{s0}^0)^2}{E_k (2T_{s0}^0 - T_{s1} - T_H)}} \exp\left(-\frac{E_k}{2R_0 T_{s0}^0}\right) \Rightarrow T_{s0}^0 = F_{s0}^0(p, T_H), \quad (3.31)$$

после чего вычисляется значение  $q_p^0$ , которое может быть получено из граничного условия на горячей поверхности, записанного для стационарного режима горения без обдува, для которого

$$-\lambda_k \left. \frac{\partial T_k}{\partial y_k} \right|_s = c_k \delta u_{k0}^0 (T_{s0}^0 - T_{s1}),$$

где  $T_{s1} = T_H + \frac{Q_k}{c_k}$  и, следовательно, из (3.28) получаем

$$q_p^0 = c_k \delta u_{k0}^0 (T_{s0}^0 - T_{s1}) + (c_p - c_k) \delta u_{k0}^0 T_{s0}^0 + \delta u_{k0}^0 p \left( \alpha - \frac{1}{\delta} \right). \quad (3.32)$$

Такой подход, на самом деле, позволяет нивелировать неточности математического моделирования стационарной скорости горения, связанные с отсутствием достоверного массива входных данных кинетических параметров при высоких давлениях и, в этом смысле, является более практичным.

### 3.1.3 Метод численного интегрирования уравнений гидромеханики многофазных гетерогенных сред

Для численного решения уравнений (3.1), (3.2), (3.5), (3.7), (3.8) используется совместный эйлерово-лагранжев метод [117]. Схема данного метода относится к классу так называемых однородных консервативных схем, которые за счет введения псевдовязкости позволяют вести “сквозной” счет газодинамических параметров при наличии ударных волн. Псевдовязкость входит составляющей в давление  $\bar{p} = p + q$  и “размазывает” фронт ударной волны на несколько интервалов сетки, так что значения функций меняются непрерывно при переходе через скачок и удовлетворяют условиям сохранения Ренкина – Гюгония. Согласно Нейману – Рихтмайеру [118], выражение для псевдовязкости записывается в виде

$$q = \mu_0^2 h^2 \rho \begin{cases} [\nabla v]^2, & \text{если } \nabla v < 0, \\ 0, & \text{если } \nabla v \geq 0, \end{cases} \quad (3.33)$$

где  $\mu_0 = 1$ ;  $h$  – длина ячейки, в которой вычисляется  $q$ .

Для устойчивости конечно-разностной схемы метода СЭЛ необходимо требовать, чтобы для каждой ячейки разностной сетки выполнялось условие Куранта – Фридрихса – Леви, суть которого состоит в том, что область зависимости разностных уравнений должна, по крайней мере, включать в себя физическую область зависимости:

$$\tau \leq \frac{h}{|v| + c}, \quad (3.34)$$

где  $\tau$  – шаг по времени;  $c$  – скорость звука в газе.

Благодаря сдвинутым сеткам, метод СЭЛ обладает вторым порядком точности, что обеспечивает быструю сходимость решения относительно шага по координате. К достоинствам схемы следует отнести также практическую независимость решения от числа Куранта  $\frac{\tau}{h}$  в области устойчивости.

Прежде чем выписать конечно-разностный алгоритм решения, приведем систему уравнений к более простой и удобной форме записи. Для этого введем

новые зависимые переменные (для простоты индекс  $i$  везде, кроме уравнений неразрывности продуктов горения, опустим):

$$r_i = \rho_i m S, \quad i = \overline{1, 5}, \quad m = \rho m S v, \quad e = \rho m S \varepsilon,$$

$$r = \sum_{i=1}^5 r_i, \quad \Delta = \delta_i (1 - m) S, \quad M = \delta_i (1 - m) S w, \quad i = 1, 2. \quad (3.35)$$

Перегруппируем уравнения. Функции правых частей, характеризующих межфазовое взаимодействие, обозначим через  $H_j$ , а взаимодействие с поверхностью канала ствола через  $R_j$ , (здесь  $j$  – порядковый номер уравнения). В новых обозначениях будем иметь:

$$\frac{\partial m}{\partial t} + \frac{\partial m v}{\partial x} = -m S \frac{\partial p}{\partial x} + H_1 + R_1,$$

$$\frac{\partial M}{\partial t} + \frac{\partial M w}{\partial x} = -(1 - m) S \frac{\partial p}{\partial x} + H_2,$$

$$\frac{\partial r_i}{\partial t} + \frac{\partial r_i v}{\partial x} = H_{3i}, \quad (i = 1, 5), \quad (3.36)$$

$$\frac{\partial e}{\partial t} + \frac{\partial e v}{\partial x} = -p \frac{\partial [v m S + w (1 - m) S]}{\partial x} + H_4 + R_4,$$

$$\frac{\partial \psi}{\partial t} + \frac{\partial \psi w}{\partial x} = \psi \frac{\partial w}{\partial x} + H_5,$$

$$\frac{\partial a S}{\partial t} + \frac{\partial a S w}{\partial x} = 0,$$

$$p = \frac{\theta e}{m S - \alpha r}.$$

В данном методе регулярная пространственно-временная сетка, покрывающая область течения  $x \geq 0$ ,  $t \geq 0$ , образуется линиями  $x_k = k \cdot h$  ( $k = 0, 1, 2, \dots$ ) и  $t_n = n \cdot \tau$  ( $n = 0, 1, 2, \dots$ ); их пересечения дают узловые точки  $(x_k, t_n)$ . Значения количества движения и скорости ( $m, M, v, w$  – динамические характеристики потока) определяются в целых точках пространственной координаты  $k \cdot h$  и в средних точках  $(n + 0,5)\tau$  по времени, остальные величины

( $r_i, e, \psi, a, m$  и т.д. - параметры состояния смеси) определяются в средних точках пространственной координаты  $(k + 0,5)h$  и в целых точках по времени -  $n \cdot \tau$ .

Введем обозначения:

$$F[(k \pm \gamma)h, (n \pm \nu)\tau] = F_{k \pm \gamma}^{n \pm \nu}, \quad (\gamma, \nu = 0, 1/2, 1)$$

и следующие определения:

$$[\nabla \mu \nu]_k^{n-1/2} = \frac{(\mu \nu)_{k+1/2}^{n-1/2} - (\mu \nu)_{k-1/2}^{n-1/2}}{h},$$

где, например,

$$(\mu \nu)_{k+1/2}^{n-1/2} = \frac{v_k^{n-1/2} + v_{k+1}^{n-1/2}}{2} \begin{cases} \mu_k^{n-1/2}, & \text{если } (v_k^{n-1/2} + v_{k+1}^{n-1/2}) \geq 0, \\ \mu_{k+1}^{n-1/2}, & \text{если } (v_k^{n-1/2} + v_{k+1}^{n-1/2}) < 0, \end{cases}$$

и

$$[\nabla \varphi \nu]_{k-1/2}^{n+1/2} = \frac{(\varphi \nu)_k^{n+1/2} - (\varphi \nu)_{k-1}^{n+1/2}}{h},$$

где, например,

$$(\varphi \nu)_k^{n+1/2} = \begin{cases} \varphi_{k-1/2}^n v_k^{n+1/2}, & \text{если } v_k^{n+1/2} \geq 0, \\ \varphi_{k+1/2}^n v_k^{n+1/2}, & \text{если } v_k^{n+1/2} < 0, \end{cases}$$

а также

$$\left( \frac{\Delta \bar{p}}{\Delta x} \right)_k^n = \frac{\bar{p}_{k+1/2}^n - \bar{p}_{k-1/2}^n}{h},$$

где, например,

$$\bar{p}_{k-1/2}^n = p_{k-1/2}^n + q_{k-1/2}^{n-1/2},$$

$$q_{k-1/2}^{n-1/2} = \mu_0^2 h^2 \rho_{k-1/2}^n \begin{cases} ([\nabla \nu]_{k-1/2}^{n-1/2})^2, & \text{если } [\nabla \nu]_{k-1/2}^{n-1/2} < 0, \\ 0, & \text{если } [\nabla \nu]_{k-1/2}^{n-1/2} \geq 0. \end{cases}$$

Аналогичным образом расписываются и выражения

$$[\nabla \mu \nu]_k^{n-1/2}, \quad [\nabla \varphi \nu]_{k-1/2}^{n+1/2}.$$

С учетом этих определений конечно-разностные уравнения, соответствующие уравнениям системы (3.36), имеют вид

$$M_k^{n+1/2} = M_k^{n-1/2} - \tau \left\{ [\nabla M v]_k^{n-1/2} + \frac{m_{k-1/2}^n S_{k-1/2} + m_{k+1/2}^n S_{k+1/2}}{2} \left( \frac{\Delta \bar{p}}{\Delta x} \right)_k^n - (H_1)_k^n - (R_1)_k^n \right\},$$

$$v_k^{n+1/2} = \frac{2M_k^{n+1/2}}{r_{k-1/2}^n + r_{k+1/2}^n}, \quad (3.37)$$

$$M_k^{n+1/2} = M_k^{n-1/2} - \tau \left\{ [\nabla M w]_k^{n-1/2} + \frac{(1 - m_{k-1/2}^n) S_{k-1/2} + (1 - m_{k+1/2}^n) S_{k+1/2}}{2} \left( \frac{\Delta \bar{p}}{\Delta x} \right)_k^n - (H_2)_k^n \right\},$$

$$w_k^{n+1/2} = \frac{2M_k^{n+1/2}}{\Delta_{k-1/2}^n + \Delta_{k+1/2}^n},$$

$$(r_i)_{k-1/2}^{n+1} = (r_i)_{k-1/2}^n - \tau \left\{ [\nabla r_i v]_{k-1/2}^{n+1/2} - (H_{3i})_{k-1/2}^{n+1/2} \right\},$$

$$e_{k-1/2}^{n+1} = e_{k-1/2}^n - \tau \left\{ [\nabla e v]_{k-1/2}^{n+1/2} + (p_{k-1/2}^{n+1/2} + q_{k-1/2}^{n+1/2}) [\nabla m S v]_{k-1/2}^{n+1/2} + [\nabla(1 - m) S w]_{k-1/2}^{n+1/2} - (H_4)_{k-1/2}^{n+1/2} - (R_4)_{k-1/2}^{n+1/2} \right\},$$

$$\Psi_{k-1/2}^{n+1} = \Psi_{k-1/2}^n - \tau \left\{ [\nabla \Psi w]_{k-1/2}^{n+1/2} - \Psi_{k-1/2}^{n+1/2} [\nabla w]_{k-1/2}^{n+1/2} - (H_5)_{k-1/2}^{n+1/2} \right\},$$

$$a_{k-1/2}^{n+1} = a_{k-1/2}^n - \tau \frac{[\nabla a S w]_{k-1/2}^{n+1/2}}{S_{k-1/2}},$$

$$p_{k-1/2}^{n+1} = \frac{\theta_{k-1/2}^{n+1} e_{k-1/2}^{n+1}}{(m_{k-1/2}^{n+1} S_{k-1/2} - \alpha_{k-1/2}^{n+1} r_{k-1/2}^{n+1})}.$$

Сеточные функции  $m_{k-1/2}^{n+1}$ ,  $r_{k-1/2}^{n+1}$ ,  $\Delta_{k-1/2}^{n+1}$ ,  $\theta_{k-1/2}^{n+1}$ ,  $\alpha_{k-1/2}^{n+1}$  определяются из соответствующих алгебраических уравнений. Значения величин  $p_{k-1/2}^{n+1/2}$ ,  $\Psi_{k-1/2}^{n+1/2}$ , входящих в разностные уравнения энергии и горения, получают с помощью одной итерации путем использования  $p_{k-1/2}^n$  и  $\Psi_{k-1/2}^n$  как первого приближения и последующего осреднения результата первого приближения с найденными значениями  $p_{k-1/2}^{n+1}$ ,  $\Psi_{k-1/2}^{n+1}$ .

Уравнение движения центра масс трубчатого заряда (3.5) решается методом Эйлера, который в данном случае имеет второй порядок точности:

$$w^{n+1/2} = w^{n-1/2} + \frac{\tau}{\omega(1-\bar{\Psi}^n)} \left\{ (1-m_0^n)S_0^n p_0^n - (1-m_L^n)S_L^n p_L^n + \sum_{i=1}^{L_0/h} \left[ (p_{i+1/2}^n + p_{i-1/2}^n) \frac{(1-mp_{i+1/2}^n)S_{i+1/2} - (1-mp_{i-1/2}^n)S_{i-1/2}}{2h} + (\tau_w)_i^n S_i \right] h \right\}, \quad (3.38)$$

где

$$\bar{\Psi}^n = \frac{h}{L_0} \sum_{i=1}^{L_0/h} \Psi_{i-1/2}^n. \quad (3.39)$$

Расчет параметров потока в узлах, прилегающих к левой границе заснарядного объема, благодаря сдвинутым сеткам и тому обстоятельству, что  $v|_{x=0} = w|_{x=0} = 0$ , аналогичен расчету внутренних точек. Но для того чтобы иметь возможность непосредственно воспользоваться формулами (3.37), обычным образом вводится в рассмотрение ряд фиктивных точек  $(x_{-0,5}, t_n)$ , где параметры могут быть заданы произвольно.

При определении параметров потока в точках, прилегающих к правой границе, будем учитывать, что около дна снаряда находится только газ. Движение правой границы для газа совпадает с движением снаряда, поэтому вдоль направления  $\frac{dx}{dt} = v_{сн}$  можно записать [2]:

$$q \frac{dv_{сн}}{dt} = S(p_{сн} - p_{пр}),$$

$$\frac{d\rho_i S}{dt} + \rho_i S \frac{\partial v}{\partial x} = 0, \quad (i=1, 2), \quad (3.40)$$

$$\frac{d\varepsilon}{dt} = \frac{d}{dt} c_v \ln \left[ \left( p_{сн} \left( \frac{1}{\rho} \right) - \alpha \right)^k \right] = \frac{\Pi_c \tau_c v - \Pi_c q_c}{\rho S T},$$

$$p_{сн} (1 - \alpha \rho) = \theta \rho \varepsilon,$$

где  $\varepsilon$  – энтропия единицы массы пороховых газов.

Первое уравнение системы (3.40) дает

$$v_{\text{сн}}^{n+1/2} = v_{\text{сн}}^{n-1/2} + \frac{\tau}{q} S_{\text{сн}}^n (p_{\text{сн}}^n - p_{\text{пр}}^n). \quad (3.41)$$

Положения снаряда на слоях  $t_{n+1/2}$  и  $t_{n+1}$  определяются следующим образом:

$$x_{\text{сн}}^{n+1/2} = x_{\text{сн}}^{n-1/2} + \tau \frac{v_{\text{сн}}^{n-1/2} + v_{\text{сн}}^{n+1/2}}{2}, \quad (3.42)$$

$$x_{\text{сн}}^{n+1} = x_{\text{сн}}^n + \tau v_{\text{сн}}^{n+1/2}.$$

Обозначив индексом  $N$  номер последней точки в области расчета (рисунок 3.3), в которой параметры  $m_N^{n+1/2}$ ,  $v_N^{n+1/2}$  еще можно вычислить исходя из конечно-разностных уравнений (3.37). Скорость газа в приграничных точках  $N+1$  и  $N+2$  определяются после линейной интерполяции расхода, который, как известно, при переходе через скачок не терпит разрыва:

$$m_{N+1}^{n+1/2} = m_N^{n+1/2} + \frac{m_{\text{сн}}^{n+1/2} - m_N^{n+1/2}}{x_{\text{сн}}^{n+1/2} - x_N^{n+1/2}} h,$$

$$m_{N+2}^{n+1/2} = m_N^{n+1/2} + \frac{m_{\text{сн}}^{n+1/2} - m_N^{n+1/2}}{x_{\text{сн}}^{n+1/2} - x_N^{n+1/2}} 2h, \quad (3.43)$$

$$v_{N+1}^{n+1/2} = \frac{2m_{N+1}^{n+1/2}}{r_{N+1/2}^n + r_{N+3/2}^n}, \quad v_{N+2}^{n+1/2} = \frac{2m_{N+2}^{n+1/2}}{r_{N+3/2}^n + r_{\text{сн}}^n},$$

где

$$r_{\text{сн}}^n = \rho_{\text{сн}}^n S_{\text{сн}}^n, \quad m_{\text{сн}}^n = r_{\text{сн}}^n v_{\text{сн}}^{n+1/2}.$$

После этого открывается возможность рассчитать параметры  $(r_i)_{k-1/2}^{n+1}$ ,  $e_{k-1/2}^{n+1}$ ,  $p_{k-1/2}^{n+1}$  по формулам (3.37) до узла  $N+3/2$  (рисунок 3.3). Граничные значения этих параметров находятся после решения последних трех уравнений системы (3.40) методом Эйлера, где частная производная  $\frac{\partial v}{\partial x}$  аппроксимируется левой односторонней разностью:

$$\frac{\partial v}{\partial x} = \frac{v_{\text{сн}}^{n+1/2} - v_{N+1}^{n+1/2}}{x_{\text{сн}}^{n+1/2} - x_{N+1}^{n+1/2}}. \quad (3.44)$$

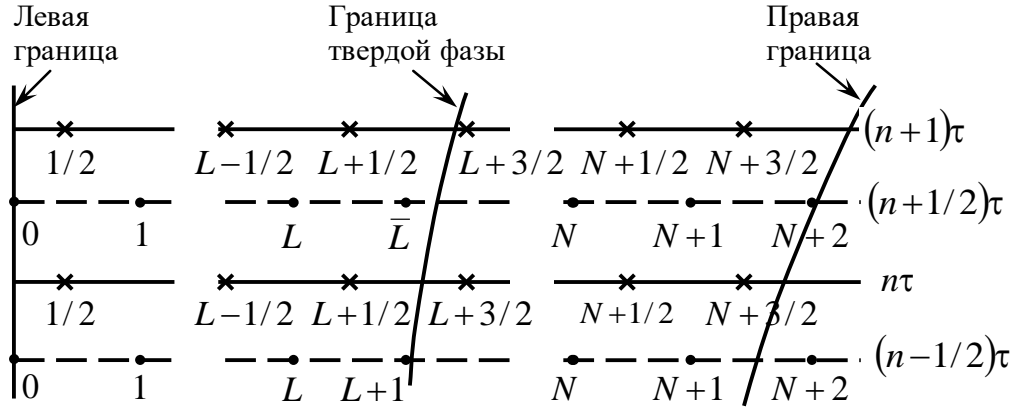


Рисунок 3.3 – К расчету параметров в приграничных точках

На заключительном этапе производится интерполяция полученных значений в узел  $N + 5/2$ , если это необходимо, например:

$$P_{N+5/2}^{n+1} = P_{N+3/2}^{n+1} + \frac{P_{\text{сн}}^{n+1} - P_{N+3/2}^{n+1}}{x_{\text{сн}}^{n+1} - x_{N+3/2}^{n+1}} h. \quad (3.45)$$

Расчет движения границы твердой фазы выделяется в отдельную процедуру. Запишем уравнения движения твердой фазы вдоль направления

$$\frac{\partial x}{\partial t} = w:$$

$$\begin{aligned} \frac{dM}{dt} + M \frac{\partial w}{\partial x} &= -(1-m)S \frac{\partial p}{\partial x} + H_2, \\ \frac{daS}{dt} + aS \frac{\partial w}{\partial x} &= 0, \\ \frac{d\psi}{dt} &= H_5. \end{aligned} \quad (3.46)$$

В конечно-разностном виде имеем

$$\begin{aligned} M_{\text{T}}^{n+1/2} = M_{\text{T}}^{n-1/2} - \tau \left[ M_{\text{T}}^{n-1/2} \frac{w_{\text{T}}^{n-1/2} - w_{\text{L}}^{n-1/2}}{x_{\text{T}}^{n-1/2} - x_{\text{L}}^{n-1/2}} + \right. \\ \left. + (1 - m_{\text{T}}^n) S_{\text{T}}^n \frac{\bar{p}_{\text{T}+1/2}^n - \bar{p}_{\text{T}-1/2}^n}{h} - (H_2)_{\text{T}}^n \right], \end{aligned}$$



$$w_T^{n+1/2} = \frac{M_T^{n+1/2}}{\delta(1 - m_T^n)S_T^n}, \quad (3.47)$$

$$x_T^{n+1/2} = x_T^{n-1/2} + \tau w_T^{n+1/2},$$

$$a_T^{n+1}S_T^{n+1} = a_T^nS_T^n - \tau a_T^{n+1/2} \frac{w_T^{n+1/2} - w_L^{n+1/2}}{x_T^{n+1/2} - x_L^{n+1/2}},$$

$$\psi_T^{n+1} = \psi_T^{n-1} + \tau(H_5)_T^{n+1/2},$$

$$m_T^{n+1} = 1 - a_T^{n+1}\Lambda_0(1 - \psi_T^{n+1}).$$

Здесь  $x_T$ ,  $x_L$  – координаты границы твердой фазы и последнего узла расчетной сетки, в области, занимаемой твердой фазой, в которой параметры  $M_L^{n+1/2}$ ,  $w_L^{n+1/2}$  еще можно выяснить исходя из конечно-разностных уравнений (3.37), соответственно. Значения  $\bar{p}_{T+1/2}$ ,  $\bar{p}_{T-1/2}$  определяются в ближайших полуцелых точках справа и слева от границы твердой фазы. Значения величин  $M$ ,  $w$ , и  $a$ ,  $\psi$  в приграничных точках (см. рисунок 3.3) определяются линейной интерполяцией между точками  $x_L^{n+1/2}$  и  $x_T^{n+1/2}$  и между  $x_{L-1/2}^{n+1}$  и  $x_T^{n+1}$  соответственно.

Порядок вычислений приведем для случая численной реализации системы уравнений, описывающей движение зернового пороха (см. рисунок 3.1), так как он является более общим.

1. Определяются сеточные функции  $m_k^{n+1/2}$ ,  $v_k^{n+1/2}$  во внутренних точках газовой фазы ( $k \leq N$ ).
2. Вычисляются параметры  $m_{\text{сн}}^{n+1/2}$ ,  $v_{\text{сн}}^{n+1/2}$  на правой границе, и производится их интерполяция в приграничные точки.
3. Находятся сеточные функции  $M_k^{n+1/2}$ ,  $w_k^{n+1/2}$  внутренних точках твердой фазы ( $k \leq L$ ).
4. Определяются значения  $M_T^{n+1/2}$ ,  $w_T^{n+1/2}$  на границе твердой фазы и производится интерполяция этих параметров в приграничные точки.

5. Вычисляются сеточные функции  $(r_i)_{k-1/2}^{n+1}$ ,  $e_{k-1/2}^{n+1}$ ,  $p_{k-1/2}^{n+1}$  во внутренних точках газовой фазы ( $k \leq \bar{N}$ ).
6. Находятся значения  $a_{k-1/2}^{n+1}$ ,  $\psi_{k-1/2}^{n+1}$ ,  $m_{k-1/2}^{n+1}$  во внутренних точках твердой фазы ( $k \leq \bar{L}$ ).
7. Определяются параметры  $(r_i)_{\text{CH}}^{n+1}$ ,  $e_{\text{CH}}^{n+1}$ ,  $p_{\text{CH}}^{n+1}$ ,  $a_{\text{T}}^{n+1}$ ,  $\psi_{\text{T}}^{n+1}$ ,  $m_{\text{T}}^{n+1}$  и производится интерполяция в приграничные точки газовой и твердой фаз. После этого вычисления повторяются с п.1.

### 3.1.4 Метод численного интегрирования уравнений горения пороха

Значение скорости горения в значительной степени определяется распределением температуры и концентрации вблизи поверхности горения. В этой связи, исходя из экспоненциального вида зависимостей  $T_k(y_k, t)$  и  $\beta(y_k, t)$ , было проведено преобразование физической плоскости  $(y_k, t)$  в плоскость  $(\eta_k, t)$  по формуле:

$$y_k = A_k (e^{\eta_k} - 1), \quad (3.48)$$

где  $A_k$  – параметр сгущения сетки.

Такое преобразование позволяет создать экономичный алгоритм расчета без потери точности в области наиболее резкого изменения функций. Переходя к новой переменной в системе (3.25), и выбирая в плоскости  $(\eta_k, t)$  равномерный шаг  $h_k$ , получаем сгущение узлов сетки вблизи поверхности горения.

После перехода к новой пространственной переменной система уравнений (3.25) приводится к виду:

$$\begin{aligned} \frac{\partial T_k}{\partial t} &= \frac{\kappa_k}{A_k^2 e^{2\eta_k}} \frac{\partial^2 T_k}{\partial \eta_k^2} + \left( \frac{u_k}{A_k e^{\eta_k}} - \frac{\kappa_k}{A_k^2 e^{2\eta_k}} \right) \frac{\partial T_k}{\partial \eta_k} + \frac{Q_k}{c_k} \Phi_k(T_k), \\ \frac{\partial \beta}{\partial t} &= \frac{u_k}{A_k e^{\eta_k}} \frac{\partial \beta}{\partial \eta_k} + \Phi_k(T_k). \end{aligned} \quad (3.49)$$

Начальные и граничные условия:

при  $t = 0$ ,  $\eta_k \geq 0$ ,

$$T_k = T_H, \quad \beta = 0;$$

при  $\eta_k = 0$ ,  $t \geq 0$ ,

$$\lambda_k \frac{\partial T_k}{\partial \eta_k} = A_k \begin{cases} \alpha_T (T - T_s), & \text{если } \beta_s < \beta_*, \\ q_s - (c_p - c_k) m_k T_s - p m_k \left( \alpha - \frac{1}{\delta} \right), & \text{если } \beta_s = \beta_*; \end{cases} \quad (3.50)$$

при  $\eta_k = \infty$ ,  $t \geq 0$ ,

$$T_k = T_H \left( \frac{\partial T_k}{\partial \eta_k} = 0 \right), \quad \beta = 0 \left( \frac{\partial \beta}{\partial \eta_k} = 0 \right).$$

Исходя из формулы преобразования пространственной переменной (3.48), имеем

$$dy_k = A_k e^{\eta_k} d\eta_k,$$

откуда

$$\Delta y_{k0} = A_k h_k, \quad \Delta y_{km} = A_k e^{\eta_{km}} h_k.$$

Обозначим

$$\frac{\Delta y_{km}}{\Delta y_{k0}} = e^{\eta_{km}} = M, \quad A_k = \frac{y_{km}}{M - 1}.$$

Шаг по новой координате определяется из выражения

$$h_k = \frac{\eta_{km}}{N} = \frac{\text{Ln}M}{N},$$

где  $N$  – число разбиений;  $M$  – отношение наибольшего шага интегрирования к наименьшему в физической плоскости.

Уравнение нелинейной теплопроводности  $k$ -фазы аппроксимировалось по схеме Кранка-Никольсона [119, 120], обладающей вторым порядком точности по координате и времени. Соответствующее разностное уравнение имело вид:

$$A_1 (T_k)_{i+1}^{n+1/2} + B_1 (T_k)_i^{n+1/2} + C_1 (T_k)_{i-1}^{n+1/2} + D_1 = 0, \quad (3.51)$$

где

$$\begin{aligned}
A_1 &= r_k \frac{\kappa_k}{[A_k e^{(\eta_k)_i}]^2} + 0.5 r_k h_k \left\{ \frac{u_k^{n+1/2}}{A_k e^{(\eta_k)_i}} - \frac{\kappa_k}{[A_k e^{(\eta_k)_i}]^2} \right\}, \\
B_1 &= - \left\{ 2 + 2 r_k \frac{\kappa_k}{[A_k e^{(\eta_k)_i}]^2} \right\}, \\
C_1 &= r_k \frac{\kappa_k}{[A_k e^{(\eta_k)_i}]^2} - 0.5 r_k h_k \left\{ \frac{u_k^{n+1/2}}{A_k e^{(\eta_k)_i}} - \frac{\kappa_k}{[A_k e^{(\eta_k)_i}]^2} \right\}, \\
D_1 &= 2(T_k)_i^n + \tau \frac{Q_k}{c_k} \Phi_k [(T_k)_i^{n+1/2}], \\
r &= \frac{\tau}{h_k^2}, \quad (T_k)_i^{n+1} = 2(T_k)_i^{n+1/2} - (T_k)_i^n.
\end{aligned}$$

Решение уравнения (3.51) ищется методом прогонки [121]. Прогоночные коэффициенты определяются по рекуррентным формулам:

$$E_1^i = -\frac{A_1}{B_1 + C_1 E_1^{i-1}}, \quad F_1^i = -\frac{D_1 + C_1 F_1^{i-1}}{B_1 + C_1 E_1^{i-1}}. \quad (3.52)$$

Для граничного условия первого рода начальные прогоночные коэффициенты имеют вид:

$$E_1^0 = 0, \quad F_1^0 = T_s.$$

В случае граничного условия третьего рода начальные прогоночные коэффициенты определяются с использованием фиктивной точки:

$$E_1^0 = -\frac{A_1 + C_1}{B_1 - 2h_k C_1 \frac{A_k \alpha_T}{\lambda_k}}, \quad F_1^0 = -\frac{D_1 + 2h_k C_1 \frac{A_k \alpha_T}{\lambda_k} T}{B_1 - 2h_k C_1 \frac{A_k \alpha_T}{\lambda_k}}. \quad (3.53)$$

До воспламенения  $u_k=0$  и уравнение для глубины выгорания – суть обыкновенное дифференциальное уравнение, решение которого не составляет труда. После воспламенения – это уравнение в частных производных первого порядка и для его решения необходимо одно краевое условие; второе краевое условие должно быть использовано для определения скорости горения.

Следовательно, при конечно-разностном решении уравнения выгорания необходимо выбрать такую схему, которая приводила бы к разностному уравнению первого порядка. Таким свойством обладает схема четырехугольника, где производные расписываются следующим образом:

$$\begin{aligned}\frac{\partial \beta}{\partial t} &= \frac{(\beta_{i+1}^{n+1} + \beta_i^{n+1}) - (\beta_{i+1}^n + \beta_i^n)}{2\tau} + \theta(\tau^2), \\ \frac{\partial \beta}{\partial \eta_k} &= \frac{(\beta_{i+1}^{n+1} - \beta_i^{n+1}) + (\beta_{i+1}^n - \beta_i^n)}{2h_k} + \theta(h_k^2),\end{aligned}\quad (3.54)$$

а разностное уравнение имеет вид:

$$A_2 \beta_{i+1}^{n+1/2} + B_2 \beta_i^{n+1/2} + D_2 = 0, \quad (3.55)$$

где

$$\begin{aligned}A_2 &= 1 - r_k h_k \frac{u_k^{n+1/2}}{A_k e^{(\eta_k)_{i+1/2}}}, \\ B_2 &= 1 + r_k h_k \frac{u_k^{n+1/2}}{A_k e^{(\eta_k)_{i+1/2}}}, \\ D_2 &= -\left\{ \beta_{i+1}^n + \beta_i^n + \tau \Phi_k \left[ (T_k)_{i+1/2}^{n+1/2} \right] \right\}, \\ \beta_i^{n+1/2} &= \frac{\beta_{i+1}^n + \beta_i^n}{2}, \quad \beta_i^{n+1} = 2\beta_i^{n+1/2} - \beta_i^n.\end{aligned}\quad (3.56)$$

Для определения неизвестного массива глубины выгорания  $\{\beta_i^{n+1}\}$  используется граничное условие в глубине пороха. Скорость горения определяется из решения операторного уравнения

$$\beta(0, t, u_k) = \beta_s = \beta_* \quad (3.57)$$

методом проб. Для убыстрения сходимости на заключительной стадии производятся итерации по методу секущих, которые выполняются до тех пор, пока  $|\beta_s - \beta_*| > \varepsilon_1 = 10^{-4}$ .

Значение теплового потока на поверхности горящего пороха определялось с использованием фиктивной точки:

$$q_k = -\lambda_k \left. \frac{\partial T_k}{\partial y_k} \right|_s = -\lambda_k \frac{(A_1 + C_1)(T_k)_1 + D_1 + B_1 T_s}{2C_1 A_k h_k}.$$

Решение системы (3.25) содержит ряд особенностей, которые необходимо учитывать. Прежде всего, ее необходимо решать совместно с уравнениями газовой динамики, поэтому важным моментом является увязка временных шагов для обеих задач.

Временной шаг макрозадачи определяется, исходя из требуемой точности, а также условия устойчивости, и составляет  $(1 \div 2) \cdot 10^{-5}$  с. Схема решения задачи (3.49) хотя и является безусловно устойчивой, тем не менее, при выборе временного шага интегрирования необходимо учитывать точность аппроксимации экспоненциального члена в уравнениях, а также характерные времена нестационарных эффектов при зажигании и последующем горении пороха.

Исследования сходимости проводились для краевой задачи первого рода, при этом температура поверхности в задаче горения полагалась равной температуре, реализующейся в момент зажигания.

Порядок решения краевой задачи (3.49) - (3.50) заключался в следующем [2]:

- при известных на данный момент распределениях температуры и концентрации в  $k$ -фазе решается уравнение для глубины выгорания и определяется скорость горения методом проб;
- при известной скорости горения и соответствующих краевых условиях решается уравнение теплопроводности и определяется новое температурное распределение.

Процесс воспламенения определяется следующими нестационарными эффектами: скоростью нагрева от внешнего источника (при этом наиболее быстро изменяется температура поверхности); скоростью роста температуры от внутреннего тепловыделения и скоростью выгорания химического пограничного слоя, сформировавшегося на пределе зажигания.

Время релаксации температуры поверхности при конвективном нагреве можно оценить, используя метод решения уравнений зажигания, предложенный

Р.Е. Соркиным [109]. Для значений  $T_s$ , существенно отличающихся от  $T_H$ , получаем

$$t_\alpha \approx \frac{c_k \delta \lambda_k}{4q_s^2} (T_s - T_H)^2. \quad (3.58)$$

Скорость внутреннего тепловыделения характеризуется временем адиабатической индукции:

$$t_a = \frac{c_k}{Q_k Z_k} \frac{R_0 T_s^2}{E_k} \exp\left(\frac{E_k}{R_0 T_s}\right). \quad (3.59)$$

Время выгорания химического пограничного слоя, сформировавшегося на пределе зажигания, оценивается по формуле

$$t_\Pi = \frac{1}{Z_k} \exp\left(\frac{E_k}{R_0 T_s}\right) \sqrt{\frac{\lambda_k (2T_s - T_{s1} - T_H)}{Q_k}}. \quad (3.60)$$

Очевидно, значение  $\tau$  должно удовлетворять условию

$$\tau = \min\{k_1 t_\alpha, k_2 t_a, k_3 t_\Pi\}, \quad (3.61)$$

где  $k_j \leq 1$  ( $j=1, 2, 3$ ).

Численные исследования показали, что для обеспечения независимости нестационарного решения от  $\tau$  в пределах ошибки 2% константы  $k_j$  необходимо выбирать из условий

$$k_1 \leq 0,1, \quad k_2 \leq 1, \quad k_3 \leq 0,1.$$

Влияние шага интегрирования на характер изменения нестационарной скорости горения после зажигания приведено на рисунке 3.4.

С точки зрения экономии машинного времени возможен расчет с переменным шагом: до воспламенения  $\tau$  выбирается, исходя из текущего значения температуры поверхности на каждом временном слое, из условия

$$\tau = \min\{k_1 t_\alpha, k_2 t_a\},$$

после воспламенения:  $\tau = k_3 t_\Pi$ .

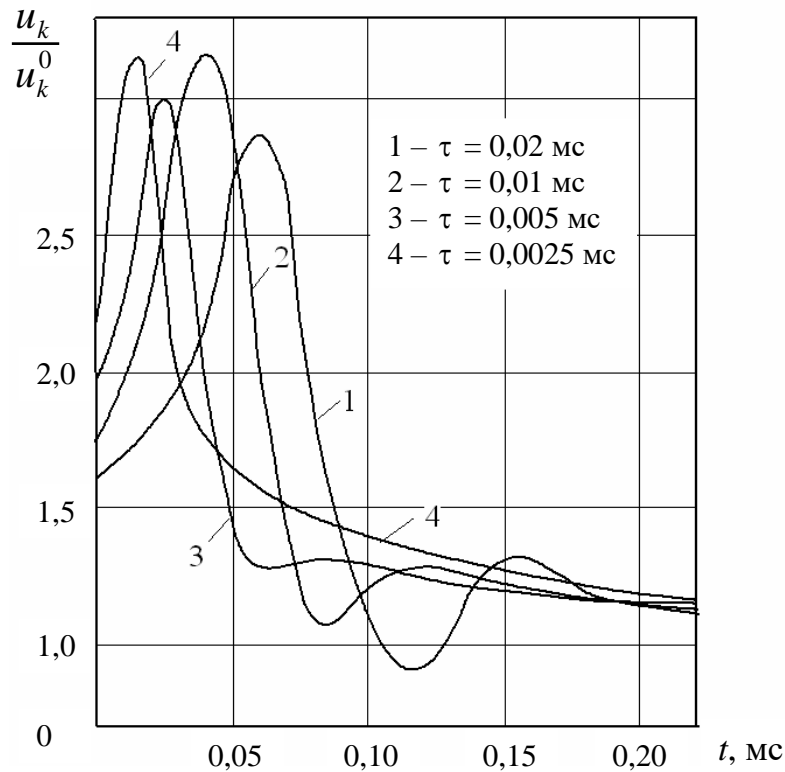


Рисунок 3.4 – Влияние временного шага интегрирования уравнений  $k$ -фазы на изменение нестационарной скорости горения после зажигания

По мере вырождения существенной нестационарности после воспламенения дальнейшая перестройка температурного профиля в порохе определяется временем релаксации прогретого слоя  $t_k$ , которое характеризует суммарное действие таких нестационарных эффектов, как теплоподвод извне, теплоотвод в глубь пороха и тепловыделение по закону Аррениуса, поэтому в данном случае шаг по времени необходимо выбирать из условия

$$\tau = k_4 t_k, \quad (3.62)$$

где  $k_4$  можно принять равным 0,95.

Результаты расчетов скорости горения, приближенных к условиям выстрела, приведены на рисунке 3.5. Из графика видно, что расчет квазистационарного участка с постоянным шагом наталкивается на неустойчивость, которая возникает в момент нарушения условия (3.62). Появление неустойчивости в данном случае, по всей видимости, связано с тем, что нестационарное решение с ростом  $u_k$  становится более инерционным, чем



процесс перестройки прогретого слоя. Здесь же для сравнения даны значения скорости горения, полученные путем решения задачи (3.49) методом установления.

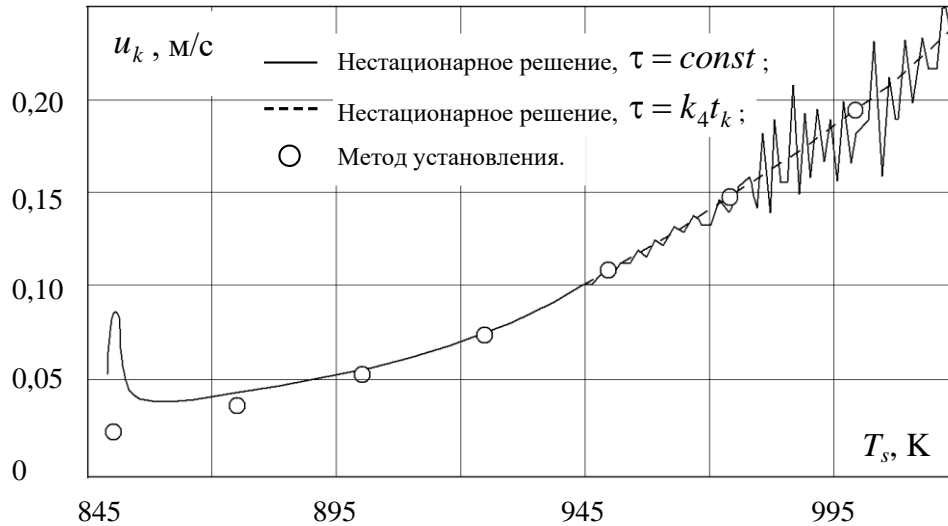


Рисунок 3.5 – Расчет нестационарной скорости горения при переменной температуре поверхности

Задача горения (3.49) – (3.50) решается в тонком поверхностном слое пороха и ее пространственные и временные масштабы существенно отличаются от соответствующих масштабов задачи баллистики (3.1) - (3.24), что ведет к необходимости увязки временных шагов рассматриваемых взаимосвязанных задач. При этом, учитывая, что временные масштабы задачи горения существенно меньше временных масштабов задачи баллистики, задача горения многократно решается в пределах одного временного слоя макрозадачи вдоль каждой из  $K$  траекторий (рисунок 3.6).

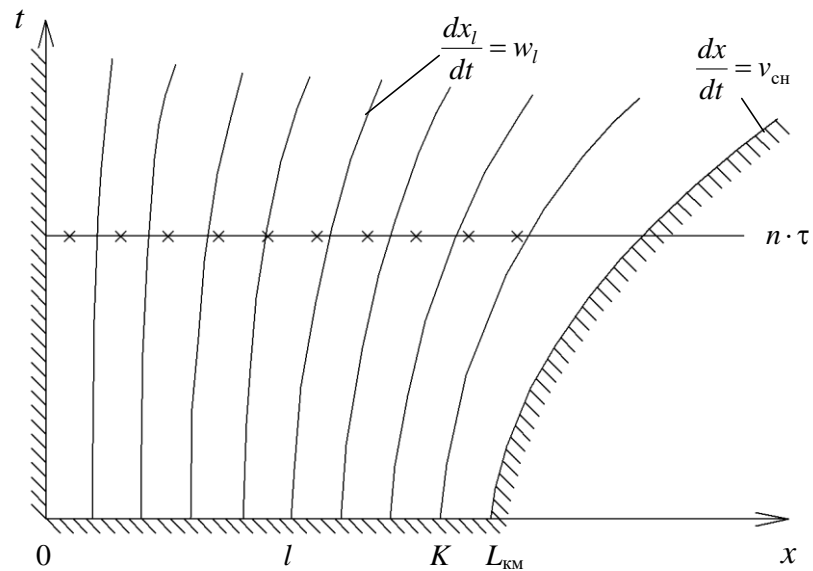


Рисунок 3.6 – Семейство траекторий движения  $l = \overline{1, K}$  пороховых элементов в процессе выстрела

## 3.2 Моделирование напряженно-деформированного состояния ствола

### 3.2.1 Постановка задачи моделирования напряженно-деформированного состояния ствола при выстреле

В результате воздействия внутрибаллистического давления артиллерийский ствол испытывает деформации. Количественной оценкой относительной деформации  $\varepsilon$  служит показатель Коши [122 - 124]:

$$\varepsilon = \frac{\Delta L}{L_0}, \quad (3.63)$$

где  $\Delta L = L - L_0$  – абсолютная деформация – разница между конечным и начальным расстоянием между двумя точками тела.

Связь между напряжением  $\sigma$  и деформацией  $\varepsilon$  для упругих тел определяется линейным соотношением в форме закона Гука [123]:

$$\sigma = E\varepsilon \quad (3.64)$$

где  $E$  – модуль упругости.

В трехмерном случае связь между напряжением, деформацией и перемещением описывается более сложными соотношениями.

Рассмотрим прямоугольный объем в декартовой системе координат (рисунок 3.7). Здесь представлены распределения напряжений на поверхности параллелепипеда.

Нормальные напряжения  $\sigma_{xx}, \sigma_{yy}, \sigma_{zz}$  направлены по нормальям к сечениям граней. Тангенциальные (касательные) напряжения  $\sigma_{xy}, \sigma_{yx}, \sigma_{yz}, \sigma_{zy}, \sigma_{zx}, \sigma_{xz}$  — располагаются в плоскости сечений граней. Согласно закона парности тангенциальных напряжений [124] рассматриваются три правила:

$$\sigma_{xy} = \sigma_{yx}, \quad \sigma_{yz} = \sigma_{zy}, \quad \sigma_{zx} = \sigma_{xz}.$$

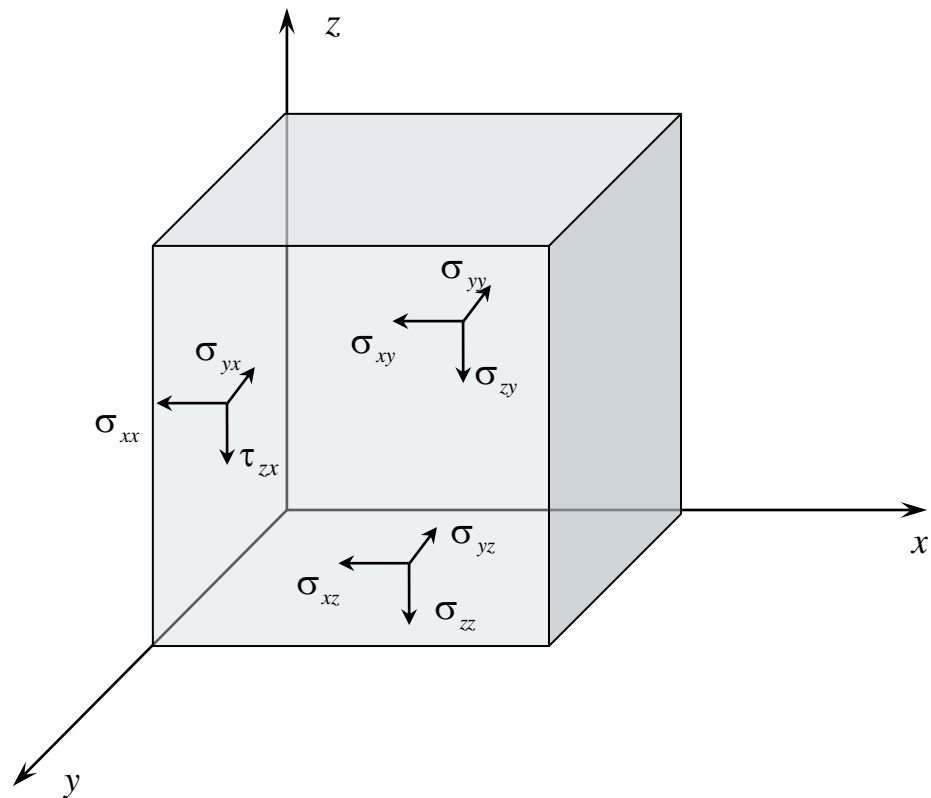


Рисунок 3.7 – Тензоры напряжений в декартовой системе координат

Система дифференциальных уравнений напряженно-деформируемого состояния ствола состоит из следующих уравнений в тензорном представлении [124]:

$$\begin{cases} \frac{\partial \sigma_{xx}}{\partial x} + \frac{\partial \sigma_{xy}}{\partial y} + \frac{\partial \sigma_{xz}}{\partial z} + F_x = \rho \frac{\partial^2 u_x}{\partial t^2}, \\ \frac{\partial \sigma_{yx}}{\partial x} + \frac{\partial \sigma_{yy}}{\partial y} + \frac{\partial \sigma_{yz}}{\partial z} + F_y = \rho \frac{\partial^2 u_y}{\partial t^2}, \\ \frac{\partial \sigma_{zx}}{\partial x} + \frac{\partial \sigma_{zy}}{\partial y} + \frac{\partial \sigma_{zz}}{\partial z} + F_z = \rho \frac{\partial^2 u_z}{\partial t^2}, \end{cases} \quad (3.65)$$

где  $F_x, F_y, F_z$  – проекции объемных сил и проекции перемещений, отнесенных к единице объема тела, и  $u_x, u_y, u_z$  – проекции перемещений на координатные оси  $x, y$  и  $z$  соответственно, представим в виде вектора:

$$F = \begin{pmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{pmatrix}.$$

В работе рассматривается сила тяжести, действующая по направлению, противоположной оси  $z$ . В связи с этим объемные силы представим в следующем виде:

$$F = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ -\rho g \end{pmatrix},$$

где  $\rho$  – плотность материала ствола;  $g$  – ускорение свободного падения.

На наклонных поверхностях (рисунок 3.8) с нормалью  $\vec{n}$  рассчитываются проекции напряжений  $\sigma_{xn}, \sigma_{yn}, \sigma_{zn}$  на оси  $x, y$  и  $z$ , соответственно:

$$\begin{cases} \sigma_{xn} = \sigma_{xx}n_x + \sigma_{xy}n_y + \sigma_{xz}n_z, \\ \sigma_{yn} = \sigma_{yx}n_x + \sigma_{yy}n_y + \sigma_{yz}n_z, \\ \sigma_{zn} = \sigma_{zx}n_x + \sigma_{zy}n_y + \sigma_{zz}n_z, \end{cases} \quad (3.66)$$

где  $n_x = \cos(x, \vec{n})$ ,  $n_y = \cos(y, \vec{n})$ ,  $n_z = \cos(z, \vec{n})$  – направляющие косинусы.

Соотношения (3.66) используются для задания граничных условий на поверхности тела.

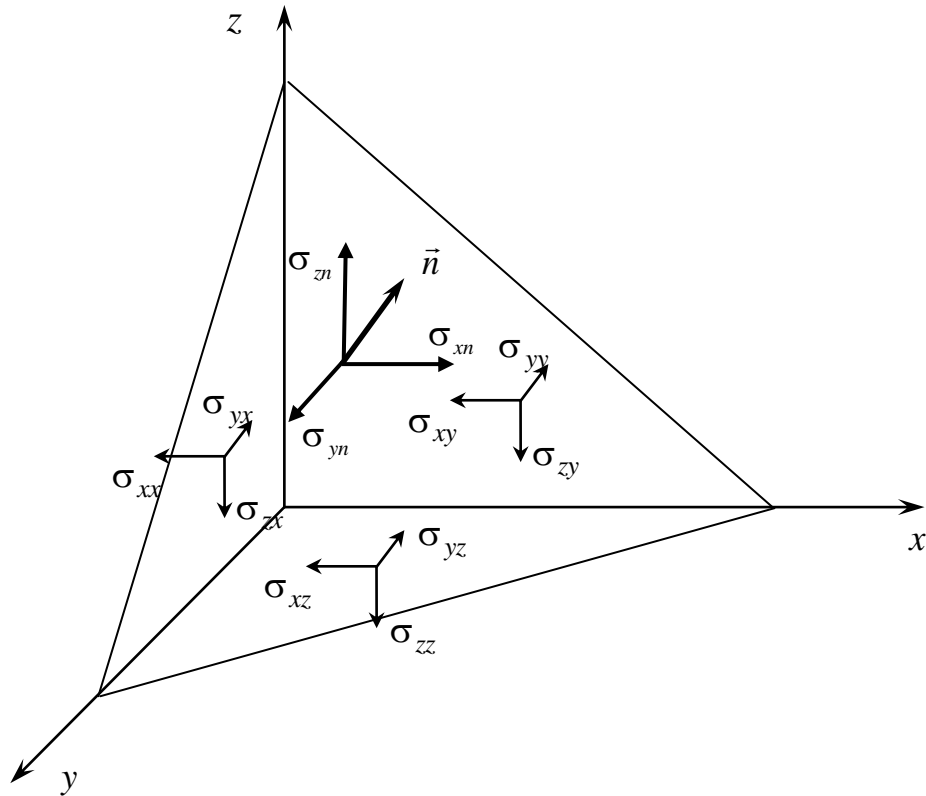


Рисунок 3.8 – Проекции напряжений на координатные оси для наклонной поверхности

Вторую группу уравнений составляют геометрические соотношения Коши:

$$\left\{ \begin{array}{l} \varepsilon_{xx} = \frac{\partial u_x}{\partial x}, \\ \varepsilon_{yy} = \frac{\partial u_y}{\partial y}, \\ \varepsilon_{zz} = \frac{\partial u_z}{\partial z}, \\ \varepsilon_{xy} = \frac{1}{2} \left( \frac{\partial u_x}{\partial y} + \frac{\partial u_y}{\partial x} \right), \\ \varepsilon_{yz} = \frac{1}{2} \left( \frac{\partial u_y}{\partial z} + \frac{\partial u_z}{\partial y} \right), \\ \varepsilon_{zx} = \frac{1}{2} \left( \frac{\partial u_z}{\partial x} + \frac{\partial u_x}{\partial z} \right), \end{array} \right. \quad (3.67)$$

где  $\varepsilon_{xx}$ ,  $\varepsilon_{yy}$ ,  $\varepsilon_{zz}$  – линейные деформации по соответствующим осям;  $\varepsilon_{xy}$ ,  $\varepsilon_{yz}$ ,  $\varepsilon_{zx}$  – тангенциальные (угловые) деформации.

Уравнения неразрывности деформаций Сен-Венана имеет вид [122]:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{\partial^2 \varepsilon_{xx}}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 \varepsilon_{yy}}{\partial x^2} = 2 \frac{\partial^2 \varepsilon_{xy}}{\partial x \partial y} \\ \frac{\partial^2 \varepsilon_{yy}}{\partial z^2} + \frac{\partial^2 \varepsilon_{zz}}{\partial y^2} = 2 \frac{\partial^2 \varepsilon_{yz}}{\partial y \partial z}, \\ \frac{\partial^2 \varepsilon_{zz}}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \varepsilon_{xx}}{\partial z^2} = 2 \frac{\partial^2 \varepsilon_{zx}}{\partial z \partial x}, \\ \frac{\partial}{\partial x} \left( \frac{\partial \varepsilon_{zx}}{\partial y} + \frac{\partial \varepsilon_{xy}}{\partial z} - \frac{\partial \varepsilon_{yz}}{\partial x} \right) = \frac{\partial^2 \varepsilon_{xx}}{\partial y \partial z}, \\ \frac{\partial}{\partial y} \left( \frac{\partial \varepsilon_{xy}}{\partial z} + \frac{\partial \varepsilon_{yz}}{\partial x} - \frac{\partial \varepsilon_{zx}}{\partial y} \right) = \frac{\partial^2 \varepsilon_{yy}}{\partial z \partial x}, \\ \frac{\partial}{\partial z} \left( \frac{\partial \varepsilon_{yz}}{\partial x} + \frac{\partial \varepsilon_{zx}}{\partial y} - \frac{\partial \varepsilon_{xy}}{\partial z} \right) = \frac{\partial^2 \varepsilon_{zz}}{\partial x \partial y}, \end{array} \right. \quad (3.68)$$

Таким образом, решая систему 15 дифференциальных уравнения (3.65), (3.67), (3.68) с учетом граничных условий (3.66) в каждой точке тела  $(x, y, z)$  вычисляются значения 15 переменных в различные моменты времени  $t$  [124]:

$$\begin{aligned} \sigma_{xx} &= \sigma_{xx}(x, y, z, t), \quad \sigma_{yy} = \sigma_{yy}(x, y, z, t), \quad \sigma_{zz} = \sigma_{zz}(x, y, z, t), \\ \sigma_{xy} &= \sigma_{xy}(x, y, z, t), \quad \sigma_{yz} = \sigma_{yz}(x, y, z, t), \quad \sigma_{zx} = \sigma_{zx}(x, y, z, t), \\ \varepsilon_{xx} &= \varepsilon_{xx}(x, y, z, t), \quad \varepsilon_{yy} = \varepsilon_{yy}(x, y, z, t), \quad \varepsilon_{zz} = \varepsilon_{zz}(x, y, z, t), \\ \varepsilon_{xy} &= \varepsilon_{xy}(x, y, z, t), \quad \varepsilon_{yz} = \varepsilon_{yz}(x, y, z, t), \quad \varepsilon_{zx} = \varepsilon_{zx}(x, y, z, t), \\ u_x &= u_x(x, y, z, t), \quad u_y = u_y(x, y, z, t), \quad u_z = u_z(x, y, z, t). \end{aligned}$$

Физическая модель напряженно-деформированного состояния изотропного тела, связывающая напряжения и деформации тела, описывается обобщенным законом Гука в виде:

$$\begin{cases} \varepsilon_{xx} = [\sigma_{xx} - \nu(\sigma_{yy} + \sigma_{zz})]/E, \\ \varepsilon_{yy} = [\sigma_{yy} - \nu(\sigma_{zz} + \sigma_{xx})]/E, \\ \varepsilon_{zz} = [\sigma_{zz} - \nu(\sigma_{xx} + \sigma_{yy})]/E, \\ \varepsilon_{xy} = \sigma_{xy}/(2G_0), \\ \varepsilon_{yz} = \sigma_{yz}/(2G_0), \\ \varepsilon_{zx} = \sigma_{zx}/(2G_0), \end{cases} \quad (3.69)$$

где  $\nu$  – коэффициент Пуассона;  $G_0$  – модуль сдвига. Модуль сдвига связан с коэффициентом Пуассона и модулем упругости следующим соотношением:

$$G_0 = \frac{E}{2(1+\nu)}. \quad (3.70)$$

В теории упругости напряжения и деформации связаны линейным соотношением  $\sigma = f(\varepsilon)$  до значения предела упругости  $\sigma_e$ .

С учетом уравнения (3.69) уравнения (3.65), (3.67), (3.68) решаются в перемещениях, либо в напряжениях. Решение напряженно-деформируемого состояния тела в перемещениях  $u$ ,  $v$ ,  $w$  определяется на основе уравнений Ламе [122]:

$$\begin{cases} (\lambda + \mu) \frac{\partial \theta}{\partial x} + \mu \nabla^2 u_x + F_x = \rho \frac{\partial^2 u_x}{\partial t^2}, \\ (\lambda + \mu) \frac{\partial \theta}{\partial y} + \mu \nabla^2 u_y + F_y = \rho \frac{\partial^2 u_y}{\partial t^2}, \\ (\lambda + \mu) \frac{\partial \theta}{\partial z} + \mu \nabla^2 u_z + F_z = \rho \frac{\partial^2 u_z}{\partial t^2}, \end{cases} \quad (3.71)$$

где  $\theta = \varepsilon_{xx} + \varepsilon_{yy} + \varepsilon_{zz} = \frac{\partial u_x}{\partial x} + \frac{\partial u_y}{\partial y} + \frac{\partial u_z}{\partial z}$ ;  $\nabla^2 = \frac{\partial^2}{\partial x^2} + \frac{\partial^2}{\partial y^2} + \frac{\partial^2}{\partial z^2}$  – оператор Лапласа;

$\lambda$ ,  $\mu$  – параметры Ламе, определяемые соотношениями:

$$\lambda = \frac{E\nu}{(1+\nu)(1-2\nu)}, \quad \mu = \frac{E}{2(1+\nu)}. \quad (3.72)$$

Характеристики ствола зависят от применяемых материалов и технологии производства [73]. Общий вид артиллерийского ствола и его закрепление к казеннику представлено на рисунке 3.8.

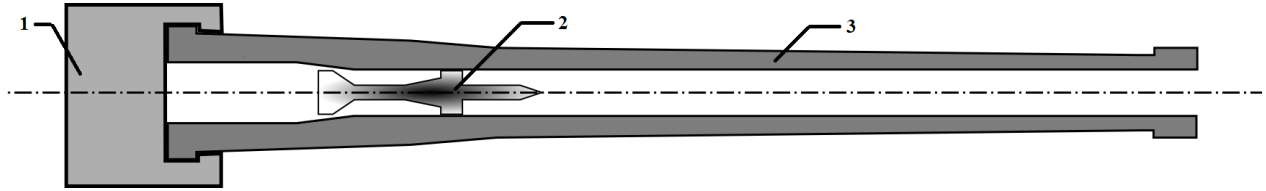


Рисунок 3.8 – Конструкция закрепления ствола: 1 – казенник, 2 – снаряд, 3 – ствол

Проектированию орудий основывается на решении задач, связанных с прочностью под действием различных сил. Наибольшее влияние на конструкцию ствола оказывают поверхностные силы давления пороховых газов. Под воздействием этих сил возникают напряжения, которые приводят к деформации канала ствола.

Физическая модель напряженно-деформированного состояния изотропного тела, связывающая напряжения и деформации тела описывается обобщенным законом Гука. В теории упругости напряжения и деформации связаны линейным соотношением, справедливым до значения предела упругости. При увеличении деформации зависимость становится нелинейной. В работе использовалась модель пластичности Джонсона–Кука [24, 125-126], которая зависит от эквивалентной деформации, скорости деформации и температуры:

$$\sigma_{\Pi} = \left( A + B \varepsilon_p^n \right) \left[ 1 + C \ln \left( \frac{\dot{\varepsilon}_p}{\dot{\varepsilon}_0} \right) \right] \left[ 1 - \left( \frac{T - T_r}{T_m - T_r} \right)^m \right], \quad (3.73)$$

где  $\sigma_{\Pi}$  – предел текучести;  $A, B, C$  – параметры материала ( $A$  – начальный предел текучести,  $B$  – константа твердости,  $C$  – константа скорости деформации);  $\varepsilon_p$  – эквивалентная пластическая деформация, которая зависит от истории нагружения и вычисляется по следующей формуле (суммирование по повторяющимся индексам не учитывается):

$$\varepsilon_p = \frac{\sqrt{2}}{3} \sqrt{(\varepsilon_{\alpha\alpha} - \varepsilon_{\beta\beta})^2 + (\varepsilon_{\beta\beta} - \varepsilon_{\gamma\gamma})^2 + (\varepsilon_{\gamma\gamma} - \varepsilon_{\alpha\alpha})^2 + 6(\varepsilon_{\alpha\beta}^2 + \varepsilon_{\beta\gamma}^2 + \varepsilon_{\gamma\alpha}^2)}, \quad (3.74)$$



где  $\frac{\dot{\varepsilon}_p}{\dot{\varepsilon}_0}$  – нормализованная скорость эквивалентной пластической деформации;  
 $\dot{\varepsilon}_p$  – скорость эквивалентной пластической деформации;  $\dot{\varepsilon}_0$  – относительная скорость деформации;  $T$  – текущая температура;  $T_m$  – температура плавления;  $T_r$  – нормальная температура;  $n, m$  – показатели твердости ( $n$  – коэффициент твердости,  $m$  – показатель теплового размягчения);  $\alpha, \beta, \gamma$  – индексы координатного вектора, указание индексов  $\alpha, \beta, \gamma$  у вектора означает, что берется его соответствующая координата,  $\alpha, \beta, \gamma \in \{x, y, z\}$ .

Точка обозначает производную по времени. Формула представляет собой кривую деформирования материала. Константа  $A$  значительно влияет на предел текучести при низких напряжениях, в то время как  $B$  и  $n$  определяют эффект деформационного упрочнения. Выражения во вторых и третьих скобках формулы (3.74) определяют влияния эффектов скорости деформации и температуры соответственно. Скалярную величину  $\varepsilon_p$  называют эквивалентной пластической деформацией Мизеса. Она равна интенсивности деформаций [24, 127, 128].

Граничные условия задаются внутри канала ствола и на ее внешней границе (рисунок 3.9). Заштрихованная часть соответствует границе закрепления ствола  $\Gamma_1$ . В этой области скорости перемещения равны нулю. На внешней границе ствола  $\Gamma_2$  напряжение соответствует атмосферному давлению  $p_n$ . Внутри канала ствола задаются две области: в области заснарядного пространства  $\Gamma_3$  напряжение обусловлено давлением пороховых газов  $p = p(x, t)$ ; в области  $\Gamma_4$  – напряжение создается атмосферным давлением  $p_n$ .

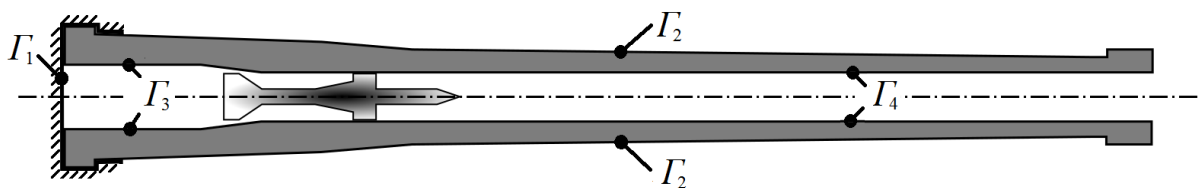


Рисунок 3.9 – Граничные условия для напряженно-деформированного состояния ствола:  $\Gamma_1$  – граница закрепления ствола,  $\Gamma_2$  – внешняя граница ствола,  $\Gamma_3$  – внутренняя граница канала

ствола, для заснарядного пространства,  $\Gamma_4$  – внутренняя граница канала ствола, для пространства перед снарядом

Граничные условия определяются из следующих соотношений:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{\partial u}{\partial t} \Big|_{\Gamma_1} = 0, \quad \frac{\partial v}{\partial t} \Big|_{\Gamma_1} = 0, \quad \frac{\partial w}{\partial t} \Big|_{\Gamma_1} = 0, \\ \sigma \Big|_{\Gamma_2} = p_n, \\ \sigma \Big|_{\Gamma_3} = p(x, t), \\ \sigma \Big|_{\Gamma_4} = p_n, \end{array} \right. \quad (3.75)$$

где  $p = p(x, t)$  – давление пороховых газов, вычисленное на основе решения уравнений внутренней баллистики;  $\sigma$  – напряжение, задаваемое по нормали к границе поверхности.

### *3.2.2 Метод численного решения напряженно-деформированного состояния ствола при выстреле*

Задача напряженно-деформированного состояния ствола решалась в системе инженерного компьютерного моделирования ANSYS Autodyn [24, 129, 130]. Эта система предназначена для моделирования быстропротекающих нелинейных процессов динамики твердых тел, жидкостей, газов и их взаимодействия, к которым относятся, процессы высокоскоростного нагружения ствола в процессе артиллерийского выстрела. В ANSYS Autodyn содержатся решатели и вычислительные методы, использующие подходы Лагранжа и Эйлера, лагранжево-эйлерову постановку, а также бессеточный метод гидродинамики сглаженных частиц SPH [131-134].

Задача динамического нагружения ствола артиллерийского орудия решается методом конечных элементов [135-138] в лагранжевой постановке [24]. Метод конечных элементов широко используется для моделирования и анализа разрабатываемых изделий в различных отраслях промышленности, что позволяет сократить затраты на производственный цикл «проектирования – изготовление –

испытания». Основная идея метода конечных элементов состоит в том, что любую непрерывную величину, такую, как температура, давление и перемещение можно аппроксимировать дискретной моделью, которая строится на множестве кусочно-непрерывных функций, определенных на конечном числе подобластей. Кусочно-непрерывные функции определяются с помощью значений непрерывной величины в конечном числе точек рассматриваемой области.

Решение задач методом конечных элементов состоит из пяти этапов.

