

Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого
Институт прикладной математики и механики
Кафедра «Механика и процессы управления»

Работа допущена к защите
Зав. кафедрой

_____ Д.А. Индейцев

"__" _____

**ДИССЕРТАЦИЯ НА СОИСКАНИЕ АКАДЕМИЧЕСКОЙ
СТЕПЕНИ МАГИСТРА**

**Тема: *МНОГОВАРИАНТНОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПАДЕНИЯ
СПУСКАЕМОГО АППАРАТА «МАРС-6»***

Направление: 15.03.03 - Прикладная механика

Выполнил студент гр.23645/1

(подпись)

И.А.Долгов

Руководитель.

к.т.н., ведущий инженер каф.

(подпись)

Д.С.Михалюк

Ассистент

(подпись)

Ю.В.Новожилов

Санкт-Петербург 2018

1 Введение

1.1 Описание задачи и актуальность работы

Начиная с 1960-х годов человечество активно ведет программу по освоению космоса, на данный момент на орбиту планеты выведено более чем 20 тыс. искусственных спутников Земли, а постоянно на орбите находится около 15 тыс. искусственных спутников. Наряду с освоением околоземного пространства человечество также запускает миссии по освоению межпланетного пространства и других планет Солнечной системы. На сегодняшний день, число миссий, связанных с полетами к другим планетам, больше, чем 220. Во время данных миссий, запущенные аппараты не только становились искусственными спутниками, но также совершали мягкие посадки на планеты и спутники планет Солнечной системы (миссии Луна, Сервейер, Апполон, Марс, Маринер, Викинг и.т.д.). Но также наряду с успешными мягкими посадками на поверхность планет были операции, во время которых спускаемый аппарат (СА) терпел крушение (Мрас-6, Schiaparelli). Одной из главных задач после неуспешной посадочной миссии, является определение причины и обстоятельств крушения. Для этого необходимо исследовать место удара СА о поверхность планеты. Такое исследование зачастую проводится с помощью спутниковой съемки, которая часто не имеет достаточного разрешения для определения места аварии по размеру кратера и нахождения каких-либо частей СА.

Актуальность выбранной темы дипломной работы обусловлена тем, что в нынешнее время при увеличении количества различных космических программ необходимо быстро и надежно прогнозировать поведение конструкции при различного рода нагрузках, в том числе при приземлении на грунтовое основание. А также при нештатных ситуациях и потери спускаемого аппарата при приземлении необходимо в кратчайшие сроки определить причины крушения и местоположение спускаемого аппарата.

Подобные нелинейные контактные задачи с движущимися границами решались такими учеными, как Сагомоян А.Я., Григорян С.С., Джонсон К.,

Баженов В.Г., Котов В.Л. и их решения описаны в соответствующих монографиях ((Баженов, 2011), (Сагомоян, 1974), (Григорян, 1960)). Но для аналитического решения соответствующих задач применяется гипотеза об абсолютно твердом инденторе и задача представляется осесимметричной, что не может быть применено при задаче удара СА о грунт Марса из-за отсутствия в данной задаче осевой симметрии и податливости частей СА.

Поэтому для детального исследования места удара используются современные методы численного моделирования. По результатам данного моделирования можно определить размеры кратера, который может образоваться при ударе спускаемого аппарата, а также расстояние, на которое вылетает СА после первичного касания поверхности. Таким образом, зная значения данных параметров, можно сократить количество зон поиска на спутниковой съемке и определить местоположение спускаемого аппарата на поверхности планеты.

Для решения подобных нелинейных контактных задач зачастую применяется метод конечных элементов, который на основе дискретизации пространства и времени позволяет перейти от дифференциальных уравнений в частных производных механики сплошной среды к алгебраическим уравнениям. Для моделирования высокоскоростных процессов таких как удары, важным фактором является учет волновых эффектов, возникающих при таких воздействиях. Для рассмотрения данных эффектов принято применять метод конечных элементов, в котором интегрирование по времени происходит явным способом. Поэтому для решения подобной задачи, в качестве инструмента был выбран программный комплекс LS-DYNA, который позволяет применять метод конечных элементов в различных постановках с возможностью явного интегрирования по времени.

Для решения поставленной задачи о прогнозировании размера кратера от удара при крушении СА «Марс-6» был поставлен ряд частных задач таких как: Создание модели спускаемого аппарата с максимально достоверными массово-жесткостными характеристиками

Создание расчетной области грунта Марса в месте посадки с учетом нелинейных свойств материала

Проведение многовариантного исследования соударения аппарата с грунтом при разных скоростях и углах падения

Проведение сравнения размеров полученного кратера при численном моделировании с размерами кратера на данных со спутниковой съемки

В первой главе данной работы описывается состав и результаты миссии «Марс-6».

Во второй главе данной работы описывается конструкция спускаемого аппарата «Марс-6», выделены конструкционные особенности и геометрия аппарата. Описаны, используемые при создании аппарата, материалы и их свойства, а также описаны уравнения состояния, которыми данные материалы будут описываться при моделировании процесса удара

Во третьей главе идет речь о свойствах грунта Марса, о предполагаемом месте крушения СА «Марс-6» и об основных составляющих видах грунта той области. Также описываются механические свойства всех видов грунтов и уравнения состояния, которые описывают поведение данного материала в процессе удара.

В четвертой главе описываются методы, которые применяются при моделировании процесса удара, их теоретические основы и принципы работы.

В пятой главе представлен выбор расчетной схемы, которая основана на методах из предыдущей главы, а также ее валидация на тестовых задачах об ударах абсолютно твердых тел в упругое полупространство и сухой грунт.

В шестой главе представлены результаты многовариантного моделирования удара СА «Марс-6» в грунтовое основание, а также приведено сравнение результатов моделирования с результатами спутниковой съемки.

2 Состав и результаты миссии «Марс-6»

В 1973 г. с левой пусковой установки площадки №81 космодрома Байконур был запущен космический аппарат «Марс-6» (экспедиция М-73). Цели данного аппарата можно разделить на два больших блока задач: цели подлетного аппарата и цели спускаемого аппарата. Целями подлетного аппарата являлись: изучение состава и плотности атмосферы, изучение рельефа, определение яркостной температуры атмосферы, измерение магнитного поля и т.д. Целями спускаемого аппарата являлись: измерение характеристик атмосферы по высоте, измерение химического состава атмосферы, исследование поверхностных пород, получение первых снимков с поверхности Марса, определение механических характеристик поверхностного слоя грунта.



Рисунок 2.1 Орбитальный и спускаемый аппарат «Марс-6»

Во время экспедиции М-73 («Марс-6»), предназначенной для доставки СА на поверхность планеты схема отделения и посадка на поверхность планеты происходили следующим образом. Спускаемый аппарат входит в атмосферу при угле 11.7° входа со скоростью 5600 м/с. На участке пассивного аэродинамического торможения, устойчивость СА обеспечивалась его формой и центровкой. При достижении скорости в 600 м/с была введена в

действие парашютная система. При парашютном спуске на высотах от 20 км проводились измерения температуры, давления, химического состава атмосферы. Результаты передавались на пролетный аппарат, но полезная информация была выделена только с радиокompлекса СА. Непосредственно перед посадкой связь с СА потеряна. Последняя полученная с него телеметрия подтвердила выдачу команды на включение двигателя мягкой посадки. Новое появление сигнала ожидалось через 143 секунды после пропадания, однако этого не произошло.

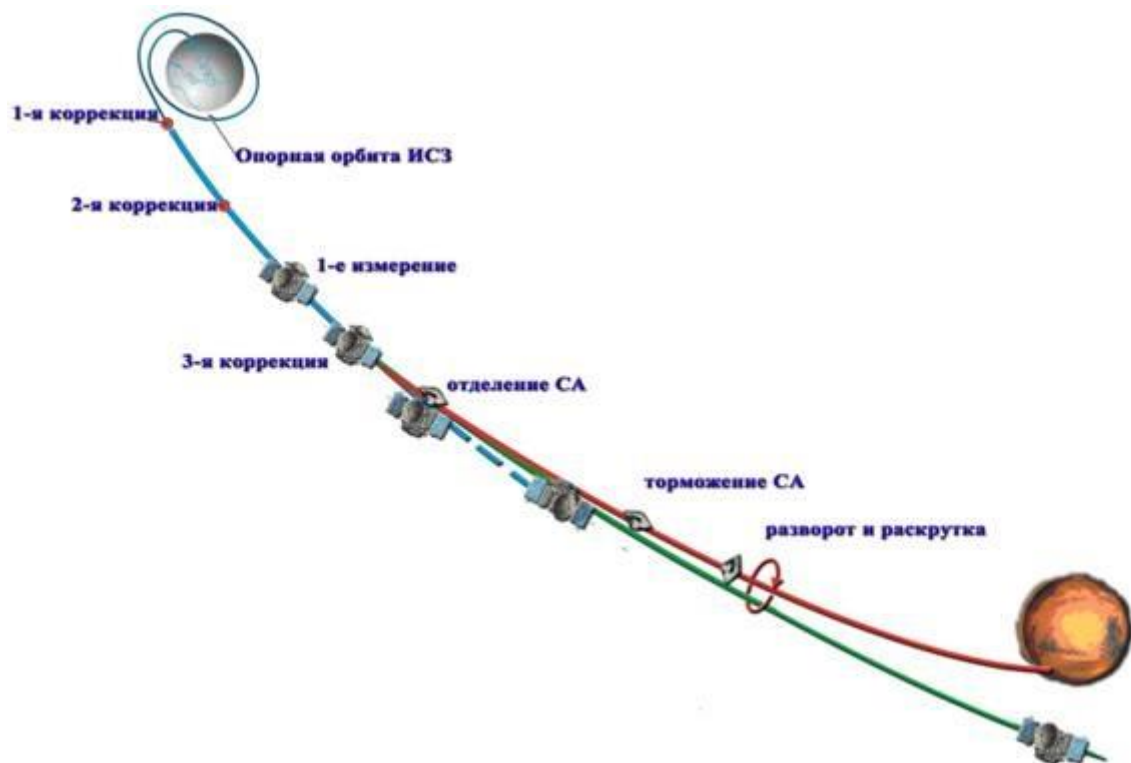


Рисунок 2.2 Схема миссии «Марс-6»

Район посадки спускаемого аппарата «Марс-6» был выбран в низменной части Эритрейского моря в южном полушарии Марса.

Однозначно причину неудачного завершения работы с СА определить не удалось. К наиболее вероятным версиям относятся:

- аппарат разбился, в том числе, по причине отказа радиокompлекса при скорости спуска 60 м/с (аппарат был рассчитан на ударное ускорение при посадке 180 g, а в периферийных местах до 240 g);

- к аварийной ситуации привело превышение амплитуды колебаний аппарата под действием марсианской бури в момент включения двигателей мягкой посадки.

Результатами данной миссии можно выделить то, что впервые на Землю были переданы данные о параметрах марсианской атмосферы, были проведены измерения химического состава атмосферы, были проведены измерения давления, окружающей температуры. Результаты этих измерений весьма важны как для расширения знаний о планете, так и для выявления условий, в которых должны работать будущие марсианские станции.

Официально программа полета космического аппарата (КА) «Марс-6» выполнена частично. Программа спускаемого аппарата не выполнена.

В настоящее время, ведутся поиски места падения СА, для этого проводили визуальный просмотр и анализ снимков высокого разрешения предполагаемой зоны падения, которые сделаны спутником Mars Reconnaissance Orbiter. В качестве предполагаемых мест падения выбраны несколько кратеров и поэтому для более точных данных, необходимо прибегнуть к современным методам численного моделирования.

3 Спускаемый аппарат «Марс-6»

«Марс-6» содержит в себе ряд аппаратов, таких как:

- Автоматическая марсианская станция
- Аэродинамический экран
- Контейнер с парашютно-реактивной системой, состоящей из парашюта и двигателя мягкой посадки
- Соединительной рамы с системой управления

Общий вид СА «Марс-6» представлен на рисунке Рисунок 3.1



Рисунок 3.1 Спускаемый аппарат «Марс-6»

После вхождения в атмосферу, аэродинамический (тормозной) экран отстреливается после чего выпускается главный парашют и тормозной двигатель, которые снижают скорость спускаемого аппарата до штатной скорости. Спускаемый аппарат с отсоединенным тормозным экраном показан на рисунке Рисунок 3.2. После снижения скорости до штатной, парашют и тормозной двигатель отсоединяются от аппарата и уводятся в сторону. После приземления, СА откидывает амортизирующий корпус из пенопласта и начинает работу. Процесс посадки показан на рисунке Рисунок 3.3



Рисунок 3.2 СА «Марс-6» с отсоединенным тормозным экраном

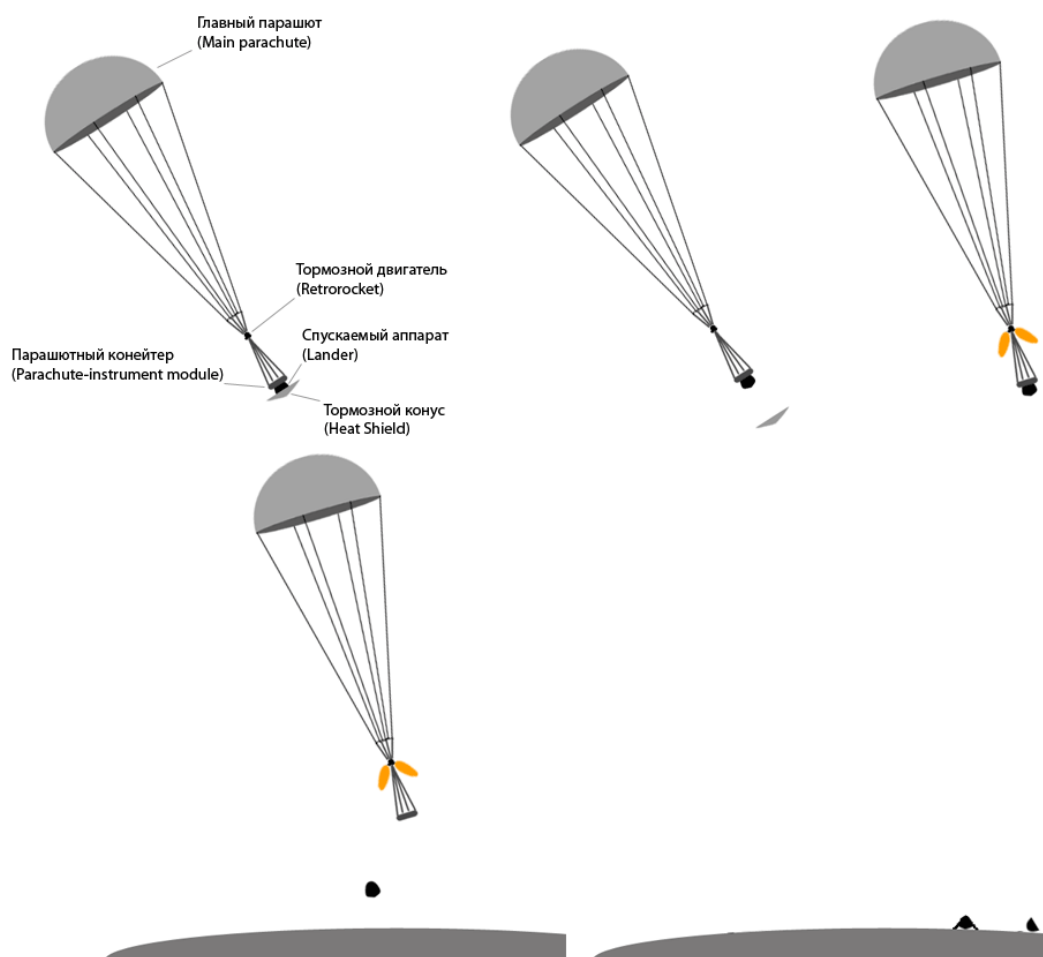
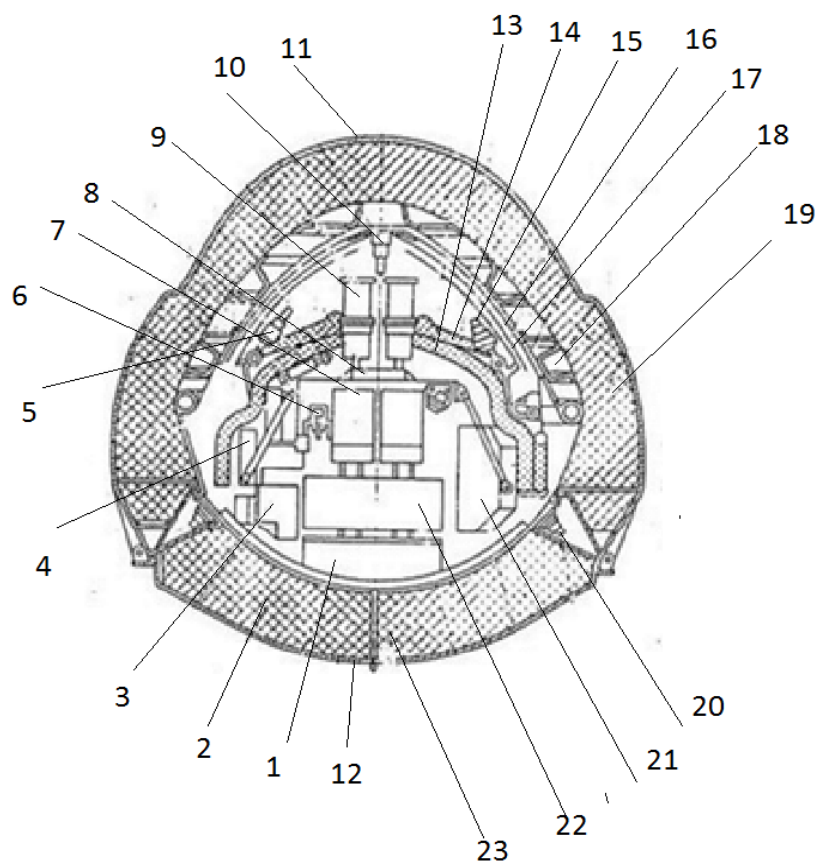


Рисунок 3.3 Процесс посадки СА «Марс-6»

При исследовании места падения аппарата большую роль играет геометрия и конструкционные решения именно спускаемого аппарата.

3.1 Геометрия и конструкционные решения СА «Марс-6»

Спускаемый аппарат «Марс-6» состоит из (Ковтуненко, 1985):



1-Высомеры системы управления, 2- амортизация нижней части корпуса, 3- блоки телеметрии, 4-автоматика радиокomплекса, 5-антенны радиокomплекса, 6-антенно-фидерные устройства 7-блоки радиокomплекса, 8-блоки научной аппаратуры, 9- телефотометры, 10-замок лепестков вертикализации, 11,12-защитная оболочка амортизации, 13-теплоизоляция, 14-теплоизоляция верхней части корпуса, 15- пиропоршники системы вертикализации, 16-лепестки системы вертикализации, 17- вытеснительный мешок, 18-защитный кожух, 19-амортизатор защитного корпуса, 20- заряд отделения защитного кожуха, 21-автоматика системы управления, 22-блок питания, 23-приемник воздушного давления

Рисунок 3.4 Конструкция СА «Марс-6»

Основными параметрами СА, которые влияют на формирование кратера при ударе являются масса СА и его амортизирующие элементы конструкции.

Общая масса КА «Марс-6» составила 3880 кг, из них масса научной аппаратуры орбитального отсека — 114 кг, масса спускаемого аппарата —

1000 кг. Корректирующая двигательная установка заправлена 598,5 кг топлива: 210,4 кг горючего и 388,1 кг окислителя. Масса спускаемого аппарата при входе в атмосферу Марса — 844 кг. Масса автоматической марсианской станции после посадки — 355 кг, из них масса научной аппаратуры — 19,1 кг. Стоит отметить, что центр масс СА «Марс-6» находится в нижней трети аппарата для того, чтобы создавался эффект «неваляшки» и аппарат всегда переворачивался на днище.

Амортизация СА «Марс-6» была выполнена из условий посадки на поверхность Марса с вертикальной скоростью до 10 м/с и боковой – до 30 м/с; действующие перегрузки не должны были превышать 180 g, в периферийных местах перегрузки не должны были превышать 240 g. Амортизация нижней части корпуса, толщиной 270мм, состояла из трех слоев пенопласта. Снаружи амортизация СА защищалась слоем стеклотекстолита толщиной 1,5 мм. На СА предусматривался защитных кожух для оборудования станции, а также для защиты от повреждений лепестковых опор.

Защитный кожух также имел внешнюю амортизацию для защиты посадочного аппарата и оборудования при повторных ударах боковой поверхностью. Амортизация задней части кожуха состояла из двух слоев пенопласта.

Так же для усиления конструкции введено несколько ребер жесткости и алюминиевых трубок между амортизирующим слоем и лепестками автоматической станции.

3.2 Используемые материалы и их свойства

При конструировании СА «Марс-6» использовалось несколько видов материалов. Для защитного кожуха использовался стеклотекстолит с параметрами, представленными в таблице Таблица 3.1 Физико-механические характеристики стеклотекстолита

Таблица 3.1 Физико-механические характеристики стеклотекстолита

Параметр	Значение параметра
Модуль Юнга, МПа	21000
Коэффициент Пуассона	0.11
Предел текучести, МПа	294
Наклонный модуль Юнга, МПа	150
Плотность, кг/м ³	1800
Деформация разрушения	0.25

Для изготовления внутренних перекрытий, ребер, трубок и элементов научной аппаратуры использовался сплав конструкционного дюралюминия с параметрами, представленными в таблице Таблица 3.2

Таблица 3.2 Физико-механические характеристики дюралюминия

Параметр	Значение параметра
Модуль Юнга, МПа	71000
Коэффициент Пуассона	0.33
Предел текучести, МПа	280
Наклонный модуль Юнга, МПа	500
Плотность, кг/м ³	2770
Деформация разрушения	0.15

Для конструирования амортизирующего слоя (Петров Ю.А., 2010) использовался пенопласт ПС-1. Пенопласт является эффективным энергопоглотителем за счет своей вспененной составляющей. Содержание газовой фазы в пенопластах может составлять до 90%. Использованию пенопластов для всенаправленной амортизации способствует их высокая технологичность нанесения на поверхности аппаратов сложной конфигурации, обеспечивающая тем самым равномерно распределенную нагрузку при ударе.

Характеристики пенопласта ПС-1, используемого при конструировании «Марс-6» представлены в таблице Таблица 3.3 Физико-механические характеристики пенопласта ПС-1

Таблица 3.3 Физико-механические характеристики пенопласта ПС-1

Параметр	Значение параметра
Модуль Юнга, МПа	60
Коэффициент Пуассона	0.25
Предел текучести, МПа	2
Плотность, кг/м ³	120

А также представлена диаграмма обжатия пенопласта ПС-1:

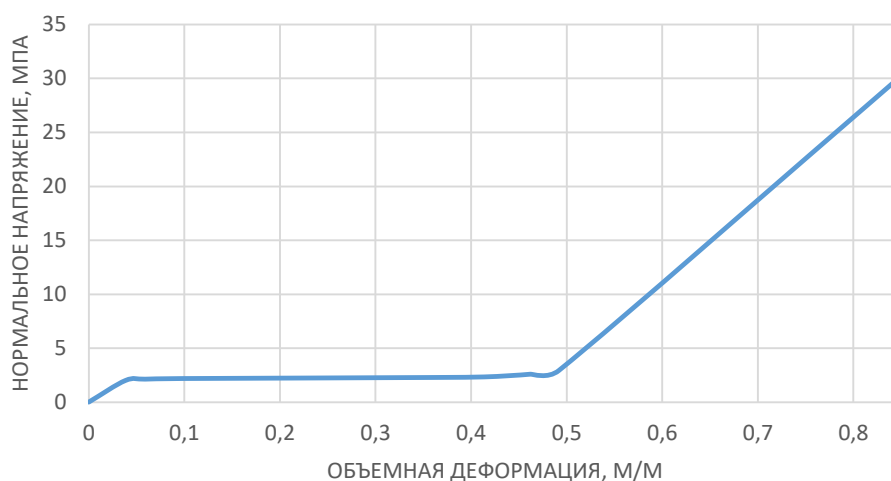


Рисунок 3.5 Диаграмма обжатия пенопласта ПС-1

3.3 Используемые модели материалов

Для моделирования падения СА «Марс-6», используется несколько моделей материалов, которые описывают поведение материалов, из которых сделан СА «Марс-6».

Для моделирования частей, которые сделаны из сплава алюминия и стеклотекстолита используется билинейная упругопластическая модель материала с кинематическим упрочнением, общий вид которой представлен на рисунке Рисунок 3.6

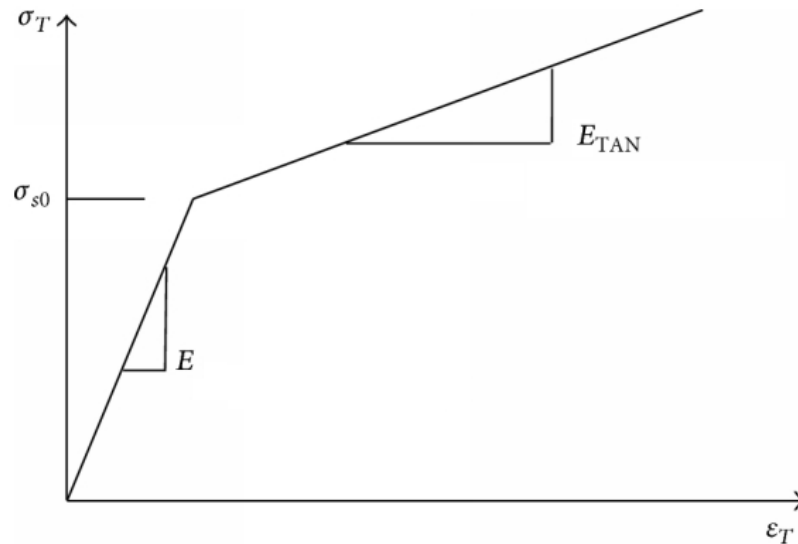


Рисунок 3.6 Билинейная упругопластическая модель материала

Характеристиками данной модели являются: Модуль Юнга, коэффициент Пуассона, предел текучести, наклонный модуль Юнга, а также деформация разрушения.