На первом этапе проводится геометрическое моделирование, которое включает создание геометрии модели изделия и задаются физические свойства материалов.

Второй этап предусматривает формирование конечноэлементной сетки, которая должна обладать свойством регулярности, но в местах с наибольшими градиентами напряжений, необходимо создавать более детальные сетки.

На третьем этапе задаются граничные условия, учитывающие действие активных сил и наложенных связей между различными элементами изделий.

Четвертый этап связан с численным решением системы дифференциальных уравнений, описывающих модель напряженно-деформированного состояния твердого тела.

На заключительном пятом этапе проводят анализ полученных полей распределения напряжений и деформаций, выводятся результаты в табличном виде.

Последовательность итерации численного решения задачи методом конечных элементов, реализованного в ANSYS Autodyn [24], начинается с задания внешних нагрузок и объединения их с внутренними силами в узлах, полученным на предыдущем временном шаге вычислений. Для всех узлов вычисляются ускорения, скорости и координаты конечных элементов из закона сохранения импульса с последующим интегрированием. По этим данным вычисляются объем измененного тела и скорость деформации. Используя модель материала и закон сохранения импульса, вычисляются давления, напряжения и энергии элементов, обеспечивая данные для начала следующего шага по времени.

### 3.3 Моделирование внешней баллистики

#### 3.3.1 Постановка задачи о движении снаряда на траектории

Методика расчета траектории движения снаряда основывается на использовании нормативных документов, изложенных в [139, 140]. Для дополнительного уточнения уравнений движения и получения соотношений для замыкающих эмпирических коэффициентов использованы данные [15, 141, 142].

Траектория движения снаряда строится в стартовой системе координат  $Oxyz$ . Координаты центра масс снаряда определяются уравнениями [16]:

$$\frac{dx}{dt} = V_{\text{пр}} \cos \psi, \quad (3.76)$$

$$\frac{dy}{dt} = V_{\text{к}} \sin \theta, \quad (3.77)$$

$$\frac{dz}{dt} = -V_{\text{пр}} \sin \psi, \quad (3.78)$$

где  $x$  – дальность в плоскости стрельбы;  $y$  – высота полета снаряда;  $z$  – боковое отклонение;  $\theta$  – угол наклона траектории;  $\psi$  – угол пути;  $V_{\text{к}}$  – скорость центра масс снаряда (земная скорость снаряда);  $V_{\text{пр}}$  – путевая скорость снаряда, приведенная к поверхности уровня орудия.

Уравнение для пути снаряда  $S$ :

$$\frac{dS}{dt} = V_{\text{к}}. \quad (3.79)$$

Параметры движения снаряда определяются в траекторной системе координат  $Ox_{\text{к}}y_{\text{к}}z_{\text{к}}$  (см. рисунок 3.10).

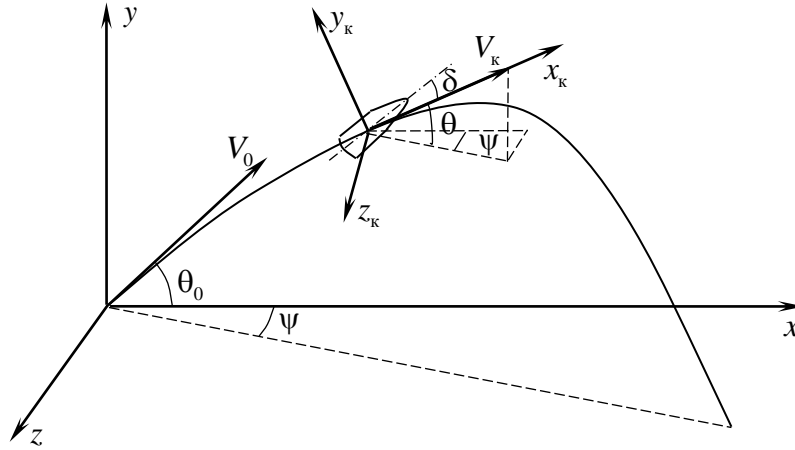


Рисунок 3.10 – Ориентация траекторной системы координат  $(Ox_k, y_k, z_k)$  относительно стартовой  $(Oxyz)$

Уравнение земной скорости снаряда:

$$\frac{dV_k}{dt} = -g \sin \theta - \frac{C_{x_k} q S_M}{m}. \quad (3.80)$$

Уравнение угла наклона траектории:

$$\frac{d\theta}{dt} = -\frac{g \cos \theta}{V_k} - \frac{C_{y_k} q S_M}{m V_k} + \frac{V_k \cos \theta}{R_3 + y} + \Delta \dot{\theta}_3. \quad (3.81)$$

Уравнение угла пути:

$$\frac{d\psi}{dt} = \frac{f_{z_k} I_x \omega_x \dot{\theta}}{l m V_k \cos \theta} - \frac{C_{z_k} q S_M}{m V_k \cos \theta} + \Delta \dot{\psi}_3. \quad (3.82)$$

Уравнение аксиальной угловой скорости:

$$\frac{d\omega_x}{dt} = \frac{m_x \bar{\omega}_x q S_M l}{I_x} \bar{\omega}_x. \quad (3.83)$$

Уравнение путевой скорости снаряда, приведенной к поверхности уровня орудия:

$$V_{\text{пр}} = V_k \cos \theta \frac{R_3 + y_0}{R_3 + y}. \quad (3.84)$$

Здесь  $g$  – ускорение силы тяжести;  $C_{x_k}$ ,  $C_{y_k}$ ,  $C_{z_k}$  – коэффициенты составляющих аэродинамической силы по осям траекторной системы координат;

$q$  – скоростной напор воздуха;  $S_M = \frac{\pi D^2}{4}$  – площадь миделева сечения снаряда;  $D$  – калибр снаряда;  $m$  – масса снаряда;  $R_3 = 6371 \cdot 10^3$  м – радиус Земли при аппроксимации ее шаром;  $\Delta\dot{\theta}_3$  – производная дополнительного угла наклона траектории;  $f_{z_k}$  – коэффициент деривации;  $I_x$  – аксиальный момент инерции снаряда;  $l$  – длина снаряда;  $\Delta\dot{\psi}_3$  – производная дополнительного угла пути;  $m_x^{\bar{\omega}_x}$  – коэффициент аэродинамического аксиального демпфирующего момента (момента трения);  $\bar{\omega}_x$  – безразмерное представление аксиальной угловой скорости.

Коэффициенты составляющих силы сопротивления, входящие в уравнения (3.80) – (3.82), рассчитываются следующим образом [142]:

$$\begin{aligned} C_{x_k} &= C_{x_k}(M) + \Delta C_{x_k}(\varepsilon_w) + \Delta C_{x_k}(\alpha_{\Pi}), \\ C_{y_k} &= \Delta C_{y_k}(\varepsilon_w) + \Delta C_{y_k}(\alpha_{\Pi}), \\ C_{z_k} &= \Delta C_{z_k}(\varepsilon_w) + \Delta C_{z_k}(\alpha_{\Pi}), \end{aligned} \quad (3.85)$$

где  $C_{x_k}(M) = i_x(V_0, \theta) C_{x_k}^{et}(M)$ ;  $M$  – число Маха;  $i_x(V_0, \theta)$  – коэффициент аэродинамической формы снаряда;  $C_{x_k}^{et}(M)$  – эталонный коэффициент сопротивления (выбирается в соответствии с аппроксимацией закона 1943 г.; закона 1958 г. или с результатами собственных расчетов задачи внешнего обтекания);  $\Delta C_{x_k}(\varepsilon_w)$ ,  $\Delta C_{y_k}(\varepsilon_w)$ ,  $\Delta C_{z_k}(\varepsilon_w)$  – отклонения коэффициентов составляющих аэродинамической силы, вызываемые ветром;  $\Delta C_{x_k}(\alpha_{\Pi})$ ,  $\Delta C_{y_k}(\alpha_{\Pi})$ ,  $\Delta C_{z_k}(\alpha_{\Pi})$  – отклонения коэффициентов составляющих аэродинамической силы по осям траекторной системы координат за счет колебаний снаряда относительно центра масс.

Число Маха определяется по формуле:

$$M = \frac{V_k + \Delta V_w}{a},$$

где  $\Delta V_w$  – отклонение модуля скорости снаряда ветром;  $a = a_N(0) \sqrt{\frac{\tau(y)}{\tau_N(0)}}$  – скорость звука в воздухе; где  $a_N(0) = 340,7 \text{ м/с}$  – нормальная наземная скорость звука в воздухе;  $\tau(y)$  – распределение фактической виртуальной температуры воздуха по высоте;  $\tau_N(0) = 288,9 \text{ К}$  – нормальная наземная виртуальная температура воздуха.

Выражение для скоростного напора воздуха в уравнениях (3.80) – (3.83) имеет вид:

$$q = \frac{\rho_N(0) a_N^2(0)}{2} [\pi(y) + \Delta\pi(y)] M^2,$$

где  $\rho_N(0) = 1,206 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$  – нормальная наземная плотность воздуха;  $\pi(y)$  – функция давления воздуха;  $\Delta\pi(y)$  – отклонение функции давления воздуха.

Безразмерное представление аксиальной угловой скорости задается выражением

$$\bar{\omega}_x = \frac{\omega_x l}{M a_N(0)}.$$

Для расчета функции давления воздуха решается дифференциальное уравнение

$$\frac{d\pi(y)}{dt} = -\frac{g\pi(y)\dot{y}}{R\tau(y)},$$

где  $R = 287,053 \frac{\text{Дж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}$  – удельная газовая постоянная воздуха.

Отклонение функции давления воздуха определяется выражением:

$$\Delta\pi(y) = \frac{p(y)}{p(0)} - \pi(y),$$

где  $p(y)$  – фактическое давление воздуха.

Производная дополнительного угла наклона траектории равна

$$\Delta\dot{\theta}_3 = 2\Omega_3 \cos B \sin(\alpha_{ц} - \psi),$$

где  $\Omega_3 = 72,921 \cdot 10^{-6} \frac{\text{рад}}{\text{с}}$  – угловая скорость суточного вращения Земли;  $\alpha_{\text{ц}}$  – дирекционный угол (азимут) цели, отсчитываемый от северного направления линии координатной сетки по часовой стрелке наблюдателем, стоящим на Земле.

Соотношение для вычисления коэффициента деривации, используемого в уравнении (3.82), имеет вид:

$$f_{z_k} = [i_z(V_0, \theta_0)] U_0 f_z(M), \quad (3.86)$$

где  $i_z(V_0, \theta_0)$  – коэффициент согласования бокового отклонения снаряда;  $U_0$  – управляющее число;  $U_0 = 1$ , если расчет проводится без учета колебаний снаряда относительно центра масс, иначе  $U_0 = 0$ ;  $f_z(M) = \frac{l^3}{Dh} K_{NM}(M)$  – деривационная функция;  $h = l_{\text{ц}} + 0,57l_{\text{г}} - 0,16D$  – размер плеча момента в соответствии со схемой снаряда, представленной на рисунке 3.11;  $l_{\text{ц}}$  – расстояние от основания головной части до центра масс;  $l_{\text{г}}$  – длина головной части;  $K_{NM}(M)$  – функция сопротивления.

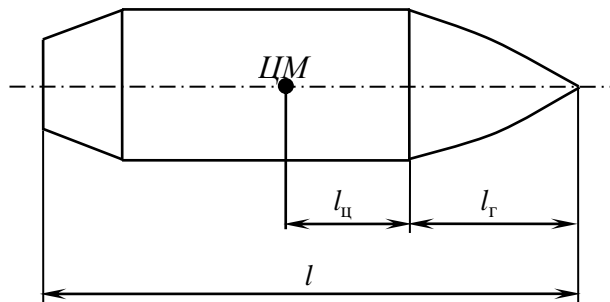


Рисунок 3.11 – Геометрические характеристики снаряда

Производная дополнительного угла пути определяется выражением:

$$\Delta\dot{\psi}_3 = -2\Omega_3 [\sin B - \cos B \cos(\alpha_{\text{ц}} - \psi) \text{tg } \theta].$$

На траекторию движения снаряда также оказывает влияние ветер. Пусть  $w_{x_k}$ ,  $w_{y_k}$ ,  $w_{z_k}$  – составляющие скорости ветра по осям траекторной системы координат.



Отклонения коэффициентов составляющих аэродинамической силы, вызываемые ветром в уравнениях (3.85), вычисляются следующим образом:

$$\begin{aligned}\Delta C_{x_k}(\varepsilon_w) &= C_{x_k}(M) [\cos \varepsilon_{w_1} \cos \varepsilon_{w_2} - 1], \\ \Delta C_{y_k}(\varepsilon_w) &= C_{x_k}(M) \sin \varepsilon_{w_2}, \\ \Delta C_{z_k} &= C_{x_k}(M) \sin \varepsilon_{w_1} \cos \varepsilon_{w_2},\end{aligned}\quad (3.87)$$

где  $\varepsilon_{w_1}$ ,  $\varepsilon_{w_2}$  – составляющие угла сноса ветром.

Синусы данных углов определяются выражениями:

$$\sin \varepsilon_{w_1} = \frac{w_{z_k}}{V \cos \varepsilon_{w_2}}, \quad \sin \varepsilon_{w_2} = -\frac{w_{y_k}}{V},$$

где  $V$  – воздушная скорость снаряда.

Воздушная скорость снаряда равна

$$V = \sqrt{V_k^2 - 2w_{x_k} V_k + w^2(y) + w_{\text{вер}}^2(y)},$$

где  $w(y)$  – распределение скорости ветра по высоте;  $w_{\text{вер}}(y)$  – скорость вертикальных токов воздуха, являющаяся функцией от высоты; восходящие токи положительны, нисходящие – отрицательны.

Соотношение для отклонения модуля скорости снаряда ветром имеет вид:

$$\Delta V_w = V - V_k.$$

Составляющие скорости ветра по осям траекторной системы координат определяются формулами:

$$\begin{aligned}w_{x_k} &= -w(y) \cos[\alpha_w(y) - (\alpha_{\text{ц}} - \psi)] \cos \theta + w_{\text{вер}}(y) \sin \theta, \\ w_{y_k} &= w(y) \cos[\alpha_w(y) - (\alpha_{\text{ц}} - \psi)] \sin \theta + w_{\text{вер}}(y) \cos \theta, \\ w_{z_k} &= -w(y) \sin[\alpha_w(y) - (\alpha_{\text{ц}} - \psi)],\end{aligned}\quad (3.88)$$

где  $\alpha_w(y)$  – распределение дирекционных углов ветра по высоте; углы отсчитываются от северного направления линии координатной сетки по часовой стрелке до направления ветра.

Воздействие на полет снаряда оказывают его колебания (вращения) относительно мгновенной экваториальной оси, проходящей через текущее положение центра масс снаряда. Ориентация траекторной системы координат относительно углов нутации и прецессии представлена на рисунке 3.12.

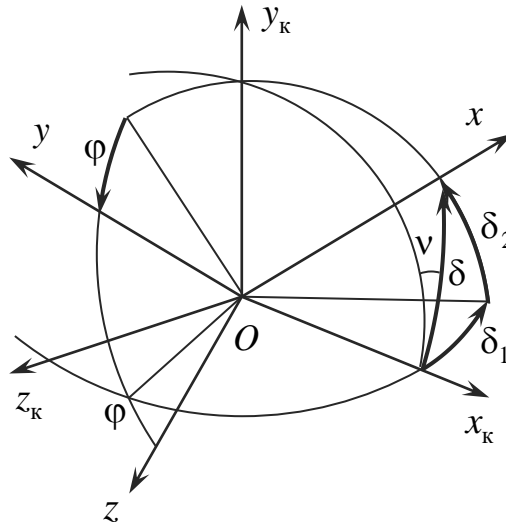


Рисунок 3.12 – Ориентация траекторной системы координат относительно углов нутации и прецессии

Снаряд предполагается гироскопически или аэродинамически устойчивым, углы нутации на всем протяжении полета не должны превышать  $20^\circ$ . В предположении малости углов нутации снаряда ( $\cos \delta \rightarrow 1$ ,  $\sin \delta \rightarrow \delta$ ) точные связи углов, определенные направляющими косинусами перехода систем координат, заменены приближенными связями. Соответственно не учтены малые составляющие проекций сил и моментов и ряд второстепенных эффектов.

При этом относительные погрешности определения параметров экваториальных колебаний снаряда, как правило, не превышают 5–10% (большая погрешность соответствует большим углам возвышения и большим углам нутации), что соответствует современным возможностям по точности задания исходных аэродинамических функций.

Отклонения коэффициентов составляющих аэродинамической силы по осям траекторной системы координат (см. рисунок 3.12) определяются выражениями:

$$\Delta C_{x_k}(\alpha_{\Pi}) = C_x^{\alpha\alpha} \alpha_{\Pi}^2 - \Delta C_{y_k}(\alpha_{\Pi}) \epsilon_{w_2} - \Delta C_{z_k}(\alpha_{\Pi}) \epsilon_{w_1},$$

$$\Delta C_{y_k}(\alpha_{\Pi}) = -i_z C_y^\alpha(M) \alpha_2 + C_z^{\alpha \bar{\omega}_x} \alpha_1 \bar{\omega}_x, \quad (3.89)$$

$$\Delta C_{z_k}(\alpha_{\Pi}) = -i_z C_y^\alpha(M) \alpha_1 - C_z^{\alpha \bar{\omega}_x} \alpha_2 \bar{\omega}_x,$$

где  $C_x^{\alpha\alpha}$  – вторая производная коэффициента лобового сопротивления воздуха по углу атаки, задаваемого постоянным значением в диапазоне пространственных углов атаки  $|\alpha_{\Pi}| \leq 20^\circ$ ;  $\alpha_{\Pi} = \sqrt{\alpha_1^2 + \alpha_2^2}$  – пространственный угол атаки;  $\alpha_1, \alpha_2$  – составляющие пространственного угла атаки;  $C_y^\alpha(M)$  – статическая производная коэффициента нормальной силы по пространственному углу атаки;  $C_z^{\alpha \bar{\omega}_x}(M)$  – смешанная производная коэффициента силы Магнуса.

Для определения экваториальной составляющей угловой скорости снаряда в проекциях на оси системы координат, связанной с углом тангажа, решаются следующие дифференциальные уравнения:

$$\frac{d\omega_1}{dt} = \frac{m_1 q S_M l - I_x \omega_x \omega_2}{I_z},$$

$$\frac{d\omega_2}{dt} = \frac{m_2 q S_M l + I_x \omega_x \omega_1}{I_z},$$

где  $m_1, m_2$  – коэффициенты составляющих аэродинамического момента по осям системы координат, связанной с углом тангажа;  $I_z$  – экваториальный центральный момент инерции снаряда.

Коэффициенты составляющих аэродинамического момента по осям системы координат, связанной с углом тангажа, рассчитываются следующим образом:

$$m_1 = m_z^\alpha(M) \alpha_1 + \left[ m_y^{\alpha \bar{\omega}_x}(M) \alpha_2 - m_{\omega_3}^{\bar{\omega}_3}(M) \frac{\omega_1}{\omega_x} \right] \bar{\omega}_x,$$

$$m_2 = m_z^\alpha(M) \alpha_2 - \left[ m_y^{\bar{\omega}_x}(M) \alpha_1 + m_{\omega_3}^{\bar{\omega}_3}(M) \frac{\omega_2}{\omega_x} \right] \bar{\omega}_x,$$

где  $m_z^\alpha(M)$  – статическая производная коэффициента опрокидывающего (стабилизирующего) момента по пространственному углу атаки;  $m_y^{\alpha \bar{\omega}_x}(M)$  –

смешанная производная коэффициента момента Магнуса;  $m_{\omega_3}^{\bar{\omega}_3}(M)$  – вращательная производная коэффициента экваториального демпфирующего момента.

Угол нутации снаряда определяется по формуле:

$$\delta = \sqrt{\delta_1^2 + \delta_2^2} < 0,35 \text{ рад } (20^\circ).$$

Для нахождения составляющих угла нутации решаются следующие дифференциальные уравнения:

$$\frac{d\delta_1}{dt} = \frac{\omega_1 - \dot{\psi} \cos(\theta + \delta_2) - \dot{\theta} \delta_1 \delta_2}{\cos \delta_2},$$

$$\frac{d\delta_2}{dt} = \omega_2 - \dot{\psi} \sin \theta \delta_1 - \dot{\theta} \cos \delta_1.$$

Составляющие пространственного угла атаки связаны с составляющими угла нутации соотношениями:

$$\alpha_1 \approx \delta_1 - \varepsilon_{w_1}, \quad \alpha_2 \approx \delta_2 - \varepsilon_{w_2},$$

### 3.3.2 Методика численного решения дифференциальных уравнений движения снаряда

Система обыкновенных дифференциальных уравнений первого порядка, представленная уравнениями (3.76)-(3.83), записывается в виде обобщенного уравнения:

$$\frac{df}{dt} = \varphi(t, f). \quad (3.90)$$

В качестве базового метода решения уравнения (3.90) применялся метод Рунге-Кутты-Вернера 6-го порядка точности с контролем погрешности интегрирования [143 – 146]. Для уравнения (3.90) метод имеет вид

$$f^{n+1} = f^n + h \sum_{i=0}^5 b_i k_i + \Delta,$$

где  $h$  – шаг по времени;

$$k_i = \varphi \left( t + c_i h, f^0 + h \sum_{j=0}^{i-1} a_{ij} k_j \right), \quad i = \overline{0,7},$$

$$\Delta = \frac{h}{291200} (15015k_0 - 118272k_2 + 115830k_3 - 30030k_4 - 30368k_5 + 31185k_6 + 16640k_7).$$

Коэффициенты  $a_{ij}$ ,  $b_i$ ,  $c_i$  определяются по таблице Батчера [146].

### 3.4 Моделирование процесса соударения снаряда с преградой

#### 3.4.1 Постановка задачи соударения снаряда с преградой

Для описания процесса соударения снаряда с преградой, как правило, используются модели сжимаемого упругопластического тела. Основные соотношения, описывающие движение сжимаемой упругопластической среды, базируются на законах сохранения массы, импульса и энергии и замыкаются соотношениями Прандтля – Рейсса при условии текучести Мизеса [147 – 149]. Условия разрушения зависят от температуры, скорости нагружения, прочностных свойств материалов.

Рассмотрим основные уравнения, описывающие процесс соударения [149] (рисунок 3.13).

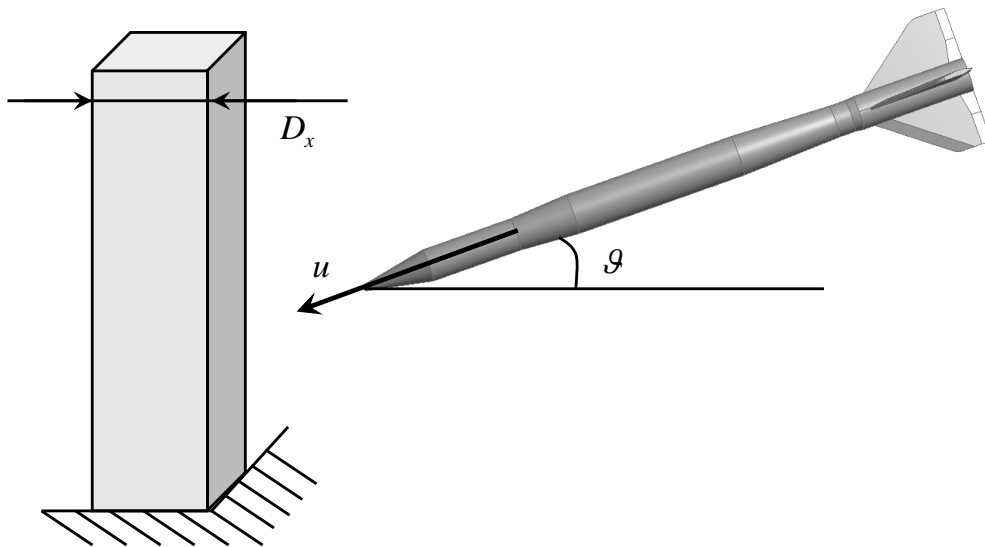


Рисунок 3.13 – Схема динамического взаимодействия снаряда с преградой

Законы сохранения импульса, массы, и энергии записываются в виде [147]:

$$\frac{d\dot{u}_\alpha}{dt} - \frac{1}{\rho} \frac{\partial \sigma_{\alpha\beta}}{\partial x_\beta} = 0, \quad (3.94)$$

$$\frac{d\rho}{dt} + \rho \frac{\partial \dot{u}_\alpha}{\partial x_\alpha} = 0, \quad (3.95)$$

$$\frac{dE}{dt} = \frac{1}{\rho} \sigma_{\alpha\beta} \dot{\epsilon}_{\alpha\beta}, \quad (3.96)$$

где  $\rho$  – плотность;  $\dot{u}_\alpha$  – компоненты скорости деформации;  $\sigma_{\alpha\beta}$  – компоненты тензора напряжений;  $\dot{\epsilon}_{\alpha\beta}$  – компоненты тензора скоростей деформации;  $E$  – внутренняя энергия;  $x_\alpha$  и  $x_\beta$  – составляющие вектора координат;  $\alpha, \beta, \gamma$  – индексы координатного вектора, указание индексов  $\alpha, \beta, \gamma$  означает, что берется его соответствующая координата,  $\alpha, \beta, \gamma \in \{x, y, z\}$ ;  $\frac{d}{dt}$  – субстанциональная производная по времени.

Здесь для сокращения записи используется форма с немymi индексами, которая означает, что если в произведении встречаются величины с одинаковыми индексами, то по ним ведется суммирование. Например, из уравнения (3.95) имеем:

$$\frac{\partial \dot{u}_\alpha}{\partial x_\alpha} = \frac{\partial \dot{u}_x}{\partial x_x} + \frac{\partial \dot{u}_y}{\partial x_y} + \frac{\partial \dot{u}_z}{\partial x_z} = \frac{\partial \dot{u}_x}{\partial x} + \frac{\partial \dot{u}_y}{\partial y} + \frac{\partial \dot{u}_z}{\partial z} \quad \text{для случая трехмерного}$$

пространства, а из уравнения (3.96) следует:

$$\sigma_{\alpha\beta} \dot{\epsilon}_{\alpha\beta} = \sigma_{xx} \dot{\epsilon}_{xx} + \sigma_{xy} \dot{\epsilon}_{xy} + \sigma_{xz} \dot{\epsilon}_{xz} + \sigma_{yx} \dot{\epsilon}_{yx} + \sigma_{yy} \dot{\epsilon}_{yy} + \sigma_{yz} \dot{\epsilon}_{yz} + \sigma_{zx} \dot{\epsilon}_{zx} + \sigma_{zy} \dot{\epsilon}_{zy} + \sigma_{zz} \dot{\epsilon}_{zz}.$$

Реологические соотношения запишем в гипотупругой форме в следующем виде [150]:

$$\frac{dS_{\alpha\beta}}{dt} = 2G_0 \left( \dot{\epsilon}_{\alpha\beta} - \frac{1}{3} \delta_{\alpha\beta} \dot{\epsilon}_{\alpha\beta} \right) + S_{\alpha\gamma} R_{\beta\gamma} + S_{\gamma\beta} R_{\alpha\gamma}, \quad (3.97)$$

где  $S_{\alpha\beta}$  – девиатор тензора напряжений для координатных составляющих  $\alpha$  и  $\beta$ , определяющий напряжения в точке, не связанные с гидростатическим

напряжением (всесторонним давлением);  $G_0$  – модуль сдвига;

$$R_{\alpha\gamma} = \frac{1}{2} \left( \frac{\partial \dot{u}_\alpha}{\partial \gamma} - \frac{\partial \dot{u}_\gamma}{\partial \alpha} \right); \delta_{\alpha\beta} - \text{символ Кронекера, } \delta_{\alpha\beta} = \begin{cases} 1, & \text{если } \alpha = \beta, \\ 0, & \text{если } \alpha \neq \beta. \end{cases}$$

Для описания пластических течений используется теория Прандтля-Рейсса. В этой теории для определения начала пластического течения используется критерий Мизеса [128]. При  $q_{\Pi} = S_{\alpha\beta} S_{\alpha\beta} = 2K^2$  ( $K$  – предел текучести на сдвиг), считается, что имеет место пластическое течение. При  $q_{\Pi} < 2K^2$  движение среды считается упругим. Для учета эффекта пластичности в правую часть уравнения (3.97) необходимо добавить член  $\theta(q_{\Pi})(S_{\alpha\beta} \dot{\epsilon}_{\alpha\beta}) S_{\alpha\beta}$ , где

$$\theta(q_{\Pi}) = \begin{cases} 0, & \text{если } q_{\Pi} < 2K^2, \\ 0, & \text{если } q_{\Pi} = 2K^2, S_{\alpha\beta} \dot{\epsilon}_{\alpha\beta} \leq 0, \\ \frac{G_0}{K^2}, & \text{если } q_{\Pi} = 2K^2, S_{\alpha\beta} \dot{\epsilon}_{\alpha\beta} > 0. \end{cases} \quad (3.98)$$

В этом случае выражение  $S_{\alpha\beta} S_{\alpha\beta}$  не выходит за границы поверхности Мизеса.

В качестве уравнения состояния моделируемой среды использовано уравнение состояния EOS Shock (Equation Of State Shock) [24]

$$p = p_{\text{н}} + \Gamma \rho (E - E_{\text{н}}), \quad (3.99)$$

$$p_{\text{н}} = \frac{\rho_0 c_0 \mu (1 + \mu)}{[1 - (\chi - 1)\mu]^2}, \quad (3.100)$$

$$E_{\text{н}} = \frac{p_{\text{н}}}{2\rho_0} \left( \frac{\mu}{1 + \mu} \right), \quad (3.101)$$

$$\rho \Gamma = \rho_0 \Gamma_0 = \text{const}, \quad (3.102)$$

$$\mu = \frac{\rho}{\rho_0} - 1, \quad (3.103)$$

где  $p$  – полное давление системы;  $p_{\text{н}}$  – давление в начальном состоянии;  $\Gamma$  – коэффициент Грюнайзена в текущий момент времени;  $\Gamma_0$  – коэффициент

Грюнайзена при нормальных условиях, который характеризует термическое давление со стороны колеблющихся атомов;  $E_H$  – внутренняя энергия в начальном состоянии;  $\rho_0$  – плотность материала при нормальных условиях;  $c_0$  – скорость звука в материале;  $\mu$  – изменение плотности в процессе исследования;  $\chi$  – параметр, отражающий свойства материала. Константы  $\Gamma_0$ ,  $c_0$ ,  $\chi$  определяются экспериментальным путем.

Достаточно интенсивное ударное нагружение преград часто приводит к возникновению нарушений сплошности материала в результате разрушения. Например, при ударе тонкой пластиной происходит откол, под которым понимают образование макроскопической полости внутри материала преграды, которая может быть замкнутой либо выходить на поверхность преграды, а в некоторых случаях возможно отделение тыльной части преграды.

Численное моделирование процессов разрушения можно осуществлять несколькими путями. В континуальном подходе определяется область поврежденной среды и корректируется напряженно-деформированное состояние материала в этой области. В качестве критерия разрушения могут быть выбраны различные модели. В настоящей работе используется модель Джонсона–Кука, согласно которой предел текучести определяется формулой (3.74). Константы материалов приведены в таблице 3.1.

Таблица 3.1 – Характеристики материалов, используемых в работе

Характеристика	Размерность	Значение		
		STEEL 4340	STEEL S-7	TUNG. ALLOY
Плотность $\rho$	г/см <sup>3</sup>	7,83	7,75	17,00
Коэффициент Грюнайзена $\Gamma_0$	-	-	2,17	1,54
Скорость звука в материале $c_0$	м/с	-	4569	4029
Параметр $\chi$	-	-	1,49	1,237
Относительная температура $T_r$	К	-	300	300
Удельная теплоемкость $c_T$	Дж/(кг·К)	-	477,0	134,0
Модуль сдвига $G_0$	ГПа	81,8	81,8	160,0
Начальный предел текучести $A$	ГПа	0,792	1,539	1,506



Продолжение таблицы 3.1

Константа твердости $B$	ГПа	0,510	0,477	0,177
Экспонента твердости $n$	-	0,26	0,18	0,12
Константа скорости деформации $C$	-	0,014	0,012	0,016
Показатель теплового размягчения $m$	-	1,03	1,00	1,00
Температура плавления $T_m$	К	1520	1763	1450
Относительная скорость деформации $\dot{\epsilon}_0$	c <sup>-1</sup>	1,0	1,0	1,0

### 3.4.2 Методика численного решения задачи соударения снаряда с преградой

В данном разделе рассмотрим метод сглаженных частиц [131-134, 150-153]. Этот метод является бессеточным лагранжевым численным методом для расчетов процессов высокоскоростного соударения, а также иного интенсивного динамического нагружения тел, в особенности, когда имеет место существенное изменение топологии моделируемых объектов (разлет вещества). Производные вычисляются с помощью сплайн-интерполяции, в соответствии с чем, каждая гладкая частица является точкой интерполяции, в которой известны параметры деформируемой среды. Численное решение во всей области интегрирования получается с помощью интерполяционных функций, для которых эти частицы являются интерполяционными узлами. Таким образом, вычисление градиентов сводится к аналитическому дифференцированию гладких функций.

Основная суть метода заключается в приближении формулы следующей цепочкой преобразований [131]:

$$a(x) = \int_R a(\tilde{x}) \delta(\tilde{x} - x) d\tilde{x}, \quad (3.105)$$

где  $a(x)$  – некоторое свойства материала, на месте данной величины может быть плотность, скорость, положение в пространстве;  $\tilde{x}$  – конкретное значение координаты;  $\delta(\tilde{x} - x)$  – дельта-функция (функция Дирака):

$$\delta(\tilde{x} - x) = \begin{cases} +\infty, & x = \tilde{x}, \\ 0, & x \neq \tilde{x}; \end{cases}$$

$R$  – некоторая область, где представляет интерес определение величины  $a(x)$ .

Сначала обобщенная функция  $\delta(x)$  заменяется аналитической функцией  $\omega(\tilde{x} - x, h)$ , которую называют ядром сглаживания, а  $h$  – радиусом сглаживания.

В результате получают

$$a^*(x) = \int_R a(\tilde{x}) \omega(\tilde{x} - x, h) d\tilde{x}. \quad (3.106)$$

В случае если рассматривается среда плотности  $\rho(x)$ , то удобна бывает запись с использованием нормировки. Ядро  $\omega(\tilde{x} - x, h)$  должно удовлетворять условиям

$$\int_R \omega(x, h) d\tilde{x} = 1, \quad (3.107)$$

$$\omega(x, h) \xrightarrow{h \rightarrow 0} \delta(x). \quad (3.108)$$

В работе Моногана [132] установлено, что при соблюдении этих условий и выборе  $\omega(x, h) = e^{-\left(\frac{x}{h}\right)^2}$  аппроксимация обеспечивает порядок  $O(h^2)$ .

Далее требуется рассмотреть численные методы вычисления этих интегралов. Будем полагать, что среда разбита на маленькие, по сравнению с характерными размерами рассчитываемой модели, элементы. Каждый такой элемент имеет свое значение аппроксимируемого параметра  $a(x)$  равное  $a^i$ . Также будем считать известными его плотность –  $\rho^i$ , место положения –  $x^i$  и массу –  $m^i$ . Здесь и далее, если не оговорено другое, верхний индекс у параметра будет обозначать его принадлежность конкретному дискретному элементу. Вопрос расположения этих элементов (далее частиц), так что бы наиболее лучше аппроксимировать параметр  $a(x)$  пока является открытым. В данной работе, как и в большинстве других, используется самое простое и очевидное начальное расположение – кубическая равномерная решетка.

Заменой интегрирования суммированием по частицам-соседям получаем выражение:

$$a^*(x) = \sum_i \frac{m^i a^i}{\rho^i} \omega(x^i - x, h). \quad (3.109)$$

Использование такой аппроксимации существенно упрощает вычисление градиента функции  $\frac{\partial a(x)}{\partial x_\alpha}$ , так как достаточно аналитически продифференцировать ядро сглаживания, что даст

$$\frac{\partial a^*(x)}{\partial x_\alpha} = \sum_i \frac{m^i a^i}{\rho^i} \frac{\partial \omega(x^i - x, h)}{\partial x_\alpha}. \quad (3.110)$$

Рассмотрим более подробно ядро сглаживания. Важно, чтобы носитель функции  $\omega(x, h)$  был конечным, так как в сплошной среде все взаимодействия короткодействующие. Однако  $e^{-\left(\frac{x}{h}\right)^2}$  этим свойством не обладает. Из-за вышеперечисленных причин, удобно использовать следующий сплайн:

$$\omega(x, h) = \begin{cases} \frac{1 - 1,5\varphi^2 + 0,75\varphi^3}{\pi h^3}, & \varphi \in [0, 1], \\ \frac{(2 - \varphi)^3}{4\pi h^3}, & \varphi \in [1, 2], \\ 0, & \varphi \in [2, \infty], \end{cases} \quad (3.111)$$

где  $\varphi = \frac{|x - \tilde{x}|}{h}$ .

Численные аппроксимации уравнений механики деформируемого тела, построенные с помощью метода SPH, выглядят следующим образом:

$$f_1^i = - \sum_k m^k (\dot{u}_\alpha^k - \dot{u}_\alpha^i) \frac{\partial \omega^{ik}}{\partial x_\alpha^i}, \quad (3.112)$$

$$f_{2,\alpha}^i = \sum_k m^k \left( \frac{\sigma_{\alpha\beta}^i}{(\rho^i)^2} + \frac{\sigma_{\alpha\beta}^k}{(\rho^k)^2} \right) \frac{\partial \omega^{ik}}{\partial x_\beta^i}, \quad (3.113)$$

$$f_3^i = \sum_k m^k (\dot{u}_\alpha^i - \dot{u}_\alpha^k) \left( \frac{\sigma_{\alpha\beta}^i}{(\rho^i)^2} + \frac{\sigma_{\alpha\beta}^k}{(\rho^k)^2} \right) \frac{\partial \omega^{ik}}{\partial x_\beta^i}, \quad (3.114)$$

$$f_{4,\alpha\beta}^i = 2G_0 \left( \dot{\varepsilon}_{\alpha\beta}^i - \frac{1}{3} \delta_{\alpha\beta} \dot{\varepsilon}_{\alpha\beta}^i \right) + S_{\alpha\gamma}^i R_{\beta\gamma}^i + S_{\gamma\beta}^i R_{\alpha\gamma}^i, \quad (3.115)$$

$$\dot{\varepsilon}_{\alpha\beta}^i = \frac{1}{2} \sum_k \frac{m^k}{\rho^k} \left[ \left( \dot{u}_\alpha^k - \dot{u}_\alpha^i \right) \frac{\partial \omega^{ik}}{\partial x_\beta^i} + \left( \dot{u}_\beta^k - \dot{u}_\beta^i \right) \frac{\partial \omega^{ik}}{\partial x_\alpha^i} \right], \quad (3.116)$$

$$R_{\alpha\beta}^i = \frac{1}{2} \sum_k \frac{m^k}{\rho^k} \left[ \left( \dot{u}_\alpha^k - \dot{u}_\alpha^i \right) \frac{\partial \omega^{ik}}{\partial x_\beta^i} - \left( \dot{u}_\beta^k - \dot{u}_\beta^i \right) \frac{\partial \omega^{ik}}{\partial x_\alpha^i} \right]. \quad (3.117)$$

Производные типа  $\frac{\partial \omega_{ik}}{\partial x_i^\beta}$  и  $\frac{\partial \omega^{ik}}{\partial x_\beta^i}$  берутся от аналитической весовой

функции, поэтому справа от знака равенства в уравнениях (3.112) – (3.117) стоят алгебраические выражения.

Интегрирование уравнений для  $i$ -ой частицы производится, как правило, по явной схеме Эйлера:

$$\begin{cases} \bar{x}^{i,n+1} = \bar{x}^{i,n} + \Delta t \left( \bar{u}^{i,n} + \frac{1}{2} \Delta t \bar{f}_2^{i,n} \right), \\ E^{i,n+1} = E^{i,n+1} + \Delta t f_3^{i,n}, \\ \rho^{i,n+1} = \rho^{i,n} + \Delta t f_1^{i,n}, \\ \bar{u}^{i,n+1} = \bar{u}^{i,n} + \Delta t \bar{f}_2^{i,n}, \\ \widehat{S}^{i,n+1} = \widehat{S}^{i,n} + \Delta t f_4^{i,n}, \\ \widehat{\sigma}^{i,n+1} = -\widehat{\delta} \cdot p \left( \rho^{i,n+1}, E^{i,n+1} \right) + \widehat{S}^{i,n+1}, \end{cases} \quad (3.118)$$

где  $\widehat{S}$ ,  $\widehat{\delta}$ ,  $\widehat{\sigma}$  – тензорные величины;  $\bar{u} = (\dot{u}_x, \dot{u}_y, \dot{u}_z)$  – вектор скорости деформации;  $\Delta t$  – шаг по времени; значение  $p$  – вычисляется по формуле (3.99); индексы  $n$  и  $n+1$  указывают на предыдущий и текущий временные слои.

Видно, что значение компонент тензора напряжений  $\sigma^{i,n+1}$  вычисляется с помощью уравнения состояния по вычисленным значениям плотности  $\rho^{i,n+1}$  и дивергента  $S^{i,n+1}$ .

Шаг интегрирования выбирается следующим образом:

$$\Delta t = \min_i \frac{\alpha h^i}{\sqrt{\max(c^i, \dot{u}^i)^2 + \left(\frac{h^i \dot{\rho}^i}{\rho^i}\right)^2}}, \quad \alpha = 0,1 \div 0,4, \quad (3.119)$$

где  $\dot{u}^i$  – скорость  $i$ -й частицы;  $c^i$  – скорость звука в  $i$ -й частице;  $h^i$  – радиус сглаживания  $i$ -й частицы;  $\rho^i$  – плотность  $i$ -й частицы;  $\dot{\rho}^i = f_1^i$  – производная по времени  $i$ -й частицы;  $\alpha$  – зависит от используемого метода.

Практика показала, что методы дают устойчивое решение при значении  $\alpha = 0,1$ . Так как в задачах возможно возникновение сверхзвуковых течений, то в знаменателе содержится максимум скорости частицы и продольной скорости звука в этой частице. При наличии сверхзвуковых течений возможно сильное увеличение плотности и в этом случае существенную роль играет член  $\left(\frac{h^i \dot{\rho}^i}{\rho^i}\right)^2$ .

Более подробно вывод формул можно найти в работах [131, 151-153].

### 3.5 Моделирование разлета осколков

#### 3.5.1 Определение скорости и законов движения оболочки заряда, метаемой продуктами детонации

Определение максимальной скорости осколков при разрушении оболочек проводилось в соответствии с работой [17]. Разрушение и разлет осколков происходит за счет энергии, выделяющейся при детонации взрывчатого вещества (ВВ). Если ВВ заключено в оболочку, масса которой превосходит массу ВВ, то при расчете скорости разлета осколков можно, в первом приближении, пользоваться гипотезой мгновенной детонации, поскольку отражение волн произойдет несколько раз, прежде чем оболочка разрушится и осколки начнут разлетаться.

Максимальную скорость разлета осколков оболочки одинаковой толщины для закрытого со всех сторон заряда (например, шара или длинного цилиндра) можно определить из уравнения [17,46, 47, 49]:

$$m_{\text{ВВ}}Q = E_c + E_k + E_{\text{п}} + E_{\text{ф}} + \frac{Mu^2}{2}, \quad (3.120)$$

где  $u$  – максимальная скорость разлета осколков,  $M$  – масса оболочки,  $m_{\text{ВВ}}$  – масса ВВ,  $Q$  – теплота взрывчатого разложения,  $E_c$  – энергия, которая передается среде, окружающей оболочку,  $E_k$  – кинетическая энергия продуктов детонации (ПД),  $E_{\text{п}}$  – внутренняя потенциальная энергия ПД,  $E_{\text{ф}}$  – энергия формоизменения (затрачивается на пластическую деформацию оболочки и ее разрушение).

1. Передаваемая в среду энергия равна работе, которую совершает оболочка против сил противодействия со стороны среды. Если снаружи оболочки находится воздух, то принимая его за идеальный газ, для сильных ударных волн получим [154, 155]

$$E_c = W\rho_{\text{в}}u^2 \frac{k_{\text{пд}} + 1}{2} \left[ \left( \frac{R}{R_0} \right)^N - 1 \right], \quad (3.121)$$

где  $R_0$  – начальный внешний радиус оболочки;  $R$ ,  $W$  – внешний радиус и объем оболочки в момент, соответствующий достижению максимальной скорости разлета осколков, соответственно;  $\rho_M$  – плотность оболочки;  $\rho_{\text{в}}$  – плотность невозмущенного воздуха,  $k_{\text{пд}}$  – показатель уравнения изоэнтропы (принимался  $k_{\text{пд}} = 3,0$ ). Параметр  $N$  зависит от геометрической формы взрыва: для плоской формы  $N = 1$ , цилиндрической –  $N = 2$ , сферической –  $N = 3$ .

2. Приближенно кинетическая энергия ПД вычисляется при одномерном метании сферической, цилиндрической и плоской оболочек, если известны зависимости скорости и плотности ПД от координаты. Пусть скорость ПД от центра до оболочки определяется уравнением  $\bar{u} = \varphi(t)r^n$ , где  $\varphi(t)$  – произвольная функция времени,  $n$  – числовой показатель. Полагая, что плотность ПД не зависит от координаты, полная кинетическая энергия ПД в каждый фиксированный момент времени будет равна

$$E_k = \int_0^R \frac{\bar{u}^2 dm}{2} = \frac{3mu^2}{2(2n+3)} = \frac{mu^2}{\psi(n)}, \quad (3.122)$$

где  $u$  – скорость оболочки (скорость разлета осколков),  $m_{\text{ВВ}} = \frac{4}{3}\pi\rho R^3$  – масса ПД, для плоского разлета  $\psi = 2(2n+1)$ , для цилиндрического –  $\psi = 2n+2$ , для сферического –  $\psi = \frac{2(2n+3)}{3}$ .

Отсюда следует, что можно рассматривать кинетическую энергию ПД как кинетическую энергию определенной массы ПД  $m_1$ , движущейся с постоянной скоростью  $u$ , т.е.  $E_k = \frac{m_1 u^2}{2}$ . Эта часть массы ПД для сферического, цилиндрического и плоского случая, соответственно равна (для  $n=1$ ):

$$m_1 = \frac{3m_{\text{ВВ}}}{5}, \quad m_1 = \frac{m_{\text{ВВ}}}{2}, \quad m_1 = \frac{m_{\text{ВВ}}}{3}. \quad (3.123)$$

3. Определим величину внутренней энергии ПД по формуле  $E_{\text{П}} = m_{\text{ВВ}} e_{\text{П}}$ , где  $e_{\text{П}}$  – внутренняя (потенциальная) энергия единицы массы ПД:

$$e_{\text{П}} = \int_w^{\infty} p dw, \quad (3.124)$$

где  $w = \frac{1}{\rho}$  – удельный объем, который занимают ПД к моменту полного разгона оболочки.

Если приближенно принять уравнение изоэнтропы при расширении ПД  $p = A\rho^k$ , причем  $k = \text{const}$ , то удельная энергия, рассчитанная на единицу массы ПД, определяется уравнением

$$e_{\text{П}} = \frac{p}{\rho(k-1)}, \quad (3.125)$$

$$E_{\text{П}} = \frac{mp}{\rho(k-1)}. \quad (3.126)$$

Для уравнения изоэнтропы ПД в форме Ми-Грюнайзена [17]:

$$p = A \exp(-a_0 w) + C w^{-\mu}.$$

где  $A$ ,  $C$ ,  $a_0$ ,  $\mu$  – эмпирические параметры, представленные в таблице 3.3.

Таблица 3.3 – Параметры уравнения изоэнтропы

Материал	$\rho_0$ , г/см <sup>3</sup>	$A$ , ГПа	$C$ , $\frac{\text{ГПа} \cdot \text{м}^{3\mu}}{\text{кг}^\mu}$	$a_0$ , г/см <sup>3</sup>	$\mu$
Тротил	1,63	521,7	1,762	7,876	1,6
ТГ 50/50	1,67	453,9	1,940	7,281	1,6

Для оболочек полный разгон заканчивается при  $\frac{w}{w_0} = \frac{\rho_0}{\rho} = 7$  и

$$e_{\Pi} = \frac{A}{a_0} \exp\left(-\frac{7a_0}{\rho_0}\right) + \frac{C}{\mu-1} \left(\frac{7}{\rho_0}\right)^{1-\mu}. \quad (3.127)$$

где  $\rho_0$  – плотность взрывчатого вещества.

4. Энергия разрушения (формоизменения) оболочки  $E_{\Phi}$  определяется уравнением

$$E_{\Phi} = \frac{M}{\rho_M} \int_0^{\varepsilon_p} \sigma d\varepsilon = \frac{M}{\rho_M} A_f, \quad (3.128)$$

где  $\frac{M}{\rho_M}$  – объем метаемой оболочки;  $\rho_M$  – плотность оболочки;  $A_f$  – энергия разрушения единицы объема материала;  $\sigma, \varepsilon$  – интенсивность напряжений и интенсивность деформаций соответственно  $\varepsilon_p$  – интенсивность деформаций, соответствующая разрушению материала.

Численные значения динамической  $A_f$  и статической  $A_{fc}$  энергий разрушения для некоторых материалов приведены в таблице 3.4 [17]. В последнем столбце таблицы приведен коэффициент отношения динамической энергии разрушения к статической:

$$K_d = \frac{A_f}{A_{fc}}.$$



Таблица 3.4 – Параметры разрушения единицы объема материала

Материал	$A_{fc}$ , МН/м <sup>3</sup>	$A_f$ , МН/м <sup>3</sup>	$K_d$
Латунь	111	233	2,1
Медь	12	150	12,5
Нержавеющая сталь	282	275	0,98
Титан	56	196	3,5
Алюминий	2,2	68	31
Мягкая сталь	60	200	3,3
Алюминиевый сплав	57	95	1,7

Уравнение энергии (3.120) при взрыве в воздухе перепишем в виде

$$\begin{aligned}
 m_{\text{ВВ}} Q = W \rho_{\text{В}} u^2 \frac{k_{\text{ПД}} + 1}{2} \left[ \left( \frac{R}{R_0} \right)^N - 1 \right] + \frac{m_{\text{ВВ}} u^2}{\psi(n)} + \\
 + m_{\text{ВВ}} \left[ \frac{A}{a_0} \exp\left(-\frac{7a_0}{\rho_0}\right) + \frac{C}{\mu - 1} \left( \frac{7}{\rho_0} \right)^{1-\mu} \right] + \frac{M}{\rho_M} A_f + \frac{Mu^2}{2},
 \end{aligned} \quad (3.129)$$

откуда величина максимальной скорости разлета осколков определится выражением

$$u_{\text{max}} = \sqrt{\frac{m_{\text{ВВ}} Q - m_{\text{ВВ}} \left[ \frac{A}{a_0} \exp\left(-\frac{7a_0}{\rho_0}\right) + \frac{C}{\mu - 1} \left( \frac{7}{\rho_0} \right)^{1-\mu} \right] - \frac{M}{\rho_M} A_f}{W \rho_{\text{В}} \frac{k_{\text{ПД}} + 1}{2} \left[ \left( \frac{R}{R_0} \right)^N - 1 \right] + \frac{m_{\text{ВВ}}}{\psi(n)} + \frac{M}{2}}}. \quad (3.130)$$

Полученные значения скорости разлета оболочки являются начальными условиями для дальнейшего расчета движения осколков.

### 3.5.2 Методика расчета движения осколков

В работе [20] движение осколка в воздухе рассматривается при следующих допущениях:

- 1) плотность воздуха  $\rho_{\text{В}}$  вдоль траектории постоянна;
- 2) влияние силы тяжести пренебрежимо мало;
- 3) площадь миделя осколка на полете можно считать равной среднему значению;

4) коэффициент лобового сопротивления  $c_x$  не зависит от скорости осколка.

Из этих допущений оставим только третье. Для определения области разлета осколков при взрыве снаряда необходимо рассчитывать трехмерную траекторию. Поэтому допущение 2 об отсутствии силы тяжести неприемлемо. Также не используем и допущение 4. Для коэффициента сопротивления возьмем аппроксимационную зависимость от скорости движения [17].

$$c_x(u) = \begin{cases} 0,5, & u \leq 150 \text{ м/с}, \\ (1,49 + 0,51 \sin(860 - 3501gu))^{-1}, & 150 < u \leq 550 \text{ м/с}, \\ 0,865 \left(1 + \frac{50}{u}\right), & u > 550 \text{ м/с}. \end{cases} \quad (3.131)$$

Зависимость коэффициента сопротивления от скорости движения представлена на рисунке 3.14. Эта зависимость не является непрерывной в местах стыковки (см. рисунок 3.14, зависимость 1), что приводит к погрешности численной реализации. Поэтому она заменена на непрерывную зависимость 2 (см. рисунок 3.14) [46]:

$$c_x(u) = \begin{cases} 0,501, & u \leq 150 \text{ м/с}, \\ -0,0264 \cdot 10^{-6} u^3 + 0,260 \cdot 10^{-4} u^2 - 0,603 \cdot 10^{-2} u + 0,919, & 150 < u \leq 400 \text{ м/с}, \\ 0,869 \left(1 + \frac{50}{u}\right), & u > 400 \text{ м/с}. \end{cases}$$

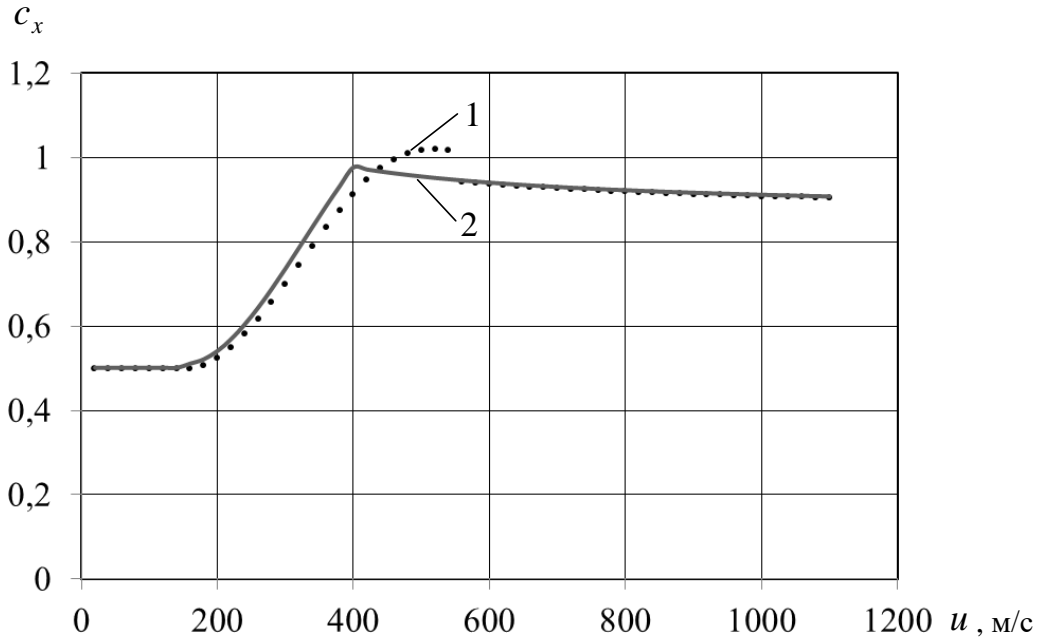


Рисунок 3.14 – Зависимость коэффициента сопротивления от скорости

Кроме того, в отличие от [17], при расчете траектории движения осколков будем учитывать скорость ветра  $\mathbf{w}$ , скорость снаряда  $\mathbf{V}$  и угловую скорость вращения снаряда  $\Omega_k$  в момент взрыва.

Уравнения движения осколка в таком случае имеют вид:

$$\begin{aligned} \frac{du_x}{dt} &= -\frac{\Phi c_d (\mathbf{u} - \mathbf{v})}{2m_s^{1/3} \rho_M^{2/3}} \rho |\mathbf{u} - \mathbf{v}| (u_x - v_x), \\ \frac{du_y}{dt} &= -\frac{\Phi c_d (\mathbf{u} - \mathbf{v})}{2m_s^{1/3} \rho_M^{2/3}} \rho |\mathbf{u} - \mathbf{v}| (u_y - v_y) - g, \\ \frac{du_z}{dt} &= -\frac{\Phi c_d (\mathbf{u} - \mathbf{v})}{2m_s^{1/3} \rho_M^{2/3}} \rho |\mathbf{u} - \mathbf{v}| (u_z - v_z), \\ \frac{dx}{dt} &= u_x, \quad \frac{dy}{dt} = u_y, \quad \frac{dz}{dt} = u_z. \end{aligned} \quad (3.132)$$

Начальные условия при  $t = 0$ :

$$\begin{aligned} x(0) &= X_k, \quad y(0) = Y_k, \quad z(0) = Z_k, \\ u_x(0) &= (u_{\max} \sin \varphi + \Omega_k R_0 \sin \varphi \cos \Theta_k) \cos \vartheta + V_x, \\ u_y(0) &= u_{\max} \cos \varphi - \Omega_k R_0 \sin \varphi \cos \Theta_k + V_y, \\ u_z(0) &= (u_{\max} \sin \varphi + \Omega_k R_0 \cos \varphi) \sin \vartheta + V_z, \end{aligned}$$

где  $X_k, Y_k, Z_k$  – координаты точки взрыва;  $\varphi, \vartheta$  – сферические координаты, определяющие направление движения осколка в меридиональных и экваториальных плоскостях:  $\varphi \in [0, \pi]$ ,  $\vartheta \in [0, 2\pi]$ ;  $u_{\max}$  – максимальная скорость осколка при разрушении оболочки, определяемая по формуле (3.130);  $\mathbf{u} = (u_x, u_y, u_z)^T$  – вектор скорости осколков;  $g$  – ускорение свободного падения;  $\Phi$  – параметр формы осколка;  $\Theta_k = \arctan\left(\frac{V_y}{V_x}\right)$  – угол наклона траектории снаряда в точке подрыва;  $\rho$  – плотность воздуха;  $\rho_M, m_s$  – плотность материала и масса осколка соответственно. Скорость воздуха  $\mathbf{v} = (v_x, v_y, v_z)^T$  определяется скоростью ветра  $\mathbf{w} = (w_x, w_y, w_z)^T$  и скоростью течения за ударной волной  $v(t, r)$ :

$$v_x = v(t, r) \sqrt{1 - \left(\frac{y - Y_k}{r}\right)^2} \frac{x - X_k}{\sqrt{(x - X_k)^2 + (y - Y_k)^2}} + w_x,$$

$$v_y = v(t, r) \frac{y - Y_k}{r} + w_y,$$

$$v_z = v(t, r) \sqrt{1 - \left(\frac{y - Y_k}{r}\right)^2} \frac{z - Z_k}{\sqrt{(x - X_k)^2 + (z - Z_k)^2}} + w_z,$$

$$r = \sqrt{(x - X_k)^2 + (y - Y_k)^2 + (z - Z_k)^2}.$$

Расчет движения осколков проводится в стартовой системе координат снаряда, в которой ось  $x$  направлена по дирекционному углу орудия. Алгоритм решения системы обыкновенных дифференциальных уравнений рассмотрен в п. 3.3.2.

### 3.5.3 Распределение осколков по массе

Распределение осколков по массе определяется выбранным законом распределения вероятностей. Рекомендованным вариантом является

гипервейбулловское бимодальное распределение [17, 19, 20]. Дифференциальный закон распределения массы имеет вид:

$$f(m) = \frac{1}{\langle m \rangle} \left\{ \xi \alpha \left( \frac{m}{m_a} \right)^\alpha \exp \left[ - \left( \frac{m}{m_a} \right)^\alpha \right] + (1 - \xi) \beta \left( \frac{m}{m_b} \right)^\beta \exp \left[ - \left( \frac{m}{m_b} \right)^\beta \right] \right\}, \quad (3.133)$$

где  $\langle m \rangle = \xi m_a \Gamma \left( 1 + \frac{1}{\alpha} \right) + (1 - \xi) m_b \Gamma \left( 1 + \frac{1}{\beta} \right)$  – математическое ожидание массы осколка;  $\Gamma(z)$  – гамма-функция.

Это распределение имеет обе моды больше нуля. Гипервейбулловское бимодальное распределение в общем случае содержит пять параметров  $m_a, m_b, \xi, \alpha, \beta$  и позволяет описывать осколочные спектры, в том числе и спектры заданного дробления, в широком диапазоне сочетаний «металл – ВВ – геометрия»,  $m_a, m_b, \alpha, \beta$  – соответственно характеристические массы и показатели качества основного и сопутствующего спектра,  $\xi$  – коэффициент, устанавливающий соотношение частей спектра. Прогнозирование параметров  $m_a, m_b, \xi, \alpha, \beta$  по известной геометрии снаряда и свойствам металла и ВВ в настоящее время не может быть проведено с достаточной достоверностью.

Экспериментально подобранные величины для снаряда 53-ОФ-540 [17]:

$$m_a = 11,4 \text{ г}; m_b = 0,15 \text{ г}; \xi = 0,25; \alpha = 0,7; \beta = 0,4; \langle m \rangle = 3,98 \text{ г}.$$

На рисунках 3.15-3.16 представлены дифференциальная и интегральная функции распределения массы при данных параметрах.

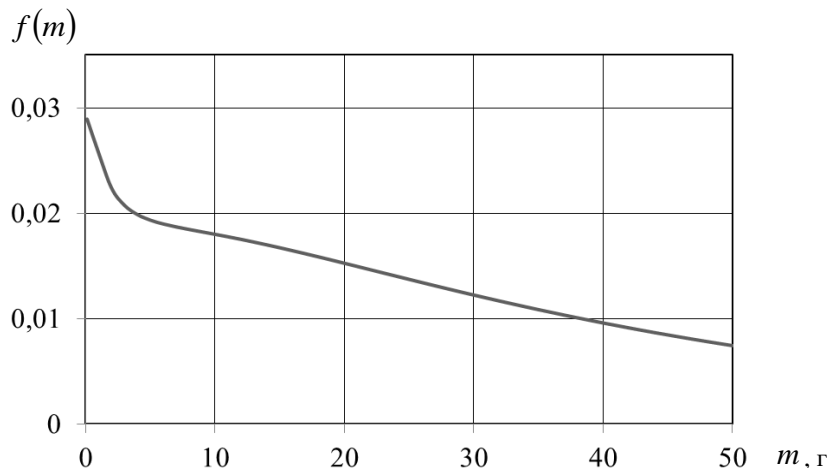


Рисунок 3.15 – Дифференциальная функция распределения массы

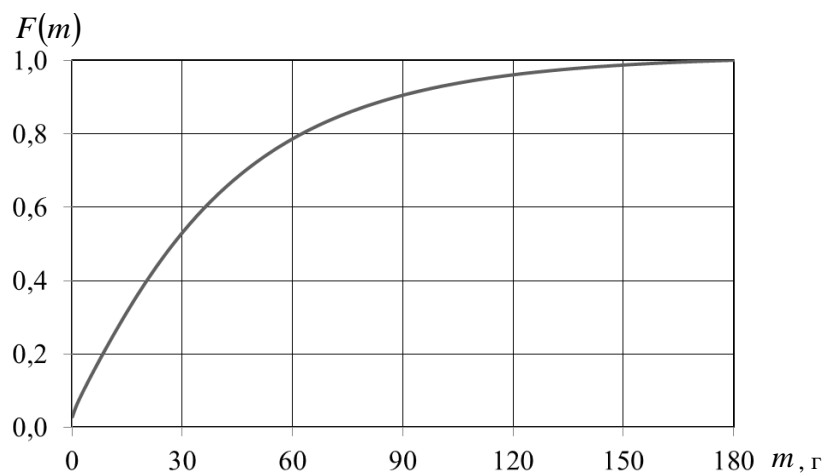


Рисунок 3.16 – Интегральная функция распределения массы

### 3.5.4 Алгоритм решения задачи разлета осколков при срабатывании снаряда

Алгоритм решение задачи разлета осколков при срабатывании снаряда и построения зон поражения состоит из нескольких этапов:

1. Задание точки вылета снаряда из артиллерийского орудия и времени подрыва.
2. Определение положения снаряда, направления и скорости движения снаряда в точке срабатывания заряда.
3. Расчет распределения массы осколков на основе статистической модели разрушения снаряда.
4. Расчет начальную скорость осколков относительно снаряда, начального положения и направления движения осколков.
5. Расчет траектории движения осколков на основе решения уравнения движения.
6. Расчет плотность осколочного потока и зон поражения на основе рассчитанных траекторий движения осколков.

### 3.5.4.1 Алгоритм определения точки подрыва снаряда

Траектория снаряда рассчитывается относительно центра масс снаряда согласно. Начальными условиями выстрела являются точка вылета снаряда  $(x_0, y_0, z_0)^T$  в земной системе координат  $O_0x_0y_0z_0$ , дирекционный угол  $\alpha_{ц}$ , начальный угол стрельбы  $\theta_0$ . Траектория снаряда рассчитывается в плоскости стрельбы в стартовой системе координат  $Ox_0y_0z_0$ . Будем полагать, что начальное положение в стартовой системе координат совпадает с началом координат  $O = (0, 0, 0)^T$ .

В момент срабатывания снаряда  $t_{к.ф.}$  определяем его положение в стартовой системе координат  $(x_{к.ф.}, y_{к.ф.}, z_{к.ф.})^T$ , скорость снаряда  $\mathbf{V} = (V_x, V_y, V_z)^T$ , угол наклона траектории  $\theta$  и угол пути  $\psi$ . Координаты положения снаряда в земной системе координат  $(x_1, y_1, z_1)^T$  определяются из уравнений:

$$\begin{pmatrix} x_1 \\ y_1 \\ z_1 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} x_0 \\ y_0 \\ z_0 \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \cos \alpha_{ц} & 0 & -\sin \alpha_{ц} \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \alpha_{ц} & 0 & \cos \alpha_{ц} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} x_{к.ф.} \\ y_{к.ф.} \\ z_{к.ф.} \end{pmatrix}. \quad (3.134)$$

### 3.5.4.2 Алгоритм определения распределения масс осколков

В соответствии с [17] дифференциальный закон распределения массы осколков примем в виде гипервейбулловского бимодального распределения, которое позволяет описывать осколочные спектры в широком диапазоне сочетаний металл – взрывчатое вещество – геометрия:

Моделирование распределения масс осколков осуществляется методом суперпозиции [156, 157]. Алгоритм моделирования спектра масс осколков состоит из следующих шагов.