Для моделирования материала пенопласта была выбрана модель «разрушающейся пены», так называемая MAT_CRUSHABLE_FOAM (Hallquist, 2007).

Данная модель способна описывать поведение измельчаемых пенопластов при ударах и других воздействиях, где циклическое поведение несущественно. Зависимость деформаций от напряжений представлена показана на рисунке Рисунок 3.7 . Пример разгрузки от точки а до напряжения отсечки в точке b, затем разгрузка до точки с и, наконец, показана повторная нагрузка до точки d. В точке повторной нагрузки будет продолжаться вдоль кривой нагрузки.

В реализации модели предполагается, что модуль Юнга является постоянными и обновляется напряженное состояние, описывающие упругое поведение.

$$\sigma_{ij}^{trial} = \sigma_{ij}^n + E \dot{\epsilon}_{ij}^{n+\frac{1}{2}} \Delta t^{n+\frac{1}{2}}$$

Значение главных напряжений проверяется на условие превышения предела текучести. Если предел превышен, то значение главных напряжений возвращается назад к пределу текучести.

$$\text{Если, } \sigma_T < |\sigma_i^{trial}|, \text{ тогда } \sigma_i^{n+1} = \frac{\sigma_T \sigma_i^{trial}}{|\sigma_i^{trial}|}$$

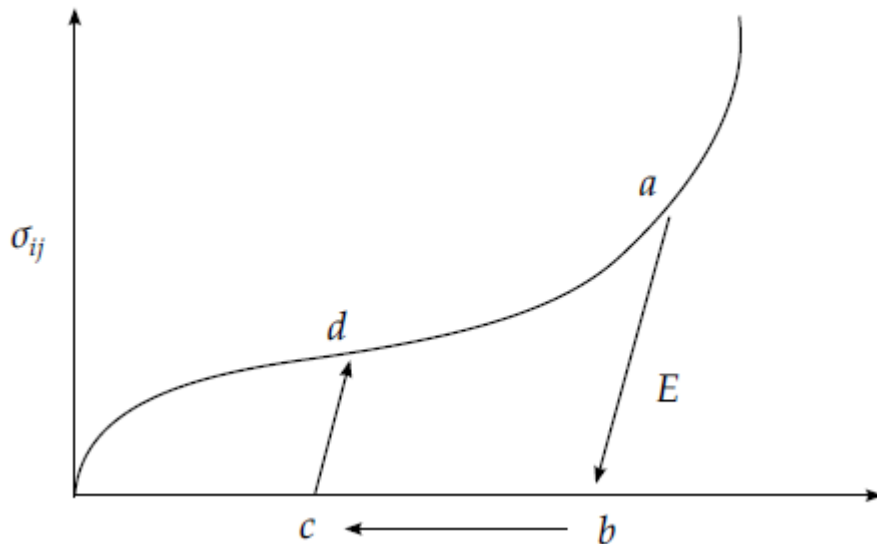


Рисунок 3.7 Зависимость предела текучести от объемной деформации для разрушающейся пены

4 Свойства грунта Марса

Изучение поверхности Марса спускаемыми автоматическими аппаратами было проведено в ходе 7 успешных миссий: посадочные аппараты Viking-1 и Viking -2, марсоход Sojourner с посадочного аппарата Pathfinder, так же марсоходы Spirit, Opportunity, посадочный аппарат Pheonix и марсоход Curiosity. Места приземления всех спускаемых аппаратов приведены на рисункеРисунок 4.1.

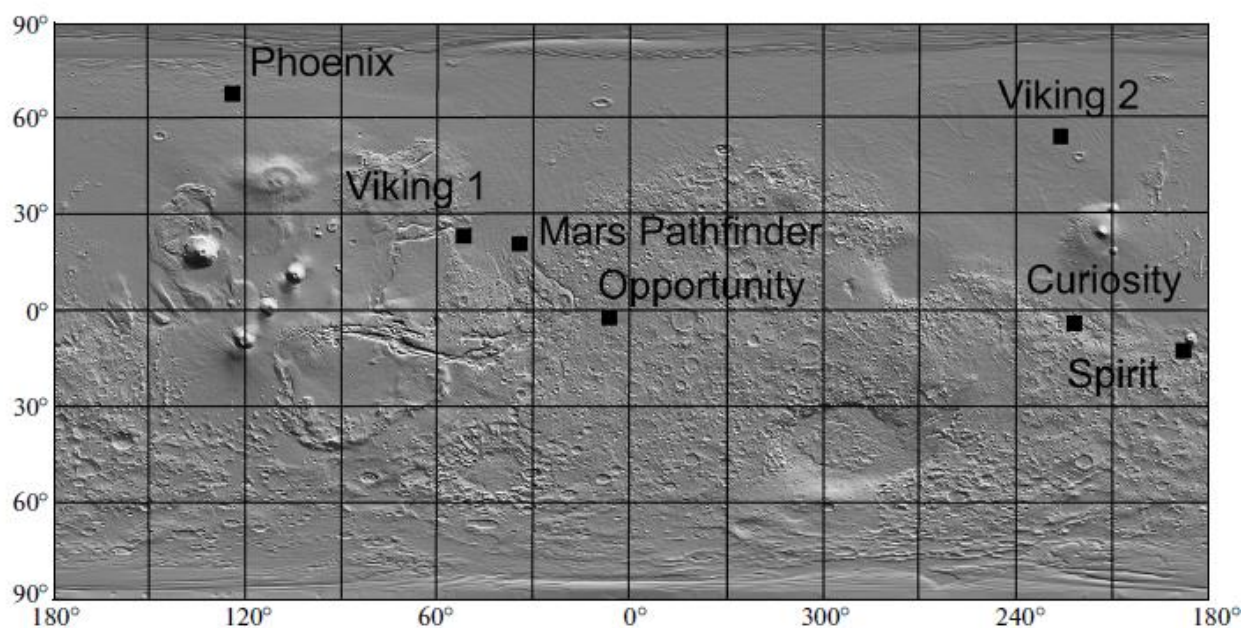


Рисунок 4.1 Места приземления спускаемых аппаратов.

Viking-1 осуществил посадку на равнине Хриса. На панорамах района посадки, которые представлены на рисунке Рисунок 4.2 были обнаружены небольшие дюны и пятна эоловых наносов. Грунт между камнями, получивший название каменистый грунт, представляет собой смесь грунта с обломочным материалом.

Viking-2 осуществил посадку на равнине Утопия, где также было обнаружена сильно каменистая поверхность. На участках ветрового выдувания между камнями наблюдался грунт, имеющий местами корки и комковатую структуру. При работе грунтозаборного устройства было обнаружено, что под грунтом с коркой и комковатой структурой залегал грунт с меньшим сцеплением. Выходы коренных пород вместе посадки Viking-2 не обнаружены.

Марсоход Sojourner явился первой передвижной марсианской лабораторией. Его посадка была проведена в устье долины Арес. Здесь также обнаружены разновидности эоловых наносов, под которыми залегает каменистый и комковатый грунт. Особенностью поверхности места посадки явилась высокая каменистость.

Марсоход Spirit совершил посадку в кратере Гусев. Реголит в месте работы этого марсохода наиболее схож с каменистым грунтом (Arvidson и др., 2004a). Как и в районе работы Pathfinder, реголит здесь покрыт субмиллиметровым налетом пыли.

Марсоход Opportunity совершил посадку на противоположной стороне Марса на плато Меридиана. Ландшафт представляет собой эоловую песчаную равнину с волнообразными дюнами, перекрывающими более древние слоистые осадочные толщи песчаников. Кратеры подвержены ветровой эрозии и заполнены эоловым песком. Марсоходы программы MER впервые детально изучили выходы коренных пород, которые в кратере Гусев оказались, в основном, базальтами, а на плато Меридиана – слоистыми осадочными песчаниками.

Phoenix – единственный на сегодняшний день из аппаратов, совершивших посадку в полярной зоне мерзлого льдосодержащего реголита. Им была обнаружена двухслойная структура грунта, когда под слоем сухого грунта мощностью менее 10 см скрывался мерзлый грунт. Верхний слой оказался аналогичным грунту, исследованному аппаратом Viking-2. Сцепление здесь объясняют присутствием в грунте адсорбированной воды.

Марсоход Curiosity совершил посадку в кратере Гейл вблизи экватора Марса. Здесь выделены несколько разновидностей реголита – песчаный, разнозернистый и гравелистый. Исследованные по траверсу марсохода Curiosity коренные породы типа песчаников имеют сходство с осадочными породами, обнаруженными в районе работ марсохода Opportunity.

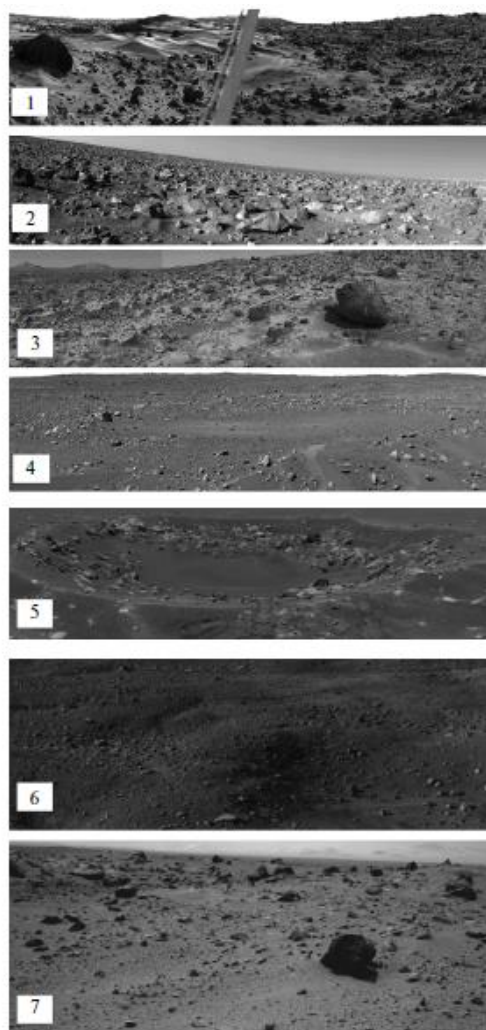


Рисунок 4.2 Панорамы поверхности Марса на местах посадок
 1-Viking-1,2-Viking-2,3-Mars Pathfinder,4-Spirit,5-Opportunity,6-Curiosity
4.1 Предполагаемая область падения СА «Марс-6»

Район посадки спускаемого аппарата «Марс-6» был выбран в низменной части Эритрейского моря в южном полушарии Марса. Спускаемый аппарат по данным обработки траекторных измерений проведенной в 1974 году совершил посадку в область с номинальными координатами $23,9^{\circ}$ ю. ш. и $19,5^{\circ}$ з, что свидетельствует о том, что посадка произошла в расчётную область разброса координат. Примерное место приземление СА «Марс-6» на карте Марса показано на рисунке Рисунок 4.3.

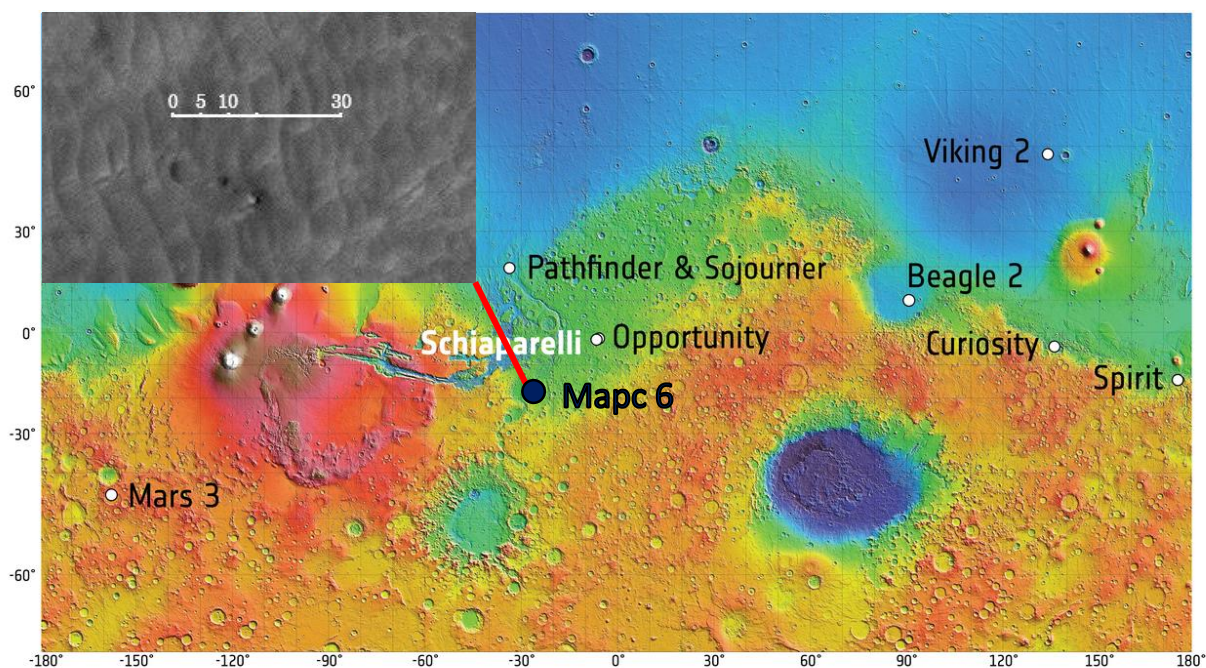


Рисунок 4.3 Место приземления «Марс-6» с остальными спускаемыми аппаратами

Как видно из карты мест приземления, наиболее близким удачно приземлившимся аппаратом к СА «Марс-6» является марсоход Opportunity. Так же из карты видно, что марсоход Opportunity и СА «Марс-6» находятся на одной и той же равнине, поэтому можно считать, что ландшафт и свойства реголита в области падения СА «Марс-6» близки к свойствам реголита в области приземления марсохода Opportunity.

Грунт на месте приземления марсохода Opportunity представляет собой слоистую структуру. На поверхности находятся эоловые наносы, которые накрывают толщу каменистого грунта.

4.2 Описание свойств эоловых песков

Эоловые пески – это мелкодисперсная структура, которая образуется в ходе действия ветровой эрозии. Это легкая и сыпучая структура, которая имеет размер зерен 0.1-10 мкм. Виды различных эоловых песков представлены на рисунке Рисунок 4.4.

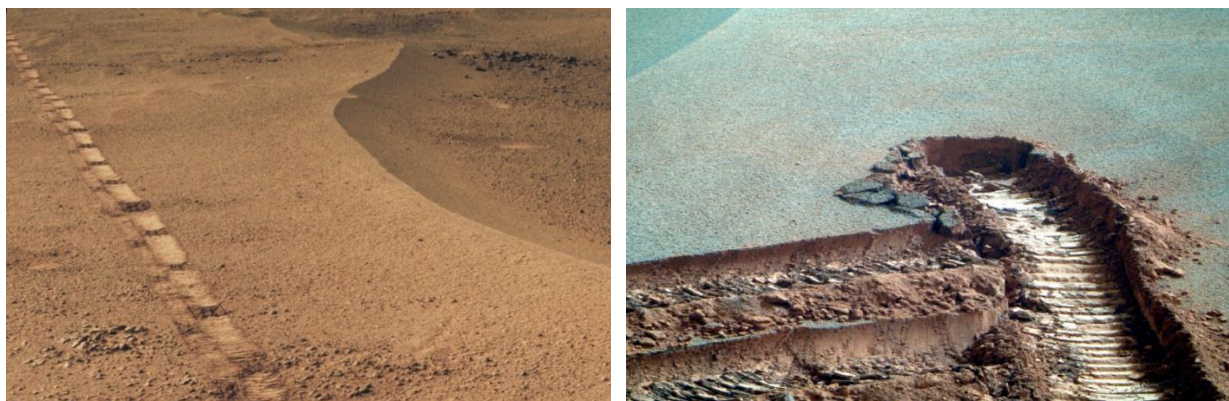


Рисунок 4.4 Эоловые пески

Физико-механические свойства (Демидов Н.Э., 2015), которые могут быть у эоловых песков представлены в таблице Таблица 4.1.

Таблица 4.1 Физико-механические свойства эоловых песков

Физические свойства	Минимальное значение	Максимальное значение
Плотность, ρ [кг/м ³]	1000	1300
Модуль деформации грунта, E_0 [МПа]	2000	2500
Коэффициент Пуассона, μ	0.35	0.35
Сцепление, c [КПа]	0.18	1.6
Угол внутреннего трения, ϕ [°]	15	21

4.3 Описание свойств каменистого грунта

Каменистый грунт наиболее прочный тип реголита, который формируется из смеси грунта и обломочного материала. Эоловые наносы и каменистый грунт, очевидно, образуют чехол на поверхности пород на всей поверхности равнины, на которую приземлился марсоход Opportunity и СА «Марс-6». Виды каменистого грунта представлены на рисунке Рисунок 4.5 Каменистый грунт.

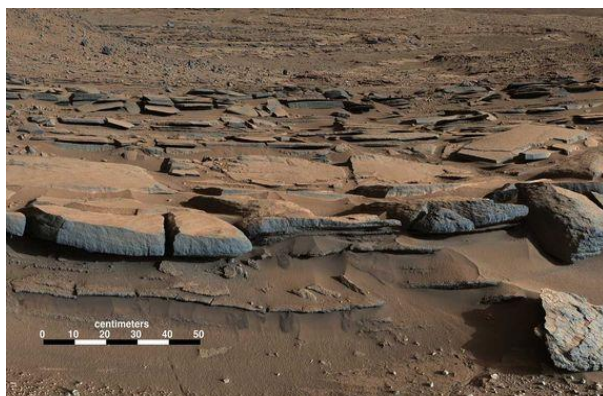


Рисунок 4.5 Каменистый грунт

Физико-механические свойства (Демидов Н.Э., 2015), которые могут быть у эоловых песков представлены в таблице Таблица 4.2 Свойства каменистого грунта.

Таблица 4.2 Свойства каменистого грунта

Физические свойства	Минимальное значение	Максимальное значение
Плотность, ρ [кг/м ³]	1200	2000
Модуль деформации грунта, E_0 [МПа]	4000	5400
Коэффициент Пуассона, μ	0.35	0.35
Сцепление, c [КПа]	2.4	7.8
Угол внутреннего трения, ϕ [°]	25	33

4.4 Описание модели Мора-Кулона

Модель Мора-Кулона – это математическая модель, которая позволяет описывать зависимость касательных напряжений материала от величины нормальных напряжений. В основе данной модели лежит гипотеза о зависимости предельных касательных напряжений от среднего нормального напряжения, которая обусловлена внутренним трением в материале.

Критерий прочности Мора-Кулона представляет собой билинейную зависимость, которая может быть описана так:

$$\tau = \sigma \tan(\varphi) + c$$

Где, τ -величина касательных напряжений, σ -величина нормальных напряжений, c -сцепление, φ -угол внутреннего трения.

Критерий прочности Мора — Кулона обычно используется для анализа несущей способности грунтовых массивов. При нагружении грунты работают преимущественно на сдвиг по поверхности с наименьшей несущей способностью. Поэтому сдвиговая прочность является определяющей прочностной характеристикой для грунтов. Разрушение реализуется в тот момент, когда величина сдвигового напряжения достигает предела прочности грунта на сдвиг. Поэтому связь между нормальными напряжениями и касательными напряжениями является критерием прочности для грунтов.

5 Расчетная схема и методика

Многие физические процессы, которые происходят в сплошных средах, описываются дифференциальными уравнениями в частных производных. Данные уравнения для инженерных задач не могут быть решены аналитически, поэтому на практике используются методы, основанные на дискретизации модели. Такие методы численно решают дифференциальные уравнения в частных производных так, что результат численного решения асимптотически приближается к результату аналитического решения. Один из таких методов – это Метод Конечных Элементов (МКЭ), который широко используется для анализа прочности конструкций, для решения задач теплопроводности, гидроаэродинамики и электромагнетизма (Hallquist, 2007).

5.1 Метод Конечных Элементов

Метод конечных элементов заключается в том, что модель разбивается на элементы, представляющие собой криволинейные многогранники, в вершинах

которых находятся узлы. После чего дифференциальные уравнения сплошной среды приводятся к системе алгебраических уравнений относительно перемещений в узлах. После решения системы алгебраических уравнений, решение в узлах аппроксимируется для всей области.

Для получения системы алгебраических уравнений существует несколько способов интегрирования по времени: неявный и явный способ интегрирования.

При неявном способе интегрирования по времени система уравнений выглядит таким образом:

$$m\ddot{x} + c\dot{x} + kx = F(t)$$

Где m – матрица масс, c – матрица демпфирования, k – матрица жесткости, $F(t)$ – вектор узловых усилий.

Для решения подобной системы необходимо найти обратную матрицу, которая вычисляется с помощью метода Ньюмарка. В каждый момент времени эта система представляет собой набор «статических» уравнения равновесия с инерционными и демпфирующими силами.

Неявный способ интегрирования стабилен вне зависимости от параметров интегрирования, варьирование шага по времени определяет точность и сходимость метода, при нелинейных задачах для обращения матрицы жесткости применяется серия линейных аппроксимаций (Метод Ньютона-Рафсона).

При явном способе интегрирования по времени уравнения в системе алгебраических уравнений не зависят друг от друга и решаются напрямую, то есть явно. Нет проверок на сходимость метода, нет процесса обращения матрицы, все нелинейности включены в вектор внутренних сил. Но решение данной системы может быть нестабильно, поэтому для обеспечения стабильности необходимо выполнение условия Куранта-Фридрихса-Леви. Данное условие ставит ограничение на шаг по времени так, чтобы волна напряжения не могла пройти дальше, чем характеристическая длина наименьшего элемента за один шаг по времени. Из-за подобного ограничения,

шаг по времени выбирается гораздо меньше, чем при неявном интегрировании по времени, что значительно увеличивает потребность в вычислительных ресурсах. Поэтому явная схема интегрирования по времени больше подходит для решения задач, связанных с быстропротекающими процессами такими как, взрывы, удары и т.д.

При явном способе интегрирования по времени решаются уравнения вида:

$$\ddot{x}_i = \frac{F_i}{m} + b_i$$

Где $\ddot{x}_i$ -компоненты узловых ускорений, F_i -силы, действующие на узлы, b_i -компоненты ускорения всего тела, m – узловые массы.

С ускорение в момент времени $n-1/2$, скорость в момент времени $n+1/2$ определяется уравнением:

$$\dot{x}^{n+1/2} = \dot{x}^{n-1/2} + \ddot{x}_i^n \Delta t^n$$

После чего координаты, после интегрирования скорости, определяются как:

$$x^{n+1} = x^n + \dot{x}^{n+1/2} \Delta t^{n+1/2}$$

Так же кроме способов интегрирования по времени есть еще несколько вариантов метода конечных элементов, которые различаются в подходе к описанию движению среды, а именно Лагранжев и Эйлеров метод описания движения среды.

5.2 МКЭ с Лагранжевым описанием движения среды

Лагранжев подход к описанию сплошной среды широко распространен в анализе с помощью МКЭ. В данном подходе узлы совмещены с материальной средой. В данном алгоритме, конечно-элементная модель «привязана» к материальной среде и движется вместе с ней в процессе деформирования, например, сжатия или растяжения. Данный процесс показан на рисунке Рисунок 5.1 (L)

Лагранжев метод описания сплошной среды прост и быстро вычисляется из-за того, что в данном методе нет конвективных процессов, а также нерегулярная геометрия тела может быть описана. Недостатком данного

метода является перенос конечно-элементной модели вместе с материальной средой, что при больших деформациях тела может привести к неточным результатам моделирования.

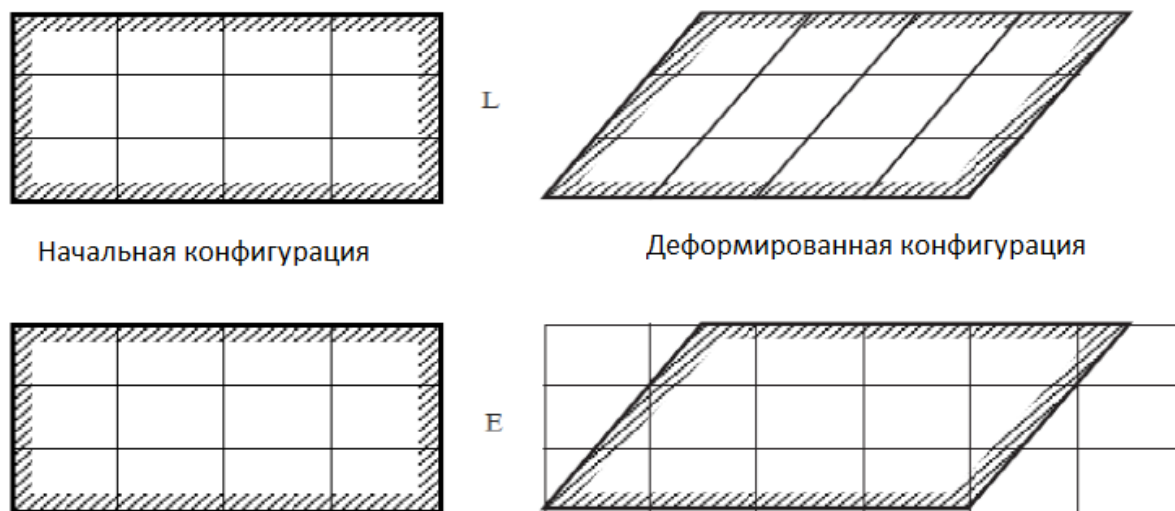


Рисунок 5.1 Конечно-элементные модели с лагранжевым (L) и эйлеровым (E) описанием сплошной среды

5.3 Эйлеров метод описания сплошной среды

Эйлеров метод описания сплошной среды широко используется при применении метода конечных объемов. В данном случае материальная среда движется внутри фиксированной конечно-элементной модели. Данный процесс показан на рисунке Рисунок 5.1 (D). По причине отсутствия деформации конечно-элементной модели, большие деформации могут быть описаны без неточностей и потерь стабильности решения. Данный метод описания сплошной среды часто применяется именно в описании задач гидроаэродинамики, где конечно-элементная модель – это жидкость и поток материальной среды описывается без искажения КЭ модели.