Шаг 1. Задаем массу  $M$  метаемой оболочки. Обнуляем накопленную массу осколков  $S = 0$ . Номер осколка  $n = 1$ .

Шаг 2. Моделируем массу  $n$ -го осколка методом суперпозиции вейбуловских распределений основного и сопутствующих спектров. Для этого генерируем  $\eta_0$  и  $\eta_1$  – равномерно распределенные случайные величины на отрезке  $[0, 1]$ . Если  $\eta_0 < \xi$ , тогда моделируем вейбуловскую случайную величину с параметрами  $m_a$  и  $\alpha$ :

$$m_n = m_a [-\ln(\eta_1)]^{1/\alpha},$$

иначе – с параметрами  $m_b$  и  $\beta$ :

$$m_n = m_b [-\ln(\eta_1)]^{1/\beta}.$$

Шаг 3. Если  $S + m_n < M$ , тогда увеличиваем накопленную массу  $S = S + m_n$ , номер осколка  $n = n + 1$  и идем на шаг 2, иначе пересчитываем массу последнего осколка  $m_n = M - S$  и заканчиваем итерации.

### 3.5.4.3 Алгоритм определения максимальной скорости, начального положения и направления движения осколков

Максимальная скорость осколков рассчитывается по формуле (3.130) на основе закона сохранения энергии.

Для расчета начального положения осколков введем ряд допущений:

- снаряд имеет осесимметричный вид;
- масса оболочки распределена равномерно в оболочке формы радиуса

$$R_0 = \frac{D}{2}, \text{ где } D \text{ – калибр снаряда (рисунок 3.17a);}$$

- массы осколков не зависят от их расположения;
- начальные скорости осколков одинаковы;
- угол в меридиональной плоскости зависит только от положения осколка по длине снаряда  $\varphi = \varphi(x)$ ,  $x \in [0, L]$  (рисунок 3.17б), где 0 – соответствует дну снаряда,  $L$  – длина снаряда,  $L_{\text{ц}}$  – центр масс снаряда.



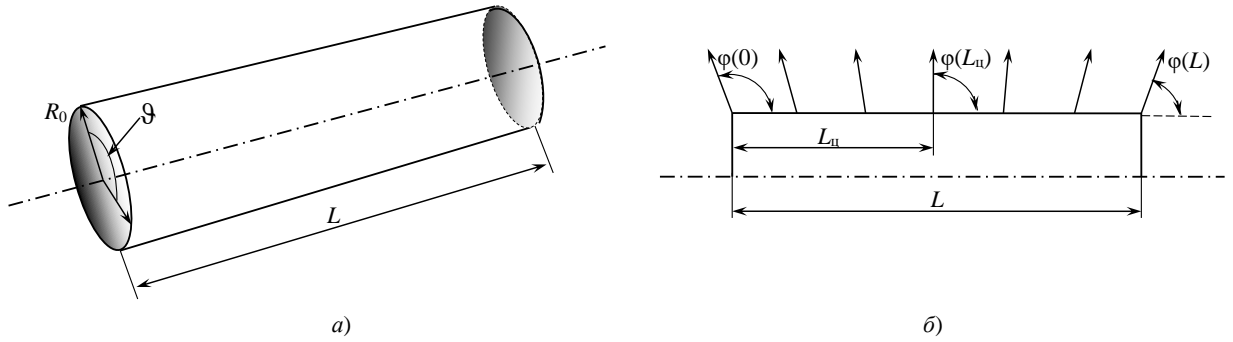


Рисунок 3.17 – Цилиндрическая оболочка (а) и зависимость меридионального угла осколка от положения вдоль снаряда (б)

С учетом рассматриваемых допущений имеем:

$$u_i = u_{\max}, \quad i = 1, \dots, n;$$

углы в экваториальной плоскости равномерно распределены на отрезке  $[0, 2\pi]$ :

$$\vartheta_i = 2\pi \eta_{i1}, \quad i = 1, \dots, n,$$

где  $\eta_{i1}$  – равномерно распределенные на отрезке  $[0, 1]$  случайные величины.

Положение осколка вдоль оси снаряда равномерно распределено на отрезке  $[0, L]$ :

$$L_i = L \eta_{i2}, \quad i = 1, \dots, n,$$

где  $\eta_{i2}$  – равномерно распределенные на отрезке  $[0, 1]$  случайные величины.

Углы в меридиональной плоскости вычисляются в точках  $L_i$ :

$$\varphi_i = \varphi(L_i), \quad i = 1, \dots, n.$$

Таким образом, для неподвижного снаряда начальные координаты осколков определяются по формуле:

$$\begin{pmatrix} x_{ci}(0) \\ y_{ci}(0) \\ z_{ci}(0) \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} L_i - L_{ц} \\ R_0 \cos \vartheta_i \\ R_0 \sin \vartheta_i \end{pmatrix},$$

а компоненты скорости осколков:

$$\begin{pmatrix} u_{xci}(0) \\ u_{ycl}(0) \\ u_{zcl}(0) \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} u_i \cos \varphi_i \\ u_i \cos \vartheta_i \sin \varphi_i \\ u_i \sin \vartheta_i \sin \varphi_i \end{pmatrix}.$$

### 3.5.4.4 Алгоритм расчета траектории движения осколков

Движение осколков по траектории представлено в виде системы дифференциальных уравнений (3.132), которая решается численно методом Рунге-Кутты (п.3.3.2).

В стартовой системе координат с учетом угла наклона траектории  $\theta$  и угла пути  $\psi$  начальные координаты осколков пересчитываются по формуле:

$$\begin{pmatrix} x_i(0) \\ y_i(0) \\ z_i(0) \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \psi \cos \theta & -\cos \psi \sin \theta & \sin \psi \\ \sin \theta & \cos \theta & 0 \\ -\sin \psi \cos \theta & \sin \psi \sin \theta & \cos \psi \end{pmatrix} \begin{pmatrix} x_{ci}(0) \\ y_{ci}(0) \\ z_{ci}(0) \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} x_{к.ф.} \\ y_{к.ф.} \\ z_{к.ф.} \end{pmatrix}, \quad i = 1, \dots, n,$$

а компоненты скорости осколков с учетом скорости движения снаряда  $\mathbf{V} = (V_x, V_y, V_z)^T$  – по формуле:

$$\begin{pmatrix} u_{xi}(0) \\ u_{yi}(0) \\ u_{zi}(0) \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \psi \cos \theta & -\cos \psi \sin \theta & \sin \psi \\ \sin \theta & \cos \theta & 0 \\ -\sin \psi \cos \theta & \sin \psi \sin \theta & \cos \psi \end{pmatrix} \begin{pmatrix} u_{xci}(0) \\ u_{yci}(0) \\ u_{zci}(0) \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} V_x \\ V_y \\ V_z \end{pmatrix}, \quad i = 1, \dots, n.$$

Окончание расчета определяется при выполнении одного из условий:

$$\frac{m_i u_i^2(t)}{2} \leq W_{кр} \quad \text{или} \quad y_i(t) \leq H(x_i(t), z_i(t)),$$

где  $u_i(t)$  – скорость  $i$ -го осколка в момент времени  $t$ ;  $W_{кр} = 100 \text{ Дж}$  – минимальная убойная энергия осколка;  $y_i(t)$  – высота  $i$ -го осколка в момент времени  $t$ ;  $H(x_i(t), z_i(t))$  – уровень поверхности земли на траектории движения осколка в момент времени  $t$ .

В результате решения системы дифференциальных уравнений получаем траектории осколков в стартовой системе координат:

$$Tr_{ci} = \begin{pmatrix} x_i(0) & x_i(t_1) & \dots & x_i(t_{N_i}) \\ y_i(0) & y_i(t_1) & \dots & y_i(t_{N_i}) \\ z_i(0) & z_i(t_1) & \dots & z_i(t_{N_i}) \end{pmatrix}, \quad i = 1, \dots, n,$$

где  $Tr_{ci}$  – траектория движения осколка в стартовой системе координат;  $t_j$  – время,  $j = 0, \dots, N_i$ ; начальный момент времени  $t_0 = 0$ ;  $N_i$  – число итераций.

### 3.5.5 Алгоритм расчета зоны поражения

После расчета координат осколков в стартовой системе координат можно определить их координаты в земной системе координат по формуле:

$$Tr_i = \begin{pmatrix} x_0 & x_0 & x_0 \\ y_0 & y_0 & \dots & y_0 \\ z_0 & z_0 & z_0 \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \cos \alpha_{\Pi} & 0 & -\sin \alpha_{\Pi} \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \alpha_{\Pi} & 0 & \cos \alpha_{\Pi} \end{pmatrix} Tr_{ci}, \quad i = 1, \dots, n,$$

где  $Tr_i$  – траектория движения осколка в земной системе координат.

В результате получаем область разлета осколков в земной системе координат (рисунок 3.18).

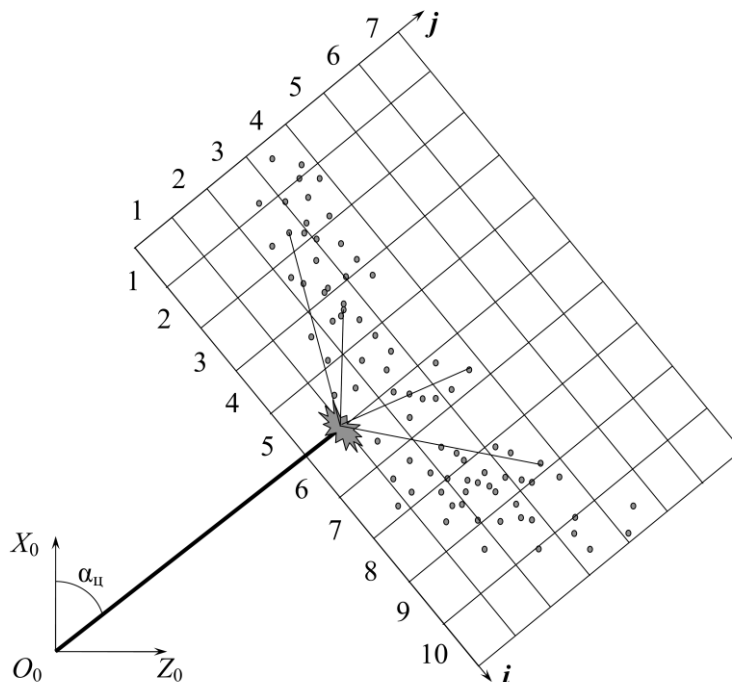


Рисунок 3.18 – Область разлета осколков после срабатывания снаряда

Алгоритм построения зоны поражения и плотности осколочного потока состоит из следующих шагов.

Шаг 1. Проводится  $R$ -кратное имитационное моделирование разлета осколков. В результате получим  $K$  траекторий осколков  $T_i, i=1, \dots, K$ .

Шаг 2. По расчетным траекториям  $T_i, i=1, \dots, K$ , определяются точки их пересечения с поверхностью Земли. Если траектория не пересекается с поверхностью Земли, тогда она исключается из рассмотрения. Обозначим множество точек падения осколков  $P = \{p_i = (x_i, y_i, z_i), i=1, \dots, K', K' \leq K\}$ .

Шаг 3. Строится прямоугольная область, которая содержит все множество  $P$  точек падения осколков (см. рисунок 3.18). Данную прямоугольную область разделим на одинаковые ячейки, покрывающие всю область. Площадь ячеек обозначим через  $S_{ij}$ , где индексы указывают их место положения, а через  $n_{ij}$  - число осколков, попавших в соответствующую ячейку,  $i=1, \dots, I, j=1, \dots, J$ .

Шаг 4. Вычисляется плотность падения осколков (плотность осколочного потока):

$$\Pi_{ij} = n_{ij} / (R \cdot S_{ij}), i=1, \dots, I, j=1, \dots, J.$$

На основании плотности осколочного потока строится зона поражения (рисунок 3.19).

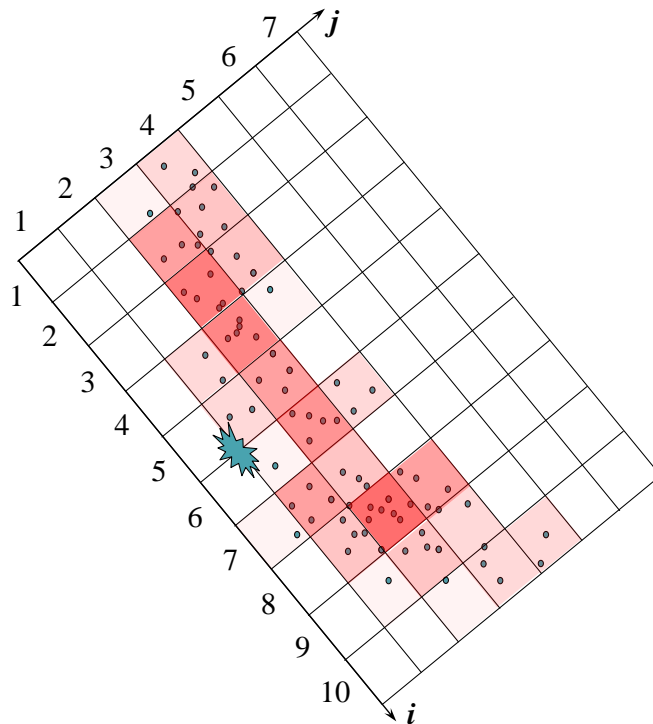


Рисунок 3.19 – Область поражения после срабатывания снаряда

### 3.6. Выводы

В данной главе рассматривается вопрос разработки комплексной физико-математической модели процесса артиллерийского выстрела. Комплексную физико-математическую модель артиллерийского выстрела можно представить в виде трех составляющих моделей: внутренней, внешней и конечной баллистики. Эти модели рассматриваются последовательно во взаимосвязи с предыдущими моделями и предназначены для решения специфического круга проблем.

Модель внутренней баллистики описывает газодинамические процессы движения гетерогенных сред. Рассмотрена основная задача внутренней баллистики для зарядов, состоящих из зерненных и трубчатых пороховых элементов, с учетом их постепенного воспламенения, нестационарного и эрозионного горения. Представлена схема решения системы уравнений, описывающих газодинамические процессы, на основе совместного эйлерово-лагранжева метода. Результаты решения задачи внутренней баллистики используются для моделирования напряженно-деформированного состояния ствола в процессе артиллерийского выстрела. Методика решения напряженно-деформированного состояния основывается на решении трехмерной системы дифференциальных уравнений в частных производных с динамическими граничными условиями на внутренней поверхности ствола.

Модель внешней баллистики рассматривает процессы движения твердого тела, которые описываются системой дифференциальных уравнений. В качестве начальных условий используются результаты, полученные на предыдущем этапе. Методика решения задачи основывается на методе Рунге-Кутты 6-го порядка аппроксимации с автоматическим выбором шага интегрирования.

Рассматриваются модели процессов конечной баллистики: бронепробития и разлета осколков. Задача бронепробития рассматривается на основе соотношений, описывающие движение сжимаемой упругопластической среды, которые базируются на законах сохранения массы, импульса и энергии и замыкаются

соотношениями Прандтля–Рейсса при условии текучести Мизеса. Решение осуществляется на основе метода сглаженных гидродинамических частиц.

Проблема разлета осколков решается на основе имитационного моделирования движения частиц с начальными условиями, определяемыми из физических характеристик взрывчатых веществ и материала оболочки снаряда. Движение осколков описывается системой дифференциальных уравнений и решается методом Рунге-Кутты 6-го порядка. Предложен алгоритм построения зон поражения с учетом рельефа местности на основе многократного моделирования разлета осколков.

## ГЛАВА 4. РАЗРАБОТКА ПРОГРАММНОГО КОМПЛЕКСА МОДЕЛИРОВАНИЯ И ВИЗУАЛИЗАЦИИ БАЛЛИСТИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ

### 4.1 Структура программно-вычислительного комплекса

Структура программно-вычислительного комплекса моделирования и визуализации полигонных испытаний представлена на рисунке 4.1.

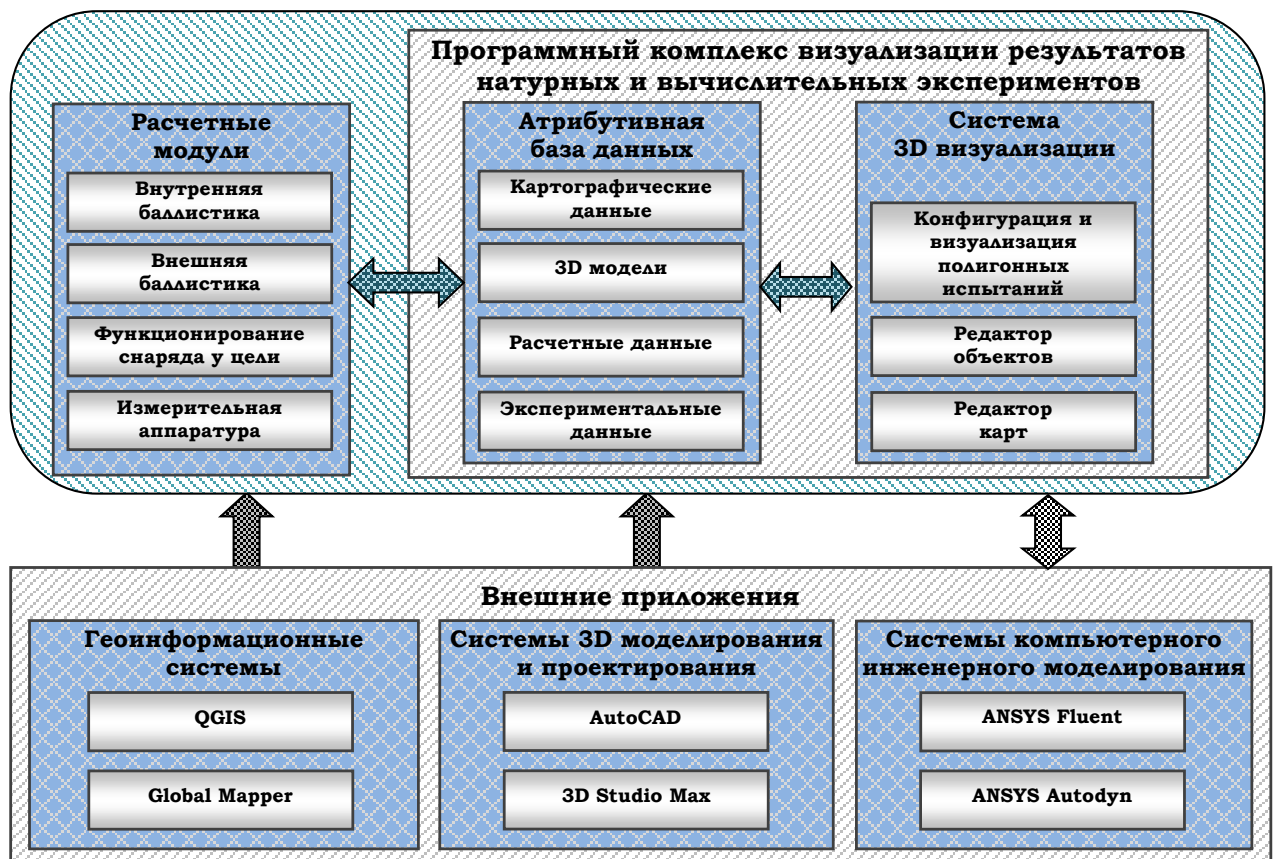


Рисунок 4.1 – Структура программно-вычислительного комплекса  
моделирования полигонных испытаний

Разработанный программно-вычислительный комплекс, как видно из представленной структуры (см. рисунок 4.1), имеет открытую архитектуру и позволяет взаимодействовать с внешними приложениями, которые разделены на

три группы: геоинформационные системы, системы 3D моделирования и проектирования, системы компьютерного инженерного моделирования.

Геоинформационные системы предназначены для предобработки картографической информации, которая первоначально может иметь различный формат данных. Объемы картографической информации могут измеряться гигабайтами, например, в результате лазерного сканирования рельефа местности, аэрофотосъемок [158], данных полученных со спутников, либо из хранилищ картографических данных [159].

После предобработки в одной из геоинформационных систем, например, в QGIS [92] или Global Mapper [93], данные представляют собой «нарезанные» на квадратные участки, обычно размером 1x1 км, карты высот в форматах (RAW, GeoTIFF и др.) и спутниковые или аэрофотоснимки местности в форматах (PNG, TIFF, BMP и др.). Результаты предобработки картографической информации импортируются в редактор карт.

Системы 3D моделирования и проектирования позволяют значительно упростить построение геометрических примитивов, необходимых при создании объектов моделирования и визуализации. В работе использовалась система проектирования AutoCAD [21] и 3D Studio MAX [160]. Разработанные геометрические примитивы экспортировались в различные форматы (OBJ, FBX, 3DS и др.) и импортируются в редактор объектов. Геометрические примитивы также используются в системах ANSYS Fluent и Autodyn.

Моделирование полигонных испытаний артиллерийских систем осуществляется в расчетных модулях: внутренней баллистики, внешней баллистики, функционирования снаряда у цели и измерительной аппаратуры.

Расчетные блоки создавались в различных средах разработки программных комплексов. Программа расчета внутренней баллистики написана в среде Qt Creator на языке C++ [161, 162]. Программа расчета траектории снаряда написана в среде MS Visual Studio 2010 на языке C# [163]. Расчет напряженно-деформированного состояния ствола артиллерийского орудия и взаимодействия



снаряда с преградой осуществлялся в среде компьютерного инженерного моделирования ANSYS Autodyn.

Программный комплекс конфигурации и визуализации полигонных испытаний создан с использованием среды разработки 3D приложений NeoAxis Engine [32] в MS Visual Studio 2010 на языке C#.

Расчетные данные передаются в программный комплекс визуализации. Состав атрибутивной базы данных программного комплекса представлен на рисунке 4.2.

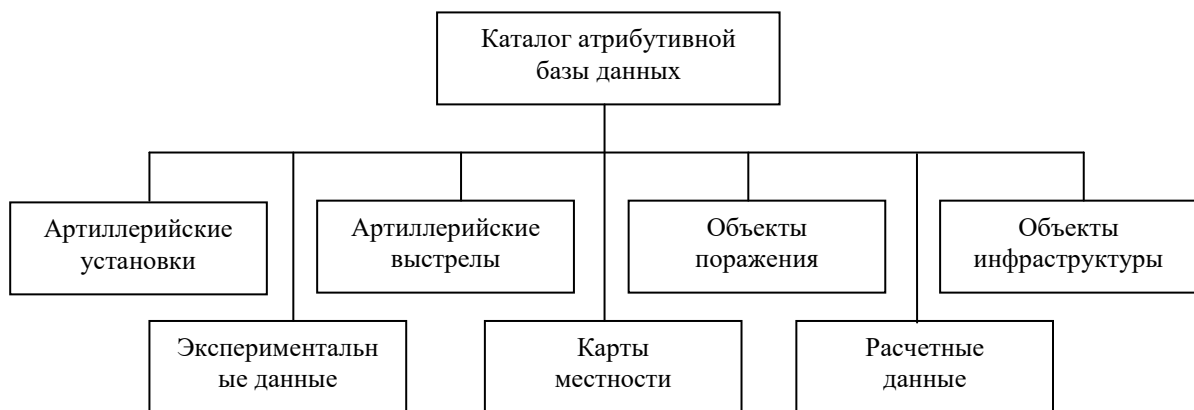


Рисунок 4.2 – Состав атрибутивной базы данных

База данных представляет собой набор каталогов, в которых содержится графическая информация об артиллерийских установках, выстрелах, объектах поражения и инфраструктуры. Информация о карте местности содержится в отдельном каталоге. Здесь хранится информация о географических координатах и рельефе местности.

Экспериментальные данные, полученные с измерительной аппаратуры, хранятся в отдельном каталоге. Измерительная аппаратура полигона достаточно разнообразна. К ней относятся видеозаписывающие устройства и устройства, измеряющие физические параметры, такие как давление в стволе, радары, фиксирующие положение снаряда в пространстве. Отдельно выделены приборы, которые не измеряют баллистические параметры самого процесса выстрела. Например, метеозонды, позволяющие измерять атмосферные параметры, которые оказывают влияние на траекторию полета снаряда.

## 4.2 Программный комплекс моделирования внутрибаллистических процессов

### 4.2.1 Общее описание пользовательского интерфейса

Интерфейс программного комплекса состоит из 2-х частей (рисунок 4.3): область 3D визуализации и панель управления [38, 53].



Рисунок 4.3 – Вид программного комплекса

В области 3D визуализации находится установка, состоящая из: капсюля, зарядной камеры и ствола, снаряд, заряд. Возможность 3D визуализации реализована на основе OpenGL [164].

Управление осуществляется с помощью мыши:

- вращение производится нажатием левой кнопки мыши и смещением её в области визуализации (мышь удерживается в нажатом состоянии);

- перемещение производится нажатием правой кнопки мыши и смещением её в области визуализации (мышь удерживается в нажатом состоянии);
- уменьшение или увеличение масштаба производится вращением колесика мыши.

Панель управления содержит следующие элементы (рисунок 4.4): «База данных», «Настройки», «Вид по умолчанию», «Расчет», «Выстрел», «Выход», «О программе».

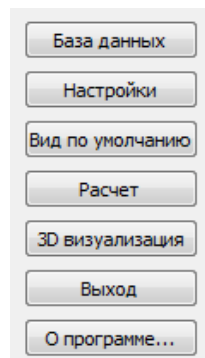


Рисунок 4.4 – Панель управления

При выборе элемента управления «База данных» отображается окно, содержащее, на различных вкладках, информацию об артиллерийских установках, снарядах, порохам, воспламенителях и свойствах материала, из которых они изготовлены.

При выборе элемента управления «Настройки» отображается окно управления параметрами области 3D визуализации.

При выборе элемента управления «Вид по умолчанию» устанавливаются параметры области 3D визуализации по умолчанию.

При выборе элемента управления «Расчет» отображается окно, содержащее список хранимых результатов вычислительных экспериментов. При выборе конкретного эксперимента отображается окно его конфигурации.

При выборе элемента управления «Выстрел» отображается окно 3D визуализации внутрибаллистических процессов.

При выборе элемента управления «Выход» приложение закрывается.

При выборе пункта меню «О программе...» отображается информация о разработчиках программного комплекса.

Геометрические характеристики элементов конструкции заряда также считаются с исходных данных вычислительного эксперимента и отображаются в окне 3D визуализации. На рисунках 4.5, 4.6 приведен пример отображения засыпки зерненого пороха и трубчатого заряда соответственно.

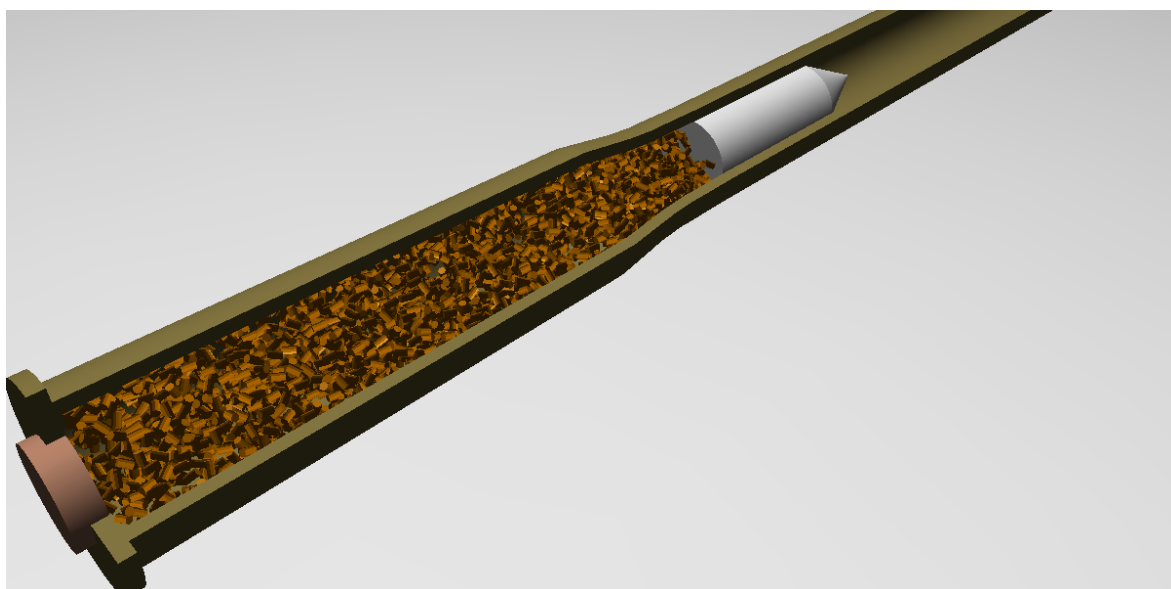


Рисунок 4.5 – 3D отображение заряда из пороховых элементов зерненой формы

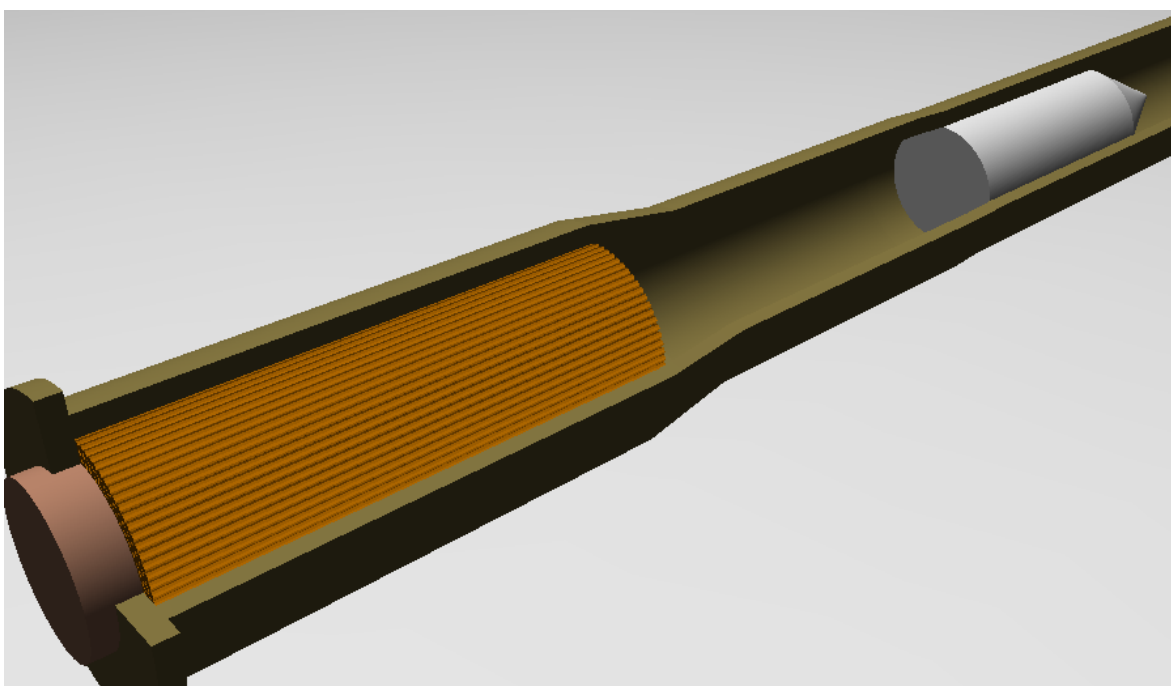


Рисунок 4.6 – 3D отображение заряда из пороховых элементов трубчатой формы

Для более детального рассмотрения изменения геометрии пороховых элементов предусмотрены окна их отображения в крупном масштабе (рисунок 4.7).

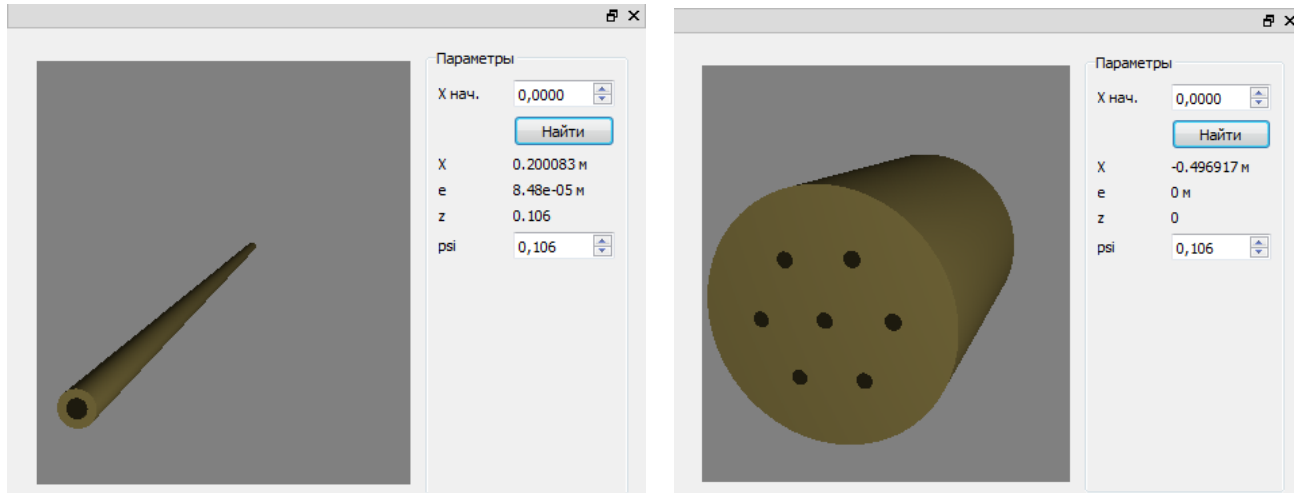


Рисунок 4.7 – Отображение пороховых элементов трубчатой и зерновой формы

В ходе развития процесса выстрела элементы конструкции заряда меняют свое состояние – происходит воспламенение заряда, движение пороховых элементов и их горение.

Воспламенение порохового заряда отображается на виртуальной модели путем изменения цвета порохового элемента. На рисунках 4.8 и 4.9 представлен момент частичного воспламенения заряда зернового пороха и момент полного воспламенения заряда трубчатого пороха соответственно.

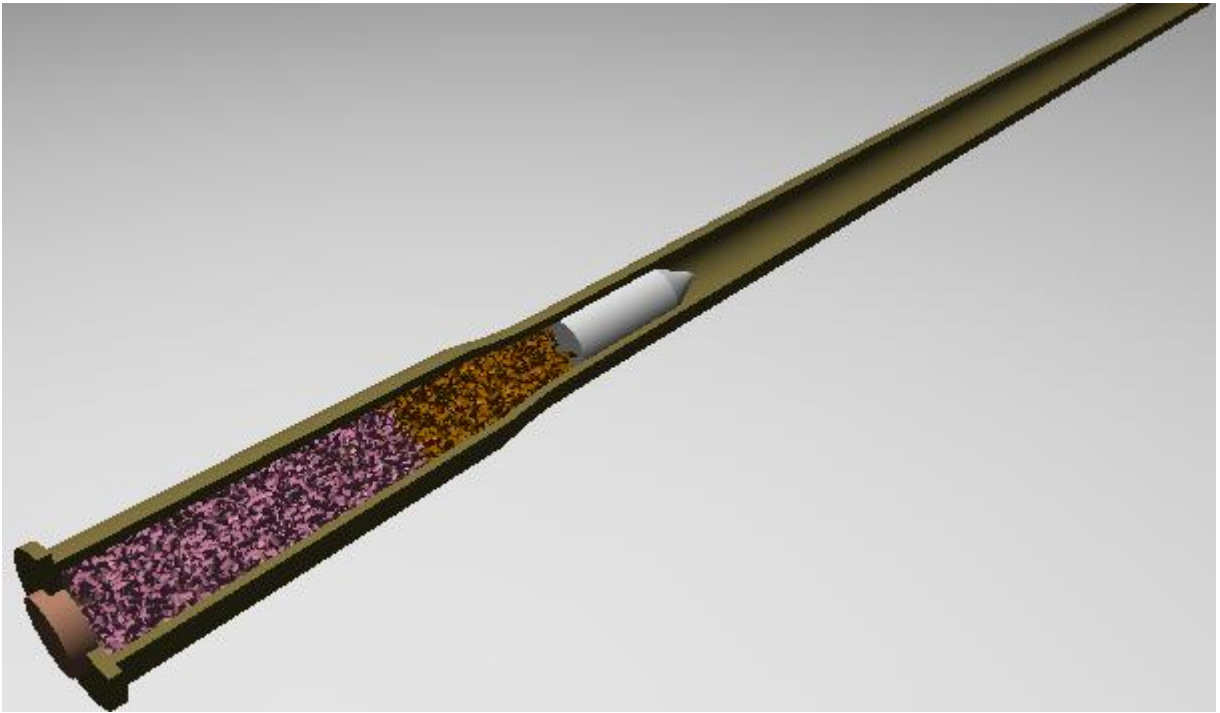


Рисунок 4.8 – Отображение процесса воспламенения пороховых элементов зерновой формы

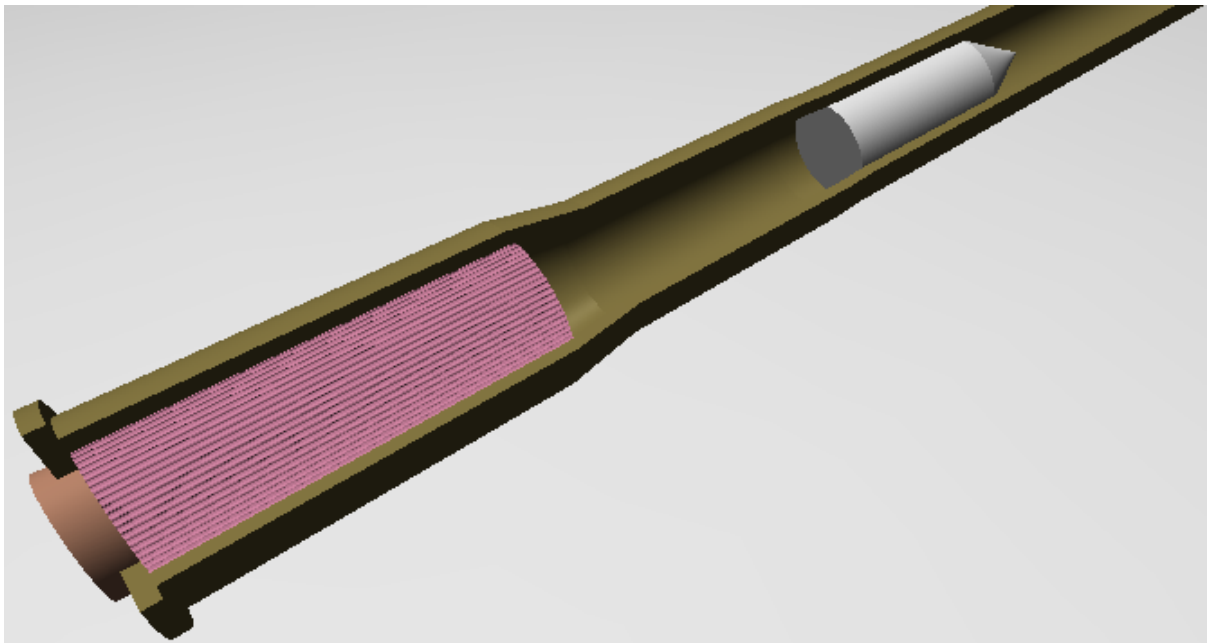


Рисунок 4.9 – Отображение процесса воспламенения пороховых элементов трубчатой формы

В программном комплексе предусмотрена визуализация движения пороховых элементов согласно результатам расчетов. При запуске 3D визуализации процесса на основе данных о скорости движения твердой фазы рассчитываются положения пороховых элементов на каждом временном слое. По

этим данным строится движение пороховых элементов на виртуальной модели (рисунки 4.10 и 4.11).

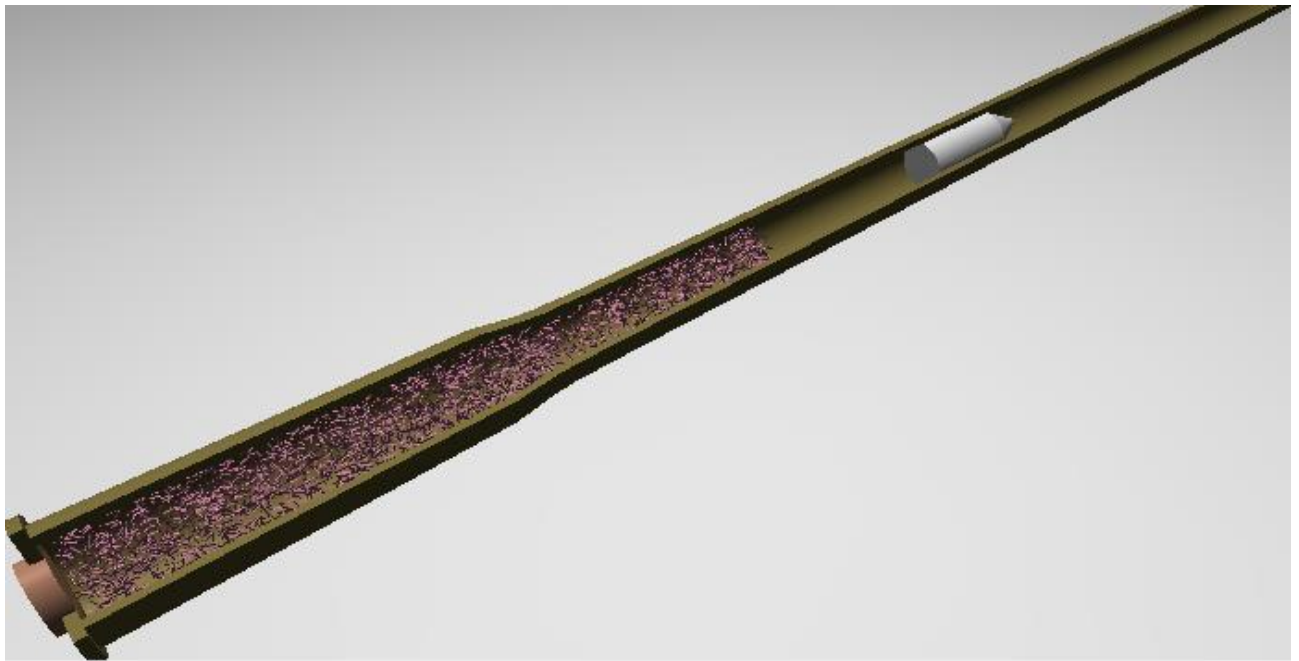


Рисунок 4.10 – Отображение движения пороховых элементов зерновой формы

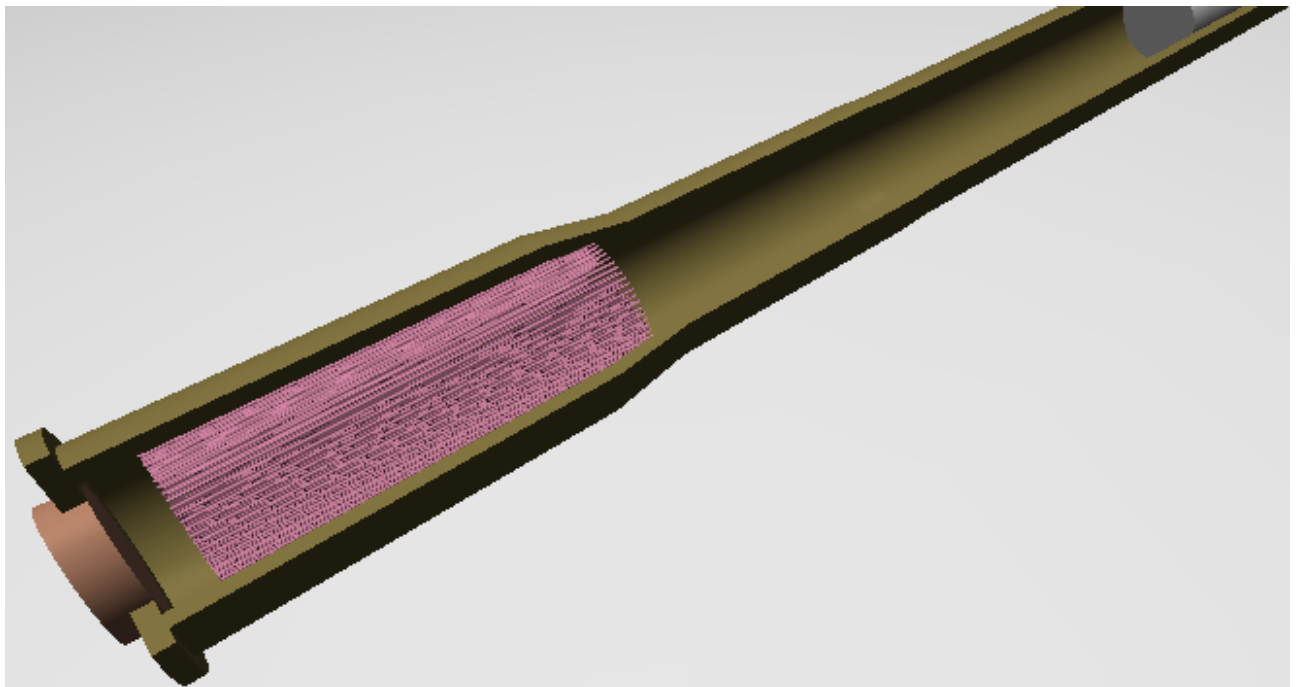


Рисунок 4.11 – Отображение движения пороховых элементов трубчатой формы

Визуализация изменения формы пороховых элементов вследствие горения происходит на основании расчетных массивов доли сгоревшего пороха. В

основном окне 3D визуализации отображаются модели пороховых элементов в упрощенном виде. Изменение формы пороховых элементов более детально можно наблюдать в окнах отображения пороховых элементов в крупном масштабе. На рисунке 4.12 приведен пример отображения порохового элемента зерненой формы в исходном состоянии, в момент распада элемента и в стадии горения после распада.

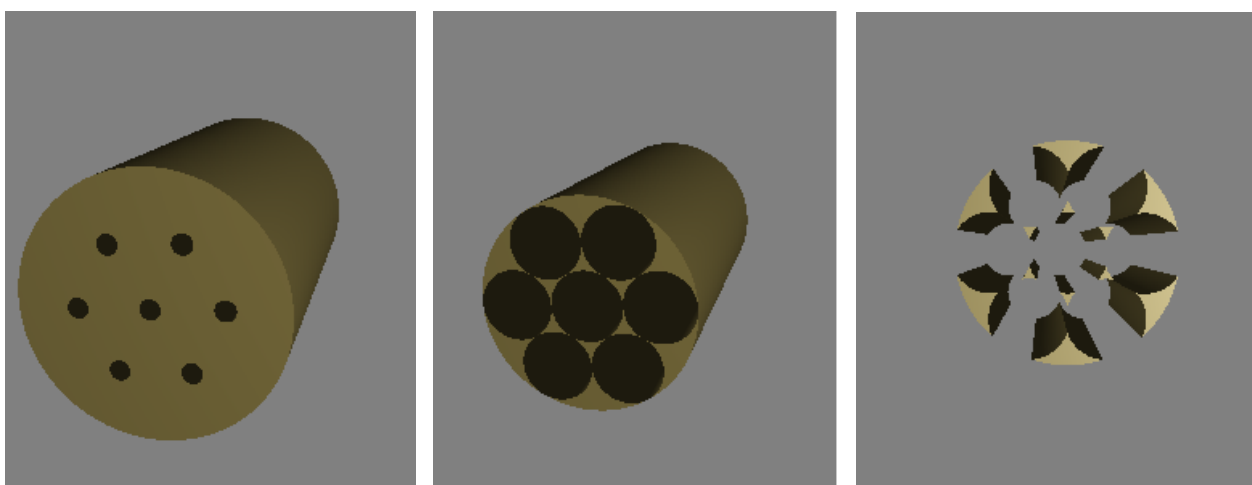


Рисунок 4.12 – Отображение изменения геометрии пороховых элементов при горении

#### *4.2.2 Интерфейс визуализации результатов вычислительного эксперимента*

В программном модуле расчета внутренней баллистики реализована система визуализации результатов вычислительного эксперимента. Разработка системы визуализации основывалась на применении библиотеки Qwt-6.0.1 [165] на языке программирования C++.

Система визуализации предусматривает возможность отображения результатов вычислительного эксперимента в виде таблиц и графиков. Интерфейс управления системой вызывается выбором пункта “Результаты” в окне конфигурации вычислительного эксперимента.

На вкладке “Входные данные” (рисунок 4.13) предусматривается отображение конфигурации вычислительного эксперимента, для которой был проведен расчет.



Рисунок 4.13 – Отображение конфигурации вычислительного эксперимента

На вкладке “Расчетные данные” в пункте “Характеристики выстрела” (рисунок 4.14) отображаются основные характеристики выстрела, такие как максимальные давления на дно канала и дно снаряда, дульная скорость снаряда, а также доля сгоревшего пороха на момент вылета снаряда из канала ствола.

	Характеристика	Значение	Размерность
1	Максимальное давление на дно канала	3,85358e+08	Па
2	Максимальное давление на дно снаряда	3,45549e+08	Па
3	Дульная скорость снаряда	889,148	м/с
4	Доля сгоревшего пороха	1	

Рисунок 4.14 – Отображение основных характеристик выстрела

	Время, с	Координата, м	Скорость газа, м/с	Давление, Па	Скорость ТФ, м/с	Доля сгоревшего пороха	Плотность пороховых газов, кг/л
10097	0,0028625	0,139425	269,145	3,58058e+08	153,67	0,441014	291,979
10098	0,0028625	0,143	273,329	3,57585e+08	157,381	0,44019	291,804
10099	0,0028625	0,146575	277,487	3,57321e+08	161,085	0,439348	291,743
10100	0,0028625	0,15015	282,493	3,5702e+08	164,888	0,43849	291,572
10101	0,0028625	0,153725	288,666	3,56407e+08	168,872	0,437612	291,099
10102	0,0028625	0,1573	295,323	3,55376e+08	172,933	0,436713	290,319
10103	0,0028625	0,160875	301,005	3,54095e+08	176,801	0,435789	289,448
10104	0,0028625	0,16445	304,549	3,52894e+08	180,243	0,434842	288,79
10105	0,0028625	0,168025	306,345	3,51989e+08	183,31	0,433875	288,46
10106	0,0028625	0,1716	308,305	3,51284e+08	186,352	0,432889	288,237
10107	0,0028625	0,175175	312,4	3,50411e+08	189,744	0,431883	287,744
10108	0,0028625	0,17875	319,23	3,49037e+08	193,595	0,430852	286,757
10109	0,0028625	0,182325	326,804	3,47311e+08	197,508	0,429791	285,454
10110	0,0028625	0,1859	331,145	3,45868e+08	200,681	0,428705	284,538
10111	0,0028625	0,189475	331,223	3,45219e+08	202,864	0,427607	284,572
10112	0,0028625	0,19305	330,685	3,45372e+08	204,852	0,426518	285,097

Рисунок 4.15 – Отображение результатов вычислительного эксперимента

На вкладке “Расчетные данные” в пункте “Результаты вычислений” (рисунок 4.16) в табличном виде отображается весь спектр расчетных параметров. Предусмотрена возможность выбора при помощи управляющего меню (см. рисунок 4.17) отображаемых параметров, а также возможность отображать выборку распределения параметров в фиксированный момент времени, либо в фиксированном сечении установки. Также предусмотрена возможность экспорта результатов в файл в формате CSV.

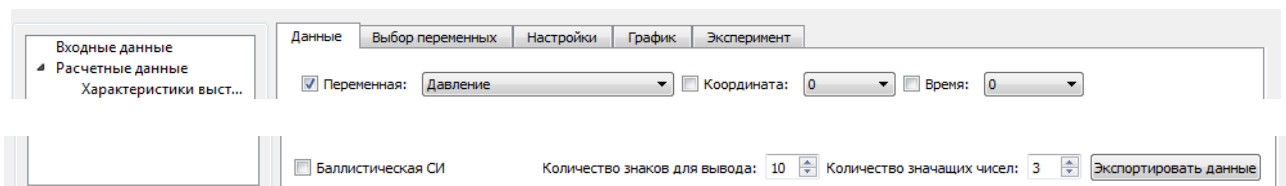


Рисунок 4.16 – Управляющее меню отображения результатов вычислительного эксперимента

Данные

Выбор переменных

Настройки

График

Эксперимент

Переменная: Эюра максимальных давлений

	Координата, м	Эюра максимальных давлений, Па
1	0	3,84007e+08
2	0,003575	3,83794e+08
3	0,00715	3,83641e+08
4	0,010725	3,83564e+08
5	0,0143	3,834e+08
6	0,017875	3,83079e+08
7	0,02145	3,82767e+08
8	0,025025	3,82493e+08
9	0,0286	3,82266e+08
10	0,032175	3,8207e+08
11	0,03575	3,81751e+08
12	0,039325	3,81301e+08
13	0,0429	3,80859e+08
14	0,046475	3,80442e+08
15	0,05005	3,80067e+08
16	0,053625	3,7971e+08
17	0,0572	3,79176e+08
18	0,060775	3,78501e+08

Баллистическая СИ

Количество знаков для вывода: 10

Количество значащих чисел: 3

Экспортировать данные

Рисунок 4.17 – Отображение специальных данных

В системе также предусмотрено отображение в отдельных таблицах специальных данных (см. рисунок 4.17), таких как эюра максимальных давлений, эюра максимальных температур и другие.

В пункте меню “Переменные” (рисунок 4.18) можно получить информацию о рассчитываемых параметрах.

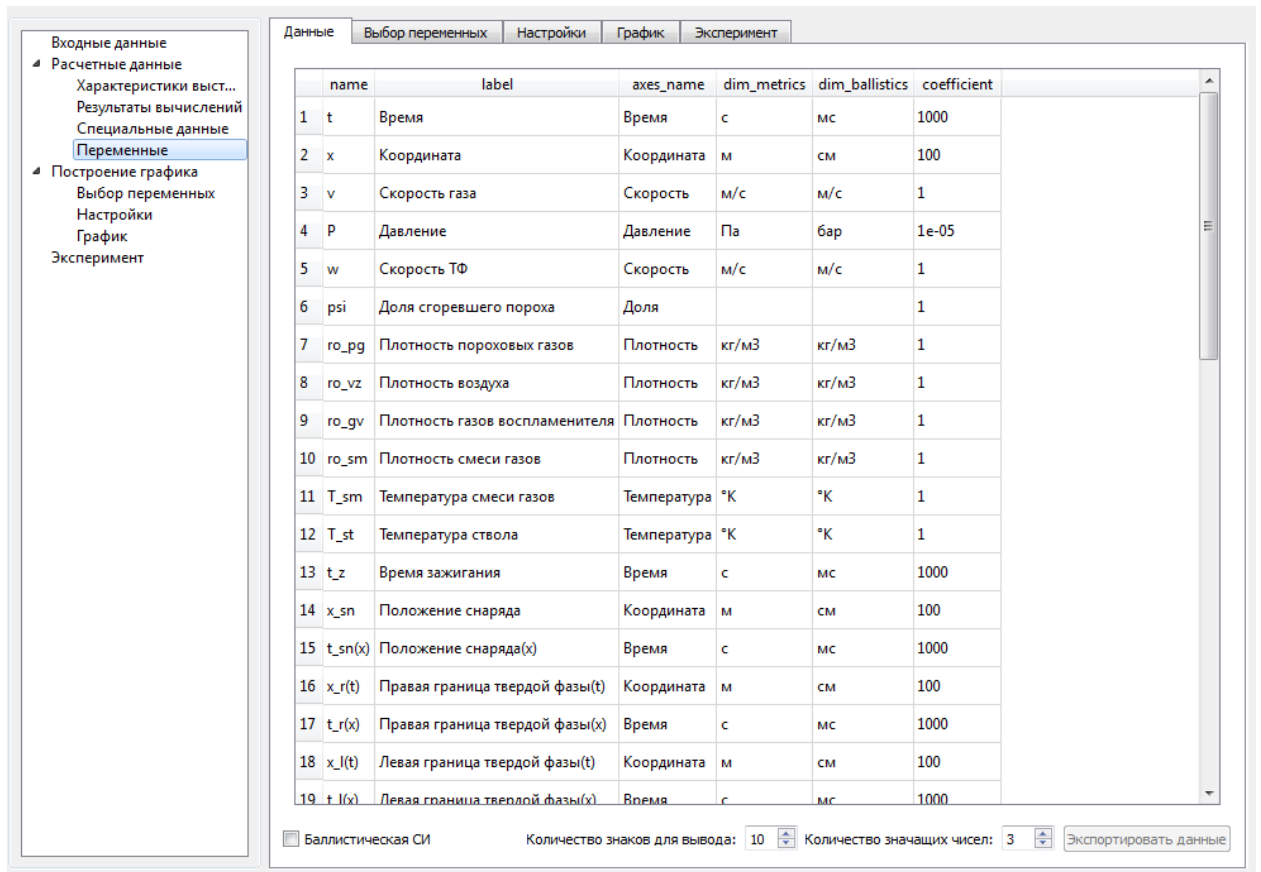


Рисунок 4.18 – Отображение конфигурации вычислительного эксперимента

Для упрощения анализа результатов и более наглядного представления информации система визуализации результатов вычислительного эксперимента предусматривает графическое представление результатов.

Для построения различных распределений параметров необходимо выбрать пункт меню “Построение графика”. На вкладке “Выбор переменных” (рисунок 4.19) предусмотрена возможность выбора параметров для отображения. Область построения графиков имеет две оси ординат, что дает возможность отображать на одной плоскости распределения разной размерности.

Система позволяет строить распределения по времени и по пространству, выводить эпюры максимальных значений различных расчетных параметров.

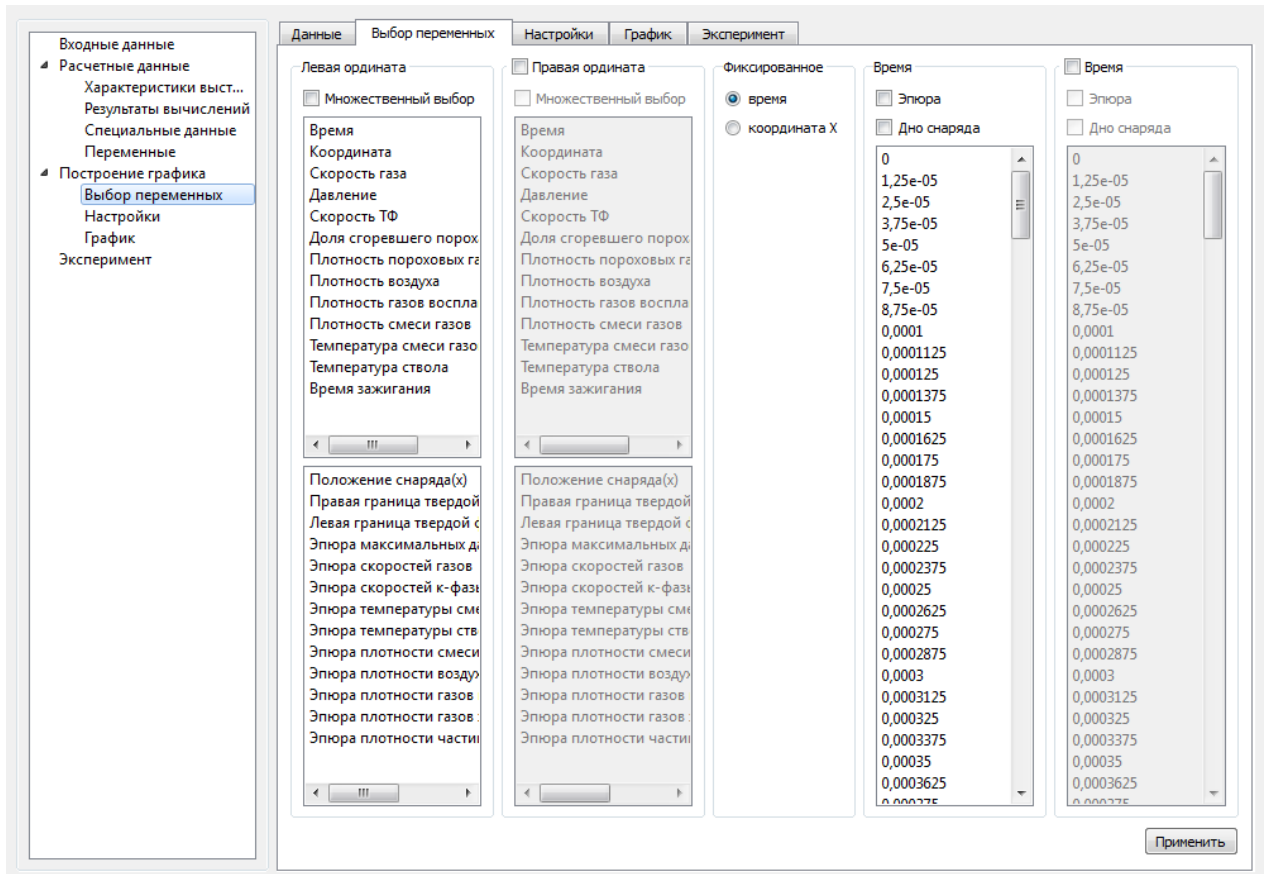


Рисунок 4.19 – Окно выбора переменных

Существует возможность настройки параметров построения графиков, таких как цвет, толщина и тип линий, задание верхних и нижних границ области построения, место расположения легенды. Для этого следует перейти на вкладку “Настройки” (см. рисунок 4.20) и воспользоваться соответствующими элементами управления.

По нажатию кнопки “Применить” происходит построение выбранных распределений в области построения графиков на вкладке “График”. На рисунке 4.21 на примере кривых давления на дно канала и дно снаряда, а также скорости снаряда для артиллерийского орудия установки приведено отображение информации в графическом виде.

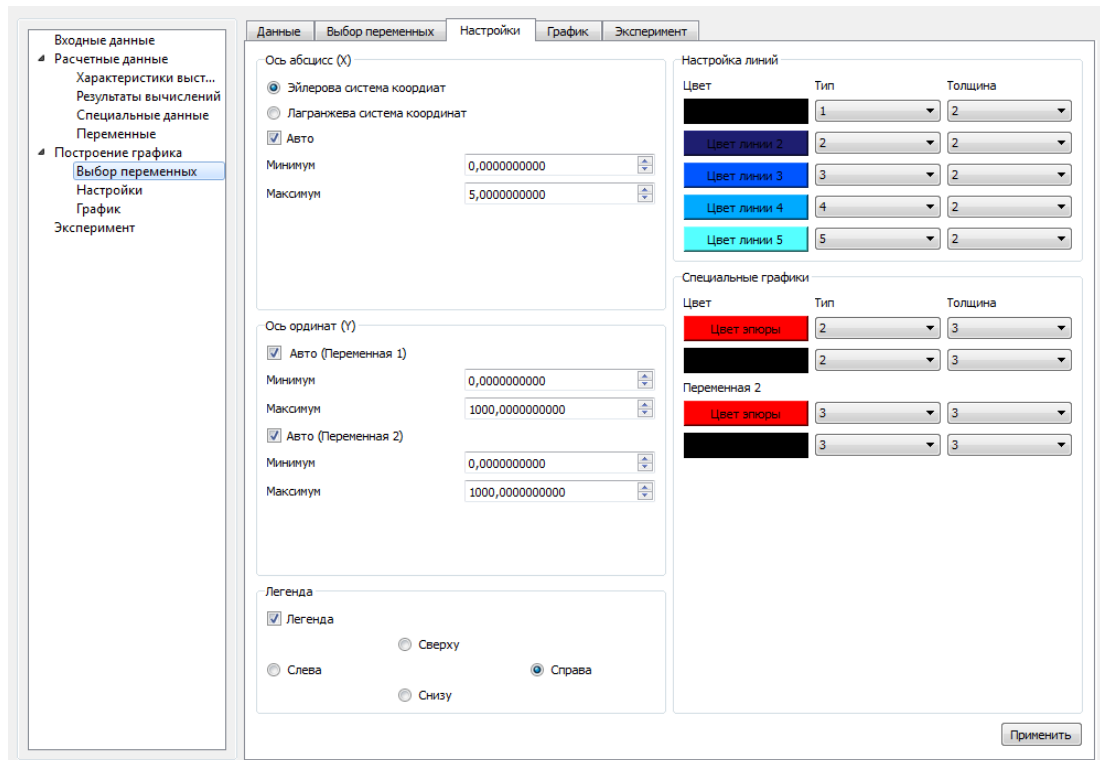


Рисунок 4.20 – Отображение конфигурации вычислительного эксперимента

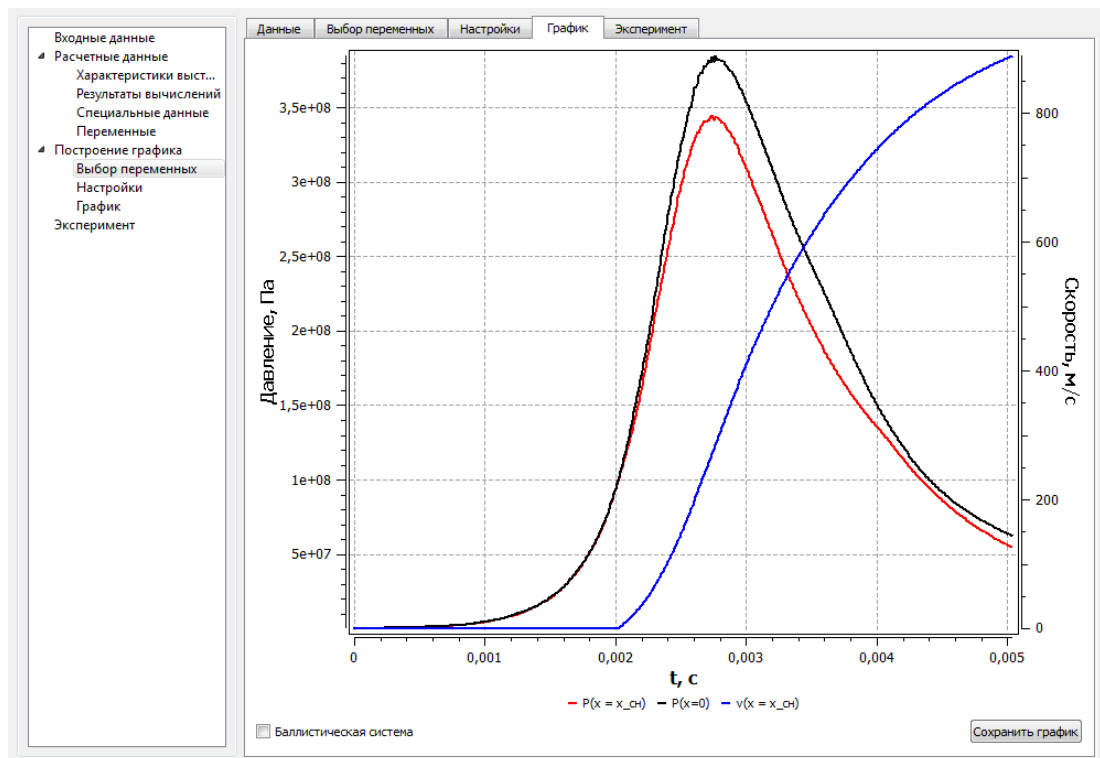


Рисунок 4.21 – Пример отображения результатов вычислительного эксперимента в графическом виде

В пункте меню “Эксперимент” реализована возможность сравнения расчетных кривых давления с экспериментальными. Сравнение результатов вычислительного эксперимента происходит с данными, которые содержатся в файле, указанном в конфигурации вычислительного эксперимента. Соответствующий пример представлен на рисунке 4.22.

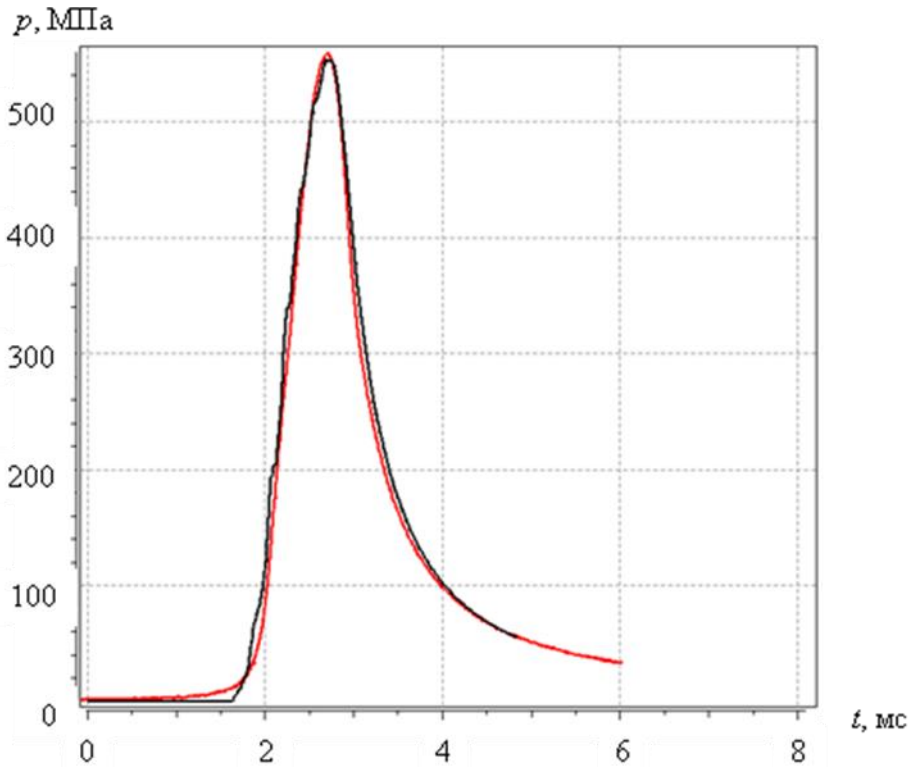


Рисунок 4.22 – Пример сравнения расчетных и экспериментальных данных

#### 4.2.3 Блок визуализации процесса артиллерийского выстрела

В программном модуле расчета внутренней баллистики на основе технологии OpenGL [164] реализован блок визуализации внутрибаллистического процесса артиллерийского выстрела.

Окно 3D визуализации (см. рисунок 4.23) вызывается при выборе пункта “Выстрел” главного меню программного модуля.

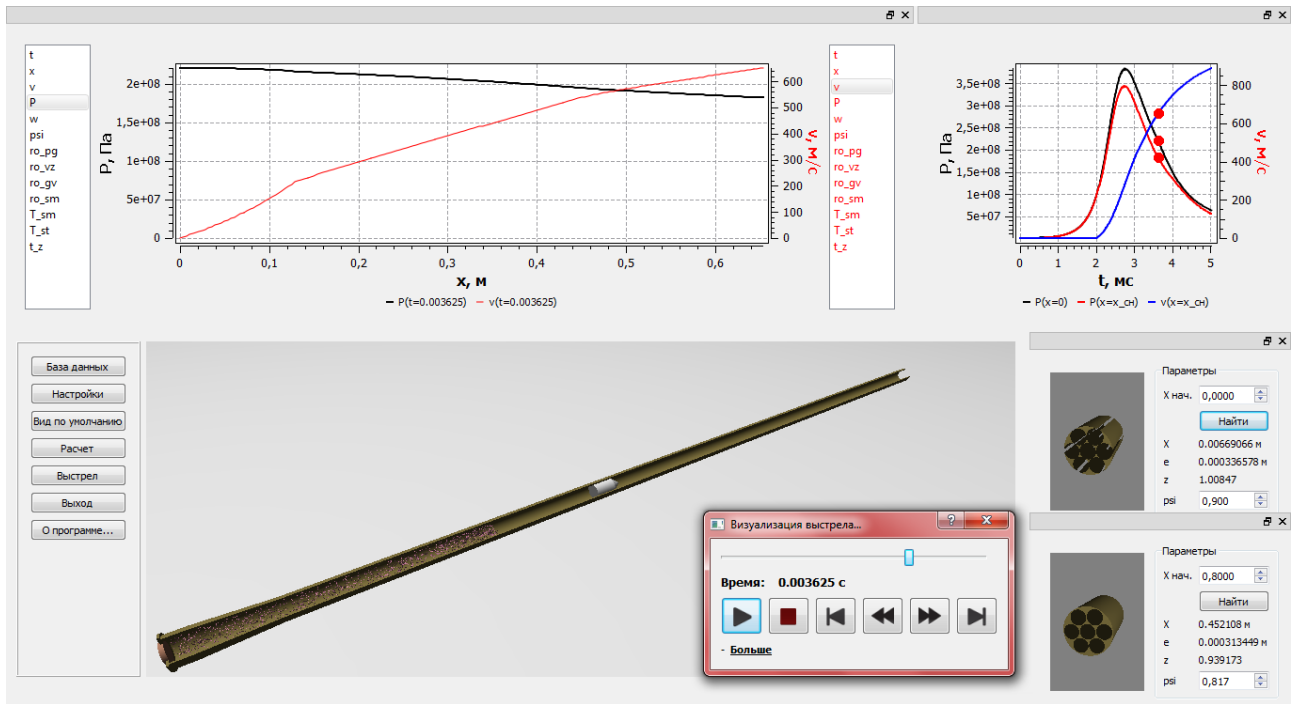


Рисунок 4.23 – Окно 3D визуализации внутрибаллистического процесса

Окно 3D визуализации разделено на верхнюю и нижнюю части. В верхней части окна отображаются результаты вычислительного эксперимента в виде графиков. Слева – окно отображения динамических графиков изменения выбранных пользователем параметров по заснарядному пространству с течением времени, справа – окно, отображающее кривые давления на дно канала и дно снаряда и скорость снаряда в зависимости от времени (рисунок 4.24).

Область отображения графиков распределения параметров по заснарядному пространству имеет две оси ординат и позволяет отображать одновременно динамику изменения двух величин, выбранных пользователем.

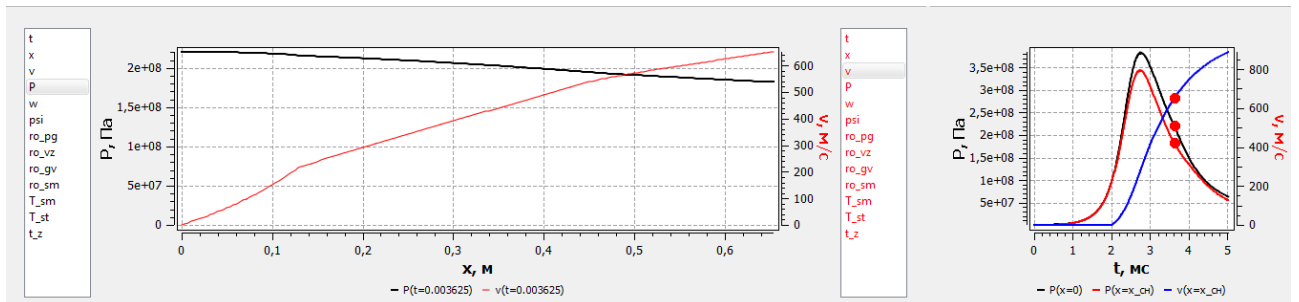


Рисунок 4.24 – Окно отображения результатов вычислительного эксперимента в виде графиков



Графики могут отображаться либо в лагранжевой, либо в эйлеровой системе координат. При отображении в лагранжевой системе координат (см. рисунок 4.24) размер области отображения графиков выбирается исходя из максимальных значений параметров по осям координат в текущий момент времени, при отображении в эйлеровой системе координат – исходя из максимальных значений параметров за все время выстрела (см. рисунок 4.25).

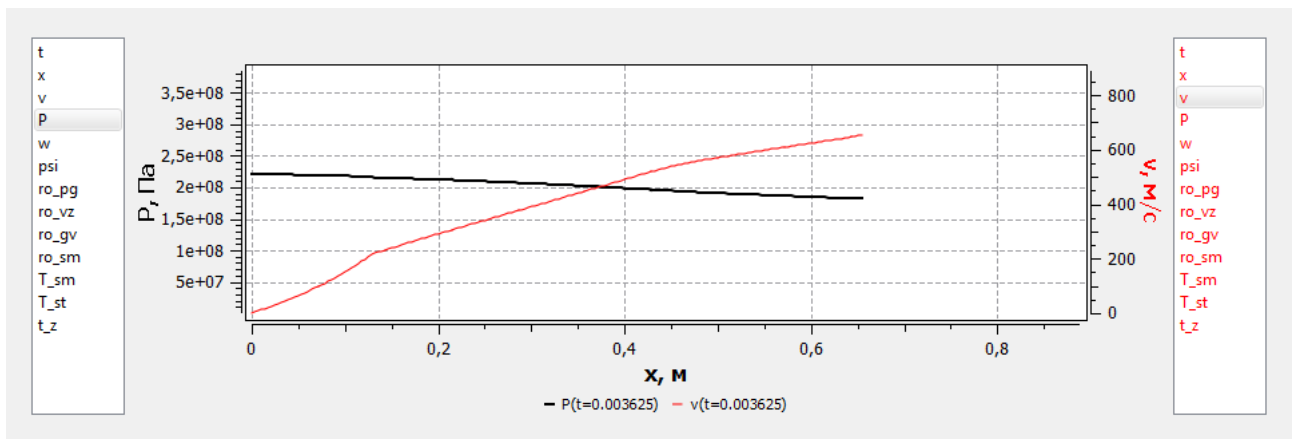


Рисунок 4.25 – Пример отображения результатов вычислительного эксперимента в виде графиков в эйлеровой системе координат

В нижней части окна располагается область 3D визуализации внутрибаллистического процесса выстрела. Слева отображается канал ствола, модель снаряда, пороховые элементы заряда, справа находится окно детального отображения пороховых элементов заряда (рисунок 4.26).



Рисунок 4.26 – Окно отображения результатов вычислительного эксперимента в виде 3D анимации

Предусмотрена настройка отображения 3D визуализации процесса. Соответствующее окно (см. рисунок 4.27) можно вызвать, выбрав пункт “Настройки” главного меню. Возможна настройка цветовой гаммы отображения процесса, яркости света и различных световых эффектов, а также предусмотрена возможность выбора отображаемых элементов конструкции установки и боеприпаса.

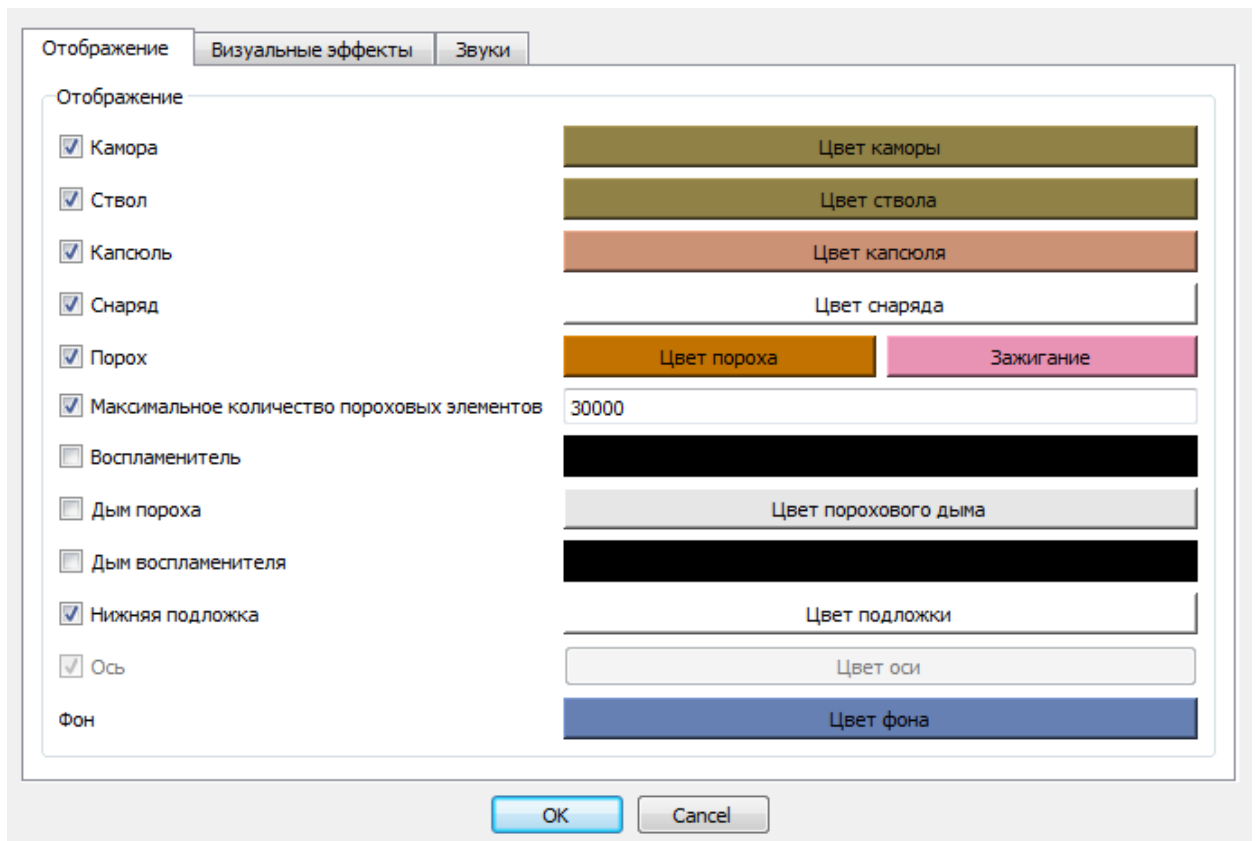


Рисунок 4.27 – Окно настройки параметров 3D визуализации внутрибаллистического процесса выстрела

С помощью панели управления 3D визуализацией процесса выстрела (см. рисунок 4.28) можно осуществлять запуск и остановку визуализации процесса, перемотку назад и вперед, выбор системы координат для отображения процесса.

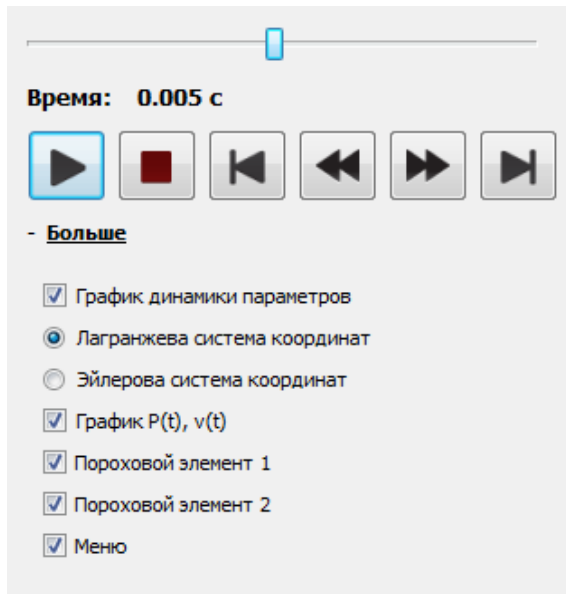


Рисунок 4.28 – Панель управления 3D визуализацией  
внутрибаллистического процесса выстрела

На рисунке 4.29 приведены фрагменты 3D визуализации внутрибаллистического процесса выстрела для установки 2А46 бронейбойным подкалиберным снарядом ЗБМ44.

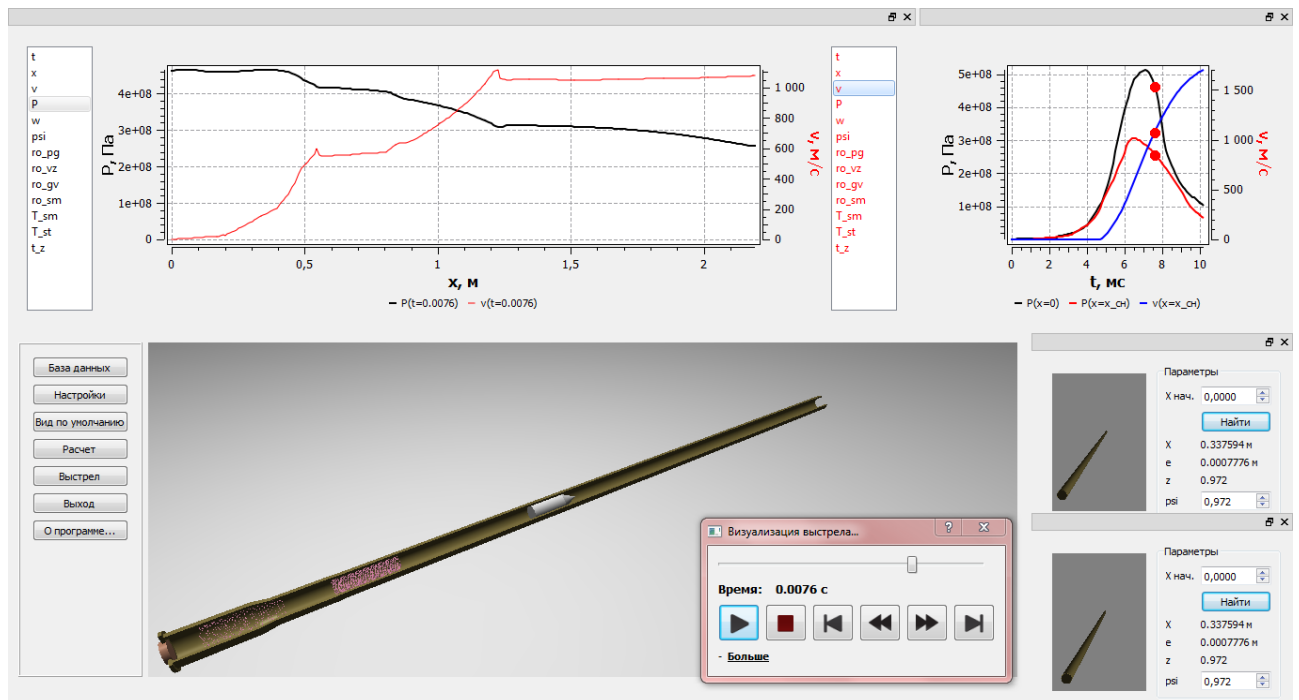


Рисунок 4.29 – Фрагмент 3D визуализации внутрибаллистического процесса выстрела  
снарядом ЗБМ44 из установки 2А46

## 4.3 Программный комплекс конфигурации и визуализации полигонных испытаний

### 4.3.1 Общее описание пользовательского интерфейса

Основное окно пользовательского интерфейса программного комплекса представлено на рисунке 4.30.

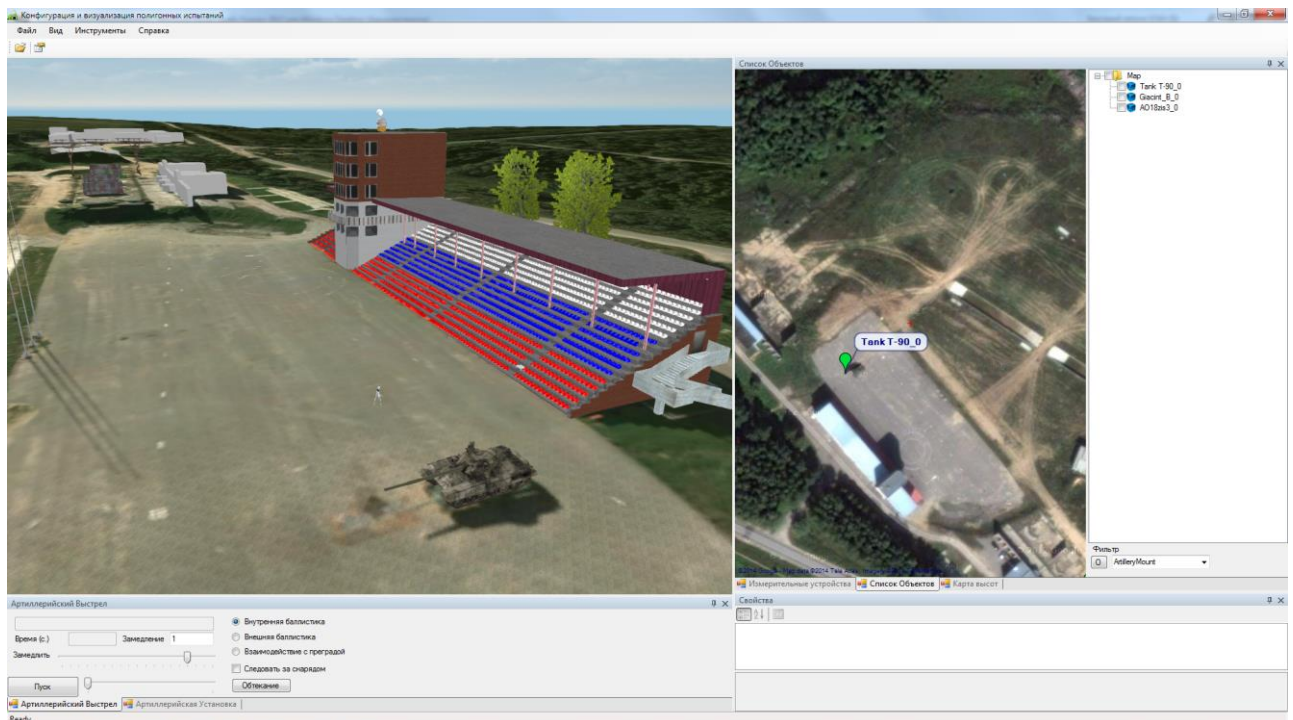


Рисунок 4.30 - Основное окно программного комплекса конфигурации и визуализации  
полигонных испытаний

В состав интерфейса программного комплекса входят:

- меню – располагается вверху окна;
- панель инструментов – под главным меню;
- окно 3D цифровая модель карты – главное окно программного комплекса.

Остальные окна перемещаются и устанавливаются произвольным образом:

- окно «Артиллерийский выстрел» – управление артиллерийским выстрелом;
- окно «Артиллерийская установка» – управление артиллерийской установкой;

- окно «Измерительные устройства» – управление измерительными устройствами;
- окно «Список объектов» – отображение объектов на карте полигона;
- окно «Свойства» – редактирование свойств объектов и карты;
- окно «Настройки» – настройки программы;
- окно «Конфигурация эксперимента» – загрузка данных натурального и вычислительного эксперимента;
- окно «Внешняя баллистика» – решение прямой и обратной задачи внешней баллистики.

В главном меню (рисунок 4.31) содержатся следующие пункты:

- «Файл» - работа с файлами;
- «Вид» - управление отображением окон;
- «Инструменты» - специальные возможности;
- «Справка» - справочная информация.

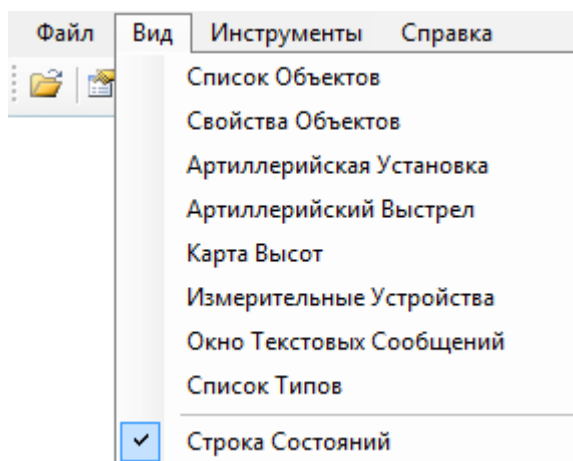


Рисунок 4.31 – Главное меню и панель инструментов

В меню «Инструменты» (рисунок 4.32) содержатся возможности добавления нового эксперимента, решение прямой и обратной траекторных задач, управления настройкой программного комплекса.



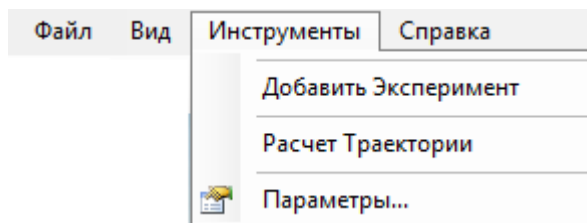


Рисунок 4.32 – Пункт меню «Инструменты»

Основное окно программного комплекса представлено на рисунке 4.33.

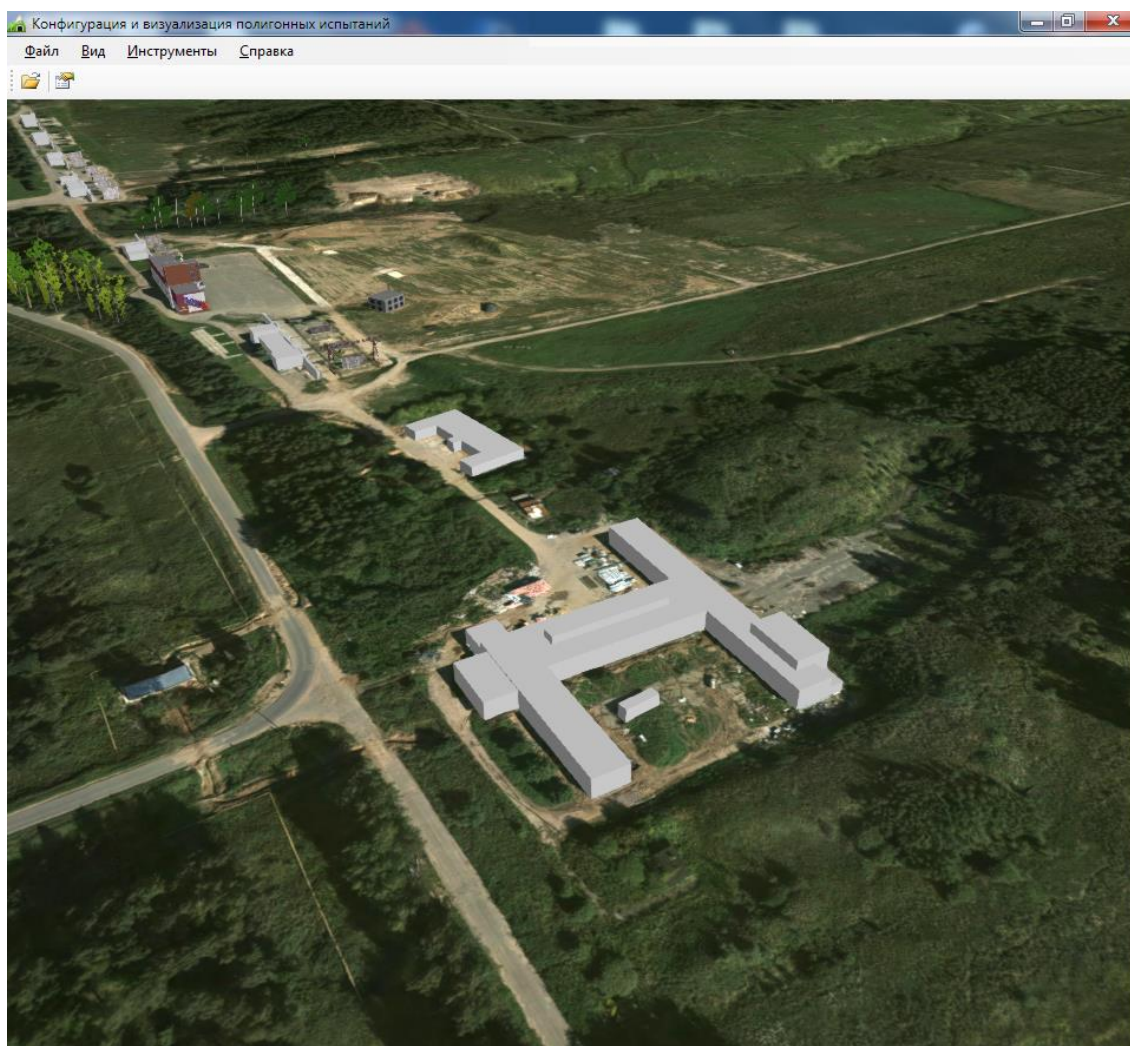


Рисунок 4.33 – Окно редактирования карты

Все действия осуществляются с помощью нажатия на клавиши мыши. С помощью клавиатуры можно перемещаться по карте с помощью клавиш: «W» – вперед; «A» – влево; «S» – назад; «D» – вправо; «Q» – вверх; «E» – вниз; «+» – ускорение скорости передвижения по карте; «-» – замедление скорости передвижения по карте .

### 4.3.2 Конфигурация полигонных испытаний

Добавление новых данных об эксперименте в программе осуществляется с помощью пункта меню “Инструменты → Добавить эксперимент” (см. рисунок 4.34). В диалоговом окне “Конфигурация эксперимента” (рисунок 4.10) заносятся данные о следующих элементах: карта, артиллерийская установка, снаряд, внутренняя баллистика, внешняя баллистика, объект поражения, измерительная аппаратура.

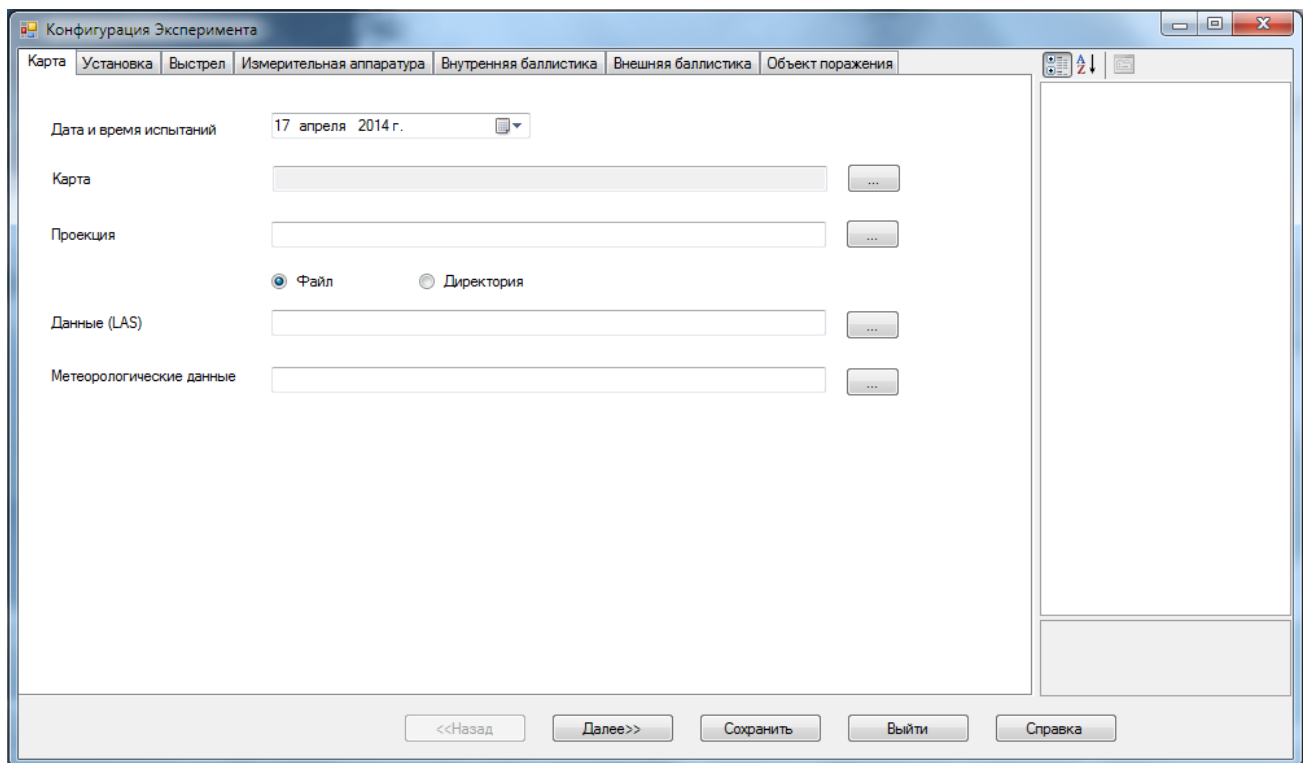


Рисунок 4.34 – Окно «Конфигурация эксперимента»

Во вкладке “Карта” (рисунок 4.35) задаются: дата проведения испытаний, карта, на которой проводится расчет, геодезическая проекция, данные LAS (результаты лазерного сканирования местности), метеорологические данные.

Рисунок 4.35 – Конфигурация выстрела: заполнение картографической информации

Во вкладке “Установка” (см. рисунок 4.36) выбирается артиллерийская установка из списка размещенных на карте. Дирекционный угол и угол возвышения пушки рассчитываются исходя из расположения артиллерийской установки, поворота башни и самой пушки.

Рисунок 4.36 – Конфигурация выстрела: сведения об установке

Во вкладке “Снаряд” (рисунок 4.37) выбирается наименование снаряда из базы данных.



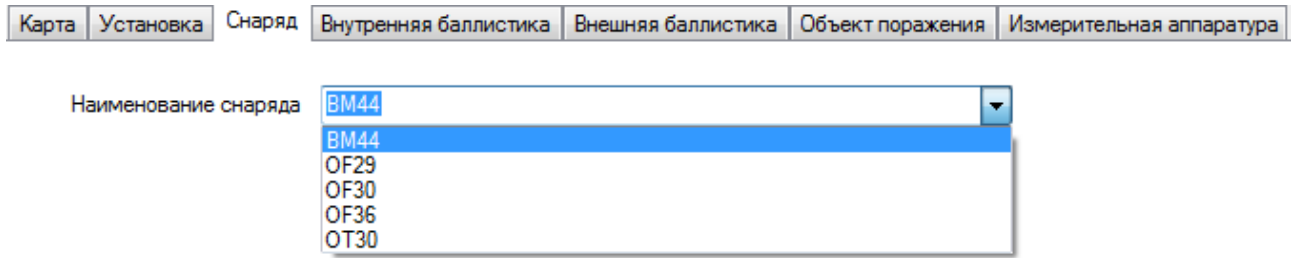


Рисунок 4.37 – Конфигурация выстрела: выбор снаряда

После выбора артиллерийской установки и снаряда загружаются данные расчета внутрибаллистических данных (см. рисунок 4.38).

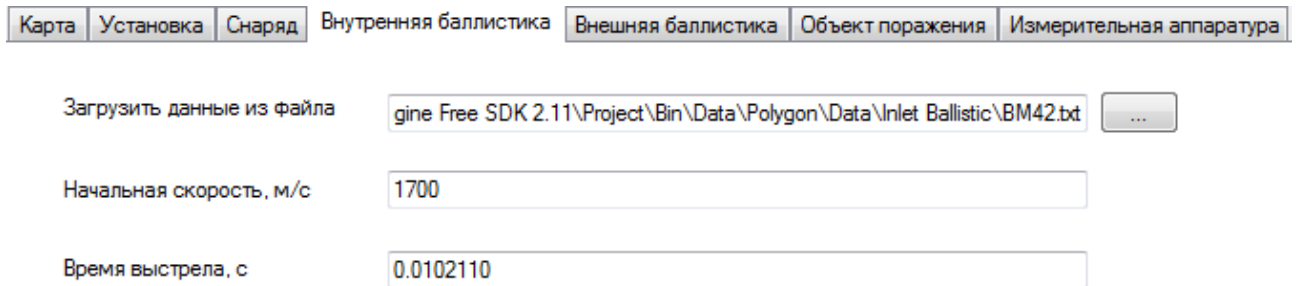


Рисунок 4.38 – Конфигурация выстрела: выбор внутрибаллистических данных

В диалоговом окне выводятся данные расчета начальной скорости снаряда на выходе из ствола и время выстрела.

Данные расчета внутренней баллистики из передаются в двух форматах:

- физические параметры внутри ствола (давление, температура и т.п.);
- положение пороховых элементов внутри ствола.

Внешнебаллистические данные заносятся в соответствующей вкладке (рисунок 4.39).

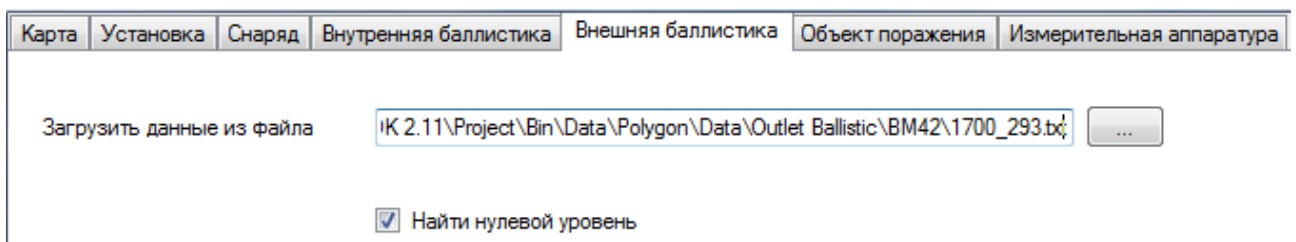


Рисунок 4.39 – Конфигурация выстрела: выбор внешнебаллистических данных

Установка пункта “Найти нулевой уровень” позволяет найти точку пересечения траектории с поверхностью земли.

Решение обратной задачи внешней баллистики осуществляется из пункта меню “Инструменты” → “Траектория”. Второй способ – из диалогового окна “Конфигурация Выстрела” во вкладке “Объект поражения” с помощью нажатия на кнопку “Обратная задача” (рисунок 4.40). В результате появится окно “Расчет траектории снаряда” для проведения расчета по наведению орудия на цель.

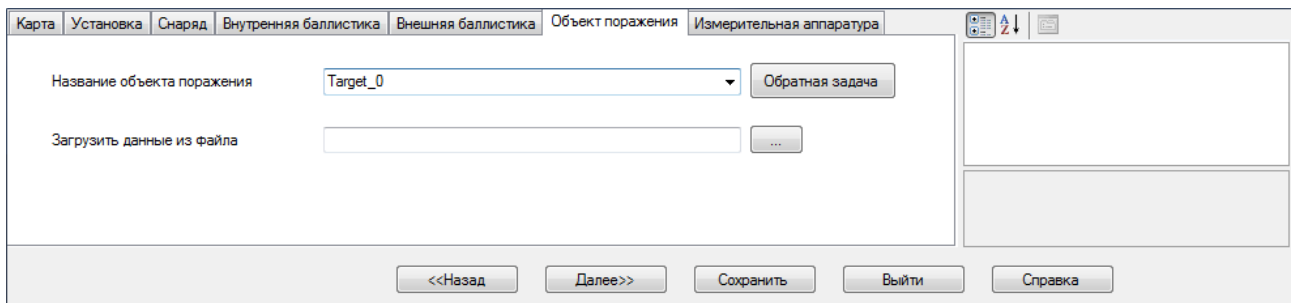


Рисунок 4.40 – Выбор объекта поражения в диалоговом окне “Конфигурация выстрела”

Данные натуральных экспериментов заносятся во вкладке “Измерительная аппаратура” (рисунок 4.41) диалогового окна “Конфигурация Выстрела”.

Рисунок 4.41 – Конфигурация выстрела: заполнение данных об измерительной аппаратуре

Список элементов формы для ввода данных об измерительно-регистрирующей аппаратуре:

- устройство, расположенное на полигоне, выбирается из списка, содержащегося в поле “Измерительно-регистрирующее устройство”;
- координаты измерительно-регистрирующего устройства выводятся в соответствующем поле;
- расположение устройства можно модифицировать, нажав на кнопку “Изменить”;
- в поле “Загрузить данные из файла” содержатся данные о результатах натуральных экспериментов;
- нажав на кнопку “...” рядом с полем “Загрузить данные из файла” появится диалоговое окно выбора файла;
- кнопка “Добавить” предназначена для добавления текущих данных в список;
- кнопка “Удалить” предназначена для удаления выделенных данных из списка;

– кнопка “Очистить все” предназначена для удаления всех данных из списка.

После выполнения этих операций выбираем кнопку “Сохранить” (рисунок 4.42) для создания нового выстрела или “Выйти”, чтобы не сохранять изменения.

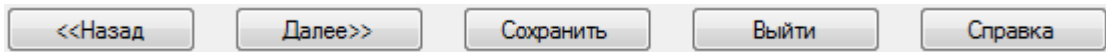


Рисунок 4.42 – Конфигурация выстрела: список элементов управления

В результате выстрел располагается внутри ствола артиллерийского орудия.

### 4.3.3 Модуль расчета внешней баллистики

Внешнебаллистические траектории снарядов рассчитываются в программе, разработанной в рамках выполнения работ [55-57]. Общий вид программы представлен на рисунке 4.43.

Параметры | Графики решения | Обратная задача | Таблица переменных | пр Охуз | Таблица параметров

Данные из Excel

Параметры снаряда и выстрела | Геофизические параметры | Параметры расчета

Калибр, м: 0,152

Масса, кг: 46

Длина, м: 0,72

Коэффициент формы снаряда: 1

Длина головной части, м: 0,427

Положение центра масс (от дна), м: 0,25

$m_x \omega_x$ : 0

Аксиальный момент инерции снаряда,  $I_x$ : 0,1455

Коэффициент согласования бокового отклонения снаряда: 1

Длина хода нарезов, калибров: 25

Дирекционный угол цели, град: 48,29

Колебание снаряда:  имеется (блок 5)  отсутствует

Анимация

Кoeffициент  $C_x(M)_{ЭТ}$

эталонный по закону 1943 г.

эталонный по закону 1958 г.

расчетный

Начальные условия

	Значение
t	0
S, м	0
x, м	0
y, м	1
z, м	0
Vк, м/с	670
teta, град	4,395
psy, град	0
omega_x,	0
* pi(y)	1

Параметры для блока 5

$m_z \alpha(M)$ : 0,01     $C_x \alpha(M)$ : 0,01

$m_y \alpha(M)$ : 0,01     $C_y \alpha(M)$ : 0,01

$m \omega(M)$ : 0,01     $C_z \alpha(M)$ : 0,01

Вычислить    Открыть НУ

Сохранить НУ

найти omega\_x0

Рисунок 4.43 – Ввод параметров в диалоговом окне “Расчет траектории снаряда”

Решение прямой задачи внешней баллистики производится во вкладке “График решения” (рисунок 4.44). В табличном виде результаты представлены во вкладке “Таблица переменных”. Результаты расчета траектории снаряда можно экспортировать в формате Excel и в текстовом виде с помощью нажатия на кнопки “Сохранить в Excel” и “Сохранить в блокнот” (рисунок 4.45).

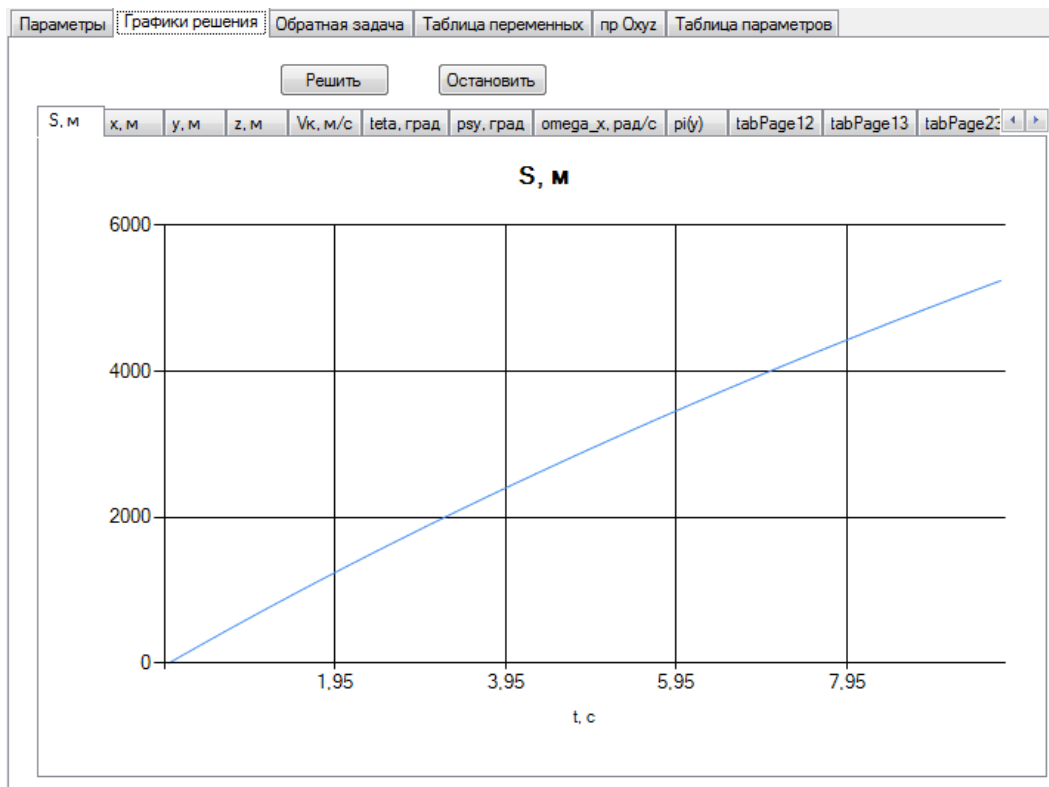


Рисунок 4.44 – Решение прямой задачи внешней баллистики в диалоговом окне “Расчет траектории снаряда”

Значения решений										
t	S, м	x, м	y, м	z, м	Vк, м/с	teta, град	psu, град	omega_x, рад/с	pi(y)	
0	0	0	1	0	670	4,395	0	0	1	
0,05	33,4567	33,3593	3,5518	0,0001	668,2712	4,3536	-0,0003	0	0,9997	
0,1	66,8272	66,6344	6,0729	0,0004	666,5498	4,312	-0,0007	0	0,9994	
0,15	100,1118	99,8256	8,5635	0,0009	664,8358	4,2704	-0,001	0	0,9991	
0,2	133,3109	132,9334	11,0235	0,0016	663,1293	4,2286	-0,0014	0	0,9988	
0,25	166,4249	165,9581	13,4531	0,0024	661,4301	4,1867	-0,0017	0	0,9985	
0,3	199,4541	198,8999	15,8524	0,0035	659,7381	4,1447	-0,002	0	0,9983	
0,35	232,3988	231,7593	18,2215	0,0048	658,0535	4,1026	-0,0024	0	0,998	
0,4	265,2595	264,5366	20,5603	0,0062	656,376	4,0604	-0,0027	0	0,9977	
0,45	298,0366	297,2321	22,8691	0,0079	654,7057	4,0181	-0,0031	0	0,9974	
0,5	330,7302	329,8461	25,148	0,0097	653,0425	3,9756	-0,0034	0	0,9972	
0,55	363,3409	362,379	27,3968	0,0117	651,3863	3,9331	-0,0037	0	0,9969	
0,6	395,869	394,8312	29,6159	0,014	649,7372	3,8904	-0,0041	0	0,9966	
0,65	428,3148	427,2029	31,8052	0,0164	648,0951	3,8476	-0,0044	0	0,9964	
0,7	460,6786	459,4944	33,9648	0,0189	646,4599	3,8047	-0,0048	0	0,9961	
0,75	492,9609	491,7061	36,0949	0,0217	644,8317	3,7617	-0,0051	0	0,9959	
0,8	525,1619	523,8384	38,1954	0,0247	643,2102	3,7186	-0,0054	0	0,9956	
0,85	557,282	555,8915	40,2665	0,0278	641,5956	3,6754	-0,0058	0	0,9954	
0,9	589,3216	587,8657	42,3083	0,0311	639,9878	3,632	-0,0061	0	0,9952	
0,95	621,2809	619,7614	44,3208	0,0346	638,3867	3,5886	-0,0065	0	0,9949	

Рисунок 4.45 – Экспорт результатов расчета задачи внешней баллистики в диалоговом окне “Расчет траектории снаряда”

Решение обратной задачи внешней баллистики осуществляется в блоке «Обратная задача» (рисунок 4.46), в которой задаются входные параметры:

- точка стояния артиллерийской установки в координатах WGS84 проекции UTM, м;
- пределы изменения дирекционного угла, градусы;
- пределы изменения угла возвышения, градусы;
- точка стояния мишени в координатах WGS84 проекции UTM, м;
- максимальная погрешность расчета, м.

В результате решения выводятся следующие значения:

- дирекционный угол, градусы;
- угол возвышения, градусы.

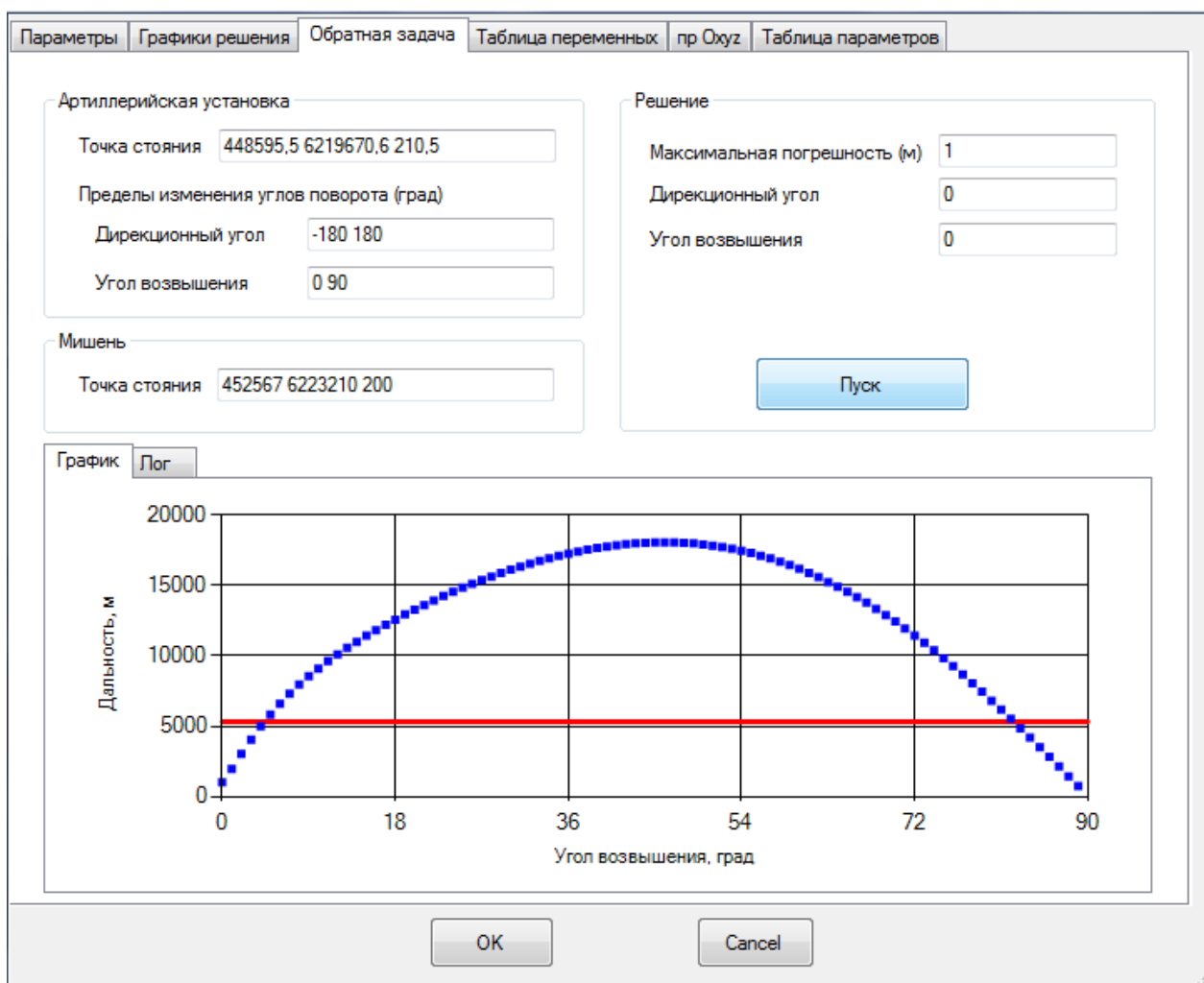


Рисунок 4.46 – Параметры решения обратной задачи

Решение задачи осуществляется в два этапа. На первом этапе проводится расчет с шагом 1 градус и определяется максимальная дальность выстрела при известном дирекционном угле. На втором этапе уточняется угол возвышения методом «деления отрезка пополам».

Результаты выводятся в виде графиков зависимости дальности от угла возвышения (см. рисунок 4.46) и уточненного графика дальности от угла возвышения (рисунок 4.47).

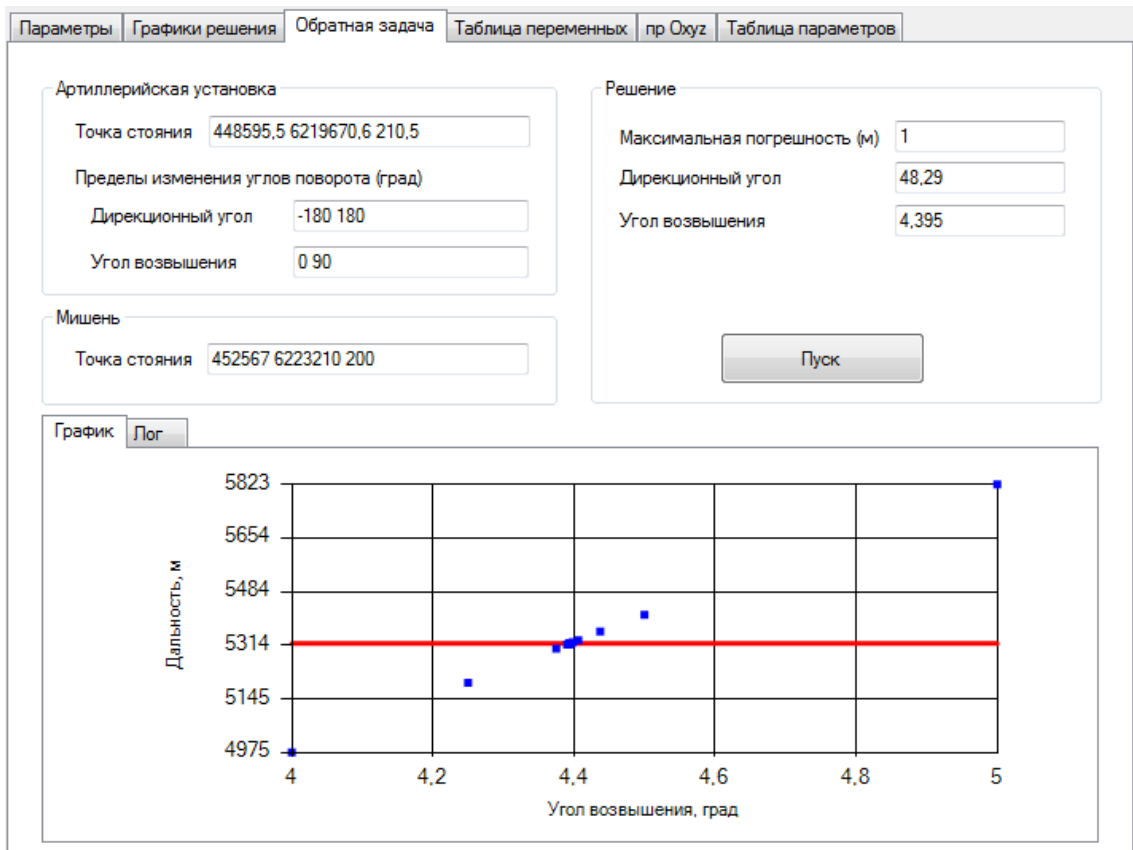


Рисунок 4.47 – Результат решения обратной задачи

Во вкладке “Лог” ход решения обратной задачи отображается в текстовом виде (Листинг 4.1).

Листинг 4.1. Результаты решения обратной задачи внешней баллистики

```

84,00
Дальность полета 3505,63 угол возвышения 85,00
Дальность полета 2821,21 угол возвышения 86,00
Дальность полета 2131,57 угол возвышения 87,00
Дальность полета 1437,90 угол возвышения 88,00
Дальность полета 741,43 угол возвышения 89,00
Дальность полета 46,81 угол возвышения 90,00

Угол возвышения в пределах [4,0, 5,0] градусов
Итерация 0: [4,000, 5,000] градусов - расстояние 5411,1
Итерация 1: [4,000, 4,500] градусов - расстояние 5196,5
Итерация 2: [4,250, 4,500] градусов - расстояние 5304,3
Итерация 3: [4,375, 4,500] градусов - расстояние 5357,8
Итерация 4: [4,375, 4,438] градусов - расстояние 5330,0
Итерация 5: [4,375, 4,406] градусов - расстояние 5317,2
Итерация 6: [4,391, 4,406] градусов - расстояние 5323,6
Итерация 7: [4,391, 4,398] градусов - расстояние 5321,5
Итерация 8: [4,391, 4,395] градусов - расстояние 5319,3

```



Как видно из рисунка 4.47 и листинга 4.1 было найдено решение для настильной траектории: дирекционный угол наведения – 48,390 градуса, угол возвышения – 4,395 градуса, дальность стрельбы – 5319,3 м.

После выполнения определения параметров наведения орудия. Результаты решения обратной задачи заносятся во вкладку “Параметры” (см. рисунок 4.43) и вычисляется траектория движения снаряда.

#### 4.3.4 Визуализация полигонных испытаний

Окно «Артиллерийский выстрел» (рисунок 4.48) позволяет управлять артиллерийским выстрелом в ходе проведения виртуального эксперимента.

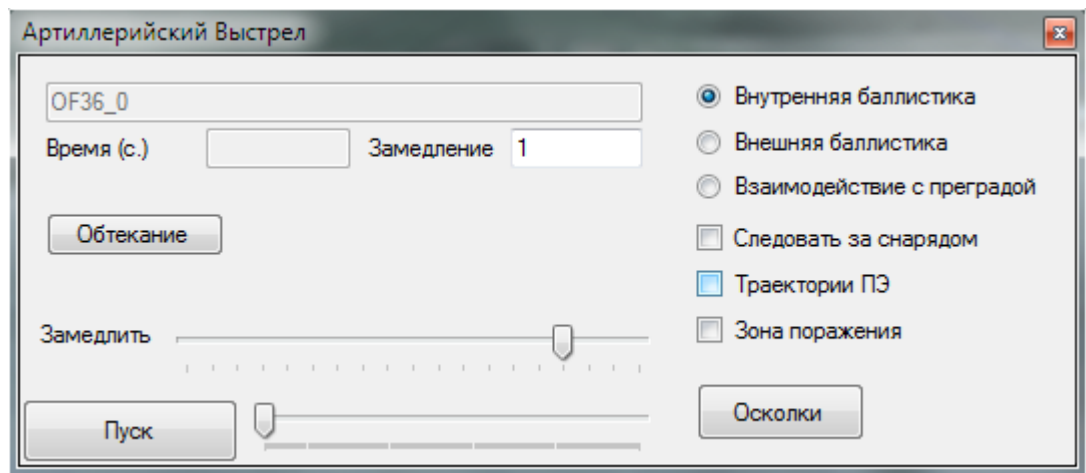


Рисунок 4.48 – Диалоговое окно «Артиллерийский Выстрел»

В режиме “Внешняя баллистика” (рисунок 4.49) время отсчета начинается с нуля, положение снаряда определяется относительно последней точки внутрибаллистической траектории.



Рисунок 4.49 – Расположение снаряда на внешнебаллистической траектории

В левом нижнем углу представлены параметры снаряда:

- время с момента выстрела  $t$ , с;
- пройденный снарядом путь  $X$ , м;
- высота над начальным уровнем выстрела  $Y$ , м;
- боковое отклонение снаряда  $Z$ , м;
- дальность полета снаряда  $D$ , м;
- высота над уровнем земли  $H$ , м;
- текущая скорость снаряда  $V$ , м/с;
- угол наклона траектории  $\text{Тета}$ , градусы;
- дирекционный угол  $\text{Азимут}$ , градусы.

Дополнительно выводится информация о положении снаряда относительно поверхности земли (рисунок 4.50). Красными точками показаны текущее положение снаряда и её проекция на землю.

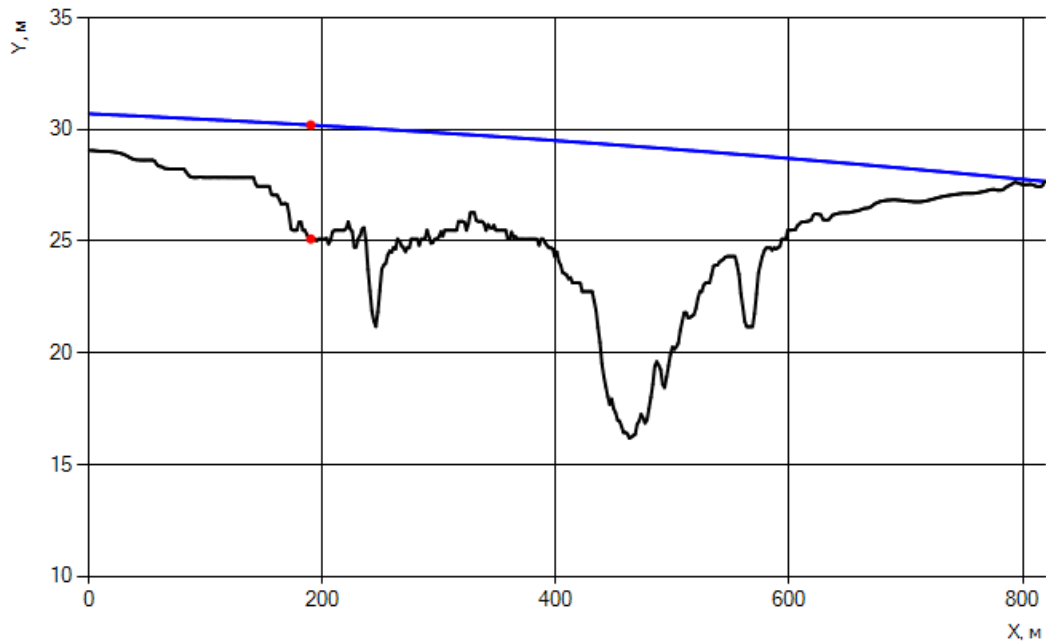


Рисунок 4.50 – Расположение снаряда на внешнебаллистической траектории относительно земной поверхности

Окно «Артиллерийская установка» (рисунок 4.51) предназначено для управления поворотом установки – углами наведения орудия.

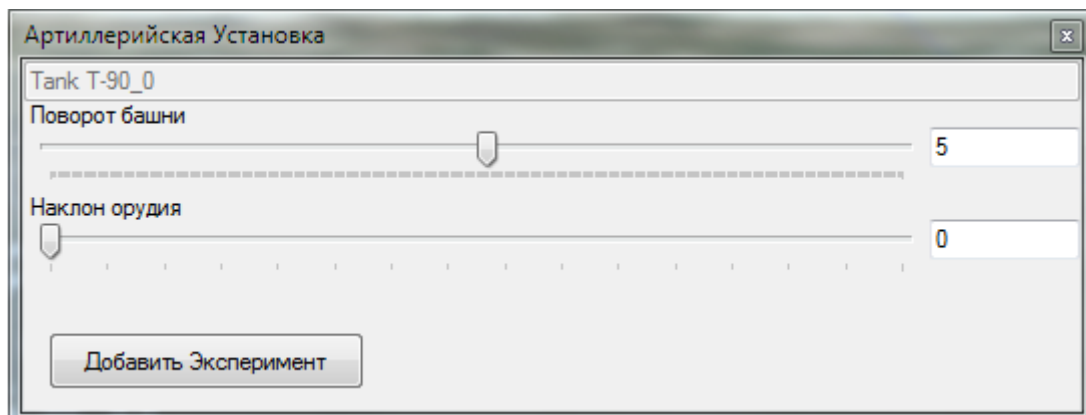


Рисунок 4.51 – Окно «Артиллерийская установка»

В окне «Измерительные устройства» (рисунок 4.52) имеется возможность управлять измерительными устройствами, представленными на карте.