5.4 Метод Лагранж-Эйлерового взаимодействия

В методе Лагранж-Эйлерового взаимодействия присутствует два вида конечно-элементных моделей, как показано на рисунке. Одна из них – это

недеформирующаяся конечно-элементная модель окружающей среды, а другая – это деформирующаяся конечно – элементная модель материальной среды. В этом методе окружающая конечно-элементная модель с материальной конечно-элементной моделью перемещается с произвольными условиями, такими как при взаимодействии с водой, грунтом и т.д. В этом методе материальная и окружающая конечно-элементные модели обновляются с помощью лагранжевой формулировки, изменяемые степени свободы отображаются на обновленную сетку. Процесс деформирования всех трех методов представлен на рисунке.

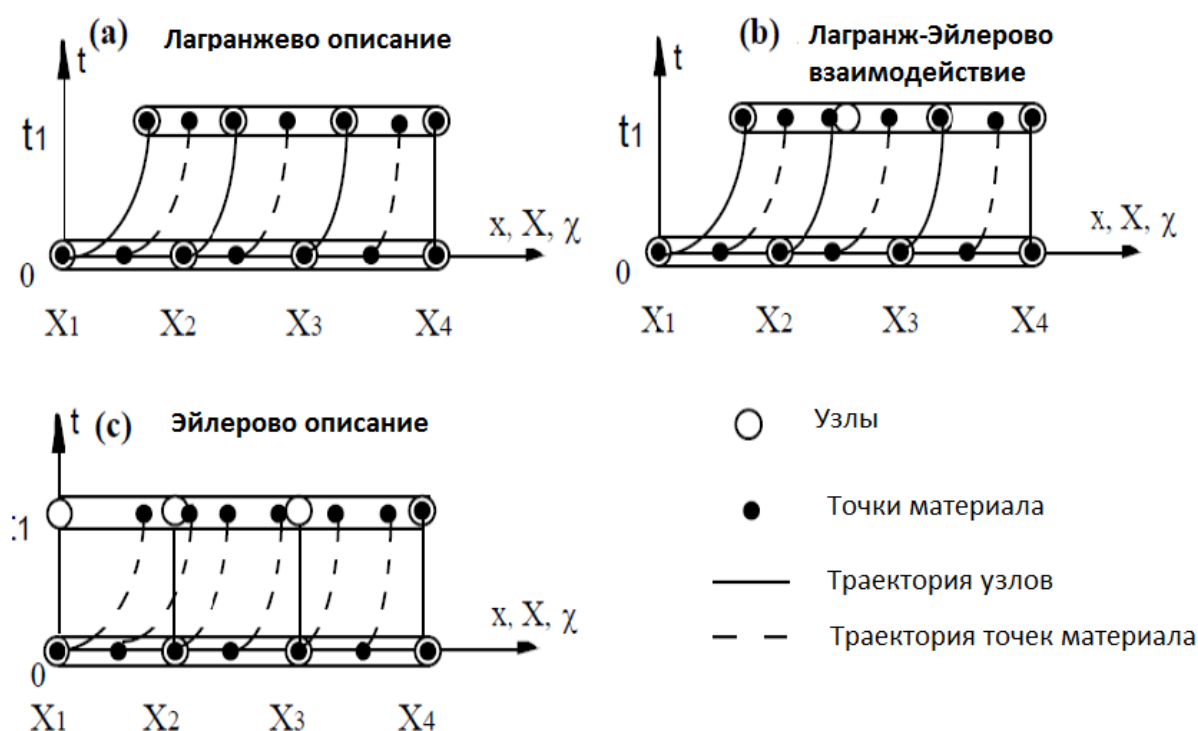


Рисунок 5.2 Методы Лагранжевого, Эйлерового и Лагранж-Эйлерового описания движений сплошной среды

Таким образом, метод Лагранж-Эйлерового взаимодействия хорошо подходит именно для задач удара и проникновения в мягкую податливую среду, такую как вода, грунт и т.п., так как при проникновении в среду Эйлера метод описания сплошной среды позволит избежать больших деформаций конечно-элементной модели, а Лагранжев метод позволяет правильно описания поведение жестких конструкций со сложной геометрией.

6 Верификация расчетной схемы

В настоящее время, компьютерное моделирование является эффективным способом для оценки прочности конструкций при высокоскоростных ударах, в том числе и удар о грунтовую поверхность. Но для получения корректных и адекватных результатов для начала необходимо провести верификацию расчетной модели

6.1 Квазистатическое сжатие образца пенопласта

В данном разделе для верификации расчетной схемы используются данные эксперимента по квазистатическому сжатию образца пенопласта, которые представлены в статье (Qasim H. Shah, 2013). Так как система амортизации, которая представлена в конструкции СА «Марс-6» состоит из пенопласта, то необходимо провести исследование на корректность работы расчетной схемы для случая воздействия на пенопласт.

В статье представлены результаты квазистатического сжатия кубического образца пенопласта со стороной 100мм. Так как поведение пенопласта при квазистатическом сжатии является нелинейным, то необходимо использовать модель материала, которая описывает подобное поведение. На основе статей (Ozturk U. E., 2010), (Croop B., 2009)) была выбрана модель материала MAT_CRUSHABLE_FOAM, которая позволяет описать поведение пенопласта при больших деформациях и при различных скоростях воздействия.

Для исследования поведения пенопласта под квазистатической нагрузкой был выбран пенопласт с параметрами, представленными в таблице Таблица 6.1

Параметры пенопласта

Таблица 6.1 Параметры пенопласта

Название параметра	Значение параметра
Плотность, $\frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$	12,5
Модуль Юнга, МПа	2,2
Коэффициент Пуассона	0

В качестве результатов представлен график зависимости напряжений от деформаций, который представлен на рисунке Рисунок 6.1

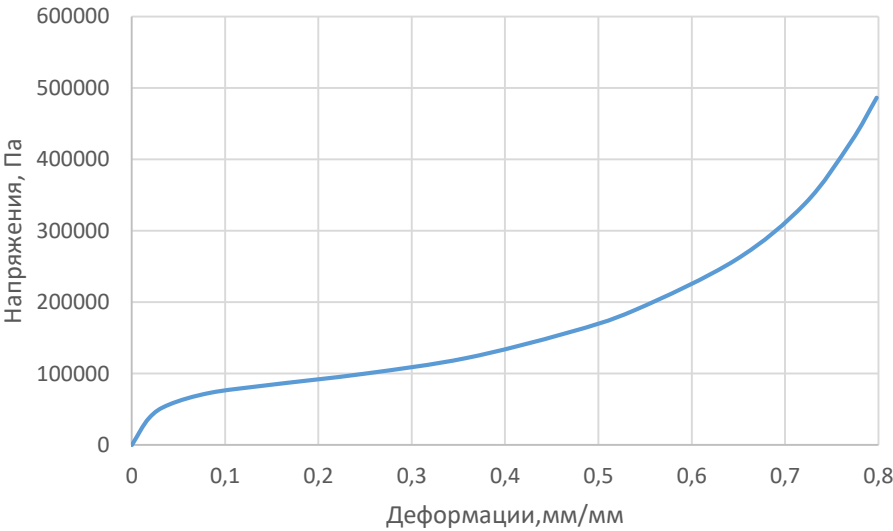


Рисунок 6.1 График зависимости силы сопротивления сжатия к перемещению.

При моделировании квазистатического сжатия пенопласта использовался метод конечных элементов в Лагранжевой постановке, который позволяет моделировать большие деформации конструкций. Конечно-элементная модель численного эксперимента представлена на рисунке Рисунок 6.2

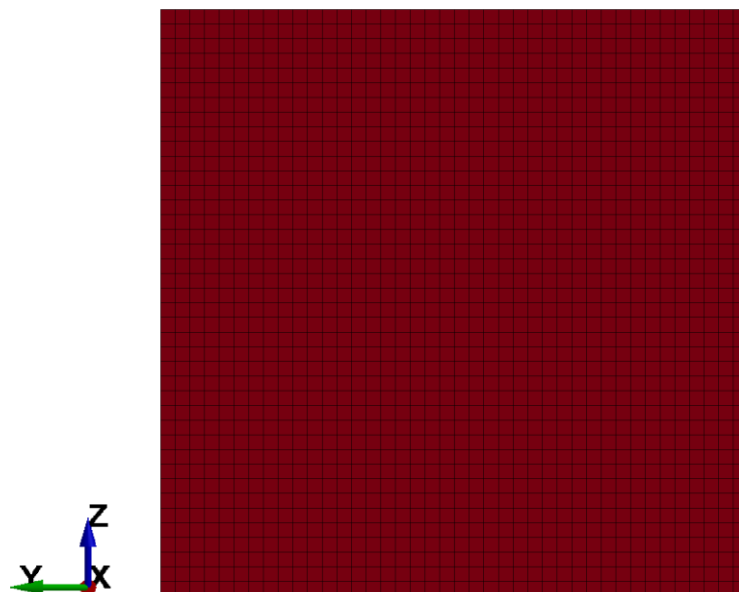


Рисунок 6.2 Конечно-элементная модель пенопласта

При проведении численного эксперимента граничными условиями являлись – движущаяся граница (BOUNDARY_PRESCRIBED_MOTION_SET) со скоростью 500 мм/мин, а также заделка с обратной стороны BOUNDARY_SPC_SET.

Результаты моделирования и их сравнение с результатами эксперимента представлены на рисунке Рисунок 6.3 Результаты моделирования

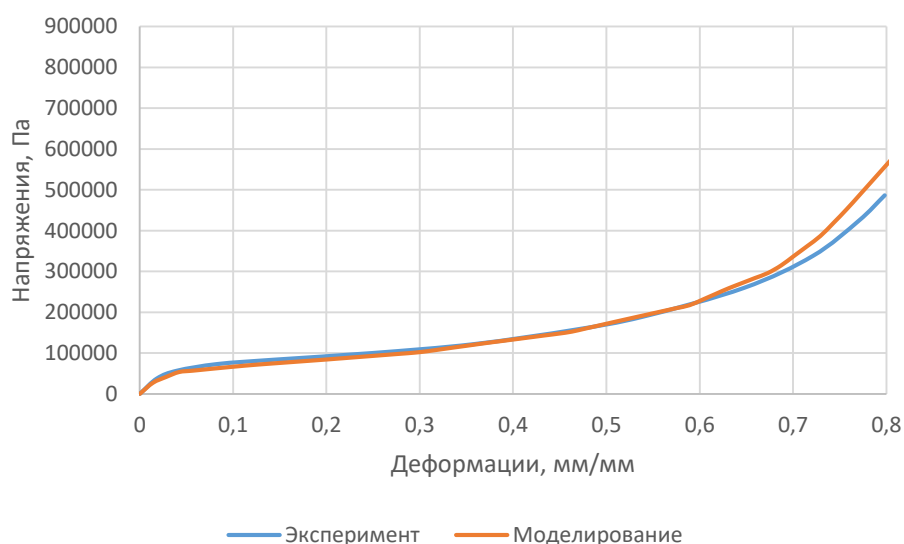


Рисунок 6.3 Результаты моделирования

Таким образом, моделирование процесса квазистатического сжатия пенопласта дает близкие результаты с результатами эксперимента, что подтверждает правильный выбор расчетной схемы.

6.2 Удар твердого индентора в сухой грунт

В данном разделе для верификации расчетной схемы используются данные эксперимента по внедрению твердого индентора в сухой грунт, результаты которого описаны в статьях (Fasanella, 2008), (Evans, 2010)). Данные эксперименты были проведены сотрудниками NASA Langley Research Center для подробного изучения ударного воздействия о грунтовое основание и воду для разработки новых технологий безопасного приземления авиационных средств.