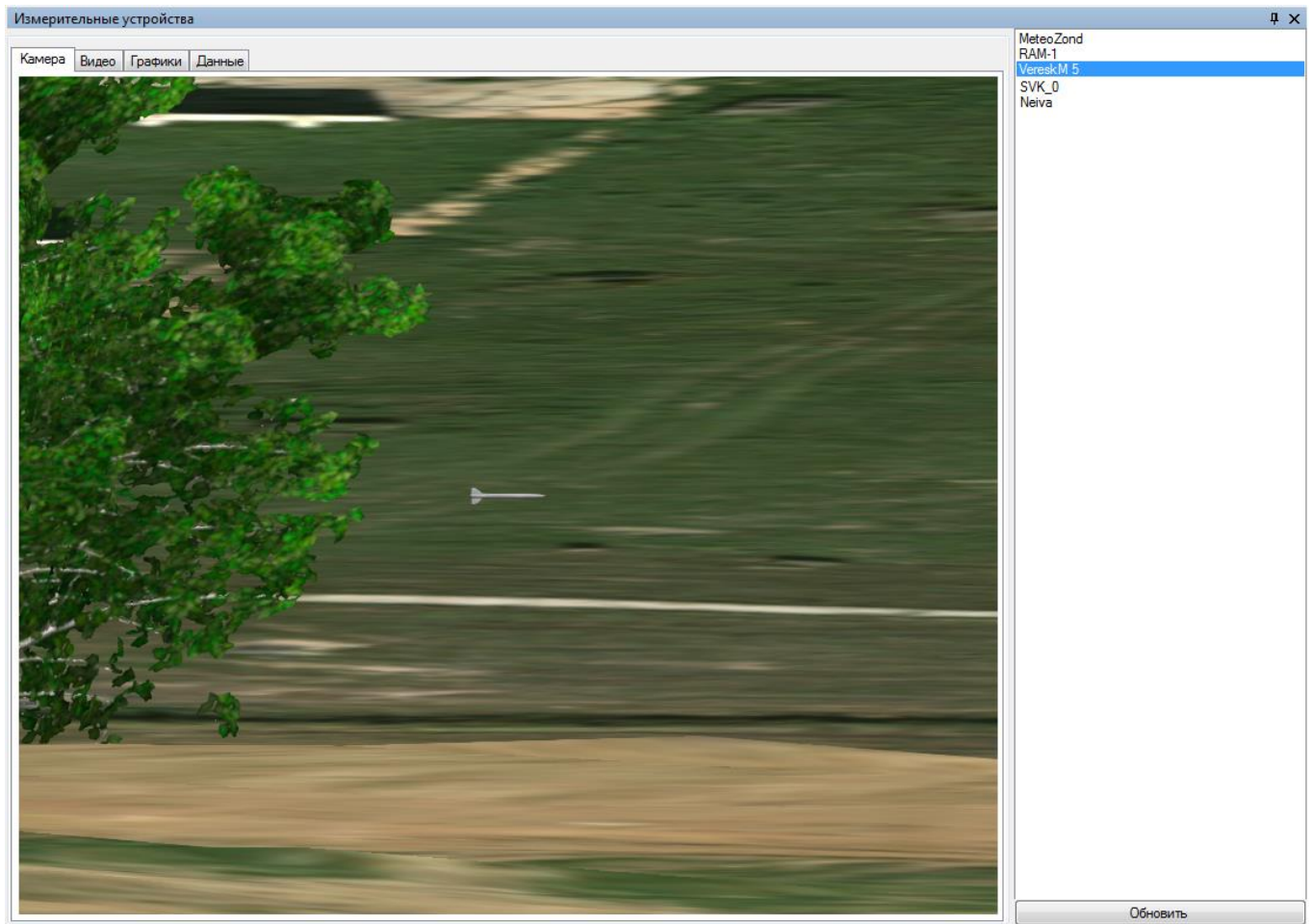


Рисунок 4.52 – Окно «Измерительные устройства»

В окне «Список объектов» (рисунок 4.53) отображаются объекты полигонной инфраструктуры и объекты моделирования на карте местности.



Рисунок 4.53 – Окно «Список объектов»

### 4.3.5 Модуль расчета разлета осколков

Начальные условия для моделирования разлета осколков задаются в диалоговом окне “Осколочно-фугасное действие” (рисунок 4.54). Окно состоит из трех вкладок: начальные условия, осколочное действие, фугасное действие.



Осколочно-фугасное действие

Начальные условия | Осколочное действие | Фугасное действие

**Снаряд**

Тип: Осколочно-фугасный

Индекс: 30Ф26

Материал: Сталь

Масса, кг: 22.715

Время, с: 0.953

Скорость, м/с: 780.1

Координаты (X, Y, Z), м: 785.1, 12.8, 0.0

Ориентация (beta, psi), град: 41.2, 0.4

**Поражающие элементы**

Распределение ПЭ: Гипервейбуловское

Ma: 11.4 Mb: 0.15

alfa: 0.7 beta: 0.4

ksi: 0.25

Количество, шт.: 3159

Средняя масса, гр.: 7.18

Рассчитать фугасное действие

Сформировать

Wкр, Дж: 100

**Взрывчатое вещество**

Индекс: А-IX-2

Масса, кг: 3.402

**Метеопараметры**

Плотность воздуха, кг/м3: 1.26

Скорость ветра, м/с: 10

Направление ветра, град: 90

Рисунок 4.54 – Начальные условия для расчета осколочно-фугасного действия снаряда

Во вкладке “Начальные условия” определяется конфигурация осколочно-фугасного действия снаряда, в которой содержится информация о параметрах снаряда, взрывчатого вещества, метеорологические параметры и параметры поражающих элементов.

Во вкладке “Осколочное действие” содержатся результаты моделирования разлета поражающих элементов: время, координаты разлета и скорость. Также имеется возможность управления отображением траекторий поражающих элементов.

Во вкладке “Фугасное действие” содержатся результаты моделирования ударной волны: время, радиус и скорость.

В программном комплексе представления результатов моделирования разлета осколков рассчитана траектория снаряда при угле возвышения 1 градус (рисунок 4.55).

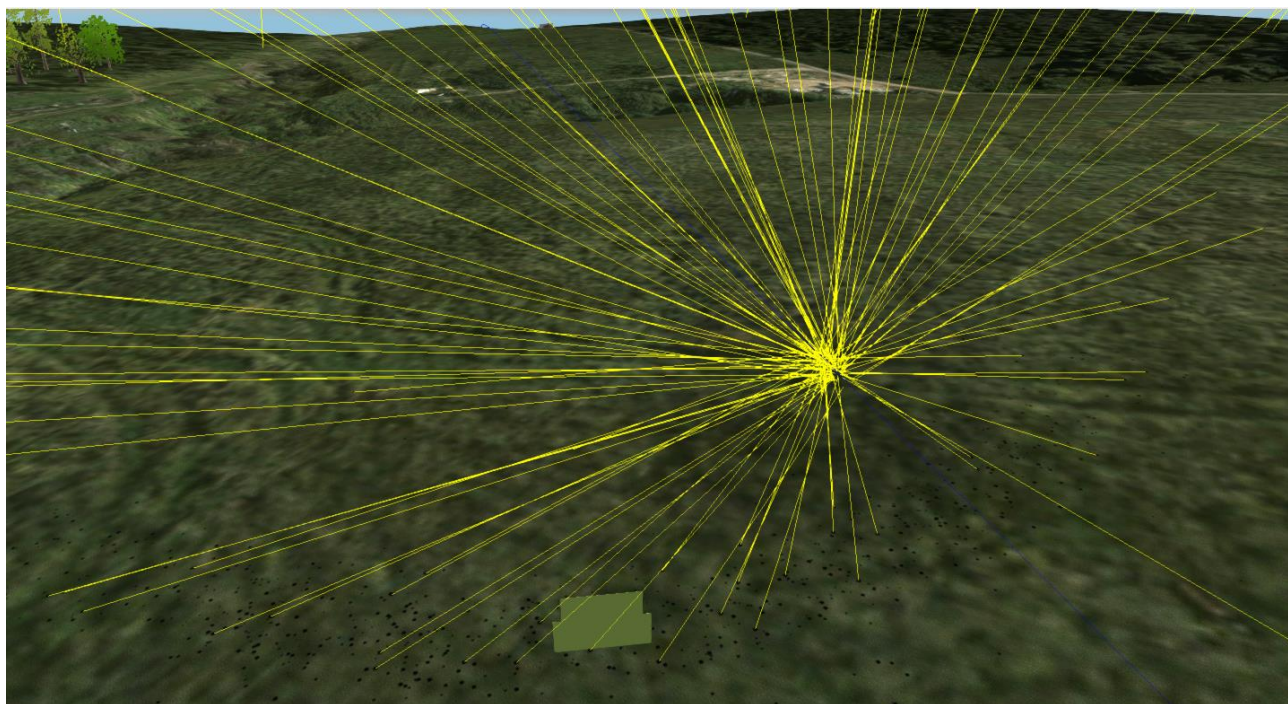


Рисунок 4.55 – Траектории осколков снаряда 3ОФ26

#### *4.3.6 Создание объектов моделирования в редакторе объектов*

Создание виртуальных артиллерийских орудий, артиллерийских выстрелов, элементов инфраструктуры, измерительно-регистрающей аппаратуры и других элементов испытательного полигона осуществляется с помощью редактора объектов, который содержится в среде разработки 3D приложений NeoAxis Engine [32].

В программно-вычислительном комплексе созданы классы объектов, которые рассматриваются в работе. Все классы наследуются от базового класса MapObject. Структура основных классов представлена на рисунке 4.56.

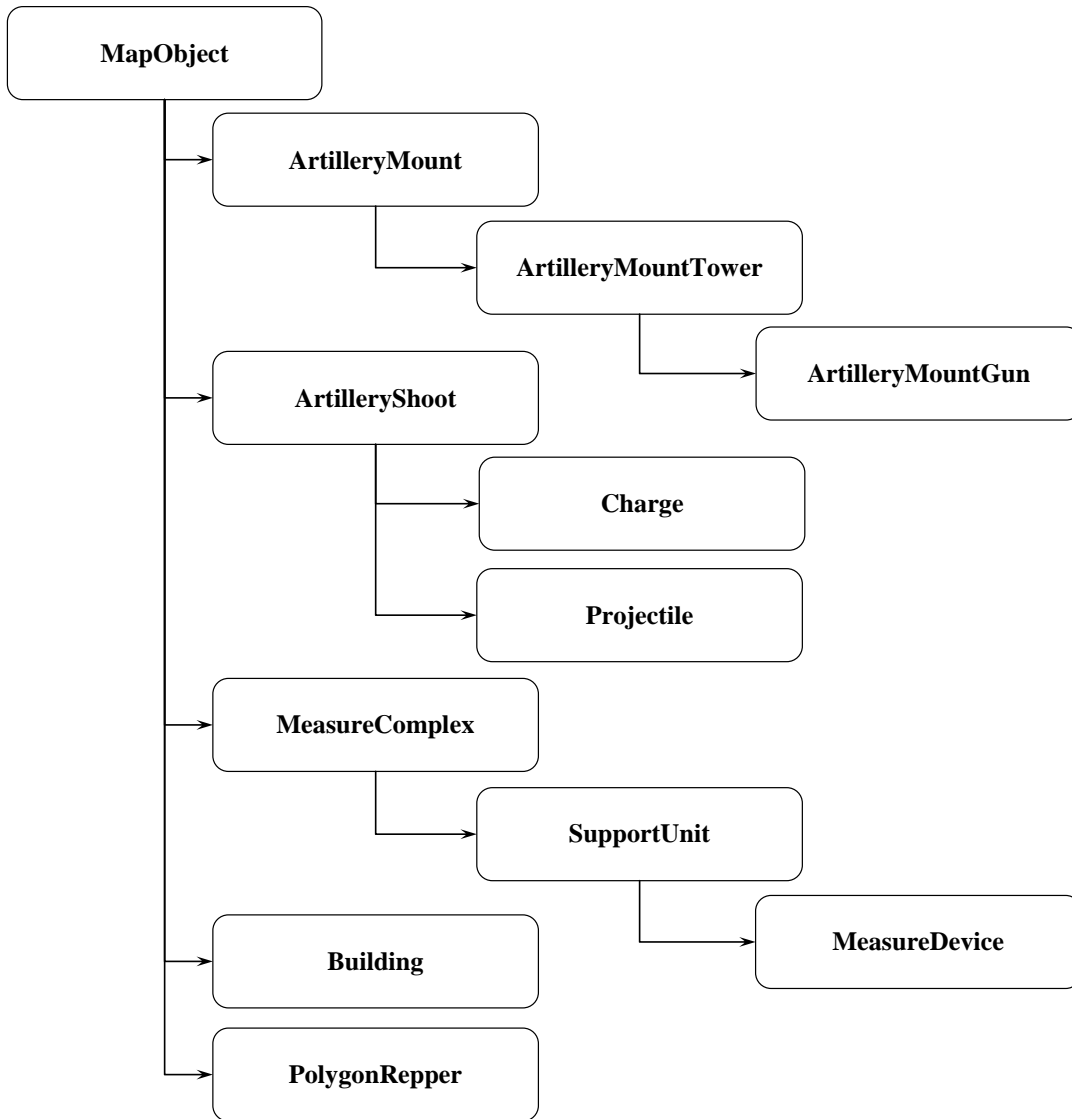


Рисунок 4.56 – Структура классов программно-вычислительного комплекса

Представленные выше на рисунке 4.56 классы предназначены для описания следующих элементов системы полигонных испытаний:

- ArtilleryMount – артиллерийский комплекс;
- ArtilleryMountTower – вращающаяся в горизонтальной плоскости часть артиллерийского комплекса;
- ArtilleryMountGun – артиллерийское орудие, которое вращается в вертикальной плоскости артиллерийского комплекса;
- ArtilleryShoot – артиллерийский выстрел;
- Charge – заряд артиллерийского выстрела;



- Projectile – снаряд артиллерийского выстрела;
- MeasureComplex – измерительно-регистрирующий комплекс;
- SupportUnit – опорно-поворотный механизм;
- MeasureDevice – измерительное устройство;
- Building – здания и сооружения полигона;
- PolygonRepper – специальный класс, предназначенный для связи между текущими координатами и геодезическими координатами.

Классы объектов связаны друг с другом через разработанные интерфейсы взаимодействия. Рассмотрим пример создания артиллерийского комплекса. Точка вращения ствола определяется началом координат объекта ArtilleryMountGun (рисунок 4.57). Предполагается, что ствол вращается только в плоскости OZY относительно оси OX.

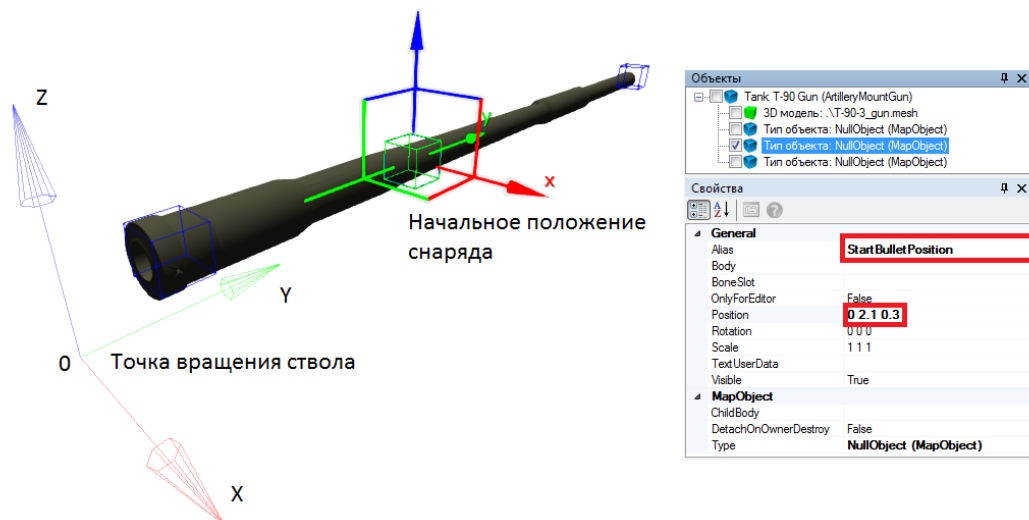


Рисунок 4.57 – Начальное положение снаряда относительно артиллерийского орудия

В редакторе объектов точка вращения артиллерийского орудия в вертикальной плоскости совпадает с началом координат. Для артиллерийского орудия, определяемого с помощью класса ArtilleryMountGun, задаются следующие точки (см. рисунок 4.57):

- казенный срез определяет расположение заряда внутри ствола;
- начальное положение снаряда внутри ствола для внутрибаллистических процессов;

– дульный срез определяет начальное положение снаряда на внешнебаллистической траектории.

Эти точки используются для правильной визуализации результатов расчета внутренней и внешней баллистики. Например, текущее положение снаряда определяется начальным положением снаряда внутри ствола, расстоянием от центра масс снаряда до дна снаряда (рисунок 4.58) и расстоянием пройденным снарядом, которое определяется в результате расчета внутренней баллистики.

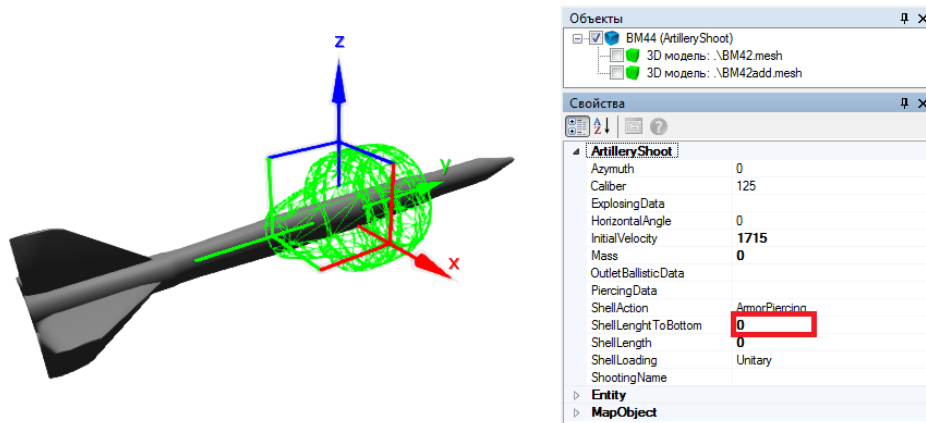


Рисунок 4.58 – Начальное положение снаряда относительно ствола

Артиллерийское орудие ArtilleryMountGun располагается относительно начала координат, который присоединяется к объекту типа ArtilleryMountTower. В свойствах объекта ArtilleryMountTower задаем минимальный и максимальный углы поворота артиллерийского орудия в вертикальной плоскости. Наклон артиллерийского орудия происходит в плоскости OXZ (рисунок 4.59).

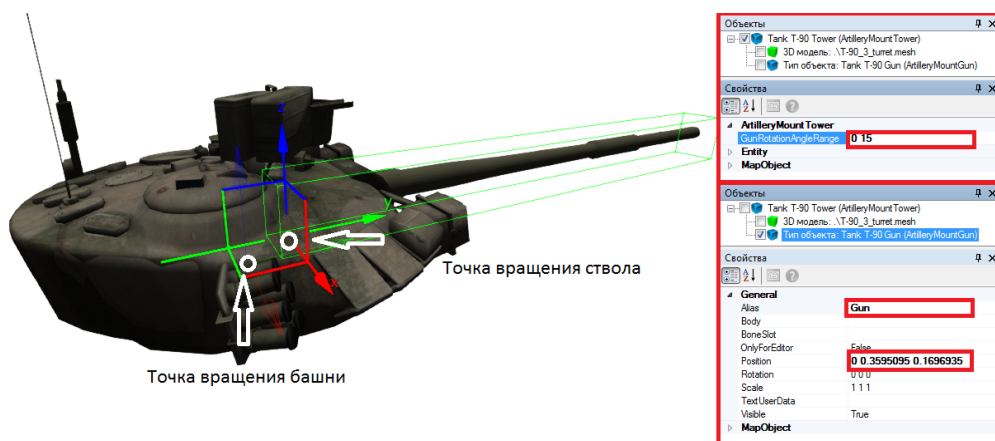


Рисунок 4.59 – Расположение ствола относительно башни

Точка вращения башни находится в начале координат (0,0,0). Вращение башни производится в плоскости  $Oxy$ . К артиллерийской установке ArtilleryMount присоединяется башня (рисунок 4.60).

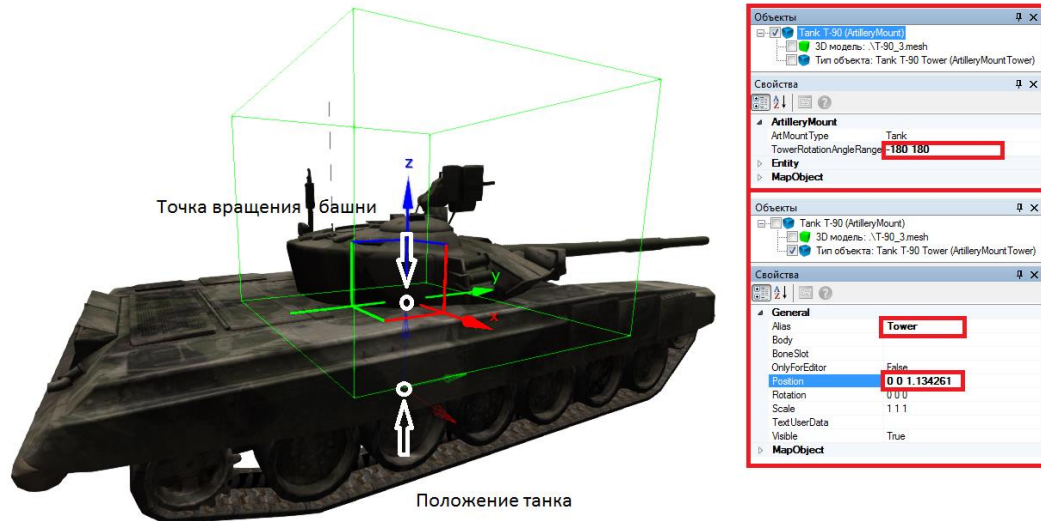


Рисунок 4.60 – Расположение башни на танке

Для башни задаются минимальный и максимальный углы поворота в горизонтальной плоскости.

#### 4.3.7 Расстановка объектов моделирования в редакторе карт

Созданные объекты в дальнейшем расставляются в редакторе карт. Экземпляр созданного объекта расположим на местности в редакторе карт (рисунок 4.61). Привязка всех объектов к местности осуществляется с помощью реперной точки – объекта типа PolygonReper.

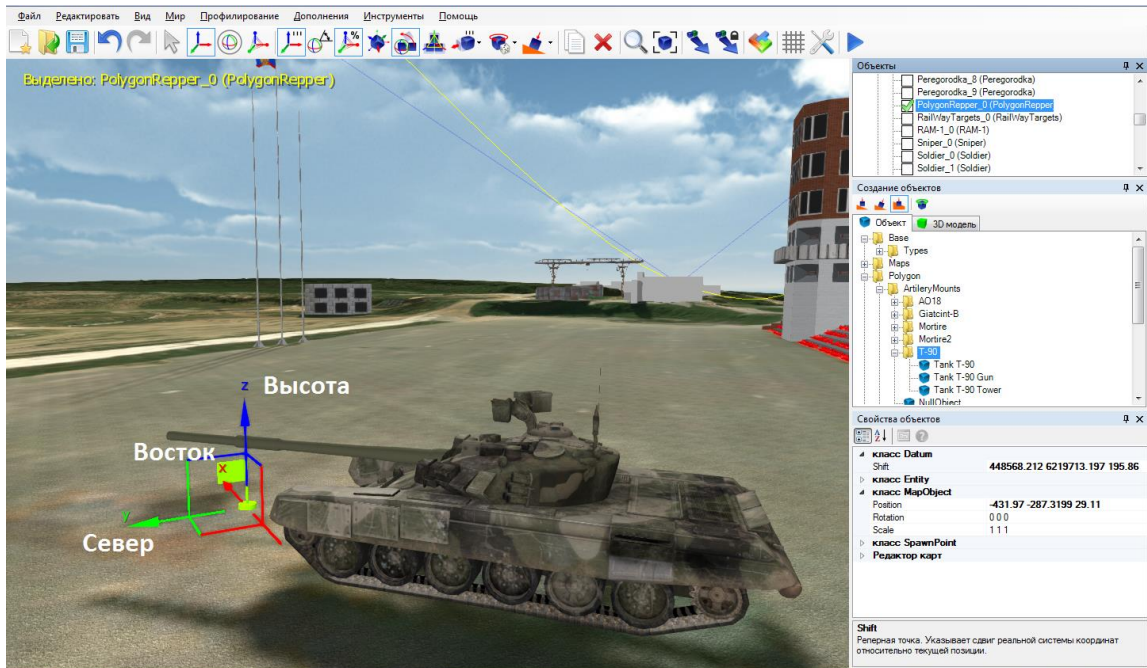


Рисунок 4.61 – Расположение артиллерийской установки на полигоне в редакторе карт

Будем считать, что в редакторе карт ось  $Oy$  направлена на север,  $Ox$  – на восток, а ось  $Oz$  – определяет высоту.

Объект PolygonReper определяется координатами двух позиций:

- позиция в координатах редактора карт  $(X_R, Y_R, Z_R)$ ;
- позиция в координатах WGS84  $(X_{R0}, Y_{R0}, Z_{R0})$ .

Произвольная точка в редакторе карт  $(X_{G0}, Y_{G0}, Z_{G0})$  преобразуется в геодезические координаты  $(X_G, Y_G, Z_G)$  по формулам:

$$\begin{cases} X_G = X_{G0} + (X_R - X_{R0}), \\ Y_G = Y_{G0} + (Y_R - Y_{R0}), \\ Z_G = Z_{G0} + (Z_R - Z_{R0}). \end{cases}$$

#### 4.4 Структура базы данных программно-вычислительного комплекса

Базы данных содержатся в рабочей области проекта и представляют собой каталоги на локальных дисках. Например, если рабочая область содержится в директории  $C:\backslash Polygon$ , то структура данных имеет вид, представленный на рисунке 4.62.

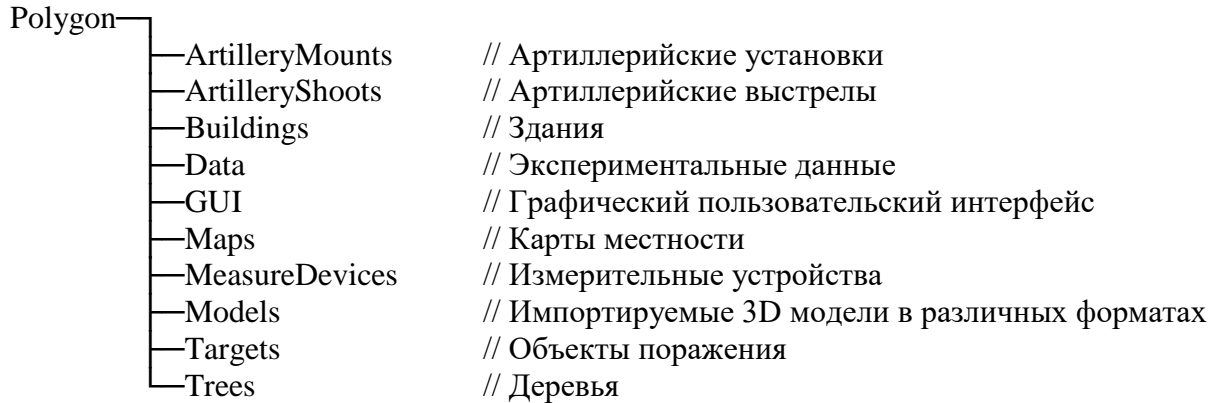


Рисунок 4.62 – Структура хранения данных программы конфигурации и визуализации полигонных испытаний

Внутри каждого каталога создаются подкаталоги для отдельного элемента, содержащие данные о 3D моделях, материалах, текстурах, пользовательских интерфейсах и т.п.

#### 4.4.1 Формат передачи данных расчета внутренней баллистики

Физические параметры результатов расчета внутренней баллистики передаются в текстовом формате. Файл имеет блочную структуру. Пример одного блока данных приведен в листинге 4.2.

Листинг 4.2 – Часть блока данных о физических параметрах внутри ствола

```

t: 0.003
x: 0.000000 0.008400 0.016800 ... 0.831600 0.840000
p: 19519795.895 19519795.895 19510514.250 ... 16967404.228 16968535.038
T: 2163.297 2163.297 2256.879 ... 2645.299 1892.699
Tk1: 800.324 800.324 801.290 ... 803.146 800.776
Tk2: 809.361 807.383 814.302 ... 807.019 806.795
v: 3.835 3.835 6.995 ... 5.365 0.000
w1: 0.000 0.000 0.000 ... 0.000 0.000
w2: 0.000 0.000 0.000 ... 0.000 0.000
ro: 37.987 37.987 33.119 ... 21.979 30.229
rogz1: 14.213 14.213 16.586 ... 0.034 0.006
rogz2: 0.000 0.000 0.000 ... 2.432 0.694
rogv: 11.531 11.531 8.019 ... 1.099 0.415
Tst: 308.948 308.948 309.198 ... 295.144 293.000

```

Каждый блок начинается с указания момента времени  $t$ . Следующий параметр – координаты  $x$ , точки разбиения расчетной области вдоль ствола. Далее в блоке содержатся физические параметры, соответствующие моменту времени  $t$  в точке с координатой  $x$  (таблица 4.1).

Таблица 4.1 – Описание физических параметров внутри ствола, регистрируемых в заданный момент времени

Характеристика	Размерность
Время, $t$	с
Координаты вдоль ствола, $x$	м
Температура газовой фазы, $T$	К
Давление внутри ствола, $P$	Па
Температура поверхности пороховых элементов 1 полузаряда, $T_{k1}$	К
Температура поверхности пороховых элементов 2 полузаряда, $T_{k2}$	К
Скорость газовой фазы, $V$	м/с
Скорость твердой фазы 1 полузаряда, $w1$	м/с
Скорость твердой фазы 2 полузаряда, $w2$	м/с
Плотность газовой фазы, $\rho_0$	кг/м <sup>3</sup>
Плотность продуктов горения 1 полузаряда, $\rho_{gz1}$	кг/м <sup>3</sup>
Плотность продуктов горения 2 полузаряда, $\rho_{gz2}$	кг/м <sup>3</sup>
Плотность продуктов горения воспламенителя, $\rho_{gv}$	кг/м <sup>3</sup>
Температура внутренней поверхности ствола, $T_{st}$	К

#### 4.4.2 Структура базы данных моделирования внешнебаллистических процессов

Входные данные для расчета процессов внешней баллистики представлены в таблицах 4.2–4.4.

Таблица 4.2 – Описание входных характеристик снарядов для расчета параметров внешней баллистики

Характеристика	Размерность
Калибр, $D$	м
Масса, $m$	кг
Длина, $l$	м
Коэффициент формы, $i_x$	
Длина головной части, $l_r$	м
Положение центра масс от дна, $l_{ц}$	м
Аксиальный момент инерции снаряда, $I_x$	кг·м <sup>2</sup>
Коэффициент аэродинамического аксиального демпфирующего момента (момента трения), $m_x^{\bar{0}}$	
Коэффициент согласования бокового отклонения снаряда, $i_z$	
Длина хода нарезов, $d$	калибры
Дирекционный угол цели, $\alpha_{ц}$	°

Таблица 4.3 – Описание начальных параметров снаряда

Характеристика	Размерность
Начальное время, $t_0$	с
Начальное значение пути снаряда, $S$	м
Начальное положение дальности в плоскости стрельбы, $x$	м
Начальная высота полета снаряда, $y$	м
Начальное боковое отклонение снаряда, $z$	м
Начальная скорость, $V_k$	м/с
Начальный угол наклона траектории, $\theta$	градусы
Начальный угол пути, $\psi$	градусы
Начальная аксиальная угловая скорость снаряда, $\omega_x$	рад/с
Начальное значение функции давления воздуха, $\pi$	

Таблица 4.4 – Описание параметров внешних условий

Характеристика	Размерность
Атмосферное давление, $p_a$	Па
Плотность воздуха, $\rho$	кг/м <sup>3</sup>
Скорость звука в воздухе, $a$	м/с
Температура воздуха, $T$	К
Направление ветра по азимуту, $\alpha_w$	°
Скорость ветра, $w$	м/с

Данные о траекторных расчетах передаются из программы расчета внешней баллистики. Расчетные параметры о траектории снаряда передаются в табличном виде.

Таблица 4.5 – Описание расчетных параметров о траектории снаряда

Характеристика	Размерность
Время, $t$	с
Скорость, $V_k$	м/с
Ускорение, $A_k$	м/с <sup>2</sup>
Дальность полета снаряда, $D_p$	м
Дальность в плоскости стрельбы, $X$	м
Высота полета снаряда, $Y$	м
Боковое отклонение снаряда, $Z$	м
Угол наклона траектории, $Q$	градусы
Коэффициент силы лобового сопротивления воздуха, $C_{xk}$	
Число Маха, $M$	
Коэффициент формы снаряда, $i_x$	

#### 4.4.3 Структура базы данных моделирования процессов взаимодействия снаряда с объектом поражения

Входными данными для расчета процесса взаимодействия снаряда с преградой являются скорость полета снаряда к преграде, координаты точки полета и угол к нормали поверхности преграды.

При расчете взаимодействия снаряда с преградой необходимо знать механические параметры материалов. Описание материалов приводится в таблице 4.6.

Таблица 4.6 – Характеристики материалов

Характеристика	Размерность
Описание материала	-
Состав	-
Плотность	кг/м <sup>3</sup>
Уравнение состояния (EOS Shock)	-
Коэффициент Грюнайзена, $\Gamma_0$	-
Параметр $c_0$	м/с
Параметр $S$	-
Относительная температура	К
Удельная теплоемкость	Дж/(кг·К)
Силовая модель (strength model)	-
Модуль сдвига, $G_0$	ГПа
Предельное напряжение, $A$	ГПа
Константа твердости, $B$	МПа
Экспонента твердости, $n$	-
Константа скорости деформации, $C$	-
Показатель теплового размягчения, $m$	-
Температура плавления, $T_m$	К
Относительная скорость деформации, $\dot{\epsilon}_0$	с <sup>-1</sup>
Коррекция скорости деформации	-
Ссылка на подробное описание материала	-

Данные о взаимодействии снаряда с объектом поражения содержатся в одном каталоге в нескольких файлах. Структура каталога имеет вид, представленный на рисунке 4.63.



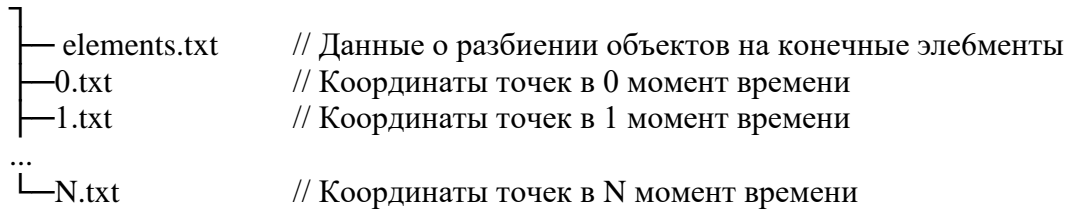


Рисунок 4.63 – Структура хранения данных результатов расчета взаимодействия снаряда с объектом поражения

В файле “elements.txt” содержатся данные о номерах узлов, на которые произведено разбиение объектов.

Остальные файлы “0.txt”, “1.txt”, ... “N.txt” содержат сведения о параметрах и координатах узлов в соответствующий момент времени. Структура данных в них одинаковая. Пример содержимого этих файлов приведен в листинге 4.3.

Листинг 4.3 – Результаты расчета взаимодействия снаряда с объектом поражения

```

Содержимое файла “elements.txt”
2  1  1  6010  5491  5362  4725  6290  5490  5475
2  2  1  5362  5491  6010   2  5361  5492  6045
...
2  5184  4200  5846  5831  5780  5250  5301  5302  5303
1  5185  6291  6298  6295  6294  6434  6432  6429  6428
1  5186  6291  6294  6295  6298  6300  6303  6304  6307
...
1  5424  6423  6570  6633  6664  6438  6448  6447  6444

Содержимое файла “1.txt”
1 0,6079961383 0,5926316049 0,5555555276
2 0,6079961473 0,5926314839 1,111111039
...
6681 0 9,186122003 3,399342022

```

#### 4.4.4 Структура данных об объектах наблюдения, регистрируемых

##### МОЭС “Вереск-М”

В файле Excel содержатся сведения о географических координатах (широта, долгота и высота над уровнем моря) в системе WGS-84:

– точка стояния теодолита МОЭС “ВЕРЕСК-М”;

- точка пуска объекта наблюдения;
- точка расположения объектов поражения на полигоне.

Экспериментальные данные о движении объектов наблюдения имеют формат, представленный в таблице 4.7.

Таблица 4.7 – Описание данных МОЭС “Вереск-М”

Характеристика	Размерность
Номер кадра	
Время движения	час, мин., сек., мс
Координата, $X$	м
Координата, $Y$	м
Координата высоты, $Z$	м
Земная скорость движения снаряда, $V_3$	м/с
Путевая скорость движения снаряда, $V_{\Pi}$	м/с
Вертикальная скорость движения снаряда, $V_B$	м/с
Направление вектора движения снаряда по азимуту, $\varphi$	градусы
Направление вектора движения снаряда по углу места, $\theta$	градусы

#### 4.5 Выводы

В данной главе рассмотрен вопрос разработки программного комплекса моделирования и визуализации баллистических процессов. Представлена структура программного комплекса и описание основных его элементов. Программный комплекс состоит из расчетных модулей и системы 3D визуализации. Представлено описание пользовательского интерфейса блока расчета внутренней баллистики, внешней баллистики и разлета осколков.

Рассматриваются вопросы разработки блока конфигурации и визуализации результатов моделирования и взаимодействия с расчетными блоками. Дано краткое описание пользовательского интерфейса. Представлен процесс конфигурации полигонных испытаний, вычисления углов наведения артиллерийского орудия, процесс визуализации внутренней, внешней и терминальной баллистики, создание и расстановки на виртуальной карте полигона объектов моделирования.

Представлено описание структуры базы данных и форматы передачи данных между блоками программного комплекса.

## ГЛАВА 5. РЕЗУЛЬТАТЫ ПРИМЕНЕНИЯ КОМПЬЮТЕРНОГО ВИЗУАЛЬНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ ПРОЕКТИРОВАНИЯ И ОТРАБОТКИ АРТИЛЛЕРИЙСКИХ СИСТЕМ

### 5.1 Моделирование внутрибаллистических процессов

#### 5.1.1 Тестирование алгоритма расчета внутренней баллистики

Исследование устойчивости и сходимости разностных схем решения системы уравнений двухфазного нестационарного реагирующего потока в канале ствола проводилось в работах [100-102], в которых было показано, что ошибка расчета менее 1% достигается при числе разбиений камеры  $N = 20$ , поэтому в практических расчетах шаг по пространству принимался равным:

$$h = \frac{L_{\text{KM}}}{20},$$

а шаг по времени:

$$\tau = \frac{h}{\tilde{v}_d + 1500},$$

где  $\tilde{v}_d$  – ожидаемое значение дульной скорости снаряда.

Дополнительные исследования [102] показали практическую независимость решения от числа Куранта  $\frac{\tau}{h}$ . Так, при изменении числа Куранта от границы устойчивости более чем в 2 раза, дульная скорость изменилась лишь на 0,05%, а максимальное давление – на 0,3%. Следовательно, разработанный на основе метода СЭЛ [117] алгоритм позволяет при необходимости счета ряда задач при шаге координате, обеспечивающем требуемую точность, выбрать значение шага по времени, заведомо находящегося в области устойчивости, и не отвлекаться на дополнительные исследования.

### 5.1.2 Результаты моделирования внутрибаллистических параметров артиллерийского выстрела

Для рассматриваемых артиллерийских орудий и снарядов было проведено моделирование внутрибаллистического процесса выстрела.

Результаты моделирования показали, что для бронебойно-подкалиберного снаряда ЗБМ42 при дульной скорости 1700 м/с максимальное давление составляет 526 МПа. На рисунке 5.1 представлены графики изменения давления на дно канала установки, дно снаряда и скорости снаряда от времени, а на рисунке 5.2 эпюры максимальных давлений и температур смеси газов.

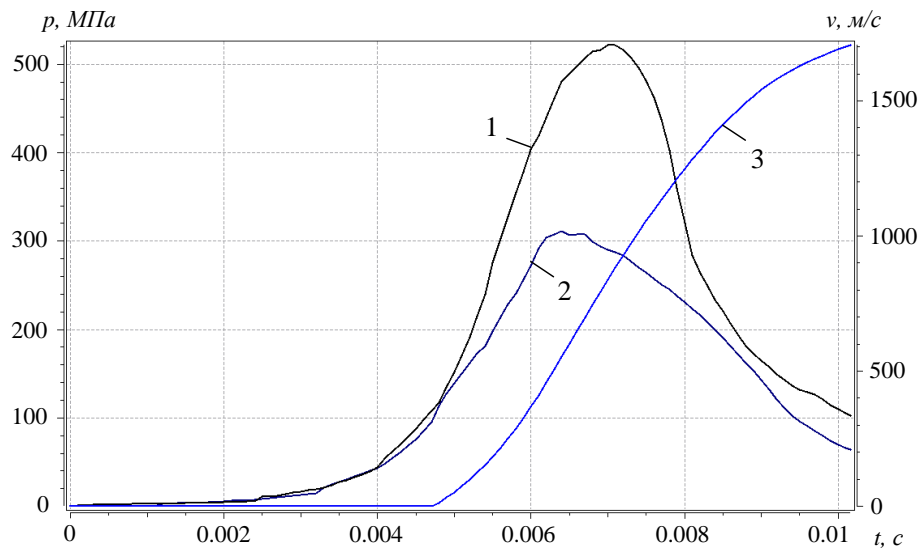


Рисунок 5.1 – Кривые давления на дно канала, дно снаряда и скорости снаряда для снаряда ЗБМ44 и артиллерийского орудия 2А46: 1 -  $p_{\text{кн}}(t)$ ; 2 -  $p_{\text{сн}}(t)$ ; 3 -  $v_{\text{сн}}(t)$

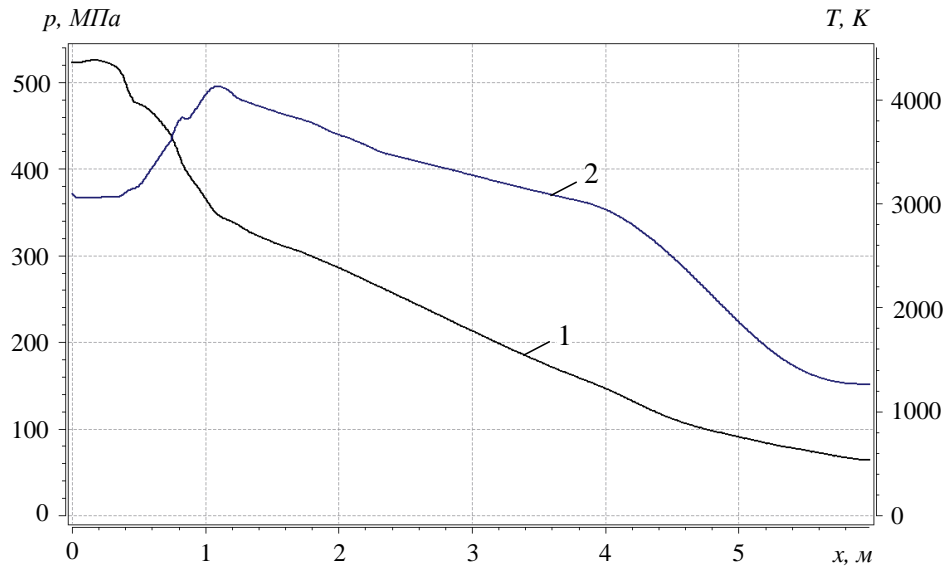


Рисунок 5.2 – Эпюры максимальных давлений и температур пороховых газов для снаряда ЗБМ44 и артиллерийского орудия 2А46: 1 -  $p_m(x)$ ; 2 -  $T_m(x)$

Результаты моделирования артиллерийской установки 2А46 показали, что для осколочно-фугасного снаряда ЗОФ26 при дульной скорости 870 м/с максимальное давление составляет 397 МПа. На рисунке 5.3 представлены графики изменения давления на дно канала установки, дно снаряда и скорости снаряда от времени, а на рисунке 5.4 эпюры максимальных давлений и температур смеси газов.

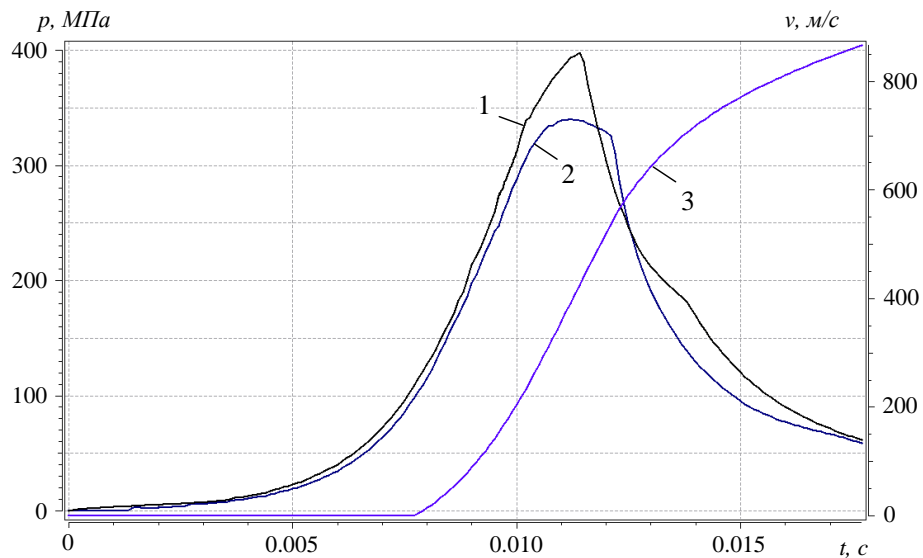


Рисунок 5.3 – Кривые давления на дно канала, дно снаряда и скорости снаряда для снаряда ЗОФ26 и артиллерийского орудия 2А46: 1 -  $p_{кн}(t)$ ; 2 -  $p_{сн}(t)$ ; 3 -  $v_{сн}(t)$

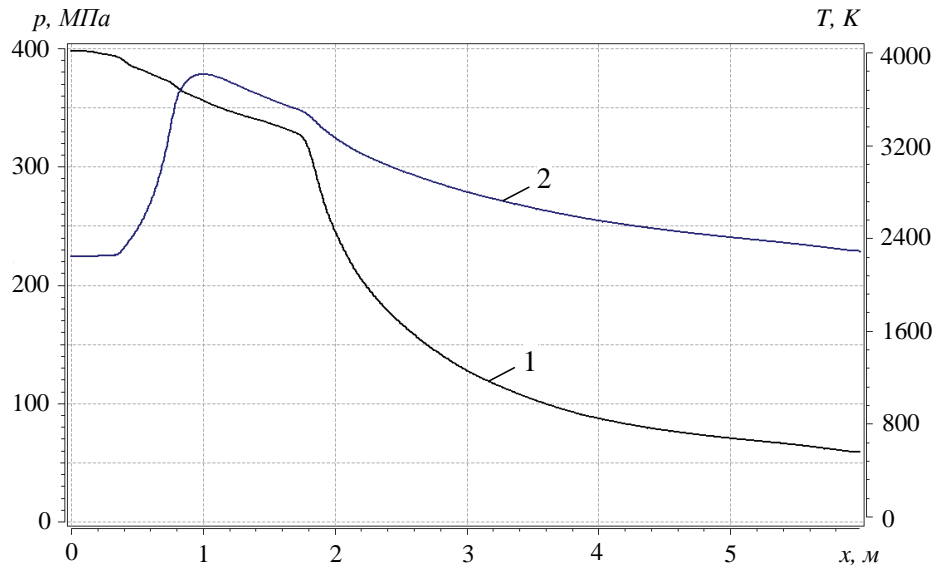


Рисунок 5.4 – Эпюры максимальных давлений и температур пороховых газов для снаряда 3ОФ26 и артиллерийского орудия 2А46: 1 -  $p_m(x)$ ; 2 -  $T_m(x)$

Результаты моделирования артиллерийского орудия 2А36 показали, при дульной скорости снаряда 3ОФ29 945 м/с максимальное давление составляет 434 МПа. На рисунке 5.5 представлены графики изменения давления на дно канала установки, дно снаряда и скорости снаряда от времени, а на рисунке 5.5 эпюры максимальных давлений и температур смеси газов.

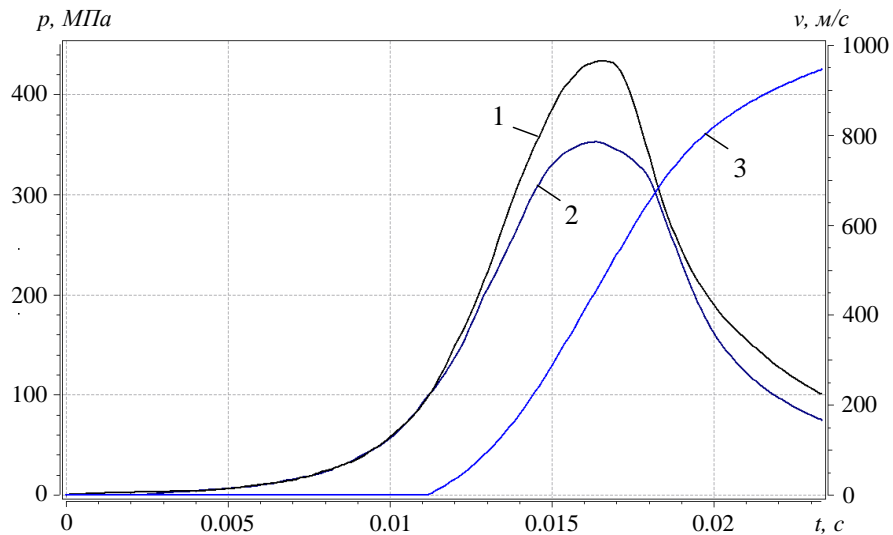


Рисунок 5.5 – Кривые давления на дно канала, дно снаряда и скорости снаряда 3ОФ29 и артиллерийского орудия 2А36: 1 -  $p_{кн}(t)$ ; 2 -  $p_{сн}(t)$ ; 3 -  $v_{сн}(t)$

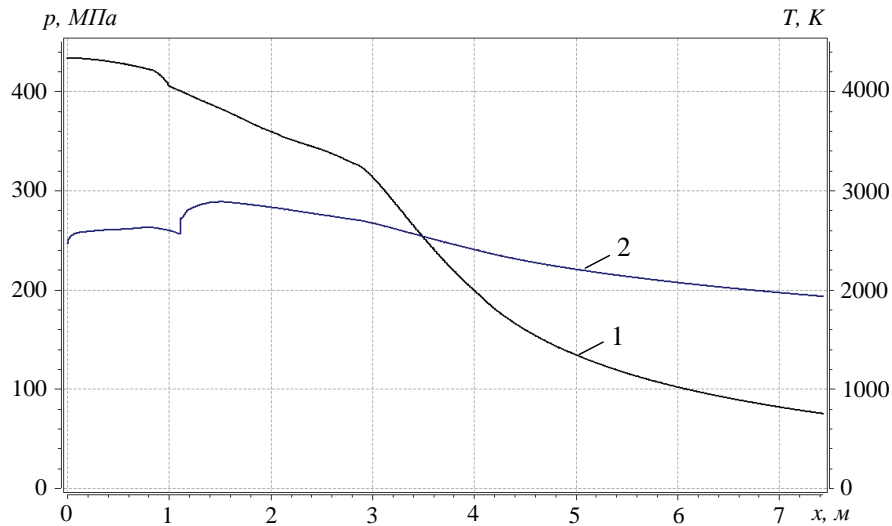


Рисунок 5.6 – Эпюры максимальных давлений и температур пороховых газов для снаряда 3ОФ29 и артиллерийского орудия 2А36: 1 -  $p_m(x)$ ; 2 -  $T_m(x)$

Как видно из результатов тестирования, внутрибаллистические параметры моделирования артиллерийских выстрелов (максимальное давление и дульная скорость снарядов) практически совпадают с их номинальными значениями.

## 5.2 Моделирование напряженно-деформированного состояния канала ствола

При проектировании артиллерийских установок необходимо, чтобы снаряд плотно прилегал к стволу, не пропуская пороховые газы, которые под большим давлением выталкивают снаряд. Плотное прилегание обеспечивается использованием различных obtурирующих поясков на снарядах. Увеличение давления внутри ствола приводит к появлению зазора между снарядом и каналом ствола. Появление зазора вызывает прорыв газов [74] и приводит к биению снаряда при его движении по каналу ствола [166]. Последнее обстоятельство наиболее опасно для подкалиберных снарядов, у которых obtурирующая поверхность находится в центре снаряда, а хвостовая часть снаряда – в области повышенного давления. В результате увеличивается угол колебательного движения снаряда, что вызывает изменение угла вылета и уменьшение начальной



скорости снаряда. Данные обстоятельства существенно ухудшают точность стрельбы.

В работе проведено математическое моделирование динамики напряженно-деформированного состояния ствола на основе модели упруго-пластичного деформирования ствола под воздействием пороховых газов. Давление пороховых газов используется в качестве динамических граничных условий.

В работе рассматривается модель 125 мм гладкоствольной пушки 2А46, двухкомпонентный заряд типа трубка-зерно и бронебойно-подкалиберный снаряд ЗБМ44.

В качестве материала ствола в работе рассматривается легированная сталь AISI 4340 [167] с добавлением никеля (1,65-2,00%), хрома (0,70-0,90%) и молибдена (0,20-0,30%). Плотность рассматриваемой марки стали  $\rho_s = 7830 \text{ кг/м}^3$ . Параметры уравнения Джонсона-Кука содержатся в справочнике материалов ANSYS Autodyn [24, 126]:  $A = 7,92 \cdot 10^8 \text{ Па}$ ,  $B = 5,10 \cdot 10^8 \text{ Па}$ ,  $n = 0,26$ ,  $C = 0,014$ ,  $\dot{\epsilon}_0 = 1 \text{ с}^{-1}$ ,  $T_m = 1519,9 \text{ }^\circ\text{C}$ ,  $\mu = 1,03$ .

При решении задачи напряженно-деформированного состояния исследовалось расширение канала ствола в процессе выстрела. Массовые силы не учитывались. Предполагается, что ствол является однородными и изотропным телом, при этом материал ствола обладает упруго-пластичными свойствами. Вследствие скоротечности процесса, влияние пороховых газов на термическое расширение канала ствола считалось пренебрежимо малым и не учитывалось.

Газодинамическая задача (3.1-3.5) с начальными (3.21) и граничными условиями (3.22-3.23) решалась в программном комплексе [38]. В результате решения газодинамической задачи были получены распределение давления внутри ствола  $p = p(x, t)$  и эпюра максимальных давлений (рисунок 5.7). Максимальное давление достигается в камере и составляет 520 МПа. Общее время процесса составило 10,2 мс, давление форсирования было достигнуто на 4,7 мс, после чего снаряд начинает движение.

Данные были выгружены в текстовый файл, содержащий информацию о времени процесса (1021 точек) и координатах (716 точек). Соответственно, информация по давлению внутри ствола была представлена в виде матрицы 1021x716 элементов.

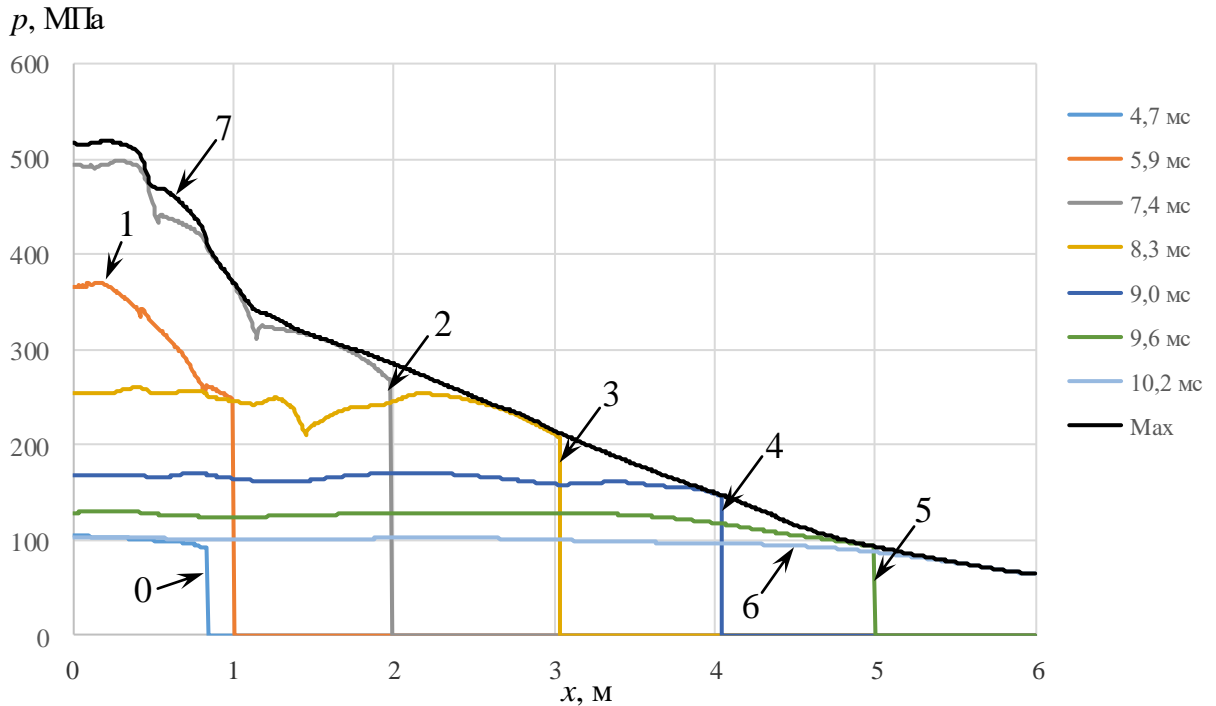


Рисунок 5.7 – Распределение давления внутри канала ствола в различные моменты времени: 0 – в момент начала движения снаряда ( $t=4,7$  мс); 1 – положение снаряда 1 м ( $t=5,9$  мс); 2 – положение снаряда 2 м ( $t=7,4$  мс); 3 – положение снаряда 3 м ( $t=8,3$  мс); 4 – положение снаряда 4 м ( $t=9,0$  мс); 5 – положение снаряда 5 м ( $t=9,6$  мс); 6 – достижение дульного среза 6 м ( $t=10,2$  мс); 7 – эпюра максимальных давлений)

Задача напряженно-деформированного состояния ствола рассчитывалась в программе ANSYS Autodyn 15.0 [24]. В работе использовался Лагранжевый решатель, который позволяет эффективно решать нелинейные задачи динамического нагруженного тела в случае небольших деформаций [128].

Геометрическая модель ствола была построена в ANSYS DesignModeler как трехмерное тело вращения и была разбита на 1 343 711 тетраэдрические элемента с характерным размером 0,01 м.

Использование граничных условий с динамическими пространственными характеристиками в ANSYS Autodyn 15.0 несколько затруднена необходимостью написания собственных подпрограмм. Для решения этой проблемы был разработан модуль инициализации исходных данных INBALLPRESS и расчета граничных условий на языке программирования Фортран [168]. В модуле INBALLPRESS (см. Листинг Б.1 в Приложение Б) реализована процедура загрузки исходных данных INIT\_IB. Процедура INIT\_IB вызывается при загрузке исходных данных в процедуре инициализации граничных условий EXEDIT3 (см. Листинг Б.2 в Приложение Б).

В процедуре EXSTR3 (см. Листинг Б.3 в Приложение Б) производится расчет давления на границе внутри ствола с помощью линейной интерполяции табличных данных в зависимости от времени и пространственной переменной, направленной вдоль оси симметрии ствола орудия.

Выгрузка результатов расчета вызывается с помощью процедуры EXLOAD3 (см. Листинг Б.4 в Приложение Б).

Расчет проводился на компьютере Core i7-4770K с тактовой частотой 3,5 GHz и 32 Гб оперативной памяти с операционной системой MS Windows 7 64bit. Количество итераций составило 219 520 с характерным шагом интегрирования  $4,65 \cdot 10^{-5}$  мс. Общее время счета составило 28 часов.

В результате моделирования были получены характеристики напряженно-деформированного состояния ствола. Предел прочности на растяжение (Tensile Strength, Ultimate) для стали AISI 4340 составляет 1 100 МПа [167]. Как видно из рисунка 5.8, максимальные напряжения не достигают предела прочности во всей области. Предел текучести (Tensile Strength, Yield) составляет 710 МПа [167]. В области ствола до 3,50 м (рисунок 5.8) в рассматриваемом материале достигается предел текучести, что говорит о возможных проблемах, связанных с остаточными деформациями и, в следствии этого, повышенной изнашиваемостью ствола. Результаты исследований коррелируют с экспериментальными данными [73], где приводятся сведения о наибольшей изнашиваемости ствола на начальном участке движения снаряда.

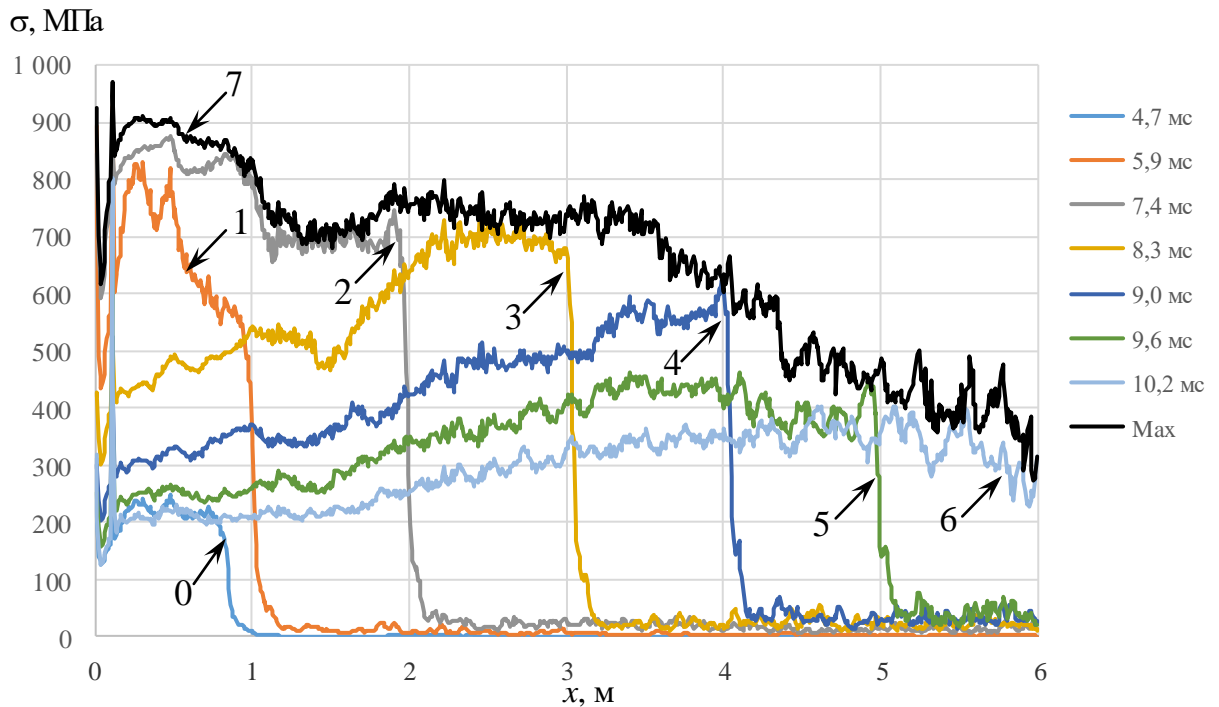


Рисунок 5.8 – Распределение напряжений в стволе в различные моменты времени:

0 – момент начала движения снаряда ( $t=4,7$  мс); 1 – положение снаряда 1 м ( $t=5,9$  мс); 2 – положение снаряда 2 м ( $t=7,4$  мс); 3 – положение снаряда 3 м ( $t=8,3$  мс); 4 – положение снаряда 4 м ( $t=9,0$  мс); 5 – положение снаряда 5 м ( $t=9,6$  мс); 6 – достижение дульного среза 6 м ( $t=10,2$  мс); 7 – эпюра максимальных напряжений)

Как видно из рисунка 5.9 максимальное значение деформации в камере приблизительно равняется 0,4 мм. В канале ствола максимальный радиус уширение составляет 0,2 мм. В процентном отношении к радиусу ствола максимальная деформация составляет 0,3%, по отношению к площади – 0,6%. Как показано в работе [166], при износе ствола 0,4 мм скорость уменьшается на величину 0,1% по сравнению с номинальной дульной скоростью.

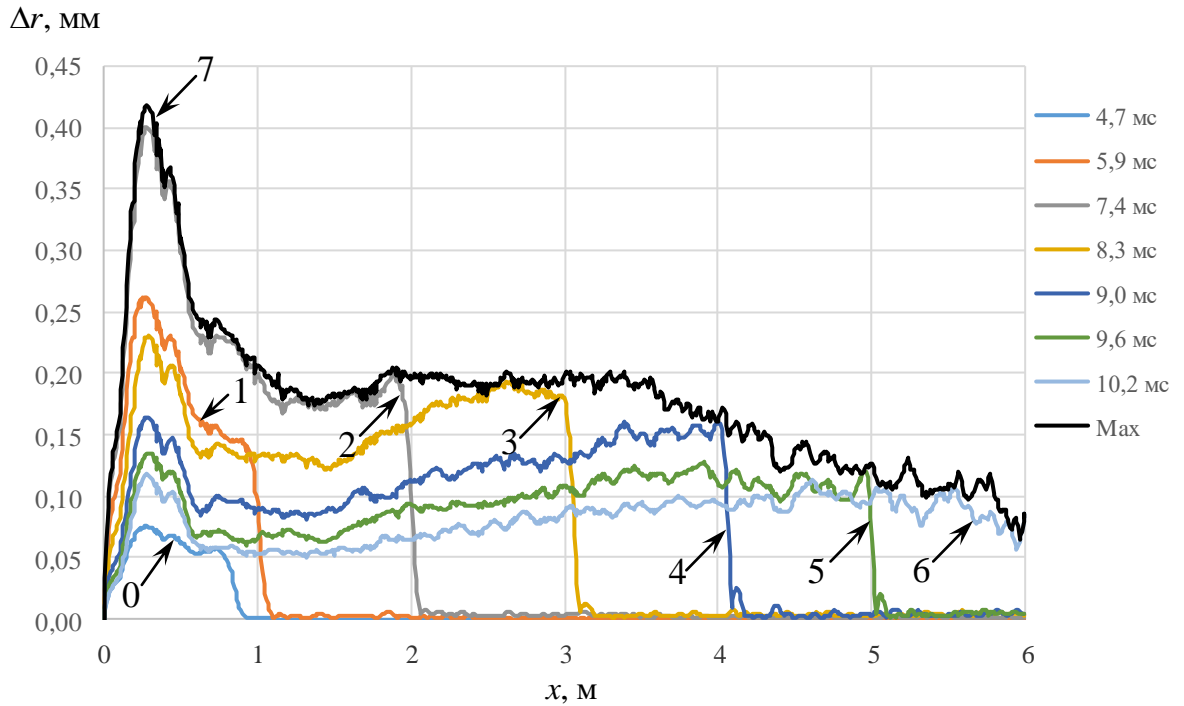


Рисунок 5.9 – Распределение радиального расширения ствола в различные моменты времени: 0 – момент начала движения снаряда ( $t=4,7$  мс); 1 – положение снаряда 1 м ( $t=5,9$  мс); 2 – положение снаряда 2 м ( $t=7,4$  мс); 3 – положение снаряда 3 м ( $t=8,3$  мс); 4 – положение снаряда 4 м ( $t=9,0$  мс); 5 – положение снаряда 5 м ( $t=9,6$  мс); 6 – достижение дульного среза 6 м ( $t=10,2$  мс); 7 – максимальные значения)

Таким образом, на основе решения задачи о напряженно-деформированном состоянии ствола с динамическим нагружением была определена критическая область в стволе, подверженная наиболее сильным деформациям. Показано, что при динамическом нагружении возможно образование зазора между снарядом и каналом ствола, что приводит к биению снаряда, прорыву газов и уменьшению дульной скорости снаряда.

### 5.3 Моделирования внешней баллистики артиллерийского выстрела

Расчет траектории снарядов проводился по двум методикам:

1. Методика, основанная на использовании эталонных зависимостей для коэффициента лобового сопротивления по законам 1943 и 1958 года, постоянного

коэффициента формы снаряда, а также приближенных формул учета бокового отклонения (деривационная функция).

2. Методика, основанная на расчетных зависимостях для коэффициентов аэродинамических сил и моментов, определенных из решения задачи внешнего обтекания, с блоком расчета колебаний снаряда относительно центра масс [142].

Начальные условия для расчёта траекторий снарядов представлены в таблице 5.1.

Таблица 5.1 – Начальные условия расчета для различных типов снарядов

Характеристика	Размерность	Тип снаряда		
		ЗБМ44	ЗОФ26	ЗОФ29
Начальная скорость $V_0$ ,	м/с	1700	870	945
Число Маха $M$	-	5,00	2,56	2,78
Начальный угол наклона траектории $\theta_0$	градусы	5	18	18
Начальная скорость вращения $\omega_x$	рад/с	-	-	1562,5

На рисунках 5.10 – 5.15 представлены результаты расчета траектории для рассматриваемых типов снарядов и начальных условий, представленных в таблице 5.1.

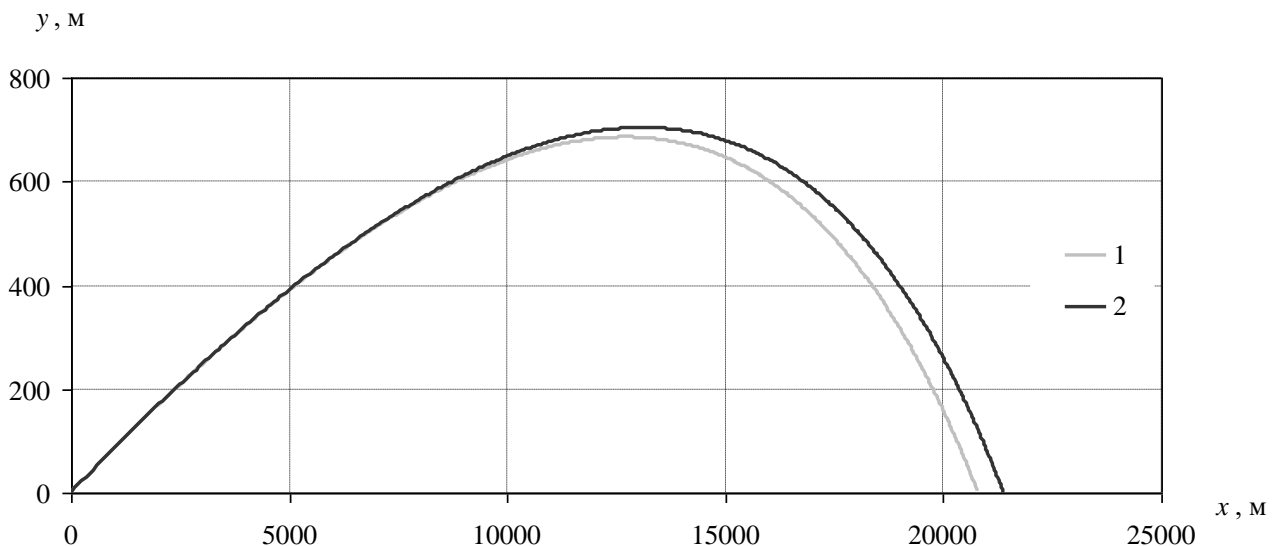


Рисунок 5.10 – Проекция траектории снаряда ЗБМ42 для танковой пушки 2А46

на плоскость  $Oxy$  при начальной скорости 1700 м/с и угле стрельбы  $5^\circ$ :

1 – закон сопротивления 1958 г.; 2 – расчетные зависимости для коэффициентов сил и моментов

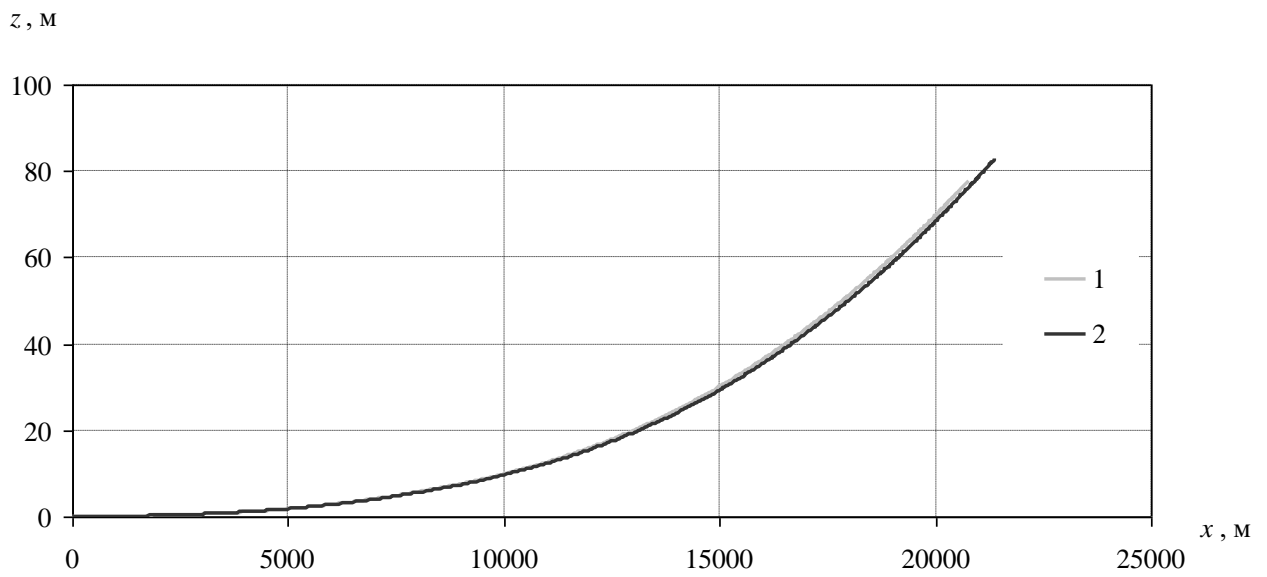


Рисунок 5.11 – Проекция траектории снаряда 3БМ42 для танковой пушки 2А46 на плоскость  $Oxz$  при начальной скорости 1700 м/с и угле стрельбы  $5^\circ$ :

1 – закон сопротивления 1958 г.; 2 – расчетные зависимости для коэффициентов сил и моментов

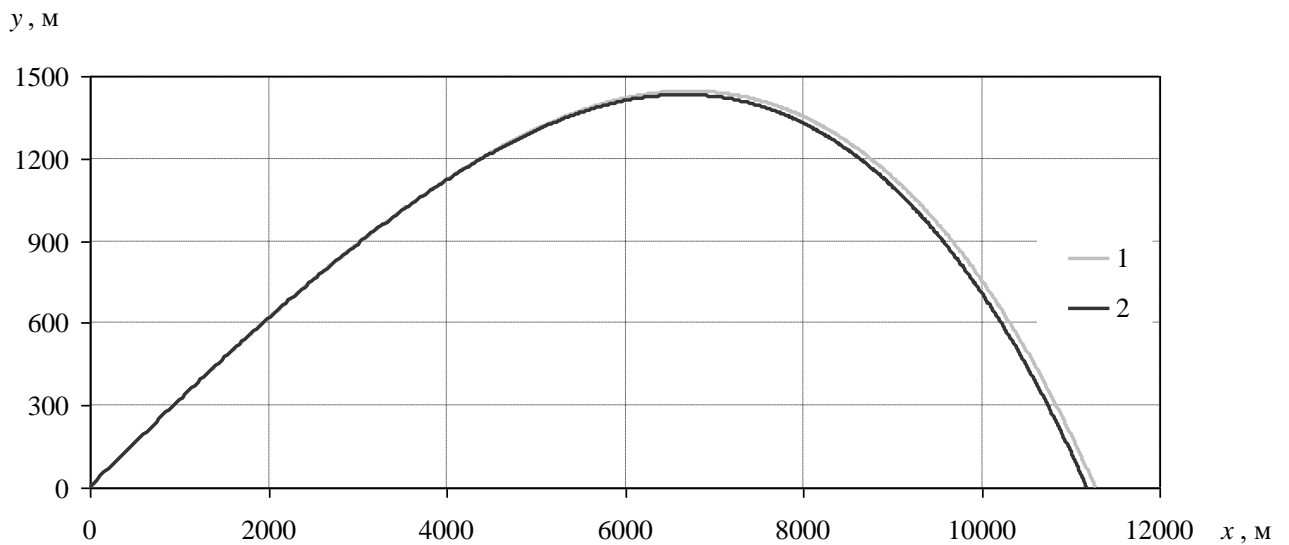


Рисунок 5.12 – Проекция траектории снаряда 3ОФ26 для танковой пушки 2А46 на плоскость  $Oxy$  при начальной скорости 870 м/с и угле стрельбы  $18^\circ$ :

1 – закон сопротивления 1958 г.; 2 – расчетные зависимости для коэффициентов сил и моментов

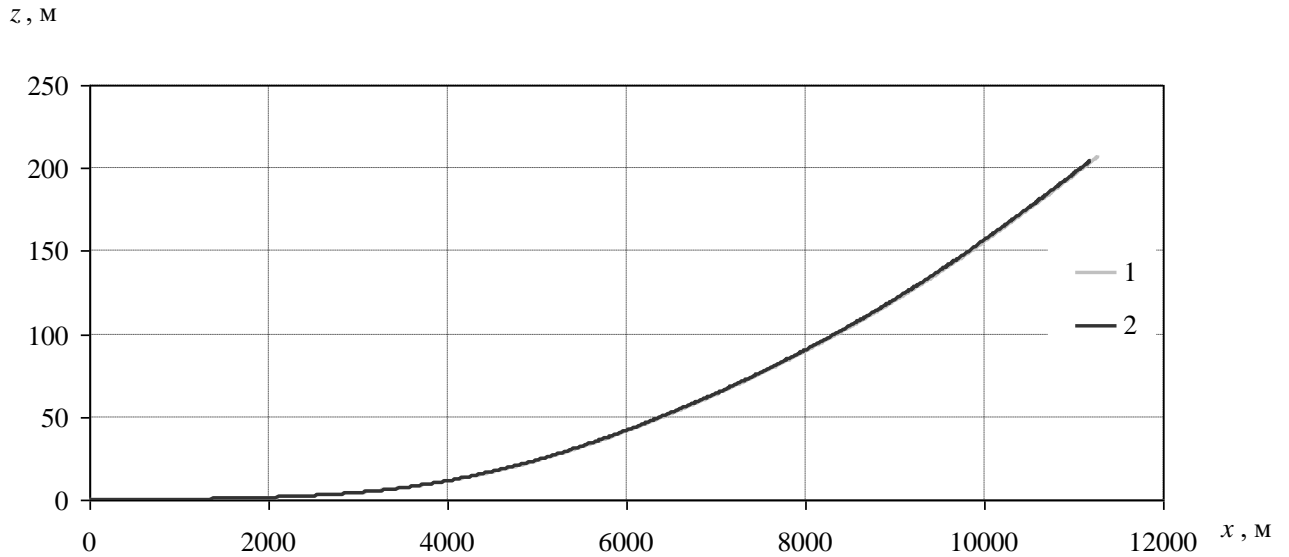


Рисунок 5.13 – Проекция траектории снаряда 3ОФ26 для танковой пушки 2А46 на плоскость  $Oxy$  при начальной скорости 870 м/с и угле стрельбы  $18^\circ$ :

1 – закон сопротивления 1958 г.; 2 – расчетные зависимости для коэффициентов сил и моментов

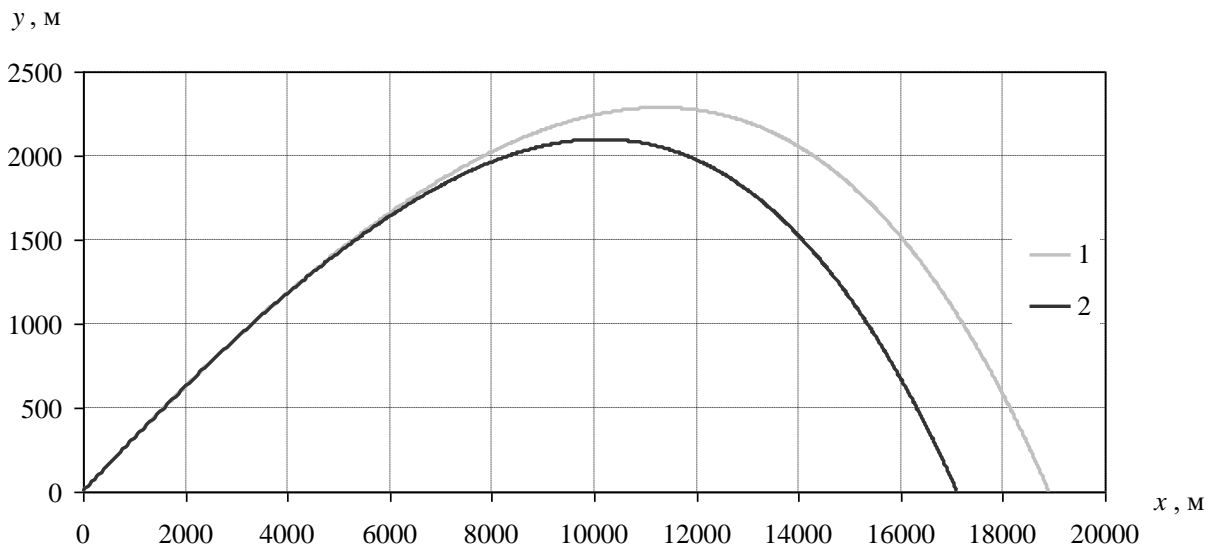


Рисунок 5.14 – Проекция траектории снаряда ОФ29 для гаубицы 2А36 на плоскость  $Oxy$  при начальной скорости 945 м/с и угле стрельбы  $18^\circ$ :

1 – закон сопротивления 1943 г.; 2 – расчетные зависимости для коэффициентов сил и моментов



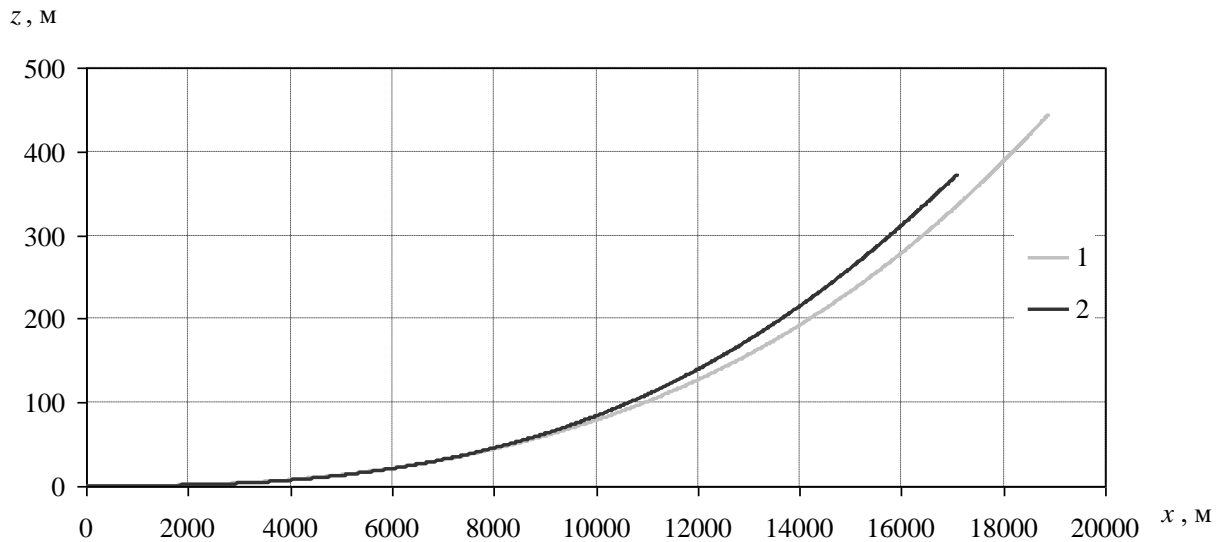


Рисунок 5.15 – Проекция траектории снаряда ОФ29 для гаубицы 2А36 на плоскость  $Oxz$  при начальной скорости 945 м/с и угле стрельбы  $18^\circ$ :

1 – закон сопротивления 1943 г.; 2 – расчетные зависимости для коэффициентов сил и моментов

Результаты расчета, полученные по рассматриваемым методикам, существенно различаются. Можно отметить, что методика, основанная на расчетных значениях коэффициентов сил и моментов, является более полной, так как учитывает реальную форму метаемых тел и распределение аэродинамических характеристик по траектории.

#### 5.4 Комплексное моделирование и визуализация процесса бронепробития

Моделирование артиллерийского выстрела должно учитывать связь между последовательными этапами процесса: внутренняя баллистика, внешняя баллистика и конечная баллистика. Как указывается в работах [169-173] моделирование процесса выстрела следует рассматривать как систему взаимосвязанных объектов: «орудие» - «заряд» - «снаряд» - «мишень».

Рассмотрим результаты моделирования на примере выстрела из артиллерийского гладкоствольного орудия с боеприпасом ЗВБМ17, в составе основного заряда 4Ж63, бронебойно-подкалиберного снаряда ЗБМ44 с дополнительным зарядом.

Геометрическая модель снаряда с ведущим пояском, созданная в программе ANSYS Designer, представлена на рисунке 5.16.

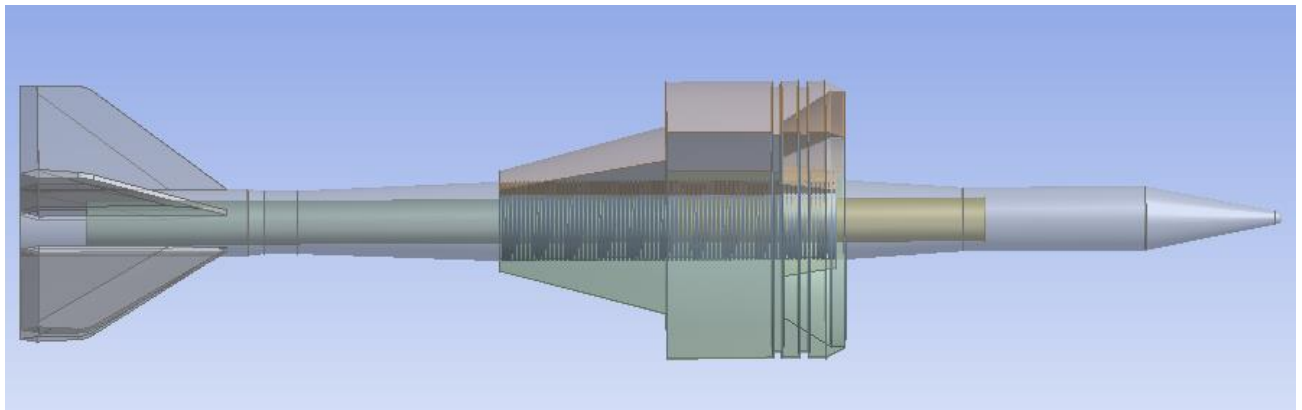


Рисунок 5.16 – Геометрическая модель снаряда ЗБМ44 с ведущим пояском

В состав снаряда ЗБМ44 входят 2 сердечника, бронебойный демпфер, бронебойный наконечник, корпус, оперение и ведущий пояс. В таблице 5.2 представлены основные характеристики объектов артиллерийского снаряда и преграды. Масса ведущего пояса составляет 2,2 кг. Ведущий пояс учитывается в общей массе снаряда только во внутрибаллистическом процессе. На внешней траектории ведущий пояс отделяется от активной части снаряда и в дальнейших расчетах не участвует.

Таблица 5.2 – Параметры составных частей артиллерийского снаряда и преграды

Объекты	Длина, мм	Диаметр, мм	Материал	Предел текучести, МПа	Плотность, кг/м <sup>3</sup>
Сердечники	420	18	Вольфрамовый сплав	2200	17000
Бронебойный демпфер	112	22	Вольфрамовый сплав	2200	17000
Бронебойный наконечник			Вольфрамовый сплав	2200	17000
Корпус	574	31	Сталь S-7	710	7830
Оперение	93	125	Алюминий	276	2785
Ведущий пояс	156	125	Алюминий	276	2785
Преграда	440	-	Сталь S-7	818	7750

Численные характеристики вольфрамового сплава (TUNG. ALLOW) и стали S-7 (STEEL S-7) представлены в таблице 3.1. Эти материалы использовались для анализа бронепробития в работах [148, 149, 174, 175].

Все элементы, представленные в таблице 5.2, представляют собой тела вращения, за исключением оперения, которое состоит из пяти лопастей.

Преграда представляет собой цилиндр, в центр которого по нормали к одной из торцевых сторон подлетает снаряд. Размеры преграды были выбраны исходя из данных пробития снарядом гомогенной брони по нормали на расстоянии 2000 м. В качестве краевых условий для преграды принимались условия закрепления.

Далее проводятся параметрические исследования влияния диаметра сердечника на глубину бронепробития. Сердечник изготавливается из материала высокой плотности, соответственно с увеличением диаметра сердечника, общая масса снаряда будет также увеличиваться. Крайними считаются случаи, когда активная часть снаряда полностью состоит из стали S-7 (наименьшая масса) или вольфрамового сплава (наибольшая масса).

#### *5.4.1 Результаты расчета внутренней баллистики*

В работе были проведены расчеты внутрибаллистических процессов в зависимости от массы снаряда. В таблице 5.3 представлены результаты расчетов.

Таблица 5.3 – Результаты расчета внутренней баллистики для различных масс снаряда

Номер варианта расчета	Диаметр сердечника, мм	Масса снаряда *, кг	Максимальное давление внутри ствола, МПа	Максимальное давление на дно снаряда, МПа	Дульная скорость, м/с
1	-**	5,531	437	253	1773
2	0	6,067	462	272	1749
3	4	6,116	465	273	1747
4	8	6,263	472	279	1740
5	2	6,507	483	287	1728
6	16	6,848	499	299	1709
7	18	7,056	509	306	1698
8	20	7,288	520	314	1686
9	24	7,825	546	332	1657
10	28	8,460	576	354	1621
11	-***	9,506	626	390	1564

Примечания:

\* – масса снаряда с учетом ведущего устройства;

\*\* – снаряд (за исключением ведущего устройства) считается гомогенным, полностью состоящим из стали S-7;

\*\*\* – снаряд (за исключением ведущего устройства) считается гомогенным, полностью состоящим из вольфрамового сплава.

Как видно из таблицы максимальное давление внутри ствола превышает допустимое значение 600 МПа только для 11 варианта расчета, а максимальное давление на дно снаряда в этом случае составляет 390 МПа, что не превосходит предельного значения 444 МПа (см. таблица 2.6).

#### 5.4.2 Результаты расчета внешней баллистики

Внешнебаллистические процессы были рассчитаны с учетом того, что внешняя геометрия снаряда не меняется, соответственно, лобовое аэродинамическое сопротивление также не меняется. Центр тяжести снаряда с увеличением диаметра сердечника из вольфрамового сплава смещается к хвостовому оперению, но за счет оперения располагается не далее, чем центр давления.

В программном комплексе конфигурации и визуализации полигонных испытаний для стандартного снаряда ЗБМ44 были определены азимут, равный 43,4 градуса, и угол возвышения, равный 0,6 градуса (рисунок 5.17).



Рисунок 5.17 – Траектория снаряда ЗБМ44 на полигоне

На рисунке 5.18 и 5.19 представлены траектории и скорости движения снаряд для рассматриваемых 4, 7 и 11 вариантов расчета.

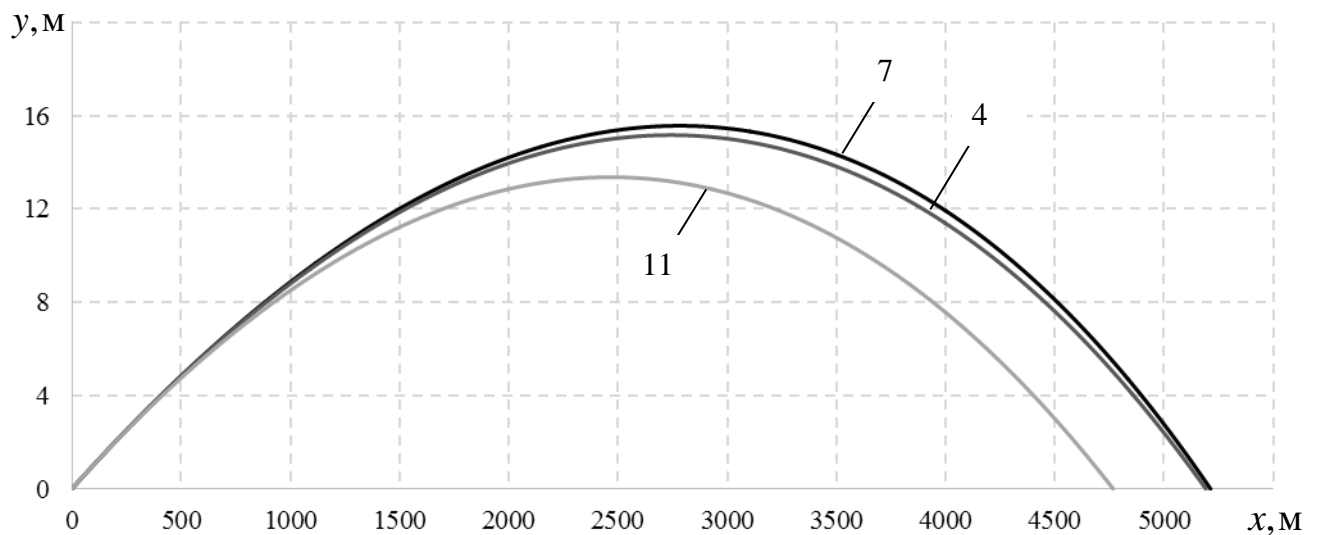


Рисунок 5.18 – Внешнебаллистическая траектория снаряда для 4, 7 и 11 вариантов расчета

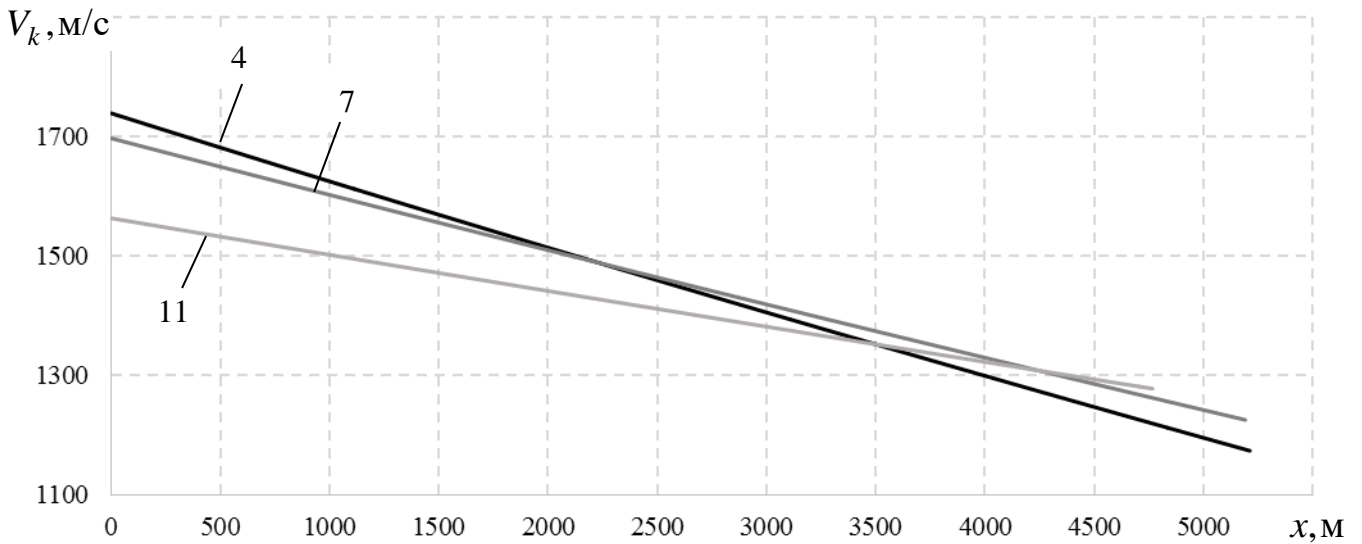


Рисунок 5.19 – Изменение скорости движения снаряда на траектории для 4, 7 и 11 вариантов расчета

Результаты моделирования движения снаряда на внешнебаллистической траектории сведены в таблицу 5.4.

Таблица 5.4 – Результаты расчета для различных типов снарядов

Номер варианта расчета	Масса активной части*, кг	Конечная скорость, м/с	Падение скорости, м/с	Падение скорости, %
1	3,331	1497	276	15,6%
2	3,867	1512	237	13,6%
3	3,916	1513	234	13,4%
4	4,063	1515	225	12,9%
5	4,307	1516	212	12,3%
6	4,648	1513	196	11,5%
7	4,856	1510	188	11,1%
8	5,088	1507	179	10,6%
9	5,625	1496	161	9,7%
10	6,260	1477	144	8,9%
11	7,306	1442	122	7,8%

Примечание: \* – масса активной части снаряда (без ведущего устройства).

Зависимости дульной и конечной скорости снаряда от его активной массы представлены на рисунке 5.20.

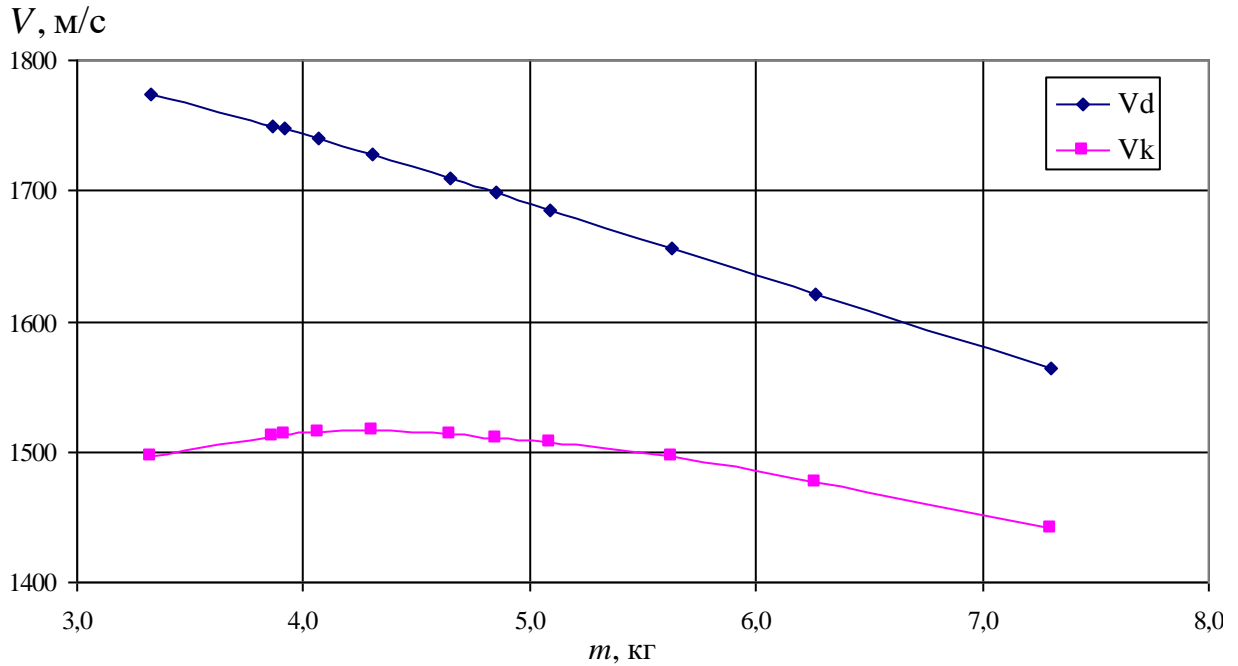


Рисунок 5.20 – Дульная  $v_d$  и конечная  $v_k$  скорости снарядов в зависимости от массы активной части снаряда  $m$

Как следует из расчетов, несмотря на уменьшение дульной скорости снаряда, конечная скорость на расстоянии 2 км достигает максимума 1516 м/с для 6 варианта расчета. Это связано с сочетанием массовых и начальных скоростных характеристик снаряда.

#### 5.4.3 Результаты расчета бронепробития

Результаты расчета внешней баллистики использовались при проведении расчета толщины бронепробития. Задача решалась в программе ANSYS Autodyn в осесимметричной постановке методом сглаженных частиц SPH. На рисунках 5.21-5.23 представлены результаты действия снаряда по бронеплите, толщиной 440 мм для вариантов расчета, соответственно, 4, 7 и 11.

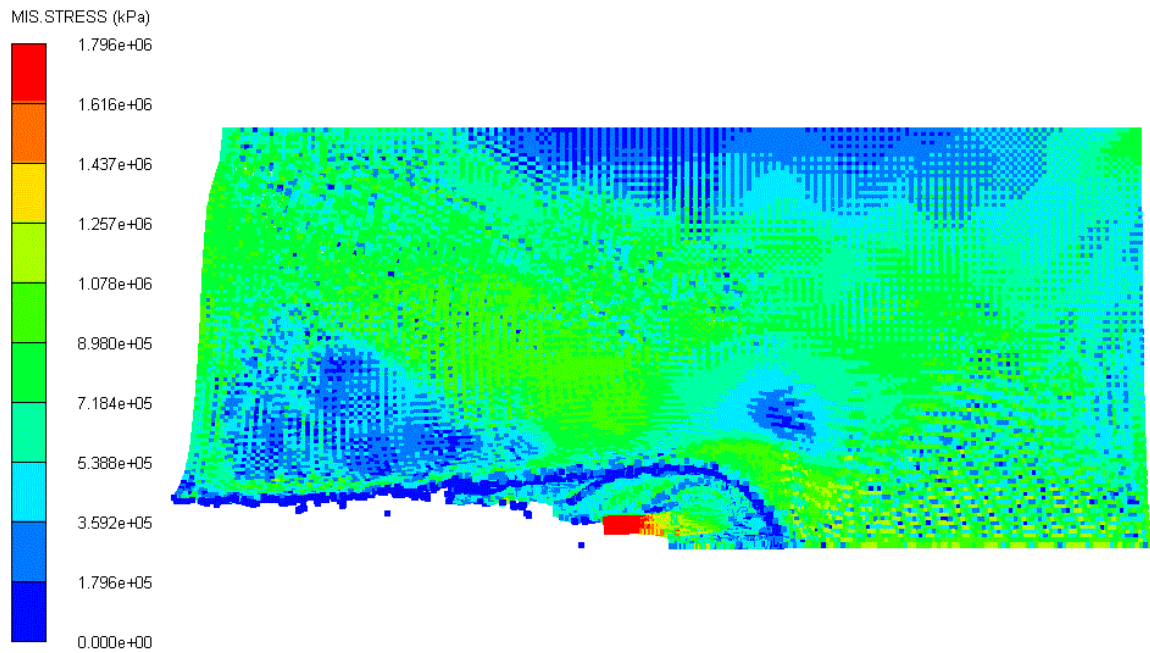


Рисунок 5.21 – Распределение напряжений внутри преграды для 4 варианта расчета при полной остановке снаряда

Для рассматриваемого 4 варианта расчета с диаметром сердечника 8 мм происходит застревание снаряда в преграде.

На рисунке 5.22 представлены результаты расчета для 7 варианта расчета для снаряда с диаметром сердечника 18 мм.

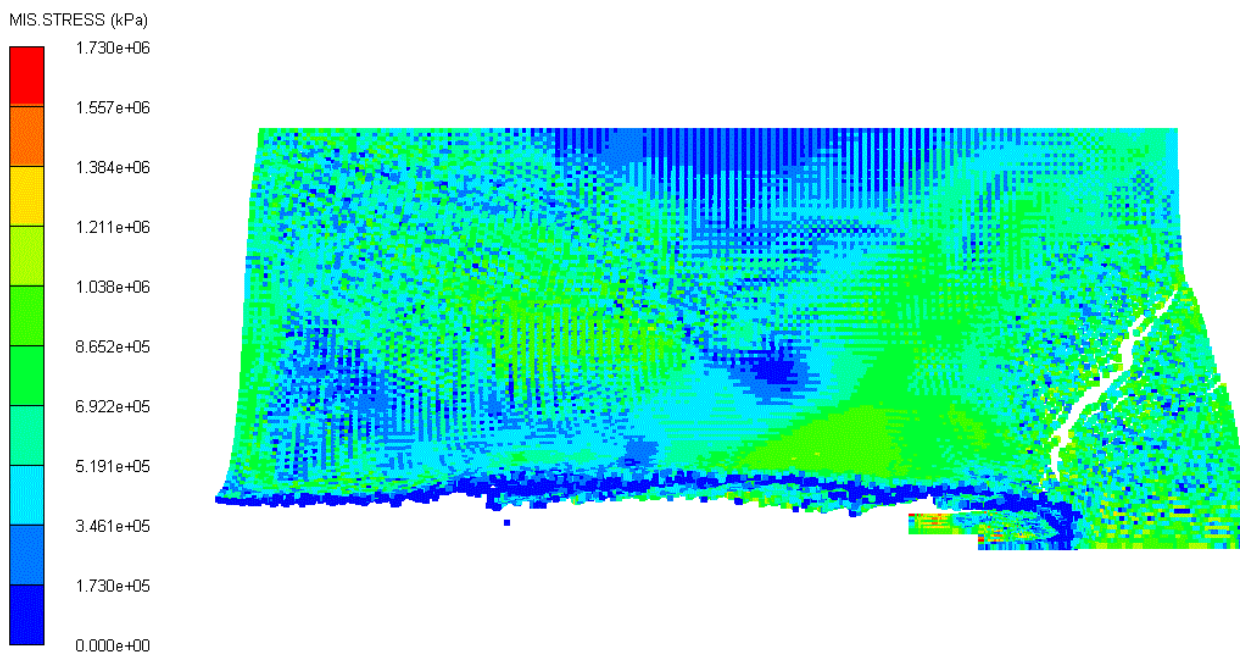


Рисунок 5.22 – Распределение напряжений внутри преграды для 7 варианта расчета при полной остановке снаряда



Как видно из рисунка 5.22 для 7 варианта расчета также происходит застревание снаряда, но на задней стенке видно начало образования откола, что предшествует явлению пробития преграды.

На рисунке 5.23 представлены результаты расчета 11 варианта для однородного снаряда из вольфрамового сплава, при котором происходит полное пробитие преграды.

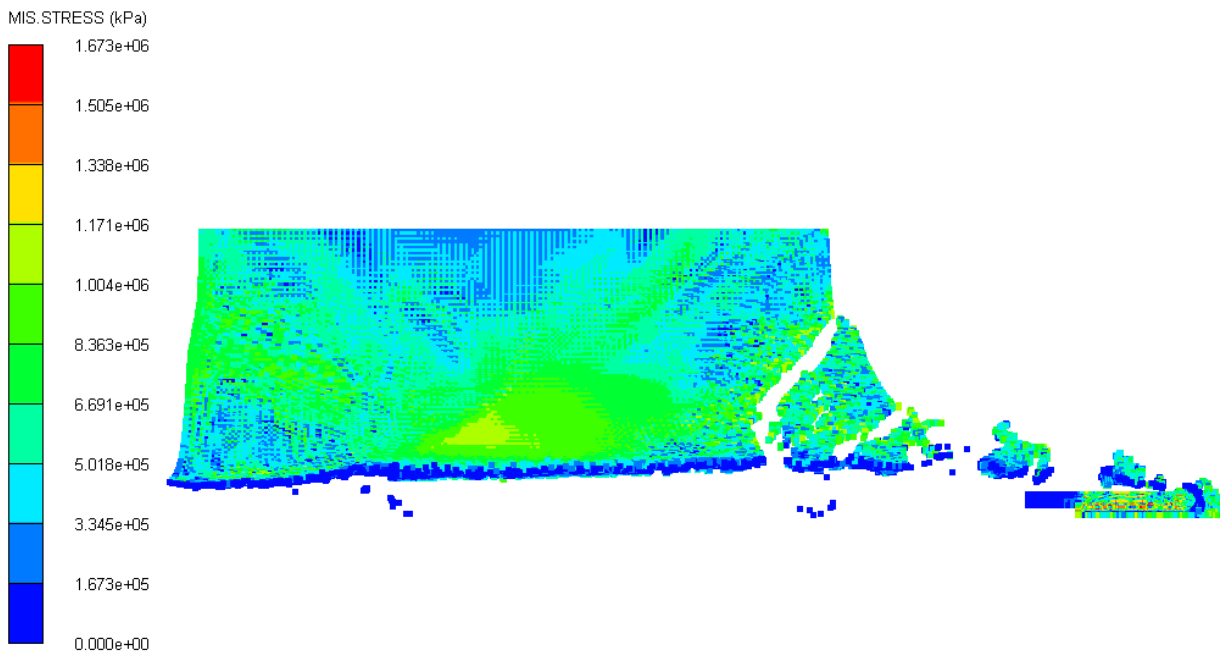


Рисунок 5.23 – Распределение напряжений внутри преграды для 11 варианта расчета в момент пробития преграды

Результаты проведенных расчетов сведены в таблицу 5.5 и представлены на рисунке 5.24.

Таблица 5.5 – Результаты расчета толщины бронепробития

Номер варианта расчета	Толщина бронепробития, мм
1	189
2	243
3	252
4	266
5	310
6	354
7	391
8	442
9	489
10	563
11	552

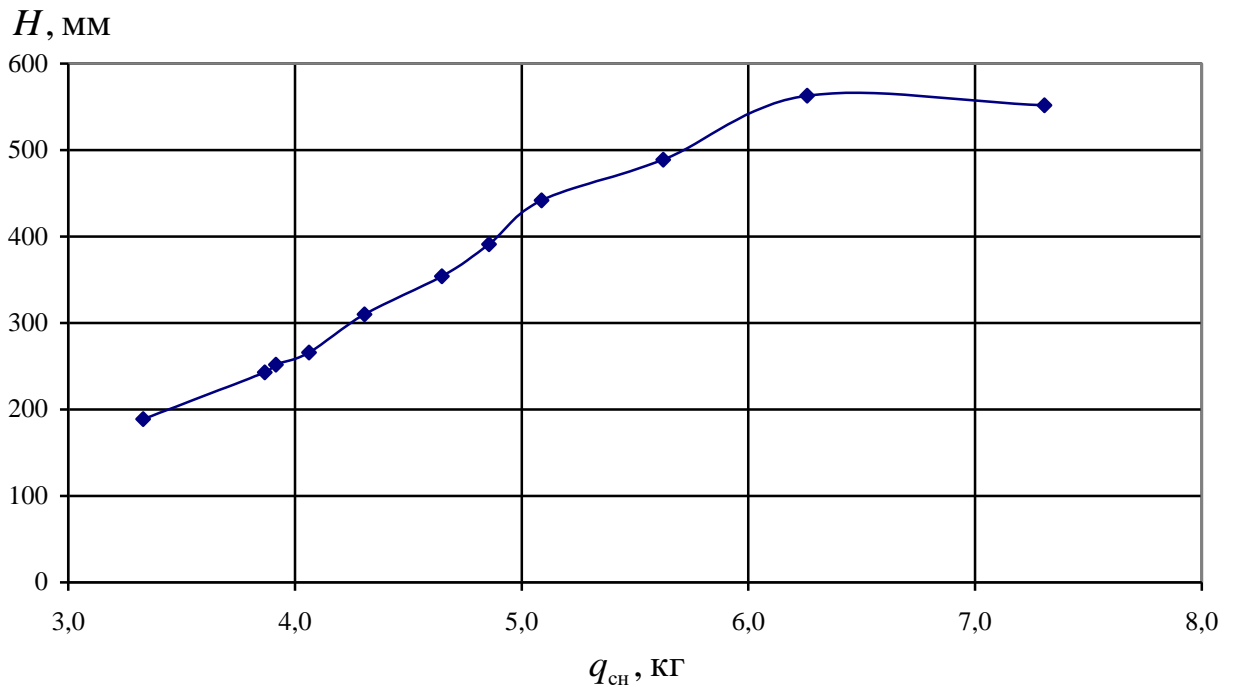


Рисунок 5.24 – Глубина пробития преграды снарядом в зависимости от массы активной части снаряда

Как следует из таблицы 5.5, для рассматриваемой геометрии и конструкции снаряда и заданных параметрах расчета существует предельная толщина преграды, которая в данной серии расчетов оказалась равной 563 мм.

## 5.5 Моделирование разлета осколков и построение осколочного поля

Выстрел ЗВОФ36 с осколочно-фугасным снарядом ЗОФ26 для артиллерийского орудия 2А46 был создан в модуле редактирования объектов.

В программном комплексе представления результатов моделирования разлета осколков рассчитана траектория снаряда, при угле возвышения  $1^\circ$  (см. рисунок 5.25).



Рисунок 5.25 – Снаряд ЗОФ36 на траектории полета

Основные характеристики в точке подрыва:

Время подлета 0,953 с;

Дальность 785,1 м;

Высота подрыва 12,8 м;

Скорость 780 м/с.

На основе математической модели, представленной в п. 3.5, проведен расчет разлета поражающих элементов. Характер движения поражающих элементов представлен на рисунке 5.26.

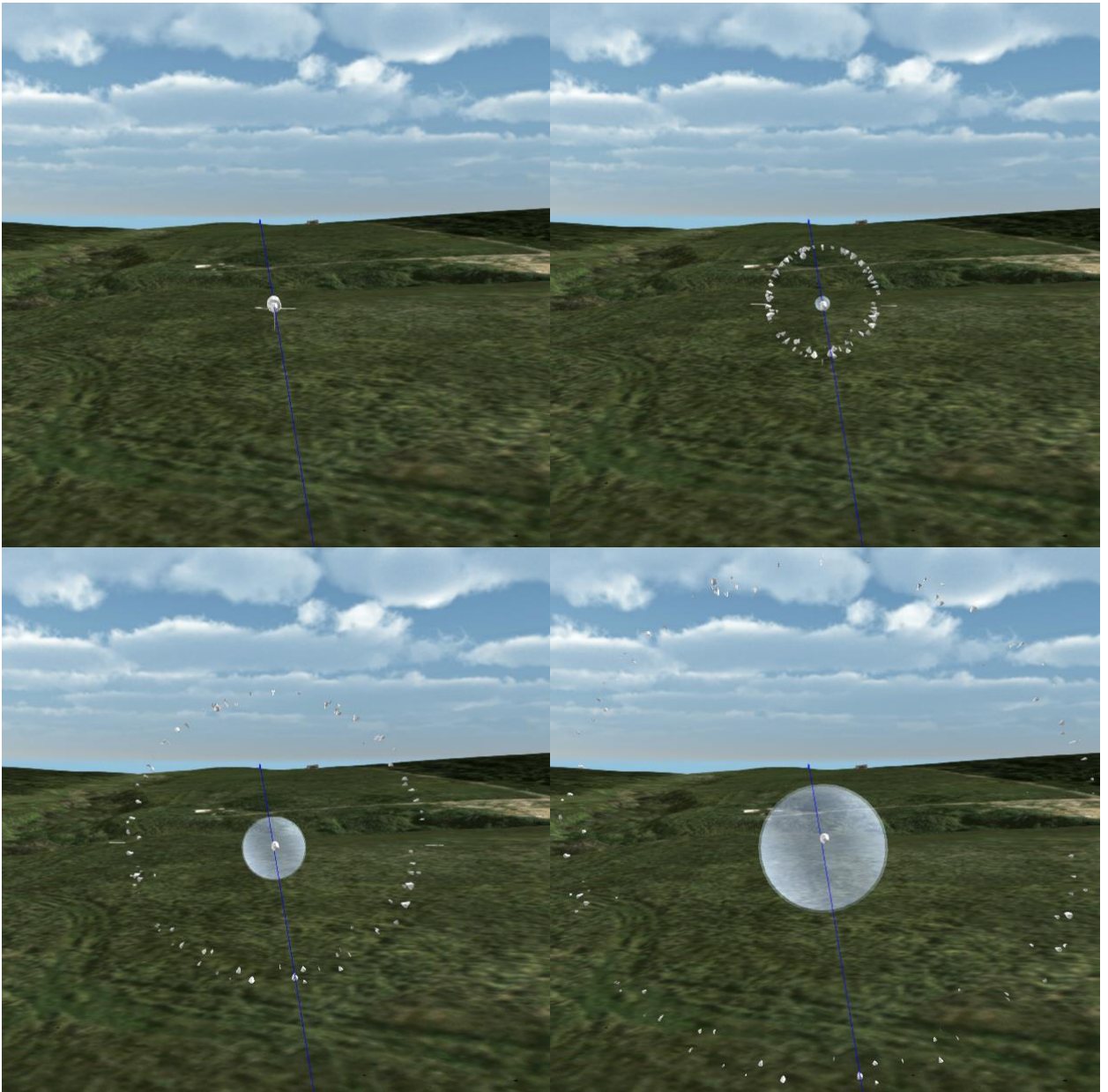


Рисунок 5.26 – Разлет осколков 3ОФ26 в различные моменты времени

Траектории разлета поражающих элементов, представленные на рисунке 5.27; обозначены желтым цветом.



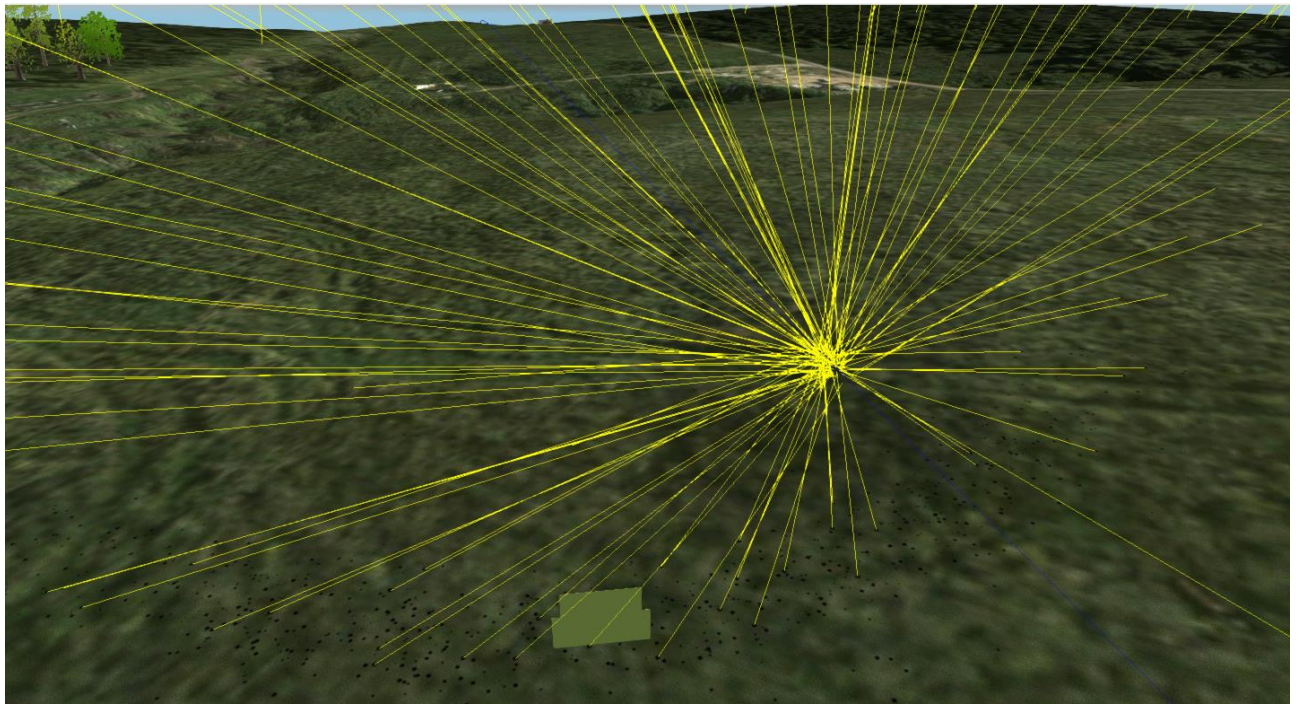


Рисунок 5.27 – Траектории осколков снаряда 3ОФ26 (вид сзади)

Траектории разлета осколков снаряда (вид слева) представлены на рисунке 5.28. Некоторые из траекторий заканчиваются в воздухе, т.к. их убойная энергия в этот момент оказалась меньше заданного критического значения.

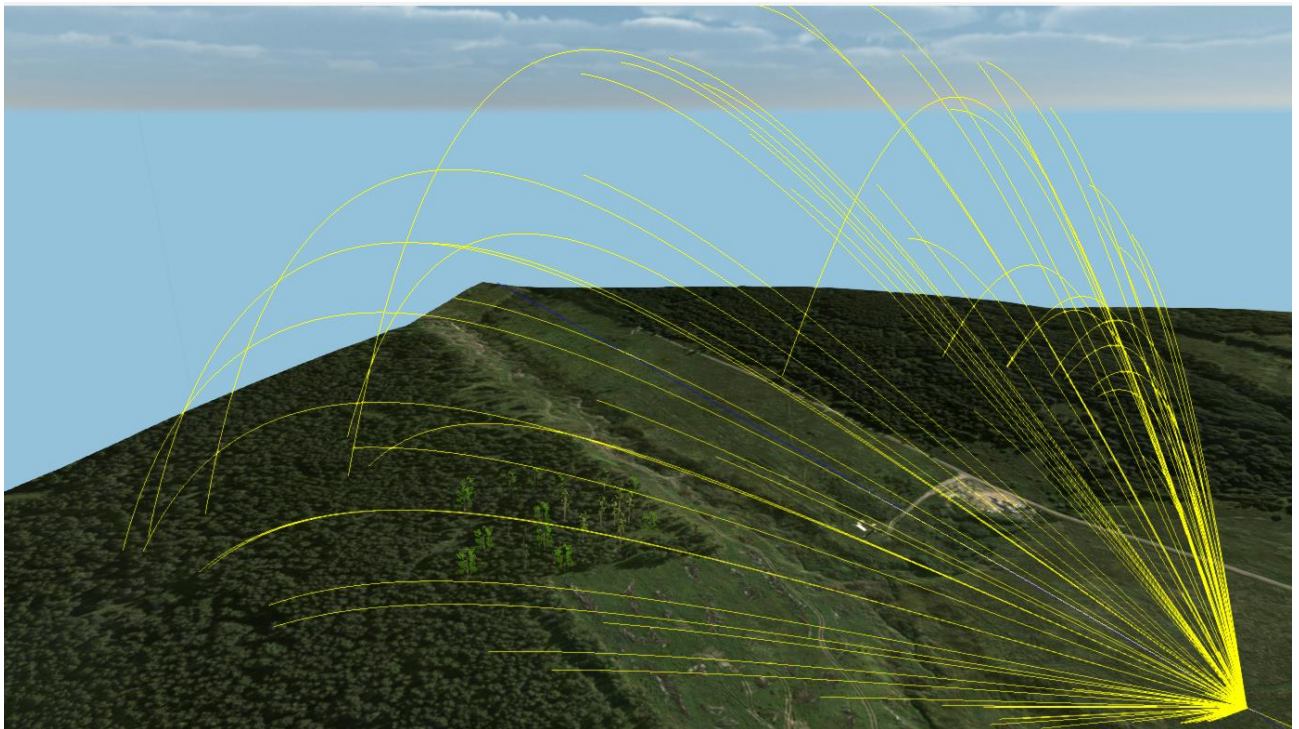


Рисунок 5.28 – Траектории осколков снаряда 3ОФ26 (вид слева)

На рисунке 5.29 показана область поражения осколками снаряда 3ОФ26. Для цилиндрического случая область поражения имеет дугообразную форму.

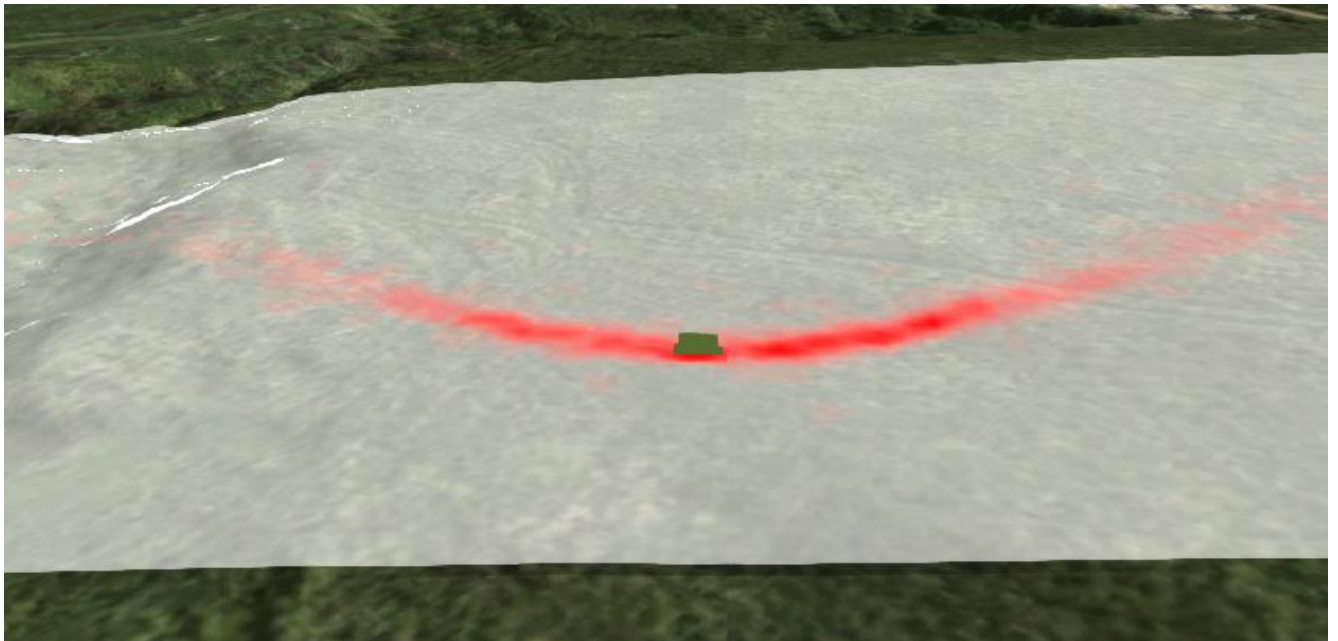


Рисунок 5.29 – Плотность осколочного потока и зона поражения осколками снаряда 3ОФ26

## **5.6 Моделирование расстановки и параметров функционирования измерительно-регистрирующей аппаратуры**

### *5.6.1 Сопоставление результатов моделирования внешнебаллистических процессов*

Сравнение проекций внешнебаллистических траекторий снаряда 3ОФ29 для артиллерийского орудия 2А36 при начальной скорости 945 м/с и угле стрельбы  $18^\circ$ , полученных для случая использования закона сопротивления 1943 года и в случае использования расчетных аэродинамических коэффициентов, сил и моментов, действующих на снаряд, приведено на рисунках 5.30 и 5.31.

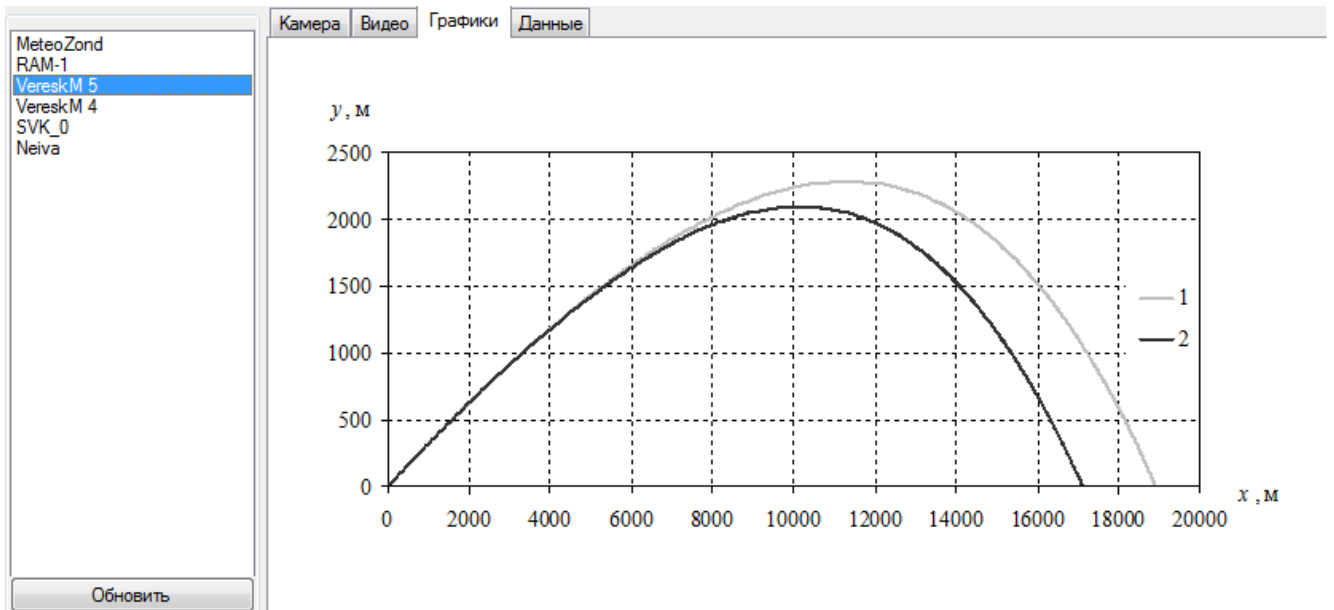


Рисунок 5.30 – Сравнение проекции на плоскость  $Oxy$  траектории снаряда ЗОФ29 для артиллерийского орудия 2А36: 1 – закон сопротивления 1943 г.;  
2 – расчетные зависимости для коэффициентов сил и моментов

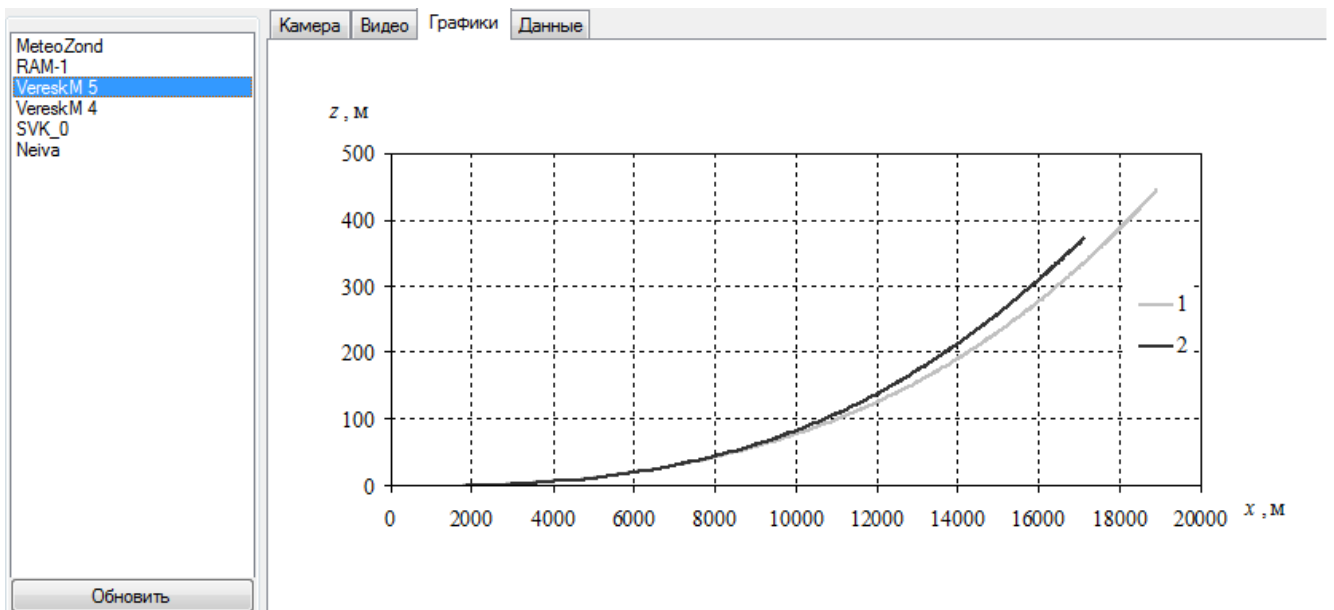


Рисунок 5.31 – Сравнение проекций на плоскость  $Oxz$  траекторий снаряда ЗОФ29 для артиллерийского орудия 2А36: 1 – закон сопротивления 1943 г.;  
2 – расчетные зависимости для коэффициентов сил и моментов

Как показывает сравнение расхождение результатов составляет по дальности составляет 1923 м, по боковому отклонению – 79 м, что является существенным с точки зрения точности поражения цели.