6.2.1 Удар со скоростью 4 м/с

В статье (Fasanella, 2008) представлены результаты эксперимента по удару жесткой полусферы диаметром 0,2 м и толщиной 0,05 м со скоростью $4 \frac{\text{м}}{\text{с}}$ в грунтовое основание. При таком воздействии грунт проявляет нелинейные эффекты, поэтому при моделировании данного эксперимента используется нелинейная модель грунта, а именно модель Мора-Кулона. В ходе эксперимента были вычислены параметры грунта, представленные в таблице Таблица 6.2 Параметры грунта. Полусфера сделана из алюминия с параметрами, представленными в таблице Таблица 6.3 Параметры алюминия

Таблица 6.2 Параметры грунта

Название параметра	Значение параметра
Плотность, $\frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$	1460
Модуль сдвига, МПа	1,84
Коэффициент Пуассона	0,35
Угол внутреннего трения, рад	0,38
Сцепление, кПа	1,2

Таблица 6.3 Параметры алюминия

Название параметра	Значение параметра
Плотность, $\frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$	2812
Модуль Юнга, ГПа	73
Коэффициент Пуассона	0.33

В качестве результатов выведен график ускорения полусферы в процессе удара, график представлен на рисунке Рисунок 6.4 График ускорения полусферы в процессе удара. А также значение глубины воронки после удара, которая равна 0,1 м.

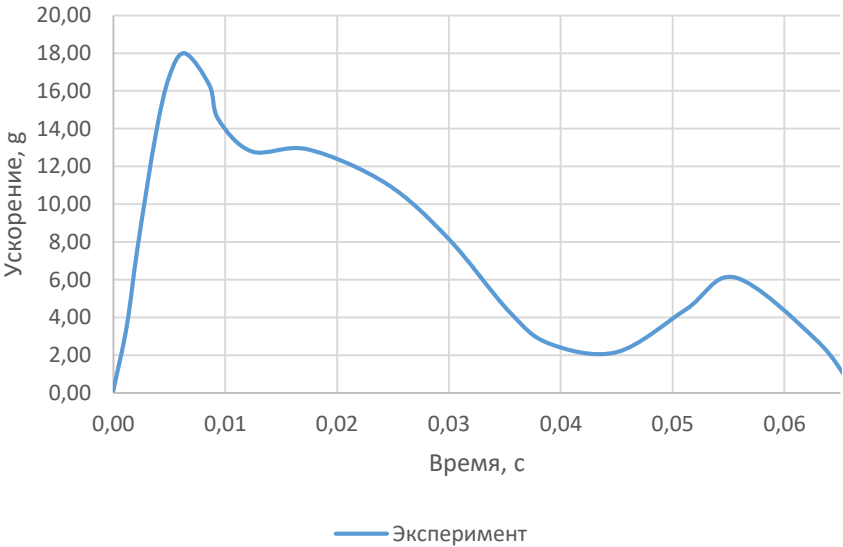


Рисунок 6.4 График ускорения полусферы в процессе удара

При моделировании грунтового основания использовался метод Лагранж-Эйлерово взаимодействия на базе структурированных сеток (Structured Arbitrary Lagrange Eulerian, S-ALE), который позволяет моделировать большие деформации без деформации конечно-элементной модели, что приводит к более стабильным и корректным результатам. Конечно-элементная модель численного эксперимента представлена на рисунке Рисунок 6.5

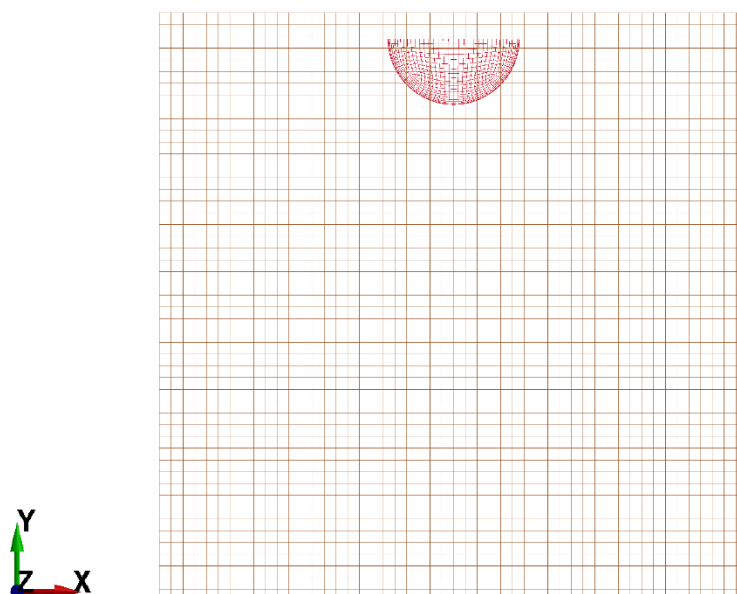


Рисунок 6.5 Конечно-элементная модель

При проведении численного эксперимента начальным условием являлась скорость жесткого индентора, которая равнялась 4 м/с, скорость задавалась с помощью карты INITIAL_VELOCITY_GENERATION. Нагрузкой в данном моделировании являлась сила тяжести, которая задавалась с помощью карты LOAD_BODY_Y.

В подобных задачах важно учесть поле давления в грунте от воздействия силы тяжести и для этого, как правило, задается условие отсутствия нормальных перемещений на боковых поверхностях домена грунта и отсутствие всех перемещений на его дне. Но при таком виде граничных условий обязательно возникают отражающие волны, которые могут так или иначе навредить корректности результатов.

Результаты моделирования и их сравнение с результатами эксперимента представлены на рисунке Рисунок 6.6

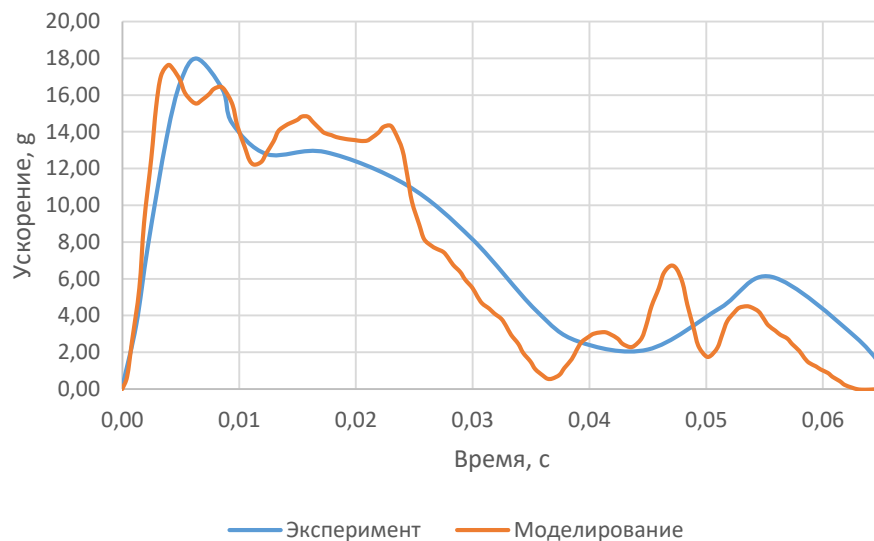
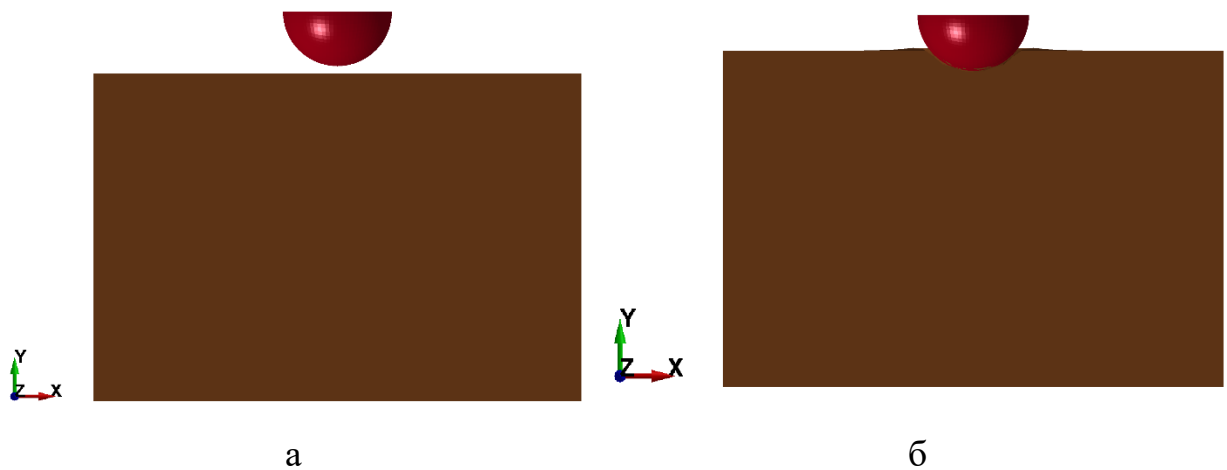


Рисунок 6.6 Результаты моделирования

Максимальное ускорение при проведении эксперимента равно 17.99g, максимальное ускорение при проведении численного моделирования равно 17.66g, относительная погрешность составляет 1.9%.

Процесс проникновения полусферы в грунт можно видеть на рисунках Рисунок 6.7 а,б,в,г.



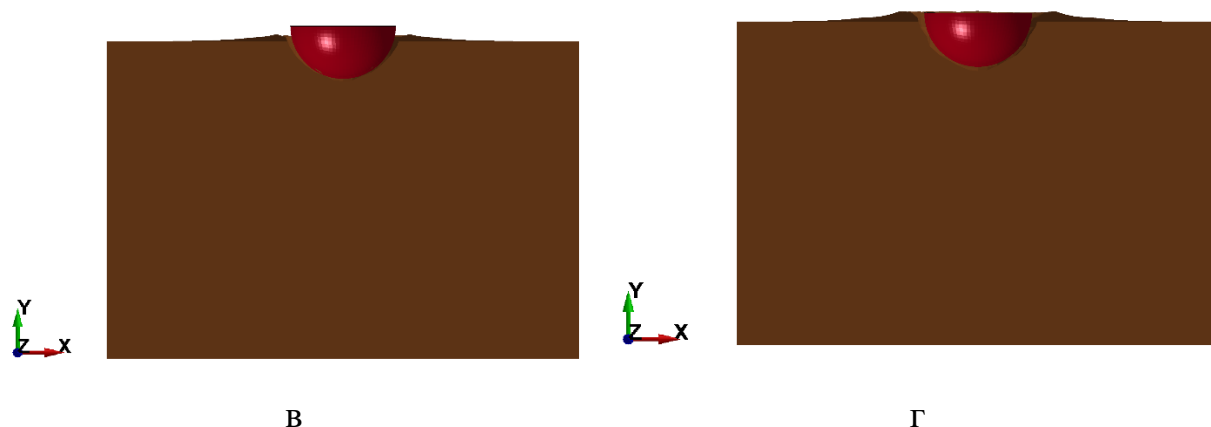


Рисунок 6.7 Процесс проникновения полусферы в грунт

Глубина проникновения полусферы при моделировании равна ровно радиусу полусферы, а именно 0.1 м, что полностью совпадает с результатами эксперимента.

Таким образом, моделирование удара при скорости 4 м/с дает близкие результаты с экспериментом, что подтверждает правильный выбор расчетной схемы.

6.2.2 Удар со скоростью 40 м/с

В статье (Evans, 2010) представлены результаты эксперимента по удару жесткой полусферы диаметром 0,66 м и толщиной 0,05 м со скоростью $40 \frac{\text{м}}{\text{с}}$ в грунтовое основание. Как и при прошлом моделировании удара моделью грунта является упруго-пластическая модель Мора-Кулона с параметрами, указанными в таблице Таблица 6.4. Полусфера сделана из алюминия с параметрами, представленными в таблице Таблица 6.5

Таблица 6.4 Параметры грунта

Название параметра	Значение параметра
Плотность, $\frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$	2200
Модуль сдвига, МПа	1,53
Коэффициент Пуассона	0,35
Угол внутреннего трения, рад	0
Сцепление, кПа	68

Таблица 6.5 Параметры алюминия

Название параметра	Значение параметра
Плотность, $\frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$	2812
Модуль Юнга, ГПа	73
Коэффициент Пуассона	0.33

В качестве результатов выведен график ускорения полусферы в процессе удара, график представлен на рисунке Рисунок 6.8 Ускорение полусферы в процессе удара.

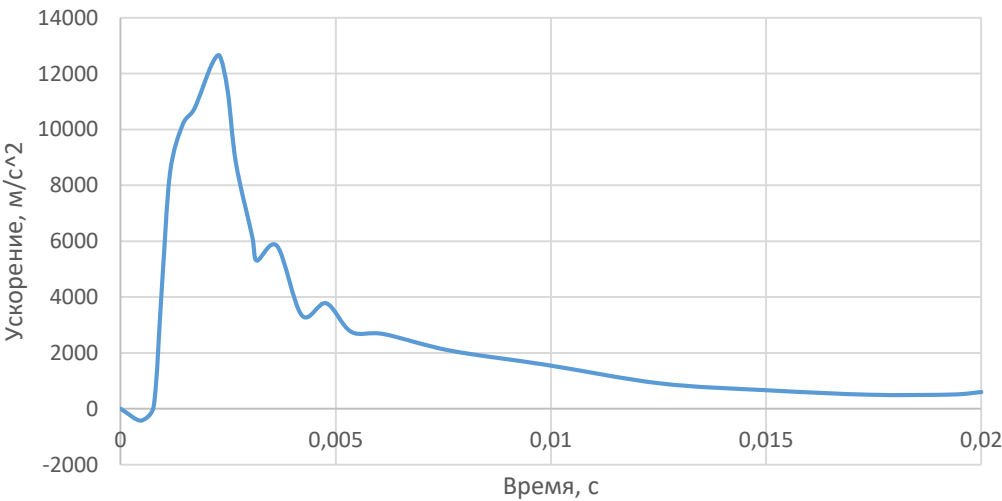


Рисунок 6.8 Ускорение полусферы в процессе удара

В данном расчете грунт так же моделировался с помощью метода Лагранж-Эйлерового взаимодействия на базе структурированных сеток, а полусфера моделировалась абсолютно жестким телом. Конечно-элементная модель численного эксперимента представлена на рисунке Рисунок 6.9.

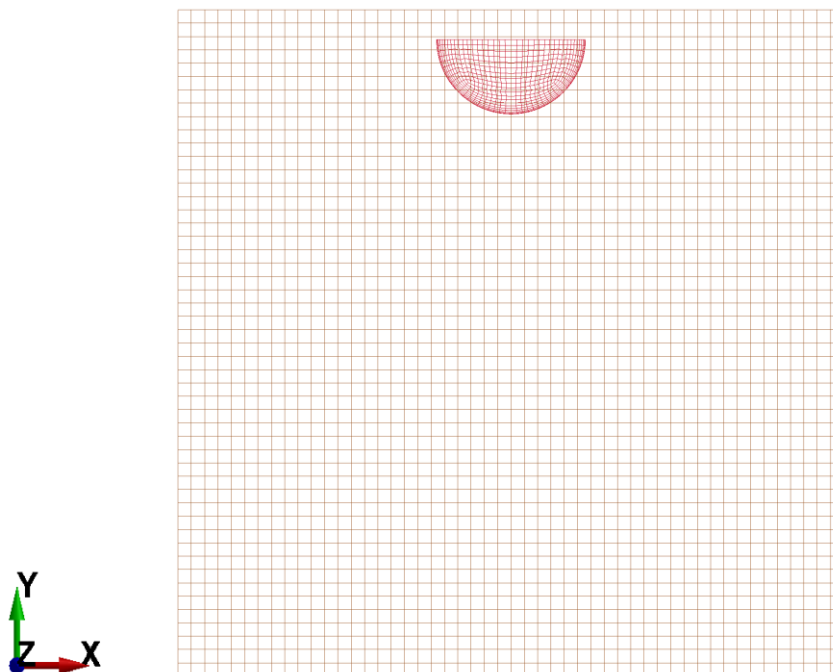


Рисунок 6.9 Конечно-элементная модель

В качестве начальных условий выступала скорость индентора равная 40 м/с, нагрузкой являлась сила тяжести, а граничными условиями условие отсутствия нормальных перемещений на боковых поверхностях домена грунта и отсутствие всех перемещений на его дне.

Результаты моделирования и их сравнение с результатами эксперимента представлены на рисунке Рисунок 6.10

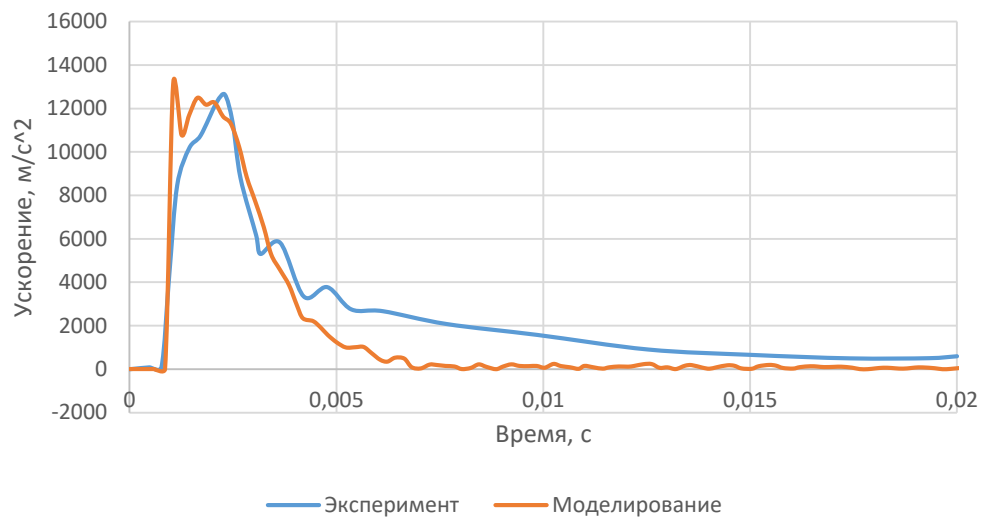
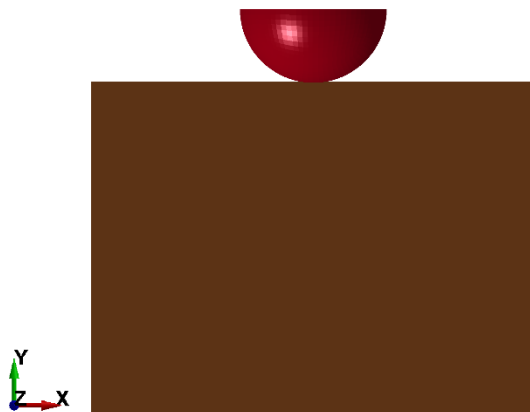


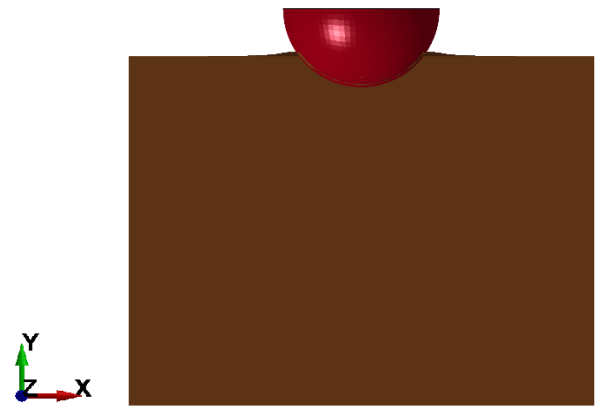
Рисунок 6.10 Результаты моделирования

Максимальное ускорение при проведении эксперимента равно $12643 \frac{\text{м}}{\text{с}^2}$, максимальное ускорение при проведении численного моделирования равно $12300 \frac{\text{м}}{\text{с}^2}$, относительная погрешность составляет 2.7%.

Процесс проникновения полусферы в грунт можно видеть на рисунках Рисунок 6.8 а,б,в,г.



а



б

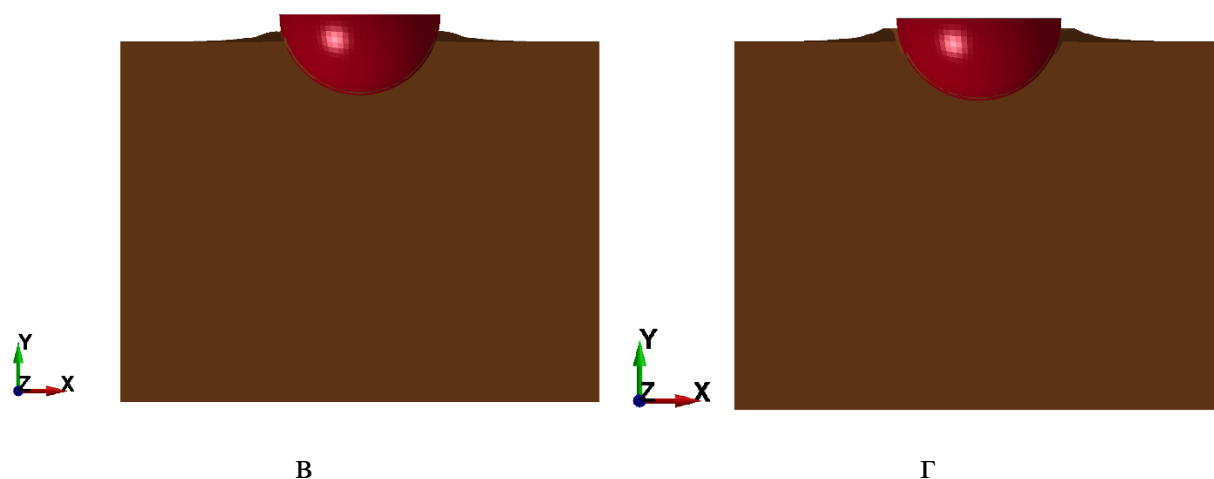


Рисунок 6.11 Процесс проникновения полусферы в грунт

Таким образом, моделирование удара при скорости 40 м/с дает также близкие результаты с экспериментом, что подтверждает правильный выбор расчетной схемы.

7 Результаты много вариантного моделирования

7.1 Расчетная модель

7.1.1 Расчетная модель грунта

Грунт в месте приземления представляет собой слоистую структуру, на поверхности находится эоловые наносы, которые накрывают толщу каменистого грунта.

Эоловые наносы – это то легкая и сыпучая структура, которая имеет размер зерен 0.1-10 мкм, физико-механические параметры которой представлены в Главе 4 таблице Таблица 4.1 Физико-механические свойства эоловых песков. Каменистый грунт наиболее прочный тип реголита, который формируется из смеси грунта и обломочного материала. Физико-механические свойства данного грунта так же представлены в таблице Таблица 4.2 Свойства каменистого грунта.

Для описания поведения данных материалов при деформировании, применялась модель Кулона-Мора, которая описывает не только линейную часть диаграммы нагружения, но и пластическую составляющую данной диаграммы.

Для описания движения сплошной среды применялся метод Лагранж – Эйлера взаимодействия и использовались уравнения движения сплошной среды в Эйлеровой постановке, которые представлены в Главе 5.

В итоге, была построена модель двуслойного грунта, где верхний слой является слоем золотых наносов, а нижний слоем каменистый грунт, деформированное поведение, которых описывается моделью Кулона-Мора, а движение описывается в Эйлеровых координатах. Модель представлена на рисунке Рисунок 7.1

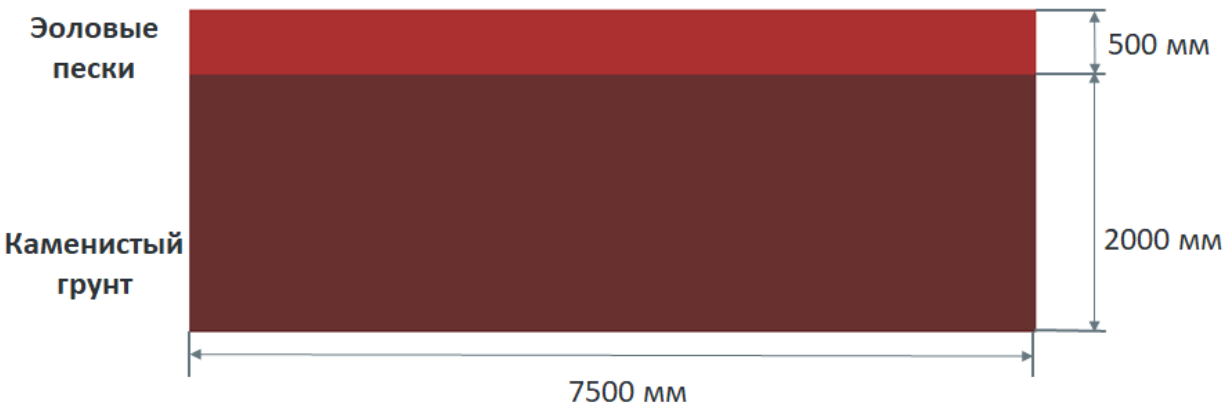


Рисунок 7.1 Модель двуслойного грунта

Параметры конечно – элементной модели представлены в таблице **Ошибка!**
Источник ссылки не найден.

Таблица 7.1 Параметры конечно – элементной модели грунта

Количество узлов	Размер ячейки
94500	0.1 м

7.1.2 Расчетная модель спускаемого аппарата

Спускаемый аппарат «Марс-6» строился с использованием следующих материалов: для защитного кожуха использовался стеклотекстолит, для изготовления внутренних перекрытий, ребер, трубок и элементов научной аппаратуры использовался сплав конструкционного дюралюминия, а для конструирования амортизирующего слоя использовался пенопласт ПС-1. Все физико-механические характеристики данных материалов представлены в таблицах Таблица 3.1, Таблица 3.2, Таблица 3.3.