### 5.6.2 Расстановка и моделирование работы МОЭС «Вереск-М»

В данном пункте рассматривается моделирование функционирования измерительно-регистрирующих устройств на полигоне при выстреле из артиллерийского орудия 2А36 снарядом ЗОФ29. Выстрел производится под углом  $\theta_0=18^\circ$  к горизонту, дирекционный угол –  $\alpha_{ц}=43,2^\circ$ . Расчет производился с учетом стандартной атмосферы [140] и закона сопротивления 1943 года. Результаты расчета внешнебаллистической траектории представлены выше на рисунках 5.30 и 5.31.

Схема расположения на карте полигона артиллерийского орудия, измерительно-регистрирующих устройств и траектория снаряда представлена на рисунке 5.32.



Рисунок 5.32 – Проекция траектории на карту полигона (пунктирная линия) и схема размещения объектов на карте: 1, 2, 3 – МОЭС «Вереск-М»; 4 – СВК-1; 5 – артиллерийское орудие; 6 – точка падения снаряда

Все объекты на схеме (рисунок 5.32) обозначены цифрами от 1 до 6. Пунктирной линией обозначена траектория снаряда.

На рисунке 5.33 представлен пример слежения за снарядом из МОЭС «Вереск-М».



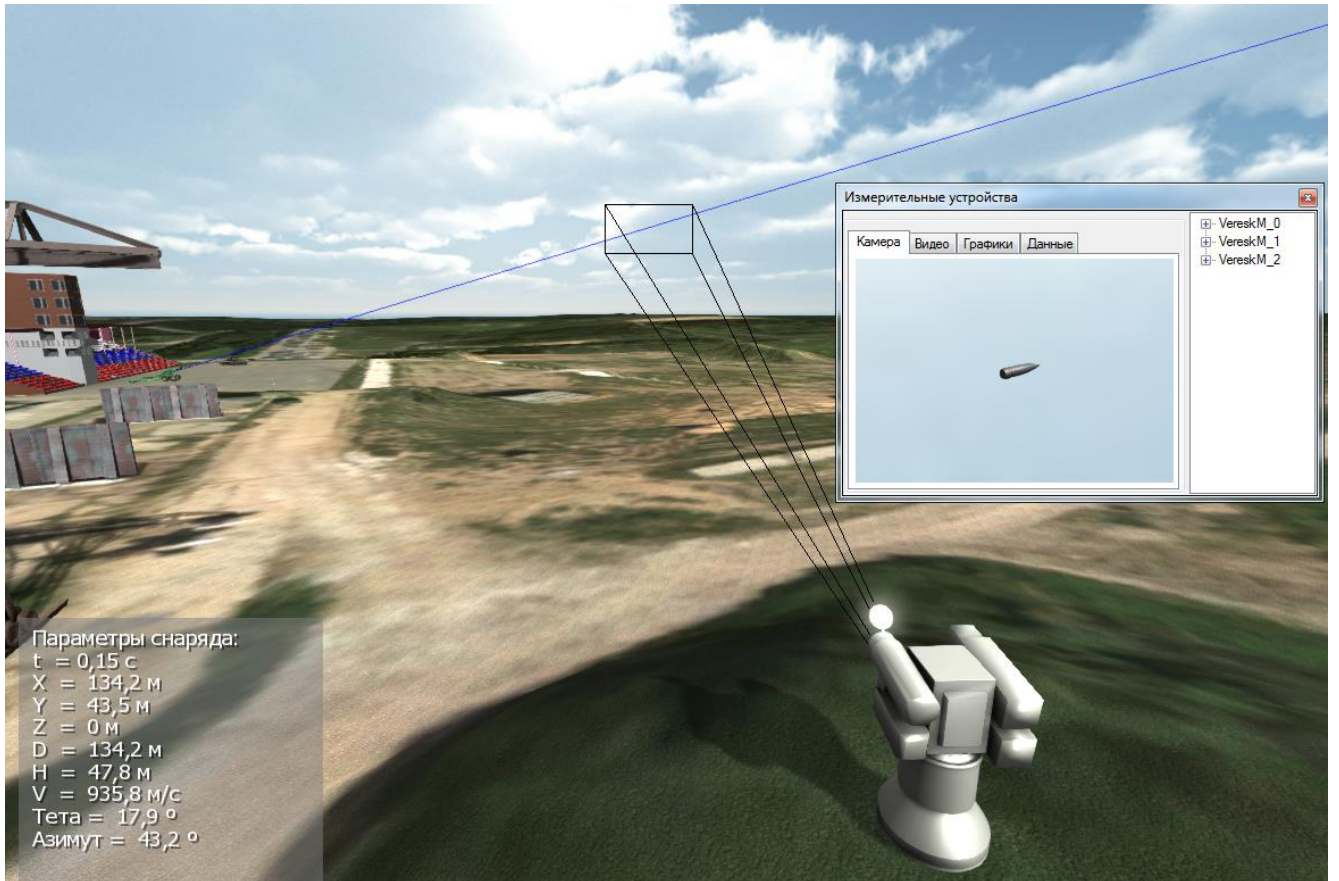


Рисунок 5.33 – Обзор из МОЭС “Вереск-М”

Как отмечалось в пункте 4.2.7, в программном комплексе земная система координат  $Ox_0y_0z_0$  установлена следующим образом: ось  $Ox_0$  направлена на восток, ось  $Oy_0$  – на север,  $Oz_0$  – вверх по нормали земного эллипсоида. В стартовой системе координат снаряда  $Oxyz$  [16]: ось  $Ox$  находится в плоскости стрельбы, ось  $Oy$  направлена вверх по нормали земного эллипсоида,  $Oz$  – дополняет систему координат до правой.

Преобразуем координаты траектории снаряда из стартовой системы координат  $(x(t), y(t), z(t))$  в земную систему  $(X(t), Y(t), Z(t))$ :

$$\begin{cases} X(t) = X_0 + x(t)\cos(\alpha_{\text{Ц}}) - z(t)\sin(\alpha_{\text{Ц}}), \\ Y(t) = Y_0 + x(t)\sin(\alpha_{\text{Ц}}) + z(t)\cos(\alpha_{\text{Ц}}), \\ Z(t) = Z_0 + z(t), \end{cases}$$

где  $(X_0, Y_0, Z_0)$  - координаты начальной точки внешнебаллистической траектории снаряда в земной системе координат.

Положение измерительно-регистрирующего устройства, в которой происходит вращение в вертикальной и горизонтальных плоскостях, в земной системе координат обозначим  $(X_y, Y_y, Z_y)$ .

Слежение за снарядом осуществляется с помощью опорно-поворотного механизма. Расчет вращения опорно-поворотного механизма осуществляется по следующим формулам:

$$\begin{cases} \varphi_y(t) = \arctan\left(\frac{X(t) - X_y}{Y(t) - Y_y}\right) \\ \theta_y(t) = \arctan\left(\frac{Z(t) - Z_y}{\sqrt{(X(t) - X_y)^2 + (Y(t) - Y_y)^2}}\right), \\ D_y(t) = \sqrt{(X(t) - X_y)^2 + (Y(t) - Y_y)^2 + (Z(t) - Z_y)^2}, \end{cases}$$

где  $\varphi_y(t)$  – азимут измерительно-регистрирующего устройства, градусы;  $\theta_y(t)$  – угол места измерительно-регистрирующего устройства, градусы;  $D_y(t)$  – дальность от измерительно-регистрирующего устройства до снаряда, м.

Угловые скорости азимута  $\dot{\varphi}_y(t)$  и угла места  $\dot{\theta}_y(t)$  вычисляются по формулам:

$$\begin{cases} \dot{\varphi}_y(t) = \frac{d\varphi_y(t)}{dt}, \\ \dot{\theta}_y(t) = \frac{d\theta_y(t)}{dt}. \end{cases}$$

Угловые ускорения азимута  $\ddot{\varphi}_y(t)$  и угла места  $\ddot{\theta}_y(t)$  вычисляются по формулам:

$$\begin{cases} \ddot{\varphi}_y(t) = \frac{d\dot{\varphi}_y(t)}{dt}, \\ \ddot{\theta}_y(t) = \frac{d\dot{\theta}_y(t)}{dt}. \end{cases}$$

В результате проведенных расчетов были построены графики зависимости параметров функционирования от времени для трех устройств МОЭС «Вереск-

М», которые расположены: 1 – в начале траектории, 2 – в середине траектории и 3 – в конце траектории снаряда (см. рисунок 5.32).

На рисунке 5.34 представлена зависимость азимутов  $\varphi_y(t)$  от времени для рассматриваемых МОЭС «Вереск-М».

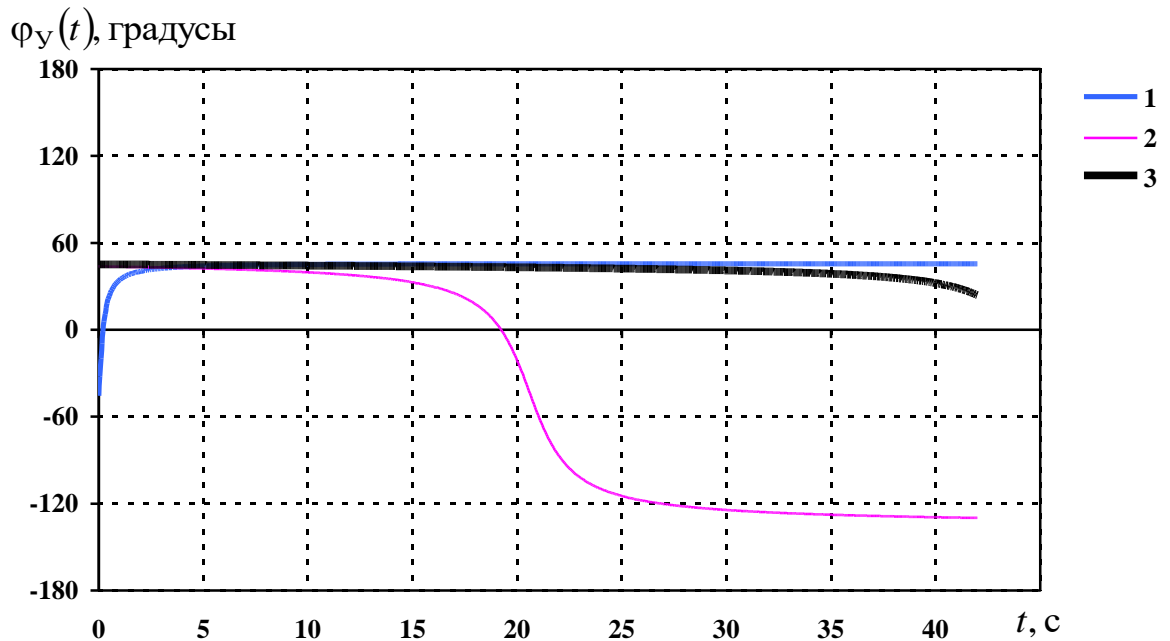


Рисунок 5.34 – Азимуты для МОЭС «Вереск-М», расположенных в трех точках:

1 – начало траектории; 2 – середина траектории; 3 – конец траектории

Опорно-поворотное устройства МОЭС «Вереск-М» не ограничены в углах поворота по азимуту, поэтому все три устройства функционируют в штатных режимах.

На рисунке 5.35 представлена зависимость углов места  $\theta_y(t)$  для рассматриваемых МОЭС «Вереск-М» от времени.

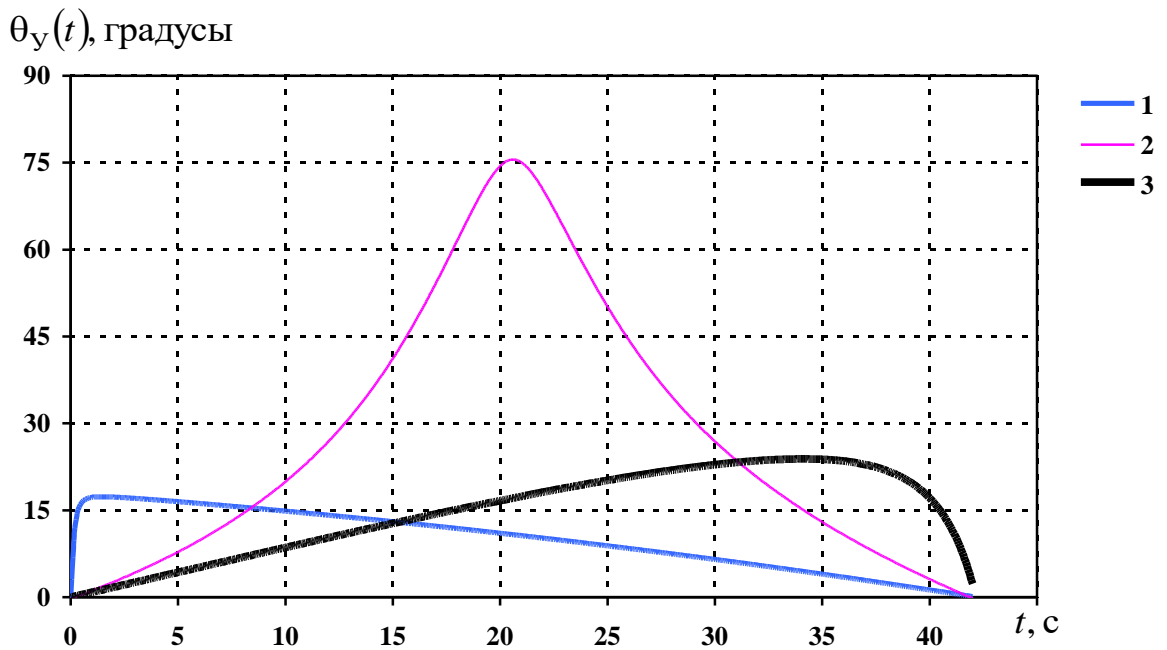


Рисунок 5.35 – Углы места для МОЭС «Вереск-М», расположенных в трех точках:  
1 – начало траектории; 2 – середина траектории; 3 – конец траектории

Опорно-поворотные устройства МОЭС «Вереск-М» имеют ограничения для углах места (см. таблица 2.4):  $-10 \text{ град} \leq \theta_y(t) \leq 185 \text{ град}$ . Как видно, из рисунка 5.35 все значения  $\theta_y(t)$  укладываются в рассматриваемые границы.

На рисунке 5.36 представлена зависимость от времени расстояний  $D_y(t)$  между измерительными устройствами МОЭС «Вереск-М» и снарядом.

Данный график (рисунке 5.36) можно использовать для определения времени функционирования каждого из МОЭС «Вереск-М» по минимальному расстоянию до снаряда:

- 1 устройство фиксирует снаряд в пределах  $0,00 \leq t \leq 8,25 \text{ с}$ ;
- 2 устройство фиксирует снаряд в пределах  $8,25 < t \leq 31,35 \text{ с}$ ;
- 3 устройство фиксирует снаряд в пределах  $31,35 < t \leq 42,00 \text{ с}$ .

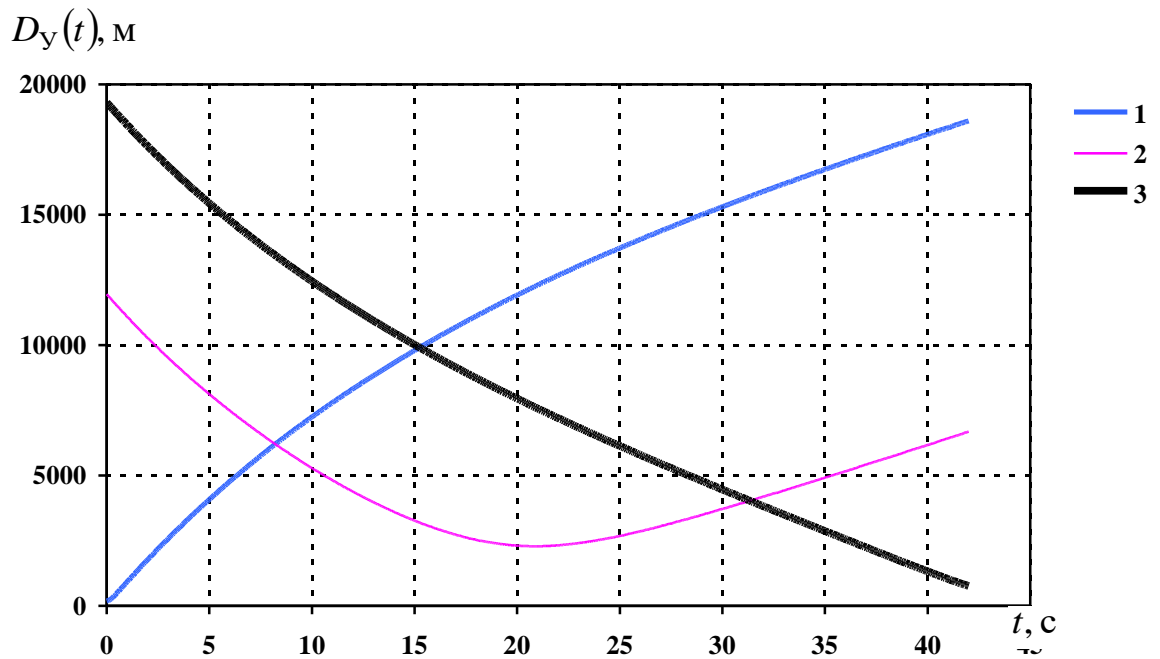


Рисунок 5.36 – Расстояние до снаряда для МОЭС «Вереск-М», расположенных в трех точках:  
1 – начало траектории; 2 – середина траектории; 3 – конец траектории

На рисунках 5.37 – 5.38 представлены зависимости от времени угловых скоростей азимута  $\dot{\varphi}_y(t)$  и угла места  $\dot{\theta}_y(t)$  для МОЭС «Вереск-М». На эти характеристики накладываются ограничения:  $|\dot{\varphi}_y(t)| < 100$  град/с и  $|\dot{\theta}_y(t)| < 30$  град/с.

Из представленных на рисунках 5.37 – 5.38 графиков следует, что функционирование первого из МОЭС «Вереск-М» не удовлетворяет ограничениям по угловой скорости азимута при  $t < 0,30$  с и угла места при  $t < 0,25$  с. Все остальные устройства работают в штатном режиме.

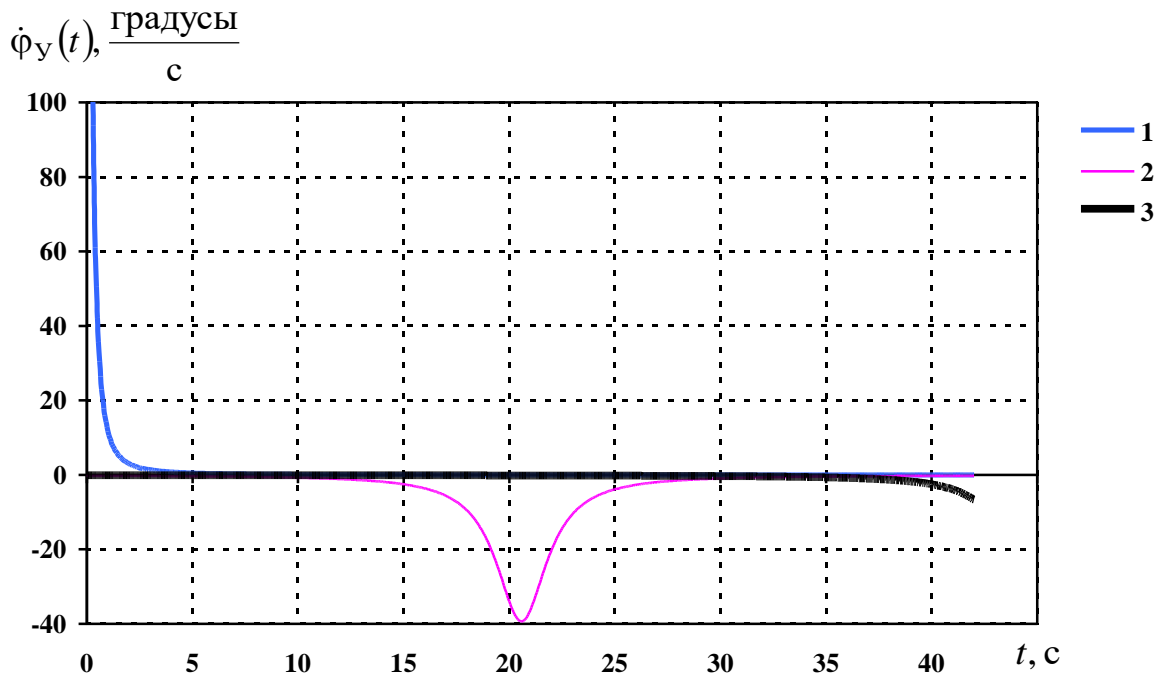


Рисунок 5.37 – Угловая скорости по азимуту для МОЭС “Вереск-М”, расположенных в трех точках: 1 – начало траектории; 2 – середина траектории; 3 – конец траектории

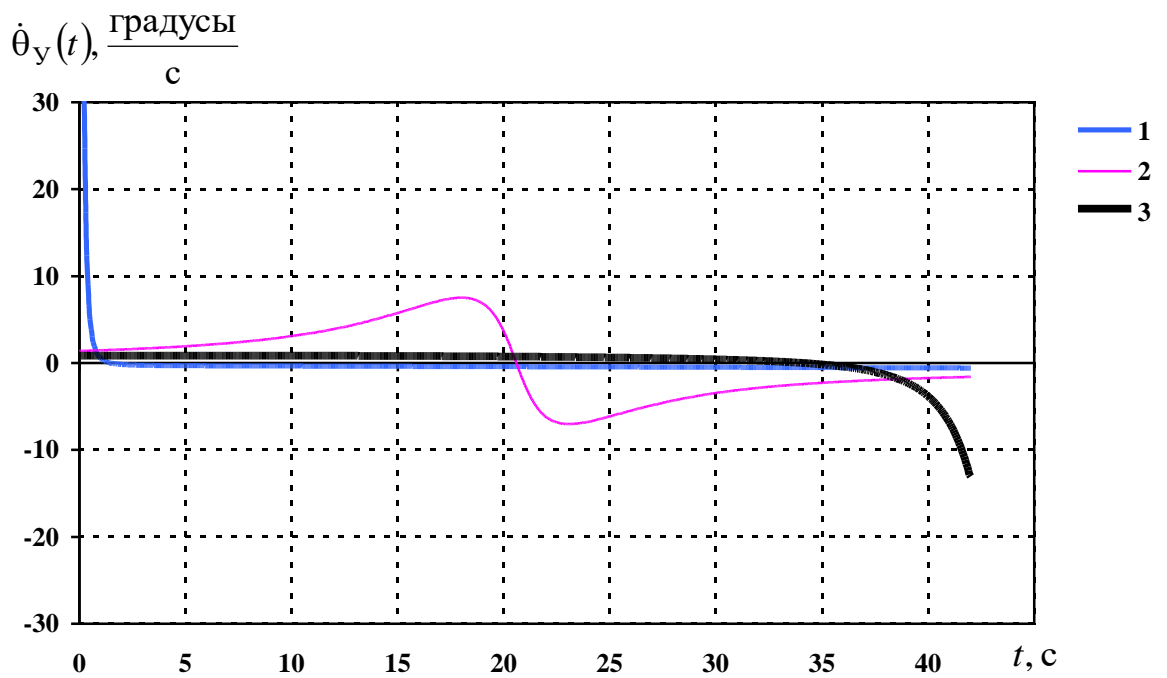


Рисунок 5.38 – Угловая скорости по углу места для МОЭС “Вереск-М”, расположенных в трех точках: 1 – начало траектории; 2 – середина траектории; 3 – конец траектории

На рисунках 5.39 – 5.40 представлены зависимости от времени угловых ускорений азимута  $\ddot{\varphi}_y(t)$  и угла места  $\ddot{\theta}_y(t)$  для МОЭС «Вереск-М». На эти характеристики накладываются ограничения:  $|\ddot{\varphi}_y(t)| < 120$  град/с<sup>2</sup> и  $|\ddot{\theta}_y(t)| < 30$  град/с<sup>2</sup>.

Из представленных на рисунках 5.39 – 5.40 графиков следует, что функционирование первого из МОЭС «Вереск-М» не удовлетворяет ограничениям по угловому ускорению азимута при  $t < 0,55$  с и угла места при  $t < 0,50$  с. Все остальные устройства работают в штатном режиме.

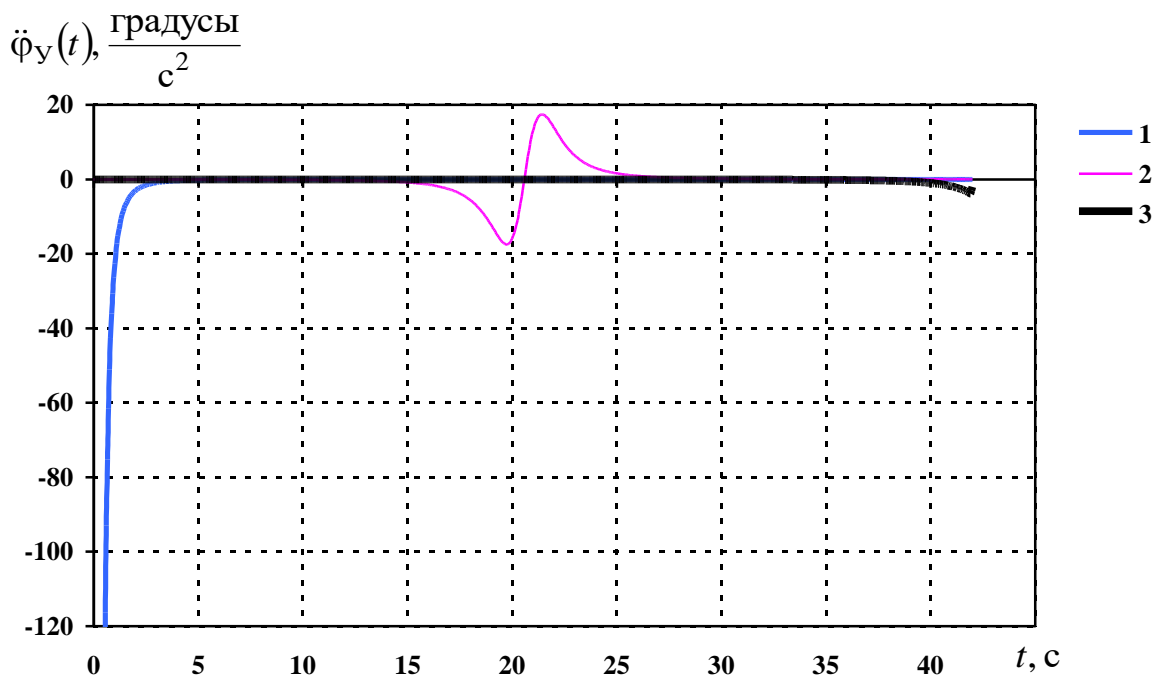


Рисунок 5.39 – Угловое ускорение по азимуту для МОЭС «Вереск-М», расположенных в трех точках: 1 – начало траектории; 2 – середина траектории; 3 – конец траектории

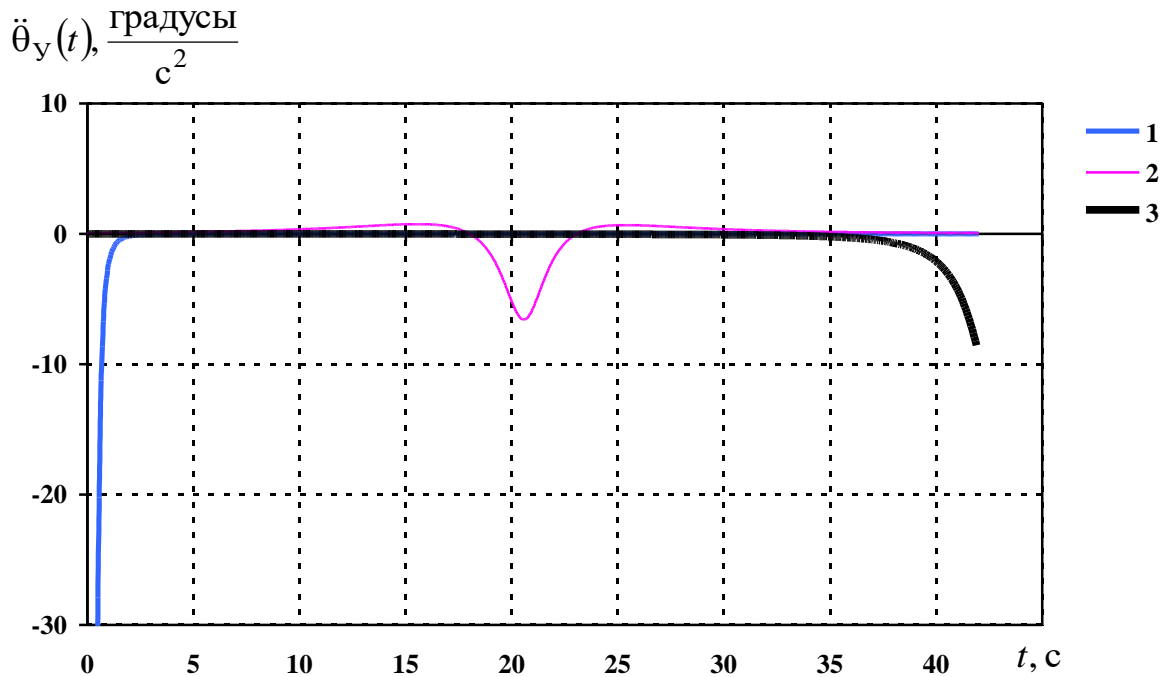


Рисунок 5.40 – Угловое ускорение по углу места для МОЭС «Вереск-М», расположенных в трех точках: 1 – начало траектории; 2 – середина траектории; 3 – конец траектории

Таким образом, при данной расстановке, с учетом вышеприведенных ограничений, можно рекомендовать следующие условия функционирования МОЭС «Вереск-М»:

- 1 устройство фиксирует снаряд в пределах  $0,55 \leq t \leq 8,25$  с;
- 2 устройство фиксирует снаряд в пределах  $8,25 < t \leq 31,35$  с;
- 3 устройство фиксирует снаряд в пределах  $31,35 < t \leq 42,00$  с.

### 5.6.3 Моделирование работы высокоскоростной камеры СВК-1

Высокоскоростная камера СВК-1 предназначена для видеофиксации. На рисунке 5.41 представлен пример слежения за снарядом из СВК-1. Камера начинает фиксировать процесс разлета осколков с момента времени  $t > 42,0$ .



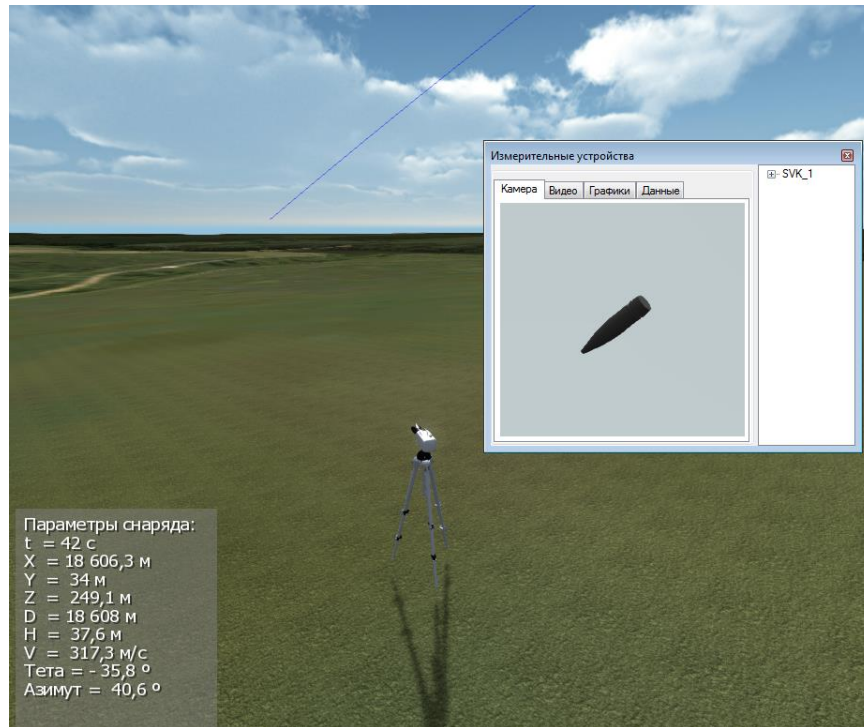


Рисунок 5.41 – Пример отображения снаряда высокоскоростной камерой СВК-1

На рисунке 5.42 представлен результат моделирования разлета осколков при подрыве на траектории снаряда ЗОФ26, зафиксированный с помощью высокоскоростной камеры СВК-1.

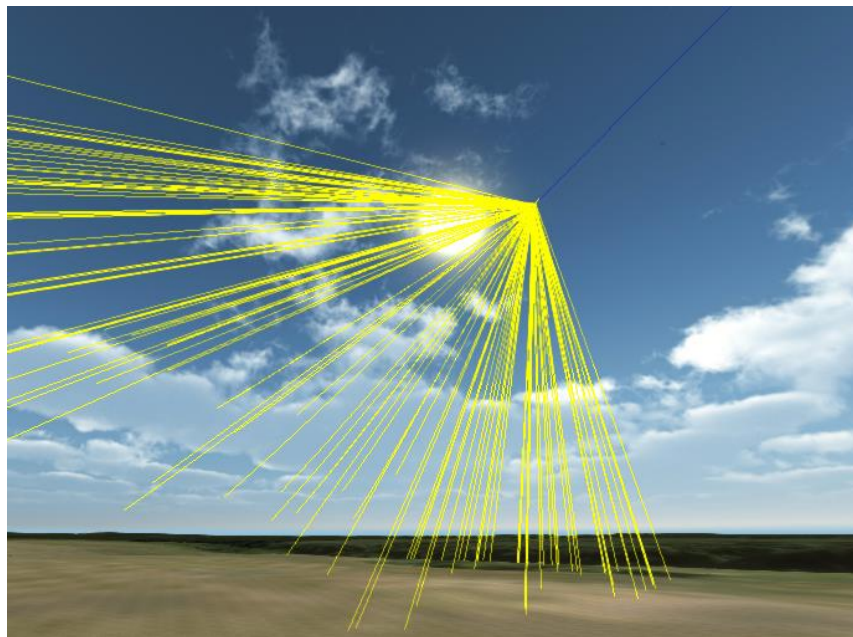


Рисунок 5.42 – Отображение траекторий разлета осколков снаряда ЗОФ26

## 5.7 Расчет и визуализация зоны безопасности при стрельбе

В соответствии с Приказом Министра обороны РФ от 2 марта 2010 г. № 150 при определении зон безопасности при стрельбе используется методика [176].

Методика предназначена для расчета величин излетного пространства и боковых защитных зон, обеспечивающих безопасность ведения стрельбы нормально функционирующими боеприпасами на полигоне из артиллерийских систем, минометов, гранатометов и стрелкового оружия на максимальные дальности.

Излетное пространство – это максимальное расстояние вдоль основного направления стрельбы на полигоне, в пределах которого могут поражаться живая сила, вооружение и военная техника.

Боковые защитные зоны – это максимальные расстояния по обе стороны от основного направления стрельбы на полигоне, в пределах которых могут поражаться живая сила, вооружение и военная техника.

Значение глубины излетного пространства рассчитывается по формуле:

$$X = X_{\max} + \Delta X_{\max} + 5B_{\text{д}} + X_{\text{излет}} + r_{\text{б}} + X_{\text{оп}},$$

где  $X_{\max}$  – максимальная табличная дальность стрельбы на наибольшем заряде для ствольных систем;  $\Delta X_{\max}$  – отклонение дальности полета снаряда, вызванное максимально возможными отклонениями метеорологических и баллистических условий от табличных;  $5B_{\text{д}}$  – максимальное (практически возможное) отклонение по дальности вследствие рассеивания;  $X_{\text{излет}}$  – максимальное расстояние в секторе стрельбы, которое может пролететь неразорвавшийся боеприпас после первого падения до полной остановки;  $r_{\text{б}}$  – радиус безопасного удаления от точки взрыва (радиус разлета осколков);  $X_{\text{оп}}$  – расстояние между рубежом открытия огня и рубежом прекращения огня.

Значение отклонения дальности  $\Delta X_{\max}$  рассчитывается по формуле:

$$\Delta X_{\max} = 2\Delta X_{\text{W}} + 5\Delta X_{\text{P}} + 3,5\Delta X_{\text{T}} + 3,5\Delta X_{\text{T}_3} + 5\Delta X_{\text{V}_0},$$

где  $\Delta X_W$ ,  $\Delta X_P$ ,  $\Delta X_T$ ,  $\Delta X_{T_3}$ ,  $\Delta X_{V_0}$  – табличные поправки на отклонение метеорологических и баллистических условий стрельбы.

Размер боковых защитных зон определяется из выражения:

$$Z = \Delta Z_{\max} + 5B_6 + r_6,$$

где  $\Delta Z_{\max}$  – боковое отклонение точек падения снарядов, вызванное максимальными отклонениями метеорологических и баллистических условий стрельбы от табличных;  $5B_6$  – максимальное (практически возможное) отклонение в боковом направлении вследствие рассеивания снарядов.

Сектор бокового отклонения для ствольной артиллерии принимается равным 6 град, при этом величина  $\Delta Z_{\max}$  определяется в метрах:

$$\Delta Z_{\max} = 0,105 (X_{\max} + \Delta X_{\max} + 5B_d + X_{\text{излет}}).$$

На рисунке 5.43 представлена форма задания исходных данных и результатов расчета зоны безопасности при стрельбе снарядом ЗОФ26.

Внешняя баллистика

Параметры | Графики решения | Таблица переменных | Проекция Охуз | Таблица параметров | Обратная задача | Рассеивание

Факторы | Результаты | Зоны безопасности

Баллистические и метеорологические условия

Максимальные отклонения:

- начальной скорости, %	5	- температуры воздуха, оС	35
- температуры заряда, оС	35	- атмосферного давления, мм рт.ст.	50
- дирекционного угла, град.	6	- скорости баллистического ветра, м/с	20

Установить

Результаты расчета | График

Максимальная дальность, м	12152,9	Угол стрельбы, град.	15,0	Данные
Максимальные отклонения по дальности, м:		Максимальные боковые отклонения, м:		
- условия стрельбы	2526,0	- условия стрельбы	2616,1	
- рассеивание	236,5	- рассеивание	32,0	
Расстояние, пролетающее боеприпасом после падения до полной остановки, м	10000	Расчет		
Радиус разлета осколков, м	600			
Расстояние между рубежами стрельбы, м	0			
Глубина излетного пространства, м	25515,4	Боковая защитная зона, м	3248,1	

Рисунок 5.43 – Диалоговое окно для расчета зоны безопасности

Результаты расчета зоны безопасности для снаряда ЗОФ26 приведены в таблице 5.6.

Таблица 5.6 – Результаты расчета зоны безопасности для снаряда ЗОФ26

Характеристика	Размерность	Значение
Калибр, $D$	мм	125
Максимальный угол стрельбы, $\theta_{\max}$	град	15
$X_{\max}$	м	12 152,9
$\Delta X_{\max}$	м	2 526,0
$5 B_d$	м	236,5
$X_{\text{излет}}$	м	10 000
$r_6$	м	600
$X_{\text{оп}}$	м	0
$\Delta Z_{\max}$	м	2 616,1
$5 B_6$	м	32,0
Глубина излетного пространства, $X$	м	25 515,4
Ширина боковых защитных зон, $Z$	м	3 248,1

Зона безопасности, рассчитанная для снаряда ЗОФ26, представлена на рисунке 5.44.

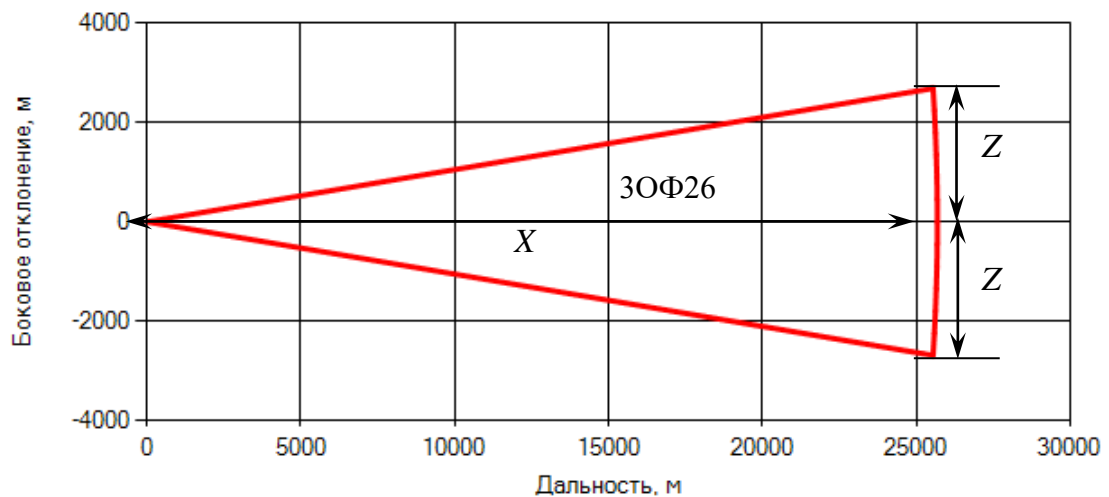


Рисунок 5.44 – Графическое отображение зон безопасности

На рисунке 5.45 представлено отображение зоны безопасности в программно-вычислительном комплексе конфигурации и визуализации полигонных испытаний.

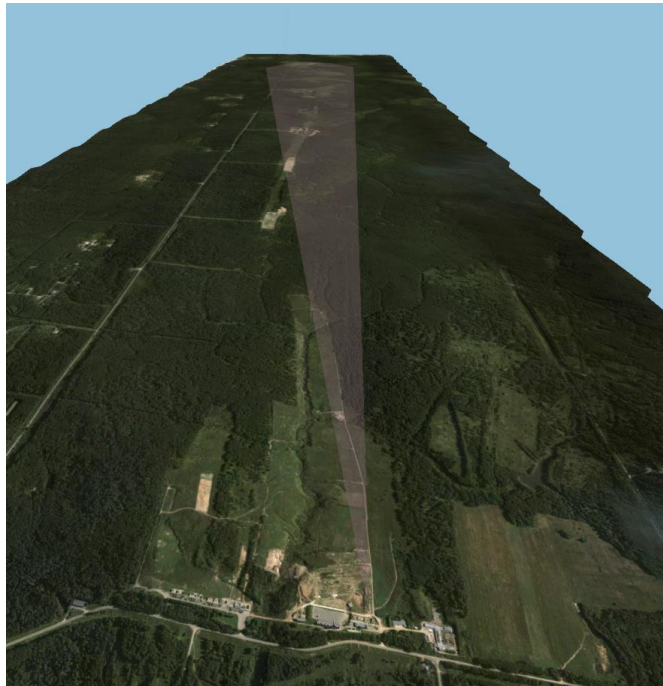


Рисунок 5.45 – Зоны безопасности в программном комплексе конфигурации и визуализации полигонных испытаний

## 5.8 Выводы

В данной главе приведены результаты применения компьютерного визуального моделирования для решения задач проектирования и отработки артиллерийских систем.

Представлены результаты моделирования внутрибаллистических процессов для штатных бронебойно-подкалиберного и двух осколочно-фугасных выстрелов с использованием разработанной математической модели и программно-вычислительного комплекса. Показано соответствие основных характеристик выстрела, таких как, максимальное давление и начальная скорость, номинальным значениям.

Разработана методика динамического моделирования напряженно-деформированного состояние ствола при его нагружении давлением пороховых

газов. Проведено исследование нагружения ствола при стандартном выстреле и выявлены участки наибольшей деформации

Представлены результаты моделирования внешнебаллистической траектории штатных бронебойно-подкалиберного и двух осколочно-фугасных снарядов, стабилизируемых оперением и вращением, с использованием разработанной математической модели и программно-вычислительного комплекса. Проведено сравнение результатов моделирования по двум методикам на основе законов сопротивлений 1943 и 1958 годов и по расчетным зависимостям для коэффициентов сил и моментов.

Проведено комплексное моделирование и визуализация процесса бронепробития, на основе комплексной математической модели артиллерийского выстрела, с учетом внутренней, внешней и терминальной баллистики. Исследовано влияние внутренней структуры бронебойно-подкалиберного снаряда на величину пробития преграды. В качестве исследуемой характеристики рассматривался диаметр сердечника снаряда, изготовленного из более плотного материала, соответственно увеличение диаметра сердечника ведет к увеличению массы снаряда. Показано, что при одинаковом заряде дульная скорость снаряда уменьшается с увеличением массы снаряда. Скорость подлета к цели, расположенной на расстоянии 2000 м, имеет нелинейный характер в зависимости от массы снаряда. В результате было показано, что оптимальным является снаряд с характеристиками близким к штатным. Анализ бронепробития показал, что с увеличением диаметра сердечника глубина пробития также носит немонотонный характер и максимальное пробитие достигается для снаряда, масса активной части которой на 32% больше штатной.

Представлена технология моделирование разлета осколков при подрыве снаряда на траектории и построение осколочного поля с учетом рельефа местности.

Проведено моделирование расстановки и функционирования измерительно-регистрирующей аппаратуры при стрельбе стандартным артиллерийским осколочно-фугасным снарядом. Определены критические условия

функционирования опорно-поворотных механизмов и временные характеристики работы трех приборов.

Представлена методика, блок расчета и визуальные технологии представления зон безопасности на полигоне при стрельбе артиллерийскими орудиями.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В диссертации решена актуальная научно-техническая задача комплексного моделирования системы полигонных испытаний. Разработанная система позволяет повысить информативности и производительности научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ на стадии проектирования и отработки боеприпаса и артиллерийских установок, за счет применения комплексных физико-математических моделей, автоматизации представления результатов вычислительного эксперимента и разработки визуальных технологий сопровождения быстропротекающих процессов различных стадий артиллерийского выстрела

Основные результаты работы и выводы:

1. Проведен структурно-функциональный анализ и разработана иерархическая структура системы полигонных испытаний, включающая артиллерийские комплексы, инфраструктуру полигона и измерительно-регистрирующие устройства. Предложена функциональная модель взаимодействия элементов системы полигонных испытаний и функциональная структура программно-вычислительного комплекса для моделирования и визуализации процесса артиллерийского выстрела.
2. Создана виртуальная система полигонных испытаний, включающая цифровую модель карты полигона с элементами инфраструктуры, объекты испытаний и измерительно-регистрирующего комплекса. Созданы трехмерные геометрические модели элементов системы полигонных испытаний и определены основные характеристики, необходимые для имитационного моделирования процесса артиллерийского выстрела.
3. Разработана комплексная физико-математическая модель процесса артиллерийского выстрела, включающая процессы воспламенения, горения и движения пороховых элементов и смеси пороховых газов в стволе артиллерийского орудия, напряженно-деформированного состояния ствола артиллерийского орудия под динамическим воздействием давления



пороховых газов, движение снаряда по внешнебаллистической траектории с учетом аэродинамической стабилизации, пробития преград артиллерийскими бронебойно-подкалиберными снарядами или с учетом разлета осколков при подрыве осколочно-фугасного снаряда на траектории.

4. Разработана методика совместного математического моделирования напряженно-деформируемого состояния ствола артиллерийского орудия и основной задачи внутренней баллистики. На основе разработанной методики решена задача динамического нагружения ствола давлением пороховых газов, получены зависимости, отражающие напряжение и деформацию ствола во времени, определены наиболее опасные участки ствола в условиях выстрела.
5. Созданы технология и методика решения комплексной задачи бронепробития гомогенных преград на основе системы взаимосвязанных объектов: «орудие» - «заряд» - «снаряд» - «мишень». Решена задача параметрического исследования влияния конструкции артиллерийского снаряда на глубину пробиваемости преграды, с учетом процессов внутренней, внешней и терминальной баллистики.
6. Впервые разработана система статистического имитационного моделирования процесса разлета осколков при подрыве осколочно-фугасного снаряда на траектории и построения зон поражения с учетом рельефа местности.
7. Разработана система имитационного моделирования измерительно-регистрирующих устройств для определения координат позиционирования и параметров функционирования измерительно-регистрирующей аппаратуры при фиксации внешнебаллистических траектории артиллерийских снарядов.
8. Разработан программно-вычислительный комплекс конфигурации и визуализации полигонных испытаний, позволяющий создавать новые элементы моделирования трехмерных объектов, конфигурировать карты местности, размещать элементы инфраструктуры, предназначенный для

анализа, оптимизации, принятия управленческих решений на основе обработки информации по результатам моделирования процесса артиллерийского выстрела.

9. Результаты диссертационного исследования внедрены в составе программно-аппаратного комплекса автоматизированной системы полигонных испытаний в ФКП «НИИ «Геодезия». Разработанные технологии позволяют автоматизировать процессы проектирования и отработки артиллерийских систем с использованием комплексной физико-математической модели артиллерийского выстрела, повысить информативность и производительность работ на полигоне за счет применения программно-вычислительного комплекса моделирования и конфигурации полигонных испытаний.

Таким образом, в результате выполнения диссертационной работы внесен существенный вклад решения народнохозяйственной задачи - повышение информативности и производительности научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ при проведении полигонных испытаний артиллерийского вооружения.

## ОСНОВНЫЕ СОКРАЩЕНИЯ И ОБОЗНАЧЕНИЯ

### Основные сокращения

ВВ – взрывчатое вещество;

ДРП – дымный ружейный порох;

МОЭС – малогабаритная оптико-электронная станция;

НДС – напряженно-деформированное состояние;

ПД – продукты детонации;

СЭЛ – совместный эйлерово-лагранжев (метод);

ЭВМ – электронно-вычислительная машина;

3D – трехмерный.

### Основные обозначения

*K задаче внутренней баллистики:*

$t$  – время;

$x$  – продольная координата, связанная со стволом;

$y$  – координата, направленная по нормали к поверхности горения;

$p$  – давление;

$T$  – температура;

$\rho$  – плотность газа;

$\varepsilon$  – внутренняя энергия единицы массы пороховых газов или коэффициент эрозии;

$c_v, c_p$  – теплоемкости газа при постоянном объеме и давлении, соответственно;

$\theta = k - 1$ , где  $k = \frac{c_p}{c_v}$  – показатель адиабаты;

$\alpha$  – коволюм;

$R_0, R$  – удельная газовая постоянная и газовая постоянная соответственно;

$\mu, \lambda, D$  – коэффициенты динамической вязкости, теплопроводности, и диффузии газов, соответственно;

$\kappa = \frac{\lambda}{c_p \rho}$  – коэффициент температуропроводности,

$m$  – пористость смеси (объем пустот в единице объема) или массовая скорость горения пороха, определяемая через параметры газовой фазы;

$a$  – счетная концентрация зерновых пороховых элементов или концентрация исходных продуктов газофазных реакций в зоне горения;

$n$  – число трубок в пучке трубчатого пороха;

$\Pi$  – периметр;

$\psi$  – относительная доля сгоревшего пороха;

$Q$  – теплотворная способность (потенциал) пороха;

$u_1$  – единичная скорость горения пороха;

$2e_1$  – начальная толщина горящего свода;

$d_0, D_0, L_0$  – начальные внутренний, внешний диаметры и длина порохового элемента, соответственно;

$d, D, L$  – текущие внутренний, внешний диаметры и длина порохового элемента, соответственно;

$\sigma(\psi)$  – отношение текущей поверхности горения к первоначальной;

$S$  – переменная площадь сечения зарядной камеры;

$S_{\text{кн}}$  – площадь сечения канала ствола;

$W_{\text{км}}$  – объем зарядной камеры;

$L_{\text{км}}, L_{\text{д}}$  – длины зарядной камеры и канала ствола (полный путь снаряда в стволе при выстреле), соответственно;

$d_{\text{кн}}$  – диаметр канала ствола;

$\omega$  – масса заряда;

$q$  – масса снаряда;

$\Delta$  – плотность заряжания;

$p_{\phi}$  – давление форсирования;

$v_{\text{сн}}$  – скорость снаряда;

$l_{\text{сн}}$  – путь, пройденный снарядом в канале ствола к текущему моменту времени;

$v_{\text{д}}$  – дульная скорость снаряда;

$h$  – шаг по пространству в разностной схеме;

$\tau$  – шаг по времени в разностной схеме;

$v_i$  – проекции вектора скорости газа на координатные оси;

$\vec{n}$  – единичный вектор внешней нормали;

$\alpha_{\text{T}}, q_{\text{T}}$  – коэффициент теплообмена и тепловой поток на поверхности пороха соответственно;

$t_{\text{в}}, t_k, t_g$  – характерное время выстрела, время релаксации  $k$ -фазы и время релаксации газовой фазы зоны горения пороха, соответственно;

$\beta$  – глубина превращения  $k$ -фазы (глубина превращения (выгорания) топлива).

*К задаче внешней баллистики:*

$x$  – дальность в плоскости стрельбы;

$y$  – высота полета снаряда;

$z$  – боковое отклонение;

$\theta$  – угол наклона траектории;

$\psi$  – угол пути;

$V_{\text{к}}$  – скорость центра масс снаряда (земная скорость снаряда);

$V_{\text{пр}}$  – путевая скорость снаряда, приведенная к поверхности уровня орудия;

$S$  – путь, пройденный снарядом по траектории;

$\omega_x$  – аксиальная угловая скорость;

$g$  – ускорение силы тяжести;

$C_{x_{\text{к}}}, C_{y_{\text{к}}}, C_{z_{\text{к}}}$  – коэффициенты составляющих аэродинамической силы по осям траекторной системы координат;

$q$  – скоростной напор воздуха;

$S_M$  – площадь миделева сечения снаряда;

$D$  – калибр снаряда;

$m$  – масса снаряда;

$R_3 = 6371 \cdot 10^3$  м – радиус Земли при аппроксимации ее шаром;

$\Omega_3$  – угловая скорость суточного вращения Земли;

$\Delta\dot{\theta}_3$  – производная дополнительного угла наклона траектории;

$f_{z_k}$  – коэффициент деривации;

$f_z(M)$  – деривационная функция;

$I_x$  – аксиальный момент инерции снаряда;

$l$  – длина снаряда;

$\Delta\dot{\psi}_3$  – производная дополнительного угла пути;

$m_x^{\bar{\omega}_x}$  – коэффициент аэродинамического аксиального демпфирующего момента (момента трения);

$\bar{\omega}_x$  – безразмерное представление аксиальной угловой скорости;

$M$  – число Маха;

$i_x(V_0, \theta)$  – коэффициент аэродинамической формы снаряда;

$C_{x_k}^{ef}(M)$  – эталонный коэффициент сопротивления (выбирается в соответствии с аппроксимацией закона 1943 г.; закона 1958 г. или с результатами собственных расчетов задачи внешнего обтекания);

$\Delta C_{x_k}(\epsilon_w)$ ,  $\Delta C_{y_k}(\epsilon_w)$ ,  $\Delta C_{z_k}(\epsilon_w)$  – отклонения коэффициентов составляющих аэродинамической силы, вызываемые ветром;

$\Delta C_{x_k}(\alpha_{\Pi})$ ,  $\Delta C_{y_k}(\alpha_{\Pi})$ ,  $\Delta C_{z_k}(\alpha_{\Pi})$  – отклонения коэффициентов составляющих аэродинамической силы по осям траекторной системы координат за счет колебаний снаряда относительно центра масс;

$a$  – скорость звука в воздухе;

$\tau(y)$  – распределение фактической виртуальной температуры воздуха по высоте;

$\pi(y)$  – функция давления воздуха;

$\Delta\pi(y)$  – отклонение функции давления воздуха;

$p(y)$  – фактическое давление воздуха ;

$R$  – удельная газовая постоянная воздуха;

$\alpha_{\text{ц}}$  – дирекционный угол (азимут) цели;

$l_{\text{ц}}$  – расстояние от основания головной части до центра масс;

$l_{\text{Г}}$  – длина головной части;

$V$  – воздушная скорость снаряда;

$w(y)$  – распределение скорости ветра по высоте;

$w_{\text{вер}}(y)$  – скорость вертикальных токов воздуха, являющаяся функцией от высоты;

$\alpha_w(y)$  – распределение дирекционных углов ветра по высоте;

$\varepsilon_{w_1}, \varepsilon_{w_2}$  – составляющие угла сноса ветром;

$\alpha_{\text{П}}$  – пространственный угол атаки;

$\alpha_1, \alpha_2$  – составляющие пространственного угла атаки;

$C_x^{\alpha\alpha}$  – вторая производная коэффициента лобового сопротивления воздуха по пространственному углу атаки;

$C_y^{\alpha}(M)$  – производная коэффициента нормальной силы по пространственному углу атаки;

$C_z^{\alpha\bar{\omega}_x}(M)$  – смешанная производная коэффициента силы Магнуса.

$\omega_1, \omega_2$  – составляющие экваториальной угловой скорости снаряда в проекциях на оси системы координат, связанной с углом тангажа;

$m_1, m_2$  – коэффициенты составляющих аэродинамического момента по осям системы координат, связанной с углом тангажа;

$I_z$  – экваториальный центральный момент инерции снаряда;

$m_z^{\alpha}(M)$  – производная коэффициента опрокидывающего (стабилизирующего) момента по пространственному углу атаки;

$m_y^{\alpha\bar{\omega}_x}(M)$  – смешанная производная коэффициента момента Магнуса;

$m_{\omega_3}^{\bar{\omega}_3}(M)$  – вращательная производная коэффициента экваториального

демпфирующего момента;

$\delta$  – угол нутации снаряда;

$\delta_1, \delta_2$  – составляющих угла нутации.

*К задаче напряженно-деформированного состояния и бронепробития:*

$E$  – модуль упругости;

$G_0$  – модуль сдвига;

$\nu$  – коэффициент Пуассона;

$\sigma_{\alpha\beta}$  – компоненты тензора напряжений,  $\alpha, \beta, \gamma \in \{x, y, z\}$ ;

$\varepsilon_{\alpha\beta}$  – компоненты тензора деформации,  $\alpha, \beta, \gamma \in \{x, y, z\}$ ;

$\sigma_{II}$  – предел текучести, определяемый по модели Джонсона-Кука;

$A$  – начальный предел текучести в модели Джонсона-Кука;

$B$  – константа твердости в модели Джонсона-Кука;

$C$  – константа скорости деформации в модели Джонсона-Кука;

$\dot{\varepsilon}_0$  – относительная скорость деформации в модели Джонсона-Кука;

$T$  – температура;

$T_m$  – температура плавления в модели Джонсона-Кука;

$T_r$  – нормальная температура в модели Джонсона-Кука;

$n$  – коэффициент твердости в модели Джонсона-Кука;

$m$  – показатель теплового размягчения в модели Джонсона-Кука;

$\dot{\varepsilon}_{\alpha\beta}$  – компоненты тензора скоростей деформации,  $\alpha, \beta, \gamma \in \{x, y, z\}$ ;

$\rho$  – плотность;

$E$  – внутренняя энергия;

$S_{\alpha\beta}$  – компонента девиатора тензора напряжений,  $\alpha, \beta, \gamma \in \{x, y, z\}$ ;

$\delta_{\alpha\beta}$  – символ Кронекера;



$\Gamma$  – коэффициент Грюнайзена;

$c_0$  – скорость звука в материале;

*K* задаче осколочного действия снаряда:

$u$  – скорость разлета осколков;

$M$  – масса оболочки снаряда;

$m_{ВВ}$  – масса ВВ снаряда;

$Q$  – теплота взрывчатого разложения;

$E$  – энергия;

$R$  – радиус оболочки снаряда;

$W$  – объем оболочки снаряда;

$\rho$  – плотность оболочки снаряда;

$k_{пд}$  – показатель уравнения изоэнтропы ПД;

$N$  – параметр геометрической формы взрыва;

$A_f$  – энергия разрушения единицы объема материала;

$A_{fc}$  – статическая энергия разрушения единицы объема материала;

$\mathbf{w}$  – вектор скорости ветра;

$\mathbf{V}$  – вектор скорости снаряда;

$\Omega_k$  – угловая скорость вращения снаряда;

$W_{кр}$  – минимальная убойная энергия осколка;

$Tr$  – траектория движения осколка.

**СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ**

1. Русяк И.Г., Ушаков В.М. Внутрикамерные гетерогенные процессы в ствольных системах. – Екатеринбург: УрО РАН, 2001. – 259 с.
2. Русяк И.Г., Липанов А.М., Ушаков В.М. Физические основы и газовая динамика горения порохов в артиллерийских системах. – М. Ижевск: Институт компьютерных исследований, 2016. – 456 с.
3. Хоменко Ю.П., Ищенко А.Н., Касимов В.З. Математическое моделирование внутрибаллистических процессов в ствольных системах. – Новосибирск: Издательство СО РАН, 1999. – 256 с.
4. Кэрт Б.Э. Математическое моделирование динамики газожидкостных тепломеханических систем ракетно-артиллерийской техники. Ч.1. Внутренняя баллистика многополосных механизмов. – СПб.: Балт. гос. техн. ун-т, 2010. – 201 с.
5. Захаренков В.Ф. Внутренняя баллистика и автоматизация проектирования артиллерийских орудий. – СПб.: Балт. гос. техн. ун-т, 2010. – 276 с.
6. Семенов И.В., Меньшов И.С., Уткин П.С., Ахмедьянов И.Ф. Барс-1МП – программный комплекс для численного исследования внутрибаллистических процессов на многопроцессорных ЭВМ // Известия высших учебных заведений. Физика. 2013. Т. 56. № 6-3. С. 61-63.
7. Gough P.S. Interior Ballistics Modeling: Extensions to the One-Dimensional ХКТС Code and Analytical Studies of Pressure Gradient for Lumped Parameter Codes // U.S. Army Research Laboratory Contract Report ARL-CR-460. 2001. 171 p.
8. Longuet B., Pieta P.D., Franco P., Legeret G., Papy A., Boisson D., Reynaud C., Millet P., Taiana E., Carrere A. Mobidic-NG: a 1D/2D CFD code suitable for interior ballistics and vulnerability modelling // Proc. of 22nd International Symposium on Ballistics. Vancouver, Canada, November, 2005. P. 362–371.

9. Woodley C., Carriere A., Franco P., Groger T., Hensel D., Nussbaum J., Kelzenberg S., Longuet B. Comparisons of internal ballistics simulations of the AGARD gun // Proc. of 22nd International Symposium on Ballistics. Vancouver, Canada, November 2005. P. 338–346.
10. Heiser R. Prediction of the performance of modern interior ballistics propulsion systems by standard code // Proc. of 18th International Symposium on Ballistics. San Antonio, USA, November 2005. P. 220–227.
11. Hordijk A.C., Leurs O. Gun barrel erosion – comparison of conventional and LOVA gun propellants // J. Pressure Vessel Technol. 128(2). P. 246-250.
12. Nyberg H. Evaluation of gun propelling charge performance during the life cycle by statistical utilization of data collected in test and troop gun firings // Doctoral Dissertation. Helsinki University of Technology [Электронный ресурс]. – URL: <http://lib.tkk.fi/Diss/2009/isbn9789512297221> (дата обращения: 18.08.2016).
13. Miura H., Matsuo A., Nakamura Y. Multi-Dimensional Simulation on Ignition Stage of Granular Solid Propellant Varying Primer Configuration // Energetic Material Synthesis and Combustion Characterization for Chemical Propulsion, Begell House Inc. 2008. P. 507-522.
14. Ying S., Zhang X., Yuan Y., Wang Y. The mechanism analysis of interior ballistics of serial chamber gun // Proc. of the 22nd International Symposium on Ballistics, Vancouver, BC, Canada, 14-15 Nov. 2005. P. 284-291.
15. Коновалов А.А., Николаев Ю.В. Внешняя баллистика. – М.: ЦНИИ информации, 1979. – 228 с.
16. Дмитриевский А.А., Лысенко Л.Н. Внешняя баллистика. – М.: Машиностроение, 2005. – 608 с.
17. Физика взрыва / Под ред. Л. П. Орленко. – Изд. 3-е, испр. – В 2 т. Т. 1. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2004. – 832 с.
18. Частные вопросы конечной баллистики / В.А. Григорян, А.Н. Белобородько, Н.С. Дорохов и др.; Под ред. В.А. Григоряна. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2006. – 592 с.

19. Средства поражения и боеприпасы: Учебник / А.В. Бабкин, В.А. Велданов, Е.Ф. Грязнов, и др.; Под общ. ред. В.В. Селиванова. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2008. – 984 с.
20. Балаганский И.А., Мержиевский Л.А. Действие средств поражения и боеприпасов. – Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2004. – 408 с.
21. Функции AutoCAD // Autodesk 2014 [Электронный ресурс]. – URL: <http://www.autodesk.ru/products/autocad/overview> (дата обращения: 18.08.2016).
22. Система трехмерного моделирования // АСКОН [Электронный ресурс]. – URL: <http://kompas.ru/> (дата обращения: 16.05.2016).
23. ЛИРА-САПР 2013 R4 // ООО «Лири сервис» [Электронный ресурс]. – URL: <http://www.liraland.ru/> (дата обращения: 16.05.2016).
24. Autodyn Documentation. ANSYS Autodyn User's Manual. Release 15.0. ANSYS, Inc. 2013. [Электронный ресурс]. – URL: <http://148.204.81.206/ANSYS/150/> (дата обращения: 16.05.2016).
25. The Open Source Computational Fluid Dynamic // OpenCFD Ltd. [Электронный ресурс]. – URL: <http://www.openfoam.com/> (дата обращения: 16.05.2016).
26. Программные коды 3D инженерного анализа. Пакет программ ЛОГОС // ФГУП “РФЯЦ-ВНИИЭФ” [Электронный ресурс]. – URL: <http://www.vniief.ru/> (дата обращения: 16.05.2016).
27. Virtual Battlespace 3 // Bohemia Interactive [Электронный ресурс]. – URL: <https://bisimulations.com/virtual-battlespace-3> (дата обращения: 16.05.2016).
28. ArcGIS // ESRI [Электронный ресурс]. – URL: <http://www.esri.com/> (дата обращения: 16.05.2016).
29. Центры боевой подготовки // ООО «РусБИТех» [Электронный ресурс]. – URL: <http://www.rusbitech.ru> (дата обращения: 16.05.2016)
30. Веркиенко А.Ю. Разработка и исследование оптико-электронных преобразователей координат для стрелковых тренажеров: автореф. дис....

- канд. тех. наук: 05.11.13 / Веркиенко Александр Юрьевич. – Ижевск, 2000. – 17 с.
31. Чеботарев А.С., Кудряшов В.Н., Гудзь Г.Ф. ОКБ МЭИ: АПК «Виртуальный полигон» // Национальная оборона [Электронный ресурс]. – URL: <http://www.oborona.ru/includes/periodics/defense/2011/0712/13056893/detail.shtml> (дата обращения: 16.05.2016)
  32. NeoAxis 3D Engine // NeoAxis. 2008 – 2014 [Электронный ресурс]. URL: <http://www.neoaxis.com/ru> (дата обращения: 18.08.2016).
  33. Русяк И.Г., Ищенко А.Н., Суфиянов В.Г., Касимов В.З., Ермолаев М.А., Широков В.М. Анализ динамики внутрибаллистических характеристик с использованием программного комплекса моделирования артиллерийского выстрела // Фундаментальные и прикладные проблемы науки. – Т.2. – Материалы VII международного симпозиума (11-13 сентября 2012 года). – М.: РАН, 2012. – С. 245-252.
  34. Русяк И.Г., Суфиянов В.Г., Ермолаев М.А. Математическая модель внутрикамерных гетерогенных процессов в артиллерийских системах // Фундаментальные и прикладные проблемы науки. Т.2. Материалы VII международного симпозиума (11-13 сентября 2012 года). – М.: РАН, 2012. – С. 253-264.
  35. Русяк И.Г., Суфиянов В.Г., Ермолаев М.А. Постановка сопряженных задач газовой динамики, воспламенения и горения порохов в артиллерийских системах // Фундаментальные и прикладные проблемы науки. Т.2. Материалы VII международного симпозиума (11-13 сентября 2012 года). – М.: РАН, 2012. – С. 265-276.
  36. Русяк И.Г., Суфиянов В.Г., Ермолаев М.А. Информационные технологии визуального моделирования внутрибаллистических процессов // Научно-технический журнал Вопросы оборонной техники. Серия 14. 2012. С. 77-82.
  37. Русяк И.Г., Ищенко А.Н., Касимов В.З., Суфиянов В.Г., Ермолаев М.А., Широков В.М. Математическая модель газовой динамики, постепенного воспламенения, нестационарного и эрозийного горения порохов в

- артиллерийских системах // Материалы XXIII Всероссийского семинара по струйным, отрывным и нестационарным течениям с международным участием. – Томск: НИУТПУ, 2012. – С. 265-276.
38. Русяк И.Г., Ищенко А.Н., Касимов В.З., Суфиянов В.Г., Саморокова Н.М., Ермолаев М.А. Программный комплекс визуализации результатов моделирования артиллерийского выстрела // Материалы XXIII Всероссийского семинара по струйным, отрывным и нестационарным течениям с международным участием. – Томск: НИУТПУ, 2012. – С. 245-252.
39. Королев Д.А., Суфиянов В.Г. Нейроэволюционный подход к оптимизации внутренней структуры нейронных сетей // Вестник Тихоокеанского государственного университета. 2007. № 4. С. 107-122.
40. Rusyak I., Sufiyanov V., Ermolaev M. Software Modeling of Artillery Shot // 4th International Conference on Military Technologies, ICMT-2013, May 22-23. 2013. Brno. Czech Republic. P. 91-100.
41. Русяк И.Г., Ищенко А.Н., Касимов В.З., Суфиянов В.Г., Ермолаев М.А. Программный комплекс моделирования артиллерийского выстрела // Известия высших учебных заведений. Физика. 2013. Т. 56. № 6-3. С. 51-57.
42. Tenenev V.A., Rusyak I.G., Sufiyanov V.G., Ermolaev M.A., Nefedov D.G. Construction of Approximate Mathematical Models on Results of Numerical Experiments // Вестник Южно-Уральского государственного университета. Серия: Математическое моделирование и программирование. 2015. Т. 8. № 1. С. 76-87.
43. Липанов А.М., Вагин А.В., Русяк И.Г., Суфиянов В.Г. Моделирование различных стадий процесса выстрела и полигонных испытаний артиллерийских систем // VIII Всероссийская конференция «Внутрикамерные процессы и горение в установках на твердом топливе и ствольных системах» (ICOS'2014). – Ижевск, 2014. – С. 194-212.

44. Липанов А.М., Вагин А.В., Русяк И.Г., Суфиянов В.Г. К вопросу о моделировании полигонных испытаний артиллерийских систем // Известия Российской академии ракетных и артиллерийских наук. 2014. № 4. С. 46-52.
45. Rusyak I., Sufiyarov V., Korolev S., Ermolaev M. Software complex for simulation of internal and external ballistics of artillery shot. – 5th International Conference on Military Technologies, ICMT 2015. V. Krivanek (eds). 19-21 May 2015. Brno. Czech Republic. University of Defense. P. 9-17.
46. Вагин А.В., Липанов А.М., Русяк И.Г., Суфиянов В.Г. Имитационное моделирование осколочного поля при срабатывании снаряда на траектории // Известия Российской академии ракетных и артиллерийских наук. 2015. № 4. С. 15-20.
47. Липанов А.М., Русяк И.Г., Тененев В.А., Суфиянов В.Г. Математическое моделирование разлета осколков при срабатывании снаряда на траектории // Известия Российской академии ракетных и артиллерийских наук. 2015. № 3. С. 79-84.
48. Суфиянов В.Г., Дюпин Д.С., Ермолаев М.А., Сайранов А.С. Использование визуальных технологий при проектировании мишенной обстановки на полигоне // Вопросы оборонной техники. Серия 14. Вып. 2. – М.: НТЦ «Информтехника», 2015. С. 159-163.
49. Суфиянов В.Г., Русяк И.Г., Королев С.А., Белобородов М.Н., Фурсов Ю.С. Моделирование разлета осколков и определение зон поражения при подрыве осколочно-фугасного снаряда // Вопросы оборонной техники. Серия 14. Вып. 2. – М.: НТЦ «Информтехника», 2015. – С. 175-181.
50. Суфиянов В.Г. Математическое моделирование напряженно-деформированного состояния ствола при выстреле // Интеллектуальные системы в производстве. – № 3. – Ижевск: Изд-во ИжГТУ, 2016. – С. 3-18.
51. Суфиянов В.Г. Комплексная физико-математическая модель процесса артиллерийского выстрела // Интеллектуальные системы в производстве. – № 3. – Ижевск: Изд-во ИжГТУ, 2016. – С. 43-50.

52. Суфиянов В.Г. Разработка визуальных технологий для проектирования и отработки артиллерийских систем на основе комплексной физико-математической модели выстрела // Сборник материалов докладов V Всероссийской научно-технической конференции “Фундаментальные основы баллистического проектирования – 2016”. – СПб.: Изд-во БГТУ «Военмех» им. Д.Ф. Устинова, 2016. – С. 242-243.
53. Описание программного обеспечения “Виртуальный испытательный комплекс моделирования артиллерийского выстрела” [Текст]: отчет о НИР: 13-01-00691 / ФГБОУ ВПО «ИжГТУ имени М.Т. Калашникова»; рук.: акад. Липанов А. М.; исполн.: Русяк И. Г., Ермолаев М.А., Суфиянов В.Г. [и др.]. – Ижевск, 2011. – 168 с. – № ГР 0365100014111001033-0005469-01.
54. Исследование механизмов возникновения аномальных физических явлений, сопровождающих процесс артиллерийского выстрела [Текст]: отчет о НИР: 13-01-00691 / ФГБОУ ВПО «ИжГТУ имени М.Т. Калашникова»; рук.: акад. Липанов А. М.; исполн.: Русяк И. Г., Ермолаев М.А., Суфиянов В.Г. [и др.]. – Ижевск, 2014. – 110 с. – № ГР 01201358987.
55. Разработка программного обеспечения виртуальной имитационной модели артиллерийского выстрела на основе компьютерных технологий математического моделирования внутрикамерных процессов и движения снаряда на внешнебаллистической траектории, включая особенности взаимодействия боеприпаса с объектом поражения. Этап 1 «Разработка программно-вычислительного комплекса представления результатов вычислительного эксперимента, связанного с процессами, сопровождающими явление артиллерийского выстрела» (СЧ ОКР «Модельер 1») [Текст]: отчет о СЧ ОКР: 256.3145.К14 / ФГБОУ ВПО «ИжГТУ имени М.Т. Калашникова»; рук.: акад. Липанов А. М., Вагин А.В.; исполн.: Русяк И.Г., Белобородов М.Н., Суфиянов В.Г., Ермолаев М.А. [и др.]. – Ижевск, 2014. – 274 с.
56. Разработка программного обеспечения виртуальной имитационной модели артиллерийского выстрела на основе компьютерных технологий



- математического моделирования внутрикамерных процессов и движения снаряда на внешнебаллистической траектории, включая особенности взаимодействия боеприпаса с объектом поражения. Этап 2 «Разработка виртуального испытательного стенда артиллерийской установки и визуализация процессов, сопровождающих явление артиллерийского выстрела» (СЧ ОКР «Модельер 1») [Текст]: отчет о СЧ ОКР: 256.3145.К14 / ФГБОУ ВПО «ИжГТУ имени М.Т. Калашникова»; рук.: акад. Липанов А. М., Вагин А.В.; исполн.: Русяк И.Г., Белобородов М.Н., Суфиянов В.Г., Ермолаев М.А. [и др.]. – Ижевск, 2014. – 226 с.
57. Моделирование разлета осколков и повышение точности определения зон поражения при срабатывании артиллерийского снаряда с учетом рассеивания характеристик. Этап 1 «Разработка программного комплекса представления результатов имитационного моделирования осколочного действия артиллерийских снарядов» [Текст]: отчет о НИОКР: 256.3913.Н-45Б.К15 / ФГБОУ ВПО «ИжГТУ имени М.Т. Калашникова»; рук.: акад. Липанов А. М., Вагин А.В.; исполн.: Русяк И.Г., Белобородов М.Н., Суфиянов В.Г., Ермолаев М.А. [и др.]. – Ижевск, 2015. – 118 с.
58. Разработка элементов информационно-аналитической подсистемы ПАК РАВПН, в том числе программного обеспечения расчета параметров обтекания воздушными потоками боеприпасов и летательных аппаратов, визуализации процессов функционирования боеприпасов (шифр «Ориентация»). Этап 1 «Разработка эскизного проекта программно-вычислительного комплекса визуализации и моделирования полигонных стрельбовых испытаний ракетно-артиллерийского вооружения с подвижного носителя (ПАК РАВ ПН)» (СЧ ОКР «Ориентация») [Текст]: отчет о СЧ ОКР: СЧ ОКР 256.4087.Н-43Б.К15 / ФГБОУ ВПО «ИжГТУ имени М.Т. Калашникова»; рук.: акад. Липанов А. М., Вагин А.В.; исполн.: Русяк И.Г., Белобородов М.Н., Суфиянов В.Г., Ермолаев М.А. [и др.]. – Ижевск, 2015. – 84 с.

59. Разработка программного обеспечения виртуальной имитационной модели артиллерийского выстрела на основе компьютерных технологий математического моделирования внутрикамерных процессов и движения снаряда на внешнебаллистической траектории, включая особенности взаимодействия боеприпаса с объектом [Текст]: отчет о НИР: / ФГБОУ ВПО «ИжГТУ имени М.Т. Калашникова»; рук.: академик Липанов А.М.; исполн.: Русяк И.Г., Кетова К.В., Суфиянов В.Г. [и др.]. – Ижевск, 2014. – 116 с. – № ГР ПСР/М2/Н2.1/ЛАМ, ПСР/М2/Н2.2/ЛАМ
60. Русяк И.Г., Суфиянов В.Г., Ермолаев М.А. Программа расчета внутренней баллистики выстрела для зерненного заряда в газодинамической постановке. – Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2014661855. Зарегистрировано в Реестре программ для ЭВМ 18.11.2014 года.
61. Русяк И.Г., Суфиянов В.Г., Ермолаев М.А. Программа для расчета внутренней баллистики выстрела для трубчатого заряда в газодинамической постановке. – Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2015661546. Зарегистрировано в Реестре программ для ЭВМ 29.10.2015 года.
62. Русяк И.Г., Суфиянов В.Г., Ермолаев М.А. Программа для расчета внутренней баллистики выстрела для комбинированного заряда в газодинамической постановке. – Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2016619601. Зарегистрировано в Реестре программ для ЭВМ 24.08.2016 года.
63. Русяк И.Г., Королев С.А., Суфиянов В.Г., Нефедов Д.Г. Программа для расчета параметров рассеивания снарядов и определения зоны безопасности при стрельбе. – Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 201619602. Зарегистрировано в Реестре программ для ЭВМ 24.08.2016 года.
64. Русяк И.Г., Суфиянов В.Г. Визуализация зон поражения и разлета осколков при срабатывании снаряда на траектории. – Свидетельство о

- государственной регистрации программы для ЭВМ № 201619603. Зарегистрировано в Реестре программ для ЭВМ 24.08.2016 года.
65. Сурмин Ю.П. Теория систем и системный анализ: Учебное пособие. – Киев: МАУП, 2003. – 368 с.
  66. Bertalanffy L. General System Theory: Foundations, Development, Applications. – New York, 1968. – 289 p.
  67. Романов В.Н. Системный анализ для инженеров. – СПб.: СЗГЗТУ, 2006. – 186 с.
  68. Системный анализ и управление / В.С. Анфилатов, А.А. Емельянов, А.А. Кукушкин; Под ред. А.А. Емельянова. – М.: Финансы и статистика, 2002. – 368 с.
  69. Волкова В.Н. Теория систем и системный анализ / В.Н. Волкова, А.А. Денисов. – М.: Издательство Юрайт, 2014. – 616 с.
  70. Клиланд Д., Кинг В. Системный анализ и целевое управление. – М.: «Советское радио», 1974. – 280 с.
  71. Гиг Дж. Прикладная общая теория систем. – М.: Мир, 1981. – 336 с.
  72. ГОСТ 16504-81 Система государственных испытаний продукции. Испытания и контроль качества продукции. Основные термины и определения. – М.: Издательство стандартов, 1991. – 48 с.
  73. Орлов Б.В., Ларман Э.К., Маликов В.Г. Устройство и проектирование стволов артиллерийских орудий. – М.: Машиностроение, 1976. – 432 с.
  74. Проектирование ракетных и ствольных систем // Б.В. Орлов, Ю.И. Топчеев, В.Ф. Устинов, В.В. Алферов, А.И. Бакулин, В.А. Светлицкий, А.Е. Хворостин / Под ред. проф. Орлова Б.В. – М.: Машиностроение, 1974. – 828 с.
  75. Дерябин П.Н., Краснов М.Н. Маркировка боеприпасов артиллерии: Учебное пособие. – Пенза: ПАИИ, 1999 – 40 с.
  76. Генки Ю.В. Конструкция артиллерийских выстрелов: учебное пособие / Ю.В. Генкин, Я.О. Павлов, М.А. Преображенская. – СПб.: Балт. гос. техн. ун-т, 2012. – 114 с.

77. Никулин Е.Н. Оценка эффективности действия бронебойных подкалиберных и осколочных снарядов на базе вычислительного эксперимента. – СПб.: Балт. гос. техн. ун-т, 2010. – 148 с.
78. Чубасов В.А. Основы конструкции средств поражения и боеприпасов: тексты лекций. – СПб.: Балт. гос. техн. ун-т, 2011. – 176 с.
79. Методы измерений и измерительные приборы: учебное пособие / И.А. Новиков, О.Г. Агошков, С.А. Мешков, М.Ю. Кукин. – СПб.: Балт. гос. техн. ун-т., 2009. – 184 с.
80. Руденко В.Л., Палехов О.Н., Абушкевич В.И. Новый метод измерения внутрибаллистического давления в ствольных системах // Химическая физика и мезоскопия. 2006. Т. 8. № 3. С. 321-326.
81. Комплекс аэрологический многофункциональный РАМ-1, РАМ-2 // ООО «Аэроприбор» [Электронный ресурс]. – URL: <http://www.метеофронт.рф> (дата обращения: 16.05.2016).
82. Малогабаритная ОПС // ТПК «ЛИНКОС» [Электронный ресурс]. – URL: <http://www.linkos-tcp.ru> (дата обращения: 16.06.2016).
83. Основы проектирования и расчета следящих систем / В.И. Смирнова, Ю.А. Петров, В.И. Рязанцев. – М.: Машиностроение, 1983. – 295 с.
84. Траекторные измерения // ООО «Альвекс» [Электронный ресурс]. – URL: <http://alvex.spb.ru/> (дата обращения: 16.06.2016).
85. Хромых В.В., Хромых О.В. Цифровые модели рельефа: Учебное пособие. – Томск: Изд-во «ТМЛ-Пресс», 2007. – 178 с.
86. О единых государственных системах координат: [Постановление Правительства Российской Федерации № 1463 от 28 декабря 2012 г.] // Российская газета [Электронный ресурс]. – URL: <https://rg.ru/2013/01/08/koordinaty-site-dok.html> (дата обращения: 16.06.2016).
87. Параметры земли 1990 года (ПЗ-90.11): Справочный документ// Военно-топографическое управление Генерального штаба Вооруженных сил Российской Федерации [Электронный ресурс]. – URL: [structure.mil.ru/files/pz-90.pdf](http://structure.mil.ru/files/pz-90.pdf) (дата обращения: 16.06.2016).

88. Комаровский Ю.А. Использование различных референц-эллипсоидов в судовождении: Учеб. пособие. – Владивосток: Мор. гос. ун-т, 2005. – 341 с.
89. ГОСТ 32453-2013 Глобальные навигационные спутниковые системы. Системы координат. Методы преобразования координат определяемых точек. – М.: Стандартинформ, 2014. – 16 с.
90. Department of Defense World Geodetic System 1984. Its Definition and Relationships With Local Geodetic Systems. Technical Report NIMA TR8350.2 // National imagery and mapping agency [Электронный ресурс]. – URL: <http://earth-info.nga.mil/GandG/publications/tr8350.2/wgs84fin.pdf> (дата обращения: 16.06.2016).
91. IOGP Publication 373-7-2. Coordinate Conversions and Transformations including Formulas. Geomatics Guidance Note Number 7, part 2 // IOGP [Электронный ресурс]. – URL: <http://www.iogp.org/pubs/373-07-3.pdf> (дата обращения: 16.06.2016).
92. QGIS - свободная географическая информационная система с открытым кодом // OSGeo. 2014 [Электронный ресурс]. – URL: <http://www.qgis.org/ru/site/> (дата обращения: 18.08.2016).
93. Global Mapper // Blue Marble Geographics. 2014 [Электронный ресурс]. – URL: <http://www.globalmapper.com/> (дата обращения: 18.08.2016).
94. Устройство оружия и его боевое применение: учебник: в 2 ч. / И. Ю. Лепешинский, В. В. Глебов, Е. В. Брусникин, Д. В. Погодаев [и др.]. Ч.2. – Омск: Изд-во ОмГТУ, 2012. – 225 с.
95. Широкопад А.Б. Энциклопедия отечественной артиллерии / Под. общ. ред. А.Е. Тараса. – М.: Харвест, 2014. — 1155 с.
96. Алешин Н.А., Коновалов С.С. 152-мм пушка 2А36. Основы устройства и подготовки к боевому применению. – М.: Военная артиллерийская ордена Ленина Краснознаменная Академия им. М.И. Калинина, 1992. – 47 с.
97. Перечень выпускаемой продукции специальным конструкторским бюро измерительной аппаратуры // ФКП «Нижнетагильский институт испытания

- металлов» [Электронный ресурс]. – URL: <http://www.ntiim.ru> (дата обращения: 18.08.2016).
98. Серебряков М.Е. Внутренняя баллистика ствольных систем и пороховых ракет. – М.: Оборонгиз, 1962. – 705 с.
99. Гальвитц У. Артиллерийские пороха и заряды / Пер.с нем. Б.А. Мигрина // Под ред. д.т.н. К.К. Снитко. – М.: Оборонгиз, 1950. – 195 с.
100. Русяк И.Г., Ермолаев М.А. Математическое компьютерное моделирование внутренней баллистики артиллерийского выстрела // Химическая физика и мезоскопия. 2014. Т. 16. № 4. С. 530-539.
101. Русяк И.Г., Ермолаев М.А. К вопросу о решении сопряженной задачи газовой динамики, воспламенения и горения порохов в условиях артиллерийского выстрела // Компьютерные исследования и моделирование. 2014. Т. 6, № 1. С. 99-106.
102. Русяк И.Г., Ермолаев М.А. Анализ влияния различных факторов на характеристики артиллерийского выстрела // Вестник ИжГТУ им. М.Т. Калашникова. 2014. № 4 (64). С. 162-156.
103. Аэров М.Э., Тодес О.М. Гидравлические и тепловые основы работы аппаратов со стационарным и кипящим зернистым слоем. – Л.: Химия, 1968. – 510 с.
104. Горбис З. Р. Теплообмен и гидромеханика дисперсных сквозных потоков. – М.: Энергия, 1970. – 423 с.
105. Гольдштик М.А. Теория концентрированных дисперсных систем // Мат-лы Междунар. школы по процессам переноса в неподвижных и псевдооживленных зернистых слоях. – Минск, 1977. – С. 49–84.
106. Кутателадзе С. С., Боришанский В. Н. Справочник по теплопередаче. – Л.-М.: Гостехиздат, 1959. – 414 с.
107. Исаченко В. П., Осипова В. А., Сукомел А. С. Теплопередача. – М.: Энергоиздат, 1981. – 416 с.
108. Гинзбург И. П. Теория сопротивления и теплопередачи. – Л.: Изд-во ЛГУ. 1970. – 375 с.

109. Соркин Р. Е. Газотермодинамика ракетных двигателей на твердом топливе. – М.: Наука, 1967. – 368 с.
110. Станюкович К. П. Неустановившиеся движения сплошной среды. – М.: Наука, 1971. – 854 с.
111. Мержанов А. Г., Дубовицкий Ф. И. К теории стационарного горения пороха // ДАН СССР. 1959. Т. 129. №1. С. 153-157.
112. Вилюнов В. Н. К математической теории стационарной скорости горения конденсированного вещества // ДАН СССР. 1961. Т. 136. №1. С. 136-139.
113. Ленуар Ж., Робийяр Дж. Математический метод определения параметров эрозийного горения в ракетных двигателях на твердом топливе // Вопросы горения ракетных топлив / Под ред. В. А. Попова. М.: ИЛ. 1959. С. 405–413.
114. Каракозов Г. К. Автореферат дис. ... канд. техн. наук. – М.: ЦНИИХМ, 1964. – 240 с.
115. Лойцянский Л. Г. Механика жидкости и газа. – М.: Наука, 1973. - 847 с.
116. Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике // Под ред. В. К. Кошкина. – М.: Машиностроение, 1975. – 623 с.
117. Нох В. Ф. СЭЛ – совместный эйлерово-лагранжев метод для расчета нестационарных двумерных задач // Вычислительные методы в гидродинамике. – М.: Мир, 1967. – С. 128–189.
118. Neimann J., Richtmyer R. A method for the numerical calculation of hydrodynamic shocks // J. Apple Phys. 1950. V. 21, N 3. P. 232–237.
119. Рихтмайер Р., Мортон К. Разностные методы решения краевых задач. – М.: Мир, 1972. – 418 с.
120. Марчук Г. И. Методы вычислительной математики. – М.: Наука, 1980. – 534 с.
121. Годунов С. К., Рябенький В. С. Разностные схемы. – М.: Наука, 1973. – 400 с.
122. Прочность. Устойчивость. Колебания: Справочник в трех томах. Т. 1 / Под общ. ред. И.А. Биргера, Я.Г. Пановко. – М.: Машиностроение, 1968. – 829 с.

123. Ландау Л.Д., Лифшиц Е.М. Теоретическая физика. Т. VII. Теория упругости. – М.: Наука, Гл. ред. физ.-мат. лит., 1987. – 248 с.
124. Самуль В.И. Основы теории упругости и пластичности. – М.: Высшая школа, 1982. – 264 с.
125. Johnson G. R., Cook W. H. A constitutive model and data for metals subjected to large strains, high strain rates and high temperatures // Proc. of 7th Symposium on Ballistics, Hague, Netherlands, 1983. P. 541-547.
126. Johnson GR, Cook W.H. Fracture characteristics of three metals subjected to various strains, strain rates, temperatures and pressures // Engineering Fracture Mechanics. 1985. Vol. 21. P. 31-48.
127. Титов А.В. Теория пластичности / А.В.Титов, А.О. Фанифатов, Е.В. Затеруха; под ред. Г.А. Данилина. – СПб.: Балт. гос. тех. ун-т, 2014. – 111 с.
128. Новацкий В. К. Волновые задачи теории пластичности. – М.: Мир, 1978. – 309 с.
129. Программные продукты ANSYS [Электронный ресурс] // Группа компаний "ПЛИМ Урал" - "Делкам-Урал" – URL: <http://www.cae-expert.ru/product/overview> (дата обращения 20.01.2015).
130. Белов Г. Использование программного комплекса ANSYS Autodyn при расчете средств защиты на воздействие от взрыва и баллистического удара // «ANSYS Advantage. Русская редакция». – № 10. – 2009. – с. 5-10. – URL: <http://www.ANSYSadvantage.ru/> (дата обращения: 16.05.2016).
131. Паршиков А.Н. Численный метод SPH, использующий соотношения распада разрывов, и его применение в механике деформируемых гетерогенных сред: дис. ... д-ра. тех. наук: 05.11.13 / Паршиков Анатолий Николаевич. – Москва, 2013. – 202 с.
132. Monaghan J. J. SPH and Riemann Solvers // J. Comp. Phys. 1997. Vol. 136. P. 298.
133. Cleary P. W., Monaghan J.J. Conduction Modeling Using Smoothed Particle Hydrodynamics. // J. Comp. Phys. 1999. Vol. 148. P. 227.



134. Gingold R. A., Monaghan J. J., Kernel Estimates as a Basis for General Particle Methods in Hydrodynamics // J. Comp. Phys. 1982 Vol. 46. P. 429.
135. Зенкевич О.С., Морган К. Конечные элементы и аппроксимация. – М.: Мир, 1986. – 318 с.
136. Галлагер Р. Метод конечных элементов. Основы. – М.: Мир, 1984. – 428 с.
137. Норри Д., Фриз Ж. Введение в метод конечных элементов. – М.: Мир, 1981. – 304 с.
138. Сегерлинд Л.Дж. Применение метода конечных элементов. – М.: Мир, 1979. – 392 с.
139. ГОСТ 20058-80 Динамика летательных аппаратов в атмосфере. Термины, определения и обозначения. – М.: Издательство стандартов, 1980. – 52 с.
140. ГОСТ 4401-81 Атмосфера стандартная. Параметры. Межгосударственный стандарт. – М.: ИПК издательство стандартов, 1981. – 181 с.
141. Правдин В.М., Шанин А.П. Баллистика неуправляемых летательных аппаратов. – Снежинск: РФЯЦ-ВНИИТФ, 1999. – 496 с.
142. Русяк И.Г., Карпов А.И., Королев С.А., Карсканов С.А. Расчет траектории движения снаряда в атмосфере с учетом гидродинамики его обтекания. // Вопросы оборонной техники. Серия 14. – М.: НТЦ «Информтехника», 2015. – Вып. 2. – С. 130-141.
143. Самарский А.А., Гулин А.В. Численные методы. – М.: Наука, 1989. – 432 с.
144. Вержбицкий В.М. Основы численных методов. – М.: Высшая школа, 2009. – 848 с.
145. Verner J.H. Some Runge-Kutta formula pairs. – SIAM J. Numer. Anal. – 28. – 1991. – P. 496–511.
146. Hairer E., Nørsett S.P., Wanner G. Solving Ordinary Differential Equations. Vol. 1. – Berlin: Springer-Verlag, 1991. – 528 p.
147. Липанов А.М., Вахрушев А.В., Федотов А.Ю. Исследование динамического взаимодействия твердых тел методами математического моделирования // Вестник Южно-Уральского государственного университета. Серия:

- Математическое моделирование и программирование. 2015. Т. 8. № 1. С. 53-65.
148. Липанов А.М., Вахрушев А.В., Тененев В.А., Федотов А.Ю. Математическое моделирование динамического взаимодействия твердых тел. Часть 1. Теоретические основы // Химическая физика и мезоскопия. 2014. Т. 16. № 4. С. 513-523.
149. Липанов А.М., Вахрушев А.В., Тененев В.А., Федотов А.Ю. Математическое моделирование динамического взаимодействия твердых тел. Часть 2. Моделирование физического разрушения тел // Химическая физика и мезоскопия. 2015. Т. 17. № 1. С. 73-80.
150. Потапов А. П., Ройз С. И., Петров И. Б. Моделирование волновых процессов методом сглаженных частиц (SPH) // Математическое моделирование. 2009. №7. С. 20-28.
151. Parshikov A. N., Medin S. A., Loukashenko I.I., Milekhin V. A. Improvements in SPH methos by means of interparticle contact algorithm and analysis of perforation tests at moderate projectile velocities. – International Journal of Impact Engineering. 2000. V. 24. P. 779 – 796.
152. Parshikov A. N., Medin S. A. Smoothed particle hydrodynamics using interparticle contact algorithms // Journal of Computational Physics. 2002. no. 180. P. 358-382.
153. Parshikov A. N., Medin S. A., Loukashenkmo I. I., Milekhin V. A. Improvements in SPH Method by means of Interparticle Contact Algorithm and Analysis of Perforation Tests at Moderate Projectile Velicities // Int. J. Impact Eng. 2000. Vol. 24. P. 779.
154. Седов Л.И. Методы подобия и размерности в механике. – М.: Гостехиздат, 1957. – 376 с.
155. Кочин Н.Е., Кибель И.А., Розе Н.В. Теоретическая гидромеханика. 2 Часть. – М.: Изд-во физико-математической литературы, 1963. – 728 с.
156. Харин Ю.С., Степанова М.Д. Практикум на ЭВМ по математической статистике. – Минск: Университетское, 1987. – 304 с.

157. Хастингс Н., Пикок Дж. Справочник по статистическим распределениям. – М.: Статистика, 1980. – 95 с.
158. Рыльский И. А. Лазерное сканирование и цифровая аэрофотосъемка: новый уровень детальности // Геоматика. 2015. № 4. С. 53-56
159. ГИС ПАНОРАМА – Комплекс ведения банка данных цифровых карт // Panorama Group [Электронный ресурс]. – URL: <http://www.gisinfo.ru/products/> (дата обращения: 18.08.2016).
160. Возможности 3ds Max // Autodesk. 2014 [Электронный ресурс]. – URL: <http://www.autodesk.ru/products/3ds-max/overview> (дата обращения: 18.08.2014).
161. Программирование на языке C++ в среде Qt Creator / Е.Р. Алексеев, Г.Г. Злобин, Д.А. Костюк, О.В. Чеснокова, А.С. Чмыхало – М.: ALT Linux, 2015. – 448 с.
162. Шлее М. Qt 5.3. Профессиональное программирование на C++. – СПб.: БХВ-Петербург, 2015. – 929 с.
163. Visual Studio 2010 // Microsoft. 2014 [Электронный ресурс]. – URL: <http://msdn.microsoft.com/> (дата обращения: 18.08.2014).
164. OpenGL. The Industry's Foundation for High Performance Graphics. – URL: <https://www.opengl.org/about/> (дата обращения 30.10.2014).
165. Qwt – Qt widgets for technical applications [Электронный ресурс]. – URL: <http://qwt.sourceforge.net/> (дата обращения 30.10.2015)
166. Слуцкий В.Е., Зайцев А.А. Учет в баллистической подготовке артиллерийского комплекса деформаций ведущего пояска снаряда при выстреле // Труды Нижегородского государственного технического университета им. Р.Е. Алексеева. № 5(107). 2014. С. 154-159.
167. AISI 4000 Series Steel // ASM Aerospace Specification Metals Inc. – URL: <http://asm.matweb.com/> (дата обращения: 16.05.2016).
168. Бартенев О.В. Современный Фортран. – М.: ДИАЛОГ-МИФИ, 2000. – 449 с.

169. Лепеш Г.В., Лепеш А.Г. Исследование математической модели процесса высокоскоростного трения и изнашивания // Техничко-технологические проблемы сервиса. 2015. № 2 (32). С. 60-66.
170. Лепеш Г.В. Иерархический подход при решении задач динамики силового взаимодействия // Техничко-технологические проблемы сервиса. 2015. № 3 (33). С. 49-58.
171. Егоров М.Ю., Парфенов А.Ю., Егоров Д.М. Численное исследование динамики внутрикамерных процессов при срабатывании артиллерийского выстрела // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. 2012. № 32. С. 50-66.
172. Левашов В.Ф., Савицкий В.Я., Хватов Г.А. Определение граничных условий математического моделирования рассеивания снарядов при износе подвижных соединений ствола с люлькой // Труды международного симпозиума Надежность и качество. 2010. Т. I. С. 391-395.
173. Маликов Н.Ш., Слуцкий В.Е. Пространственная модель исследования динамики взаимодействия в системе «орудие - ствол - выстрел» для решения задач точности стрельбы // Труды Нижегородского государственного технического университета им. Р.Е. Алексеева. № 5(107). С. 184-190.
174. Khmelnikov E.A., Styrov A.V., Smagin K.V., Rudenko V.L., Kopanov V.V., Falaleev V.I., Sokolov S.S., Svidinsky A.V., Svidinskaya N.F. Analyses of Processes are Flowing in High Speed Interaction Between Firing Pins Contains Fluoropolymer and Aluminum Containing Barrages // 27th International Symposium on Ballistics, Freiburg, Germany, April 22–26, 2013. V.2 P.1264-1275.
175. Batra R. C., Stevens J. B. Adiabatic Shear Bands in Axisymmetric Impact and Penetration Problems // Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, 151, 1998. P. 325-342

176. Приказ Министра обороны РФ от 2 марта 2010 г. № 150 «Руководство по организации выполнения требований безопасности на объектах полевой учебно-материальной базы Вооруженных Сил Российской Федерации». Приложение №1 к Руководству (п.9). Методика расчета величин излетного пространства и боковых защитных зон при проведении стрельб на максимальные дальности из артиллерийских систем, минометов, гранатометов и стрелкового оружия на полигонах (в центрах) // Консультант Плюс. – URL: <http://www.consultant.ru> (дата обращения: 18.08.2016).

## ПРИЛОЖЕНИЕ А

### Алгоритмы преобразования координат

#### А1. Алгоритм преобразования геоцентрических координат в геодезические координаты

Входные данные:  $X$ ,  $Y$ ,  $Z$  – геоцентрические прямоугольные координаты точки;  $d_{\max}$  – максимальный уровень допуска (по умолчанию  $d_{\max} = 0,0001''$ ).

Выходные данные:  $B$ ,  $L$ ,  $H$  – геодезические координаты точки (широта, град; долгота, град; высота, м).

Алгоритм вычисления [87]:

1. Вычисляется  $D = \sqrt{X^2 + Y^2}$ .
2. Если  $D = 0$ , тогда

$$B = \frac{\pi Z}{2|Z|} \quad (Z \neq 0),$$

$$L = 0,$$

$$H = Z \sin B - a\sqrt{1 - e^2 \sin^2 B},$$

иначе (если  $D \neq 0$ )

$$\left\{ \begin{array}{ll} L = 2\pi - L_a, & Y < 0, X > 0, \\ L = \pi + L_a, & Y < 0, X < 0, \\ L = \pi - L_a, & Y > 0, X < 0, \\ L = L_a, & Y > 0, X > 0, \\ L = 0, & Y = 0, X > 0, \\ L = \pi, & Y = 0, X < 0, \end{array} \right.$$

где  $L_a = \left| \arcsin\left(\frac{Y}{D}\right) \right|$ ,

3. Если  $Z = 0$ , тогда

$$B = 0,$$

$$H = D - a.$$

4. Вычисляются:

$$r = \sqrt{X^2 + Y^2 + Z^2},$$

$$c = \arcsin\left(\frac{Z}{r}\right),$$

$$p = \frac{e^2 a}{2r},$$

$$s_1 = 0.$$

5. Вычисляются:

$$b = c + s_1,$$

$$s_2 = \arcsin\left(\frac{p \sin(2b)}{\sqrt{1 - e^2 \sin^2(b)}}\right),$$

$$d = |s_1 - s_2|,$$

$$s_1 = s_2.$$

6. Если  $d \geq d_{\max}$ , переход на шаг 5.

7. Вычисляются:

$$B = b,$$

$$H = D \cos B + Z \sin B - a \sqrt{1 - e^2 \sin^2 B}.$$

## А2. Алгоритм преобразования геодезических координат в проекцию Гаусса – Крюгера

Плоские прямоугольные координаты в проекции Гаусса – Крюгера в Российской Федерации основываются на эллипсоиде Красовского с параметрами: большая полуось  $a_{\text{кр}} = 6378254,0$  м, коэффициент сжатия эллипсоида  $\alpha_{\text{кр}} = 1/298,3$ .

Алгоритм вычисления [87]:

Входные данные:  $B$ ,  $L$ ,  $H$  – геодезические координаты точки.

Выходные данные:  $x$ ,  $y$  – плоские прямоугольные координаты в проекции Гаусса – Крюгера.

$$\begin{aligned}
 x = & 6367558,4968 B - \sin 2B (16002,8900 + 66,9607 \sin^2 B + 0,3515 \sin^4 B - \\
 & - l^2 (1594561,25 + 5336,535 \sin^2 B + 26,790 \sin^4 B + 0,149 \sin^6 B + \\
 & + l^2 (672483,4 - 811219,9 \sin^2 B + 5420,0 \sin^4 B - 10,6 \sin^6 B + \\
 & + l^2 (278194 - 830174 \sin^2 B + 572434 \sin^4 B - 16010 \sin^6 B + \\
 & + l^2 (109500 - 574700 \sin^2 B + 863700 \sin^4 B - 398600 \sin^6 B))))); \quad (A.1)
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 y = & (5 + 10 n) 10^5 + \\
 & + l \cos B (6378245 + 21346,1415 \sin^2 B + 107,1590 \sin^4 B + 0,5977 \sin^6 B + \\
 & + l^2 (1070204,16 - 2136826,66 \sin^2 B + 17,98 \sin^4 B - 11,99 \sin^6 B + \\
 & + l^2 (270806 - 1523417 \sin^2 B + 1327645 \sin^4 B - 21701 \sin^6 B + \\
 & + l^2 (79690 - 866190 \sin^2 B + 1730360 \sin^4 B - 945460 \sin^6 B))))), \quad (A.2)
 \end{aligned}$$

где  $l$  – расстояние от определяемой точки до осевого меридиана зоны, выраженное в радианной мере и вычисляемое по формуле:

$$l = \{L - [3 + 6(n - 1)]\} / 57,29577951,$$

где  $L$  – геодезическая долгота определяемой точки, выраженная в градусах;  $n$  – номер шестиградусной зоны в проекции Гаусса – Крюгера:

$$n = E[(6 + L) / 6],$$

где  $E[...]$  – целая часть выражения в скобках.

Обратное преобразование плоских прямоугольных координат в проекции Гаусса – Крюгера на эллипсоиде Красовского в геодезические координаты производится по формулам:

$$B = B_0 + \Delta B, \quad (A.3)$$

$$L = 6(n - 0,5) / 57,29577951 + l, \quad (A.4)$$

где  $B_0$  – геодезическая широта точки, абсцисса которой равна абсциссе  $x$  определяемой точки, а ордината  $y$  равна нулю, рад;  $n$  – номер шестиградусной зоны в проекции Гаусса – Крюгера, вычисляемый по формуле:

$$n = E[y \cdot 10^{-6}];$$



$y$  – ордината определяемой точки в проекции Гаусса – Крюгера.

Значения  $B_0$ ,  $\Delta B$  и  $l$  вычисляются по следующим формулам:

$$\begin{aligned}
 B_0 &= \beta + \sin^2 2\beta \left( 0,00252588685 - 0,00001491860 \sin^2 \beta + 0,00000011904 \sin^4 \beta \right), \\
 \Delta B &= -z_0^2 \sin 2B_0 \left( 0,251684631 - 0,003369263 \sin^2 B_0 + 0,000011276 \sin^4 B_0 - \right. \\
 &\quad - z_0^2 \left( 0,10500614 - 0,04559916 \sin^2 B_0 + 0,00228901 \sin^4 B_0 - 0,00002987 \sin^6 B_0 - \right. \\
 &\quad - z_0^2 \left( 0,042858 - 0,025318 \sin^2 B_0 + 0,014346 \sin^4 B_0 - 0,001264 \sin^6 B_0 - \right. \\
 &\quad \left. \left. \left. - z_0^2 \left( 0,01672 - 0,00630 \sin^2 B_0 + 0,01188 \sin^4 B_0 - 0,00328 \sin^6 B_0 \right) \right) \right) \right), \\
 l &= z_0 \left( 1 - 0,0033467108 \sin^2 B_0 - 0,0000056002 \sin^4 B_0 - 0,0000000187 \sin^6 B_0 - \right. \\
 &\quad - z_0^2 \left( 0,16778975 + 0,16273586 \sin 2B_0 - 0,00052490 \sin 4B_0 - 0,00000846 \sin^6 B_0 - \right. \\
 &\quad - z_0^2 \left( 0,0420025 + 0,1487407 \sin^2 B_0 + 0,0059420 \sin^4 B_0 - 0,0000150 \sin^6 B_0 - \right. \\
 &\quad - z_0^2 \left( 0,01225 + 0,09477 \sin^2 B_0 + 0,03282 \sin^4 B_0 - 0,00034 \sin^6 B_0 - \right. \\
 &\quad \left. \left. \left. - z_0^2 \left( 0,0038 + 0,0524 \sin^2 B_0 + 0,0482 \sin^4 B_0 + 0,0032 \sin^6 B_0 \right) \right) \right) \right),
 \end{aligned}$$

где  $\beta = x/6367558,4968$ ;  $z_0 = (y - (10n+5)10^5)/(6378245 \cos B_0)$ .

### А3. Преобразование геоцентрических пространственных прямоугольных координат

Преобразование геоцентрических координат осуществляется по методу Гельмерта. Переход из системы А в систему Б выполняется по 7-параметрическим формулам Бурша-Вольфа, которые определены в [87]:

$$\begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \end{pmatrix}_B = (1+m) \begin{pmatrix} 1 & +\omega_Z & -\omega_Y \\ -\omega_Z & 1 & +\omega_X \\ +\omega_Y & -\omega_X & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \end{pmatrix}_A + \begin{pmatrix} \Delta X \\ \Delta Y \\ \Delta Z \end{pmatrix}, \quad (\text{A.5})$$

где  $\Delta X$ ,  $\Delta Y$ ,  $\Delta Z$  – линейные элементы трансформации координат точки, при переходе из системы А в Б;  $\omega_X$ ,  $\omega_Y$ ,  $\omega_Z$  – угловые элементы трансформации систем координат при переходе из системы А в Б;  $m$  – масштабный элемент трансформации систем координат, при переходе из системы А в Б.

Обратный переход из системы Б в систему А выполняется по формулам:

$$\begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \end{pmatrix}_A = (1-m) \begin{pmatrix} 1 & -\omega_z & +\omega_y \\ +\omega_z & 1 & -\omega_x \\ -\omega_y & +\omega_x & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \end{pmatrix}_B - \begin{pmatrix} \Delta X \\ \Delta Y \\ \Delta Z \end{pmatrix}. \quad (\text{A.7})$$

#### А4. Алгоритм преобразования геодезических координат

Переход из системы А в систему Б выполняется по формулам:

$$\begin{pmatrix} B \\ L \\ H \end{pmatrix}_B = \begin{pmatrix} B \\ L \\ H \end{pmatrix}_A + \begin{pmatrix} \Delta B \\ \Delta L \\ \Delta H \end{pmatrix}, \quad (\text{A.8})$$

где  $B, L, H$  – геодезические координаты точки;  $\Delta B, \Delta L, \Delta H$  – приращения геодезических координат, определяемые по формулам:

$$\begin{aligned} \Delta B = & \frac{\rho''}{M+H} \left( \frac{N}{a} e^2 \sin B \cos B \Delta a + \left( \frac{N^2}{a^2} + 1 \right) N \sin B \cos B \frac{\Delta e^2}{2} - \right. \\ & \left. - (\Delta X \cos L + \Delta Y \sin L) \sin B + \Delta Z \cos B \right) - \\ & - \omega_x \sin L (1 + e^2 \cos 2B) + \omega_y \cos L (1 + e^2 \cos 2B) - \rho'' m e^2 \sin B \cos B, \end{aligned} \quad (\text{A.9})$$

$$\Delta L = \frac{\rho''}{(N+H) \cos B} (-\Delta X \sin L + \Delta Y \cos L) + \operatorname{tg} B (1 - e^2) (\omega_x \cos L + \omega_y \sin L) - \omega_z,$$

$$\begin{aligned} \Delta H = & -\frac{a}{N} \Delta a + N \sin^2 B \frac{\Delta e^2}{2} + (\Delta X \cos L + \Delta Y \sin L) \cos B + \Delta Z \sin B - \\ & - N e^2 \sin B \cos B \left( \frac{\omega_x}{\rho''} \sin L - \frac{\omega_y}{\rho''} \cos L \right) + \left( \frac{a^2}{N} + H \right) m, \end{aligned}$$

где  $\rho'' = 206264,80625''$ ;  $B, L, H$  – геодезические координаты точки в системе А;

$M = a(1 - e^2)(1 - e^2 \sin^2 B)^{-3/2}$  – радиус кривизны меридиана;  $a = (a_A + a_B)/2$  – средняя большая полуось;  $e^2 = (e_A^2 + e_B^2)/2$  – средний квадрат эксцентриситета эллипсоида;  $\Delta a = a_B - a_A$  – разность больших полуосей;  $\Delta e^2 = e_B^2 - e_A^2$  – разность квадратов эксцентриситетов эллипсоида.

Формулы (А.8) обеспечивают вычисление поправок к геодезическим координатам с погрешностью, не превышающей 0,3 м. Погрешность не более 0,001 м достигается во второй итерации, в которой приращения  $\Delta B$ ,  $\Delta L$ ,  $\Delta H$ , определяемые формулами (А.9), вычисляются с учетом:

$$\begin{cases} B = \frac{B_A + (B_A + \Delta B)}{2}, \\ L = \frac{L_A + (L_A + \Delta L)}{2}, \\ H = \frac{H_A + (H_A + \Delta H)}{2}. \end{cases}$$

## ПРИЛОЖЕНИЕ Б

### Листинг модуля загрузки исходных динамических данных

Листинг Б.1 – Листинг модуля инициализации исходных данных INBALLPRESS

```

MODULE INBALLPRESS

  USE kindf
  IMPLICIT NONE
  SAVE

  ! SPECIFY COMMON VARIABLES TO BE ACCESSED BY ROUTINES BELOW HERE
  INTEGER(INT4) :: IBTPOINT = 1021, IBXPOINT = 716
  REAL(REAL8), DIMENSION(1021) :: IBT
  REAL(REAL8), DIMENSION(716) :: IBX
  REAL(REAL8), DIMENSION(1021, 716) :: IBP
  CHARACTER (LEN=256) :: IBFNAME ='DATAp.txt'

  END MODULE INBALLPRESS

SUBROUTINE INIT_IB

  USE kindf
  USE wrapup
  USE inballpress

  IMPLICIT NONE
  INTEGER(INT4) :: IOS, I, J
  CHARACTER (LEN=30) :: IOSchar, LINEchar

  OPEN(2, FILE = IBFNAME, STATUS = 'old', IOSTAT = IOS)
  IF(IOS.NE.0) THEN ! STOP IF ERROR
    WRITE(IOSchar, '(I5)') IOS
    CALL USR_MESSAG('$Subroutine INIT_DB can not open file $' // TRIM(IBFNAME) //'. Error
status IOS = ' // TRIM(IOSchar) //'.')
    NSWRAP = 99
  END IF
  READ(2, *, IOSTAT = IOS) (IBT(J), J = 1, IBTPOINT)
  IF(IOS.NE.0) THEN ! STOP IF ERROR
    WRITE(IOSchar, '(I5)') IOS
    CALL USR_MESSAG('$Subroutine INIT_DB can not read TIME data in file $' //
TRIM(IBFNAME) //'. Error status IOS = ' // TRIM(IOSchar) //'.')
    NSWRAP = 99
  END IF
  READ(2, *, IOSTAT = IOS) (IBX(J), J = 1, IBXPOINT)
  IF(IOS.NE.0) THEN ! STOP IF ERROR
    WRITE(IOSchar, '(I5)') IOS

```

```

      CALL USR_MESSAG('$Subroutine INIT_DB can not read SEQUENTIAL data in file $' //
TRIM(IBFNAME) //'. Error status IOS = ' // TRIM(IOSchar) //'.')
      NSWRAP = 99
      END IF
      DO I = 1,IBTPOINT
        READ(2, *, IOSTAT = IOS) (IBP(I,J), J = 1, IBXPOINT)
        IF(IOS.NE.0) THEN ! STOP IF ERROR
          WRITE(IOSchar, '(I5)') IOS
          WRITE(LINEchar, '(I5)') I
          CALL USR_MESSAG('$Subroutine INIT_DB can not read PRESSURE data in file $' //
TRIM(IBFNAME) //'. Error status IOS = ' // TRIM(IOSchar) //'. At line ' // TRIM(LINEchar) //'.')
          NSWRAP = 99
          END IF
        END DO
      CLOSE(2)

      DO I = 1,IBTPOINT
        IBT(I) = IBT(I)*1000.0
      END DO

      DO J = 1,IBXPOINT
        IBX(J) = IBX(J)*1000.0
      END DO

      DO I = 1,IBTPOINT
      DO J = 1,IBXPOINT
        IBP(I,J) = IBP(I,J)*0.001
      END DO
      END DO

      RETURN
      END SUBROUTINE INIT_IB

```

Листинг Б.2 – Листинг процедуры инициализации граничных условий EXEDIT3

```

SUBROUTINE EXEDIT3

```

```

  USE kindf
  USE wrapup
  USE inballpress

```

```

  IMPLICIT NONE

```

```

  ! *****

```

```

  ! THIS IS A USER SUPPLIED SUBROUTINE WHICH CAN BE USED TO PROVIDE
  ! SPECIAL CUSTOM EDITING. THE FREQUENCY AT WHICH THIS SUBROUTINE
  ! IS CALLED IS DEFINED THROUGH INPUT (GLOBAL-EDIT-USER). WHEN
  ! REQUESTED, IT IS CALLED BY THE EDIT PROCESSOR AT THE END OF A
  ! COMPUTATIONAL CYCLE. THE ROUTINE IS CALLED BEFORE ANY OTHER

```

```
! TYPES OF STANDARD EDITS ARE CALLED FOR THAT CYCLE (EG. PRINT,
! SAVE, HISTORY, DISPLAY, ETC), SO IT MAY ALSO BE USED TO SET UP
! DATA TO BE PROCESSED BY OTHER EDIT TYPES.
```

```
! *****
```

```
CALL INIT_IB
```

```
RETURN
```

```
END SUBROUTINE EXEDIT3
```

Листинг Б.3 – Листинг процедуры применения граничных условий EXSTR3

```
SUBROUTINE EXSTR3 (NAMSTR,RBC,I1,J1,K1,I2,J2,K2,PRES)
```

```
USE kindf
```

```
USE bnddef
```

```
USE ijknow
```

```
USE cycvar
```

```
USE wrapup
```

```
USE MDSTRING
```

```
USE INBALLPRESS
```

```
IMPLICIT NONE
```

```
INTEGER (INT4) :: I1, I2, J1, J2, K1, K2
```

```
REAL (REAL8) :: PRES
```

```
REAL (REAL8), DIMENSION(5) :: RBC
```

```
CHARACTER (LEN=30) :: NAMSTR
```

```
! *****
```

```
! THIS IS A USER SUPPLIED SUBROUTINE WHICH COMPUTES A BOUNDARY
! PRESSURE FOR A CELL FACE. THE FACE OF THE CELL MUST EITHER BE
! ON A GRID BOUNDARY (I=1,I=IMAX,J=1,J=JMAX,K=1,K=KMAX) OR MUST BE
! ADJACENT TO AN UNUSED CELL. EXSTR3 IS CALLED ONCE PER CYCLE FOR
! EACH CELL FACE ASSIGNED THE USER STRESS CONDITION THROUGH INPUT.
! EXSTR3 IS USED IF THE BOUNDARY PRESSURE CANNOT BE DEFINED USING
! ONE OF THE STANDARD FUNCTIONS PROVIDED BY Autodyn .
```

```
! INPUT PARAMETERS
```

```
! NAMSTR   BOUNDARY CONDITION NAME (DEFINED BY USER DURING INPUT)
```

```
! RBC(1-5) INPUT PARAMETERS FOR BOUNDARY CONDITION
```

```
! FOR STRUCTURED
```

```
! I1,J1,K1   ) CELL FACE RUNS FROM (I1,J1,K1) TO (I2,J2,K2)
```

```

! I2,J2,K2  ) WHERE EITHER I1=I2 OR J1=J2 OR K1=K2

! FOR UNSTRUCTURED
! I1,J1,K1,I2  ) CORRESPOND TO GLOBAL ID OF NODE1, NODE2, NODE3, NODE4 OF A
CELL FACE
! J2,K2  ) ARE DUMMY ARGUMENTS
! NOTE THAT IF FACE HAS ONLY TWO OR THREE NODES (I.E. BEAMS OR
TRIANGULAR FACES),
! THE UNUSED ARGUMENTS ARE SET TO ZERO

! OUTPUT PARAMETERS

! PRES  PRESSURE TO BE APPLIED TO CELL FACE

! THE FOLLOWING MODULES CONTAIN INFORMATION WHICH MAY BE
! USEFUL FOR COMPUTING THE BOUNDARY PRESSURE :-

! MODULE 'IJKNOW'
! MODULE 'MDSTRING'

! MNOW - CURRENT SUBGRID NUMBER

! MODULE 'CYCVAR'

! NCYCLE - CURRENT CYCLE NUMBER
! TIME  - CURRENT TIME
! DLTH  - TIME STEP FOR CURRENT CYCLE

! FOR UNSTRUCTURED, A NODE SPATIAL COORDINATES CAN BE ACCESSED AS
FOLLOWED
! X1 = NODAL_RMEMORY(INDEXNODES_R(NODE1)+IDFEXPOS)

! *****

! TEMPORARY ERROR MESSAGE - REPLACE WITH YOUR OWN CODE
! CALL USR_MESSAG ('$User subroutine EXSTR3 missing$')
! NSWRAP = 9

REAL (REAL8) :: X_SUM, X_AVG, P1, P2, P0
INTEGER (INT4) :: X_COUNT, X_NUM, I, J, CUR_I, CUR_J
INTEGER (INT4), DIMENSION(6) :: X_IDX
X_IDX(1) = I1
X_IDX(2) = J1
X_IDX(3) = K1
X_IDX(4) = I2
X_IDX(5) = J2
X_IDX(6) = K2
X_SUM = 0.0
X_COUNT = 0
DO X_NUM = 1, 6
  IF (X_IDX(X_NUM).NE.0) THEN

```

```

      X_SUM = X_SUM + NODAL_RMEMORY(INDEXNODES_R(X_IDX(X_NUM))+3)
      X_COUNT = X_COUNT + 1
    END IF
  END DO

  X_AVG = 0.0
  IF (X_COUNT.GT.0) THEN
    X_AVG = X_SUM/X_COUNT
  END IF

  CUR_I = IBTPOINT+1
  DO I = 1,IBTPOINT
    IF (IBT(I).GT.TIME) THEN
      CUR_I = I
      EXIT
    END IF
  END DO

  CUR_J = IBXPOINT+1
  DO J = 1,IBXPOINT
    IF (IBX(J).GT.X_AVG) THEN
      CUR_J = J
      EXIT
    END IF
  END DO

  IF ((CUR_I.EQ.1).AND.(CUR_J.EQ.1)) THEN
    PRES = IBP(1,1)
    RETURN
  END IF

  IF ((CUR_I.EQ.1).AND.(CUR_J.GT.IBXPOINT)) THEN
    PRES = IBP(1,IBXPOINT)
    RETURN
  END IF

  IF ((CUR_I.GT.IBTPOINT).AND.(CUR_J.EQ.1)) THEN
    PRES = IBP(IBTPOINT,1)
    RETURN
  END IF

  IF ((CUR_I.GT.IBTPOINT).AND.(CUR_J.GT.IBXPOINT)) THEN
    PRES = IBP(IBTPOINT,IBXPOINT)
    RETURN
  END IF

  IF ((CUR_I.EQ.1).OR.(CUR_I.GT.IBTPOINT)) THEN
    PRES = IBP(CUR_I,CUR_J-1) + (IBP(CUR_I,CUR_J)-IBP(CUR_I,CUR_J-1))*(X_AVG-
    IBX(CUR_J-1))/(IBX(CUR_J)-IBX(CUR_J-1))
    RETURN
  END IF

```



```

IF ((CUR_J.EQ.1).OR.(CUR_J.GT.IBXPOINT)) THEN
  P1 = IBP(CUR_I,CUR_J-1)
  P2 = IBP(CUR_I,CUR_J)
  PRES = P1 + (P2-P1)*(TIME-IBT(CUR_I-1))/(IBT(CUR_I)-IBT(CUR_I-1))
  RETURN
END IF

  P1 = IBP(CUR_I-1,CUR_J-1) + (IBP(CUR_I-1,CUR_J)-IBP(CUR_I-1,CUR_J-1))*(X_AVG-
IBX(CUR_J-1))/(IBX(CUR_J)-IBX(CUR_J-1))
  P2 = IBP(CUR_I,CUR_J-1) + (IBP(CUR_I,CUR_J)-IBP(CUR_I,CUR_J-1))*(X_AVG-
IBX(CUR_J-1))/(IBX(CUR_J)-IBX(CUR_J-1))
  PRES = P1 + (P2-P1)*(TIME-IBT(CUR_I-1))/(IBT(CUR_I)-IBT(CUR_I-1))

RETURN

END SUBROUTINE EXSTR3

```

Листинг Б.4 – Листинг процедуры выгрузки результатов расчета EXLOAD3

```

SUBROUTINE EXLOAD3 (NTYPE)

USE kindf
USE fildef

USE mdgrid3
USE mdpart
USE mdvar_all
USE mdsolv
USE mdcomponents
USE mdstring

USE INBALLPRESS

IMPLICIT NONE

INTEGER (INT4) :: NTYPE

! *****

! THIS IS A USER SUPPLIED SUBROUTINE WHICH ALLOWS NON-STANDARD DATA
! TO BE READ FROM UNFORMATTED AND FORMATTED SAVE FILES.

! THE ROUTINE IS CALLED EACH TIME A LOAD IS REQUESTED (THE DEFAULT
! ROUTINE READS NO NON-STANDARD DATA).

! IT IS ALSO CALLED WHEN YOU USE THE "UPDATE" AND "CONVERT" OPTIONS
! FROM THE POST PROCESSOR

! THIS ROUTINE MUST BE USED IN CONJUNCTION WITH SUBROUTINE EXSAVE3

```

! WHICH APPENDS THE NON-STANDARD DATA TO THE SAVE FILE.

! IF NTYPE=1, YOU SHOULD READ UNFORMATTED DATA FROM UNIT "NUT1". A  
! TYPICAL STATEMENT WOULD BE :-

```
! READ (NUT1) NVAR1, VAR2, VAR3, VAR4
```

! IF NTYPE=2, YOU SHOULD READ FORMATTED DATA FROM UNIT "NUT2". A  
! TYPICAL STATEMENT WOULD BE :-

```
! READ (NUT2,1000) NVAR1, VAR2, VAR3, VAR4
! 1000 FORMAT (I10,3ES15.8)
```

! IDENTICAL WRITE STATEMENTS SHOULD BE INSERTED IN SUBROUTINE EXSAVE3  
! THIS COMPATIBLE SUBROUTINE EXSAVE3 MUST BE INSERTED WHEN THE DATA  
! IS SAVED. SEE SUBROUTINE EXSAVE3 FOR MORE INFORMATION.

```
! *****
```

```
INTEGER(INT4) :: IOS, I, J, K, IJK, IX, NS, IVL_GI, NODE_COUNT
INTEGER(INT4) :: NPART, NEL, NINST, N, NN, NNN
REAL(REAL8), DIMENSION(716) :: IBPAR
REAL(REAL8) :: PAR_VAL, X_VAL
```

```
INTEGER (INT4), DIMENSION(4) :: NODENM, MATLOCL
```

```
CHARACTER (LEN=256) :: PAR_VALchar, IOSchar
CHARACTER (LEN=256) :: PARFNAME ='DATApar.txt'
```

```
CALL INIT_IB
```

```
! INITIALIZATION OF ARRAYS
DO IX = 1,IBXPOINT
  IBPAR(IX) = - BIG
END DO
```

```
DO N = 1, NUM_COMPONENTS
  COMP => COMPONENTS(N)%P
!   IF (COMP%NAME/='Solid') CYCLE
```

```
DO NN = 1, COMP%NUM_PART
  NPART = COMP%PART_LIST(NN)
```

```
IF (NPART>NUMSUB) THEN
  ! UNSTRUCTURED PART
  NPART = NPART-NUMSUB
  PART => PARTS(NPART)%P
```

```
! LOOP OVER ELEMENTS IN PART
DO NNN = 1, PART%NUMELM
```

```
NEL = PART%ELEMENT_LIST(NNN) ! OBTAIN GLOBAL INTERNAL INDEX IF
ELEMENT
```

```
! COPY ELEMENT VARIABLES INTO LOCAL VARIABLE VECTOR
```

```
NINST = 0
```

```
CALL GET_ELEM_VAR(NEL,NINST)
```

```
NODENM(1) = IVL(IVI_CON1)
```

```
NODENM(2) = IVL(IVI_CON2)
```

```
NODENM(3) = IVL(IVI_CON3)
```

```
NODENM(4) = IVL(IVI_CON4)
```

```
MATLOCL(1) = IVL(IVI_NBS_MATLOC1)
```

```
MATLOCL(2) = IVL(IVI_NBS_MATLOC2)
```

```
MATLOCL(3) = IVL(IVI_NBS_MATLOC3)
```

```
MATLOCL(4) = IVL(IVI_NBS_MATLOC4)
```

```
!PAR_VAL = RVL(IVR_MISES)
```

```
!PAR_VAL = RVL(IVR_DISPABS)
```

```
PAR_VAL = RVL(IVR_DISPY)
```

```
X_VAL = 0.0
```

```
NODE_COUNT = 0
```

```
DO J = 1,4
```

```
  IF (NODENM(J).GT.0) THEN
```

```
    CALL GET_NODE_VAR(NODENM(J), MATLOCL(J))
```

```
    X_VAL = X_VAL + RVL(IVR_Z)
```

```
    NODE_COUNT = NODE_COUNT + 1
```

```
  END IF
```

```
END DO
```

```
IF (NODE_COUNT.GT.0) THEN
```

```
  X_VAL = X_VAL/NODE_COUNT
```

```
END IF
```

```
DO IX = 1,IBXPOINT
```

```
  IF( IBX(IX) > X_VAL) THEN
```

```
    EXIT
```

```
  END IF
```

```
END DO
```

```
IF(IX.GT.IBXPOINT) THEN
```

```
  IX = IBXPOINT
```

```
END IF
```

```
IF(PAR_VAL > IBPAR(IX)) THEN
```

```
  IBPAR(IX) = PAR_VAL
```

```
END IF
```

```
END DO ! END LOOP ON ELEMENTS
```

```
ELSE
```

```
! STRUCTURED (IJK) PART
```

```
NSUB = NPART
```

```
CALL GETSUB3
```

```
! LOOP OVER ELEMENTS IN PART
```

```
!DO I = 1, IMAX
```

```

! DO J = 1, JMAX
! DO K = 1, KMAX
! IJK = IJKSET3(I,J,K)
! IF (ASSOCIATED(VAR01)) THEN
!   VAR01(IJK) = DEN(IJK)*SSPD(IJK)
! END IF
! END DO
! END DO
! END DO
END IF
END DO ! END LOOP ON PARTS
END DO ! END LOOP ON COMPONENTS

OPEN(2, FILE = PARFNAME, ACCESS = 'APPEND', STATUS = 'UNKNOWN', form =
'FORMATTED', IOSTAT = IOS)
IF(IOS.NE.0) THEN ! STOP IF ERROR
WRITE(IOSchar, '(I5)') IOS
CALL USR_MESSAG('$Subroutine INIT_DB can not open file $' // TRIM(PARFNAME) //'.
Error status IOS = ' // TRIM(IOSchar) //'.')
ELSE
WRITE(2, FMT = '(1x, <IBXPOINT> G18.10E3)', IOSTAT = IOS) (IBPAR(IX), IX =
1,IBXPOINT)
END IF

CLOSE(2)

RETURN

END SUBROUTINE EXLOAD3

```