Так как внутреннее строение спускаемого аппарата состоит из большого количества механизмов и деталей и является достаточно сложным, а главное избыточным при моделировании удара СА о грунт, поэтому в модели СА были внесены изменения в отличие от реальной конструкции СА, но в ходе выполнения изменений были сохранены массово-жесткостные свойства.

В ходе внесения изменений было решено моделировать аппаратуру, находящуюся в СА твердыми телами с сохранением массы и размеров данной аппаратуры.

Так же изменения коснулись способа закрепления аппаратуры к внутреннему защитному слою СА. В конструкции аппарата крепится к нижней части внутреннего защитного слоя с помощью 4-х скрепляющих рычагов, которые моделируются 4-мя стержнями, которые крепятся как к защитному слою, так и к аппаратуре. К верхней части защитного слоя аппарата крепится за замок лепестков вертикализации. Так как аппаратура моделируется твердым телом параллелепипедной формы, то закрепление через замок вертикализации моделируется закреплением стержня к верхней части защитного слоя, который так же крепится к аппаратуре, ограничивая движения аппаратуры.

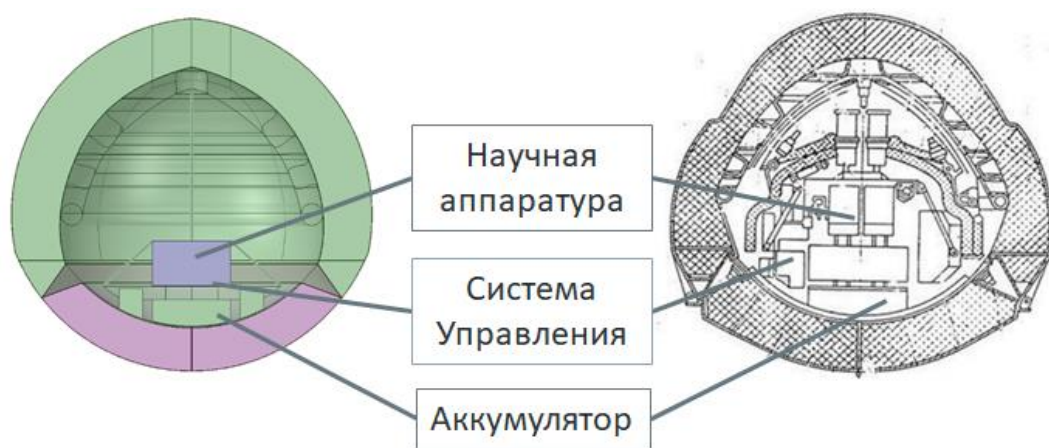


Рисунок 7.2 Модель и конструкция СА

Для материалов использовались модели материалов, описанные в Главе 3. Все модели материала описывают не только линейную часть диаграммы нагружения, но и пластическую ее часть. Для описания движения сплошной среды использовались уравнения движения в Лагранжевых координатах, которые описаны в Главе 5.

В результате была построена модель СА «Марс-6», которая представлена на рисунке Рисунок 7.3

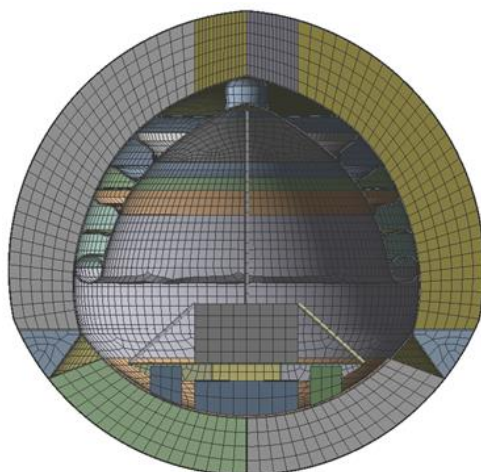


Рисунок 7.3 Модель СА «Марс-6»

Параметры конечно-элементной модели СА представлены в таблице Таблица 7.2 Параметры конечно-элементной модели

Таблица 7.2 Параметры конечно-элементной модели

Количество узлов	Количество элементов
------------------	----------------------

7.1.3 Общая расчетная модель

Общая расчетная модель, которая содержит в себе, как СА, так и грунт, которые имеют разный вид описания движения сплошной среды, создавалась с помощью метода Лагранж – Элейрового Взаимодействия, описание которого представлено в Главе 5. Общая модель выглядит так, как представлена на рисунке

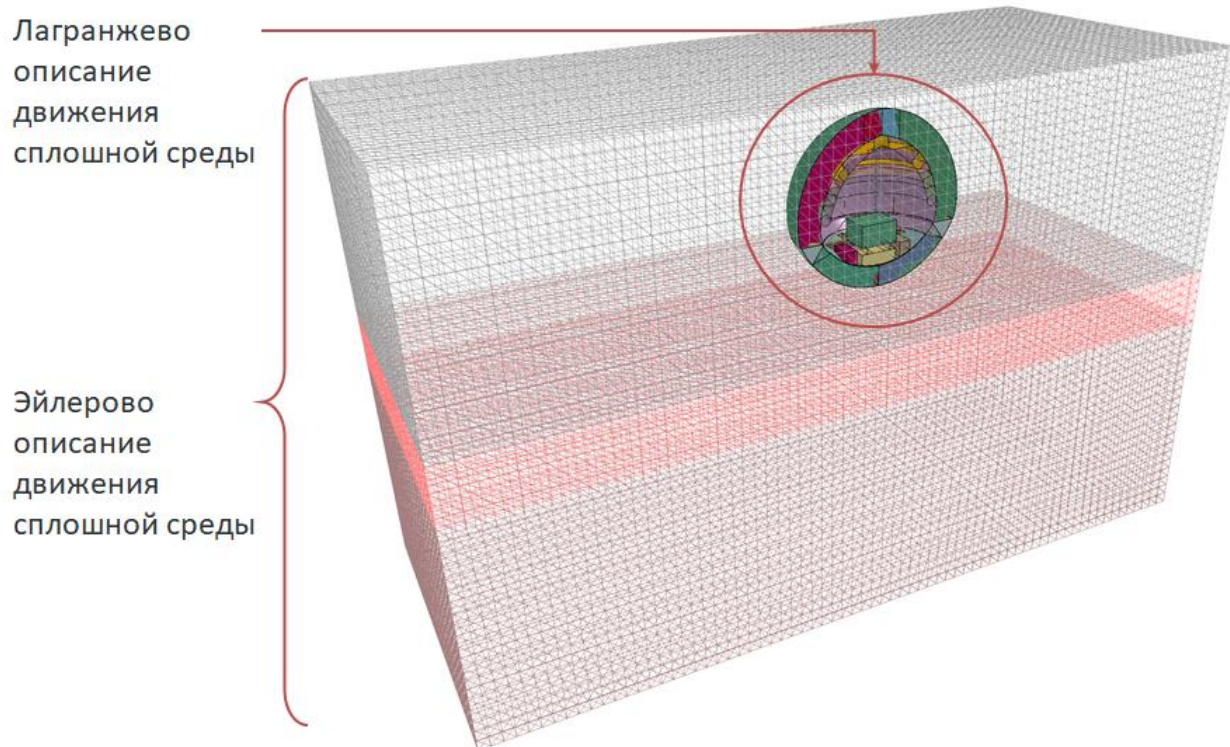


Рисунок 7.4 Общая расчетная модель

В постановке данной задачи также применяется условие симметрии для сокращения вычислительных ресурсов.

7.2 Многовариантное моделирование падения СА «Марс-6»

В процессе моделирования падения СА «Марс-6» было проведено: моделирование штатной посадки для объяснения корректности выбора расчетной модели СА «Марс-6», а также моделирование нештатной посадки

под различными углами падения, а также с различными значениями физико-механических параметров материала грунта. Все начальные условия при падении представляют собой скорость аппарата, которая равна 61 м/с и угол падения, который варьируется от 0° до 45° и представлены на рисунке Рисунок 7.5. Как сказано в Главе 3, конструкция СА «Марс-6» была выполнена из условий посадки на поверхность Марса с вертикальной скоростью до 10 м/с и боковой – до 30 м/с; действующие перегрузки не должны были превышать 180 g, поэтому в ходе получения результатов работоспособность аппарата определялась из условия превышения критического ускорения, которое равно 180 g.

Начальная скорость – $|V| = 61$ м/с

Гравитация – 3.7 м/с²

Углы атаки – $\alpha = 0^\circ, 10^\circ, 30^\circ, 45^\circ$

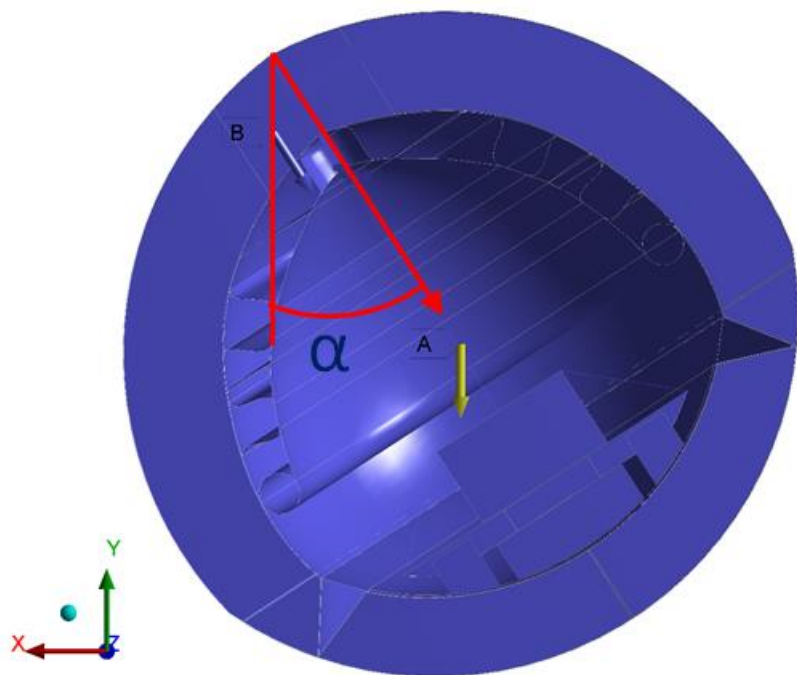


Рисунок 7.5 Начальные условия при падении СА «Марс-6»

7.2.1 Штатная посадка СА «Марс-6»

Для моделирования штатной посадки СА «Марс-6» была выбрана следующая постановка: значение физико-механических свойств принимают и

максимальные, и минимальные значения из таблиц Таблица 4.1 Физико-механические свойства эоловых песков ,Таблица 4.2 Свойства каменистого грунта, горизонтальная скорость 12 м/с, а вертикальная скорость 28.5 м/с, угол атаки 33°.

Начальная скорость – $V_x = -28,5$ м/с, $V_y = -12$ м/с

Гравитация – 3.7 м/с²

Угол атаки – $\alpha = 33^\circ$

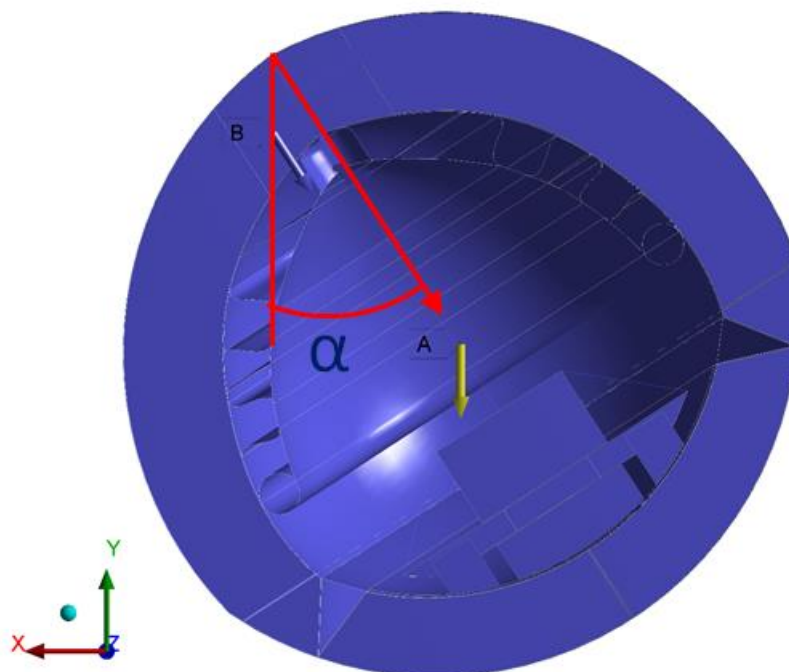


Рисунок 7.6 Начальные условия при штатной посадке

Результаты падения представлены на рисунке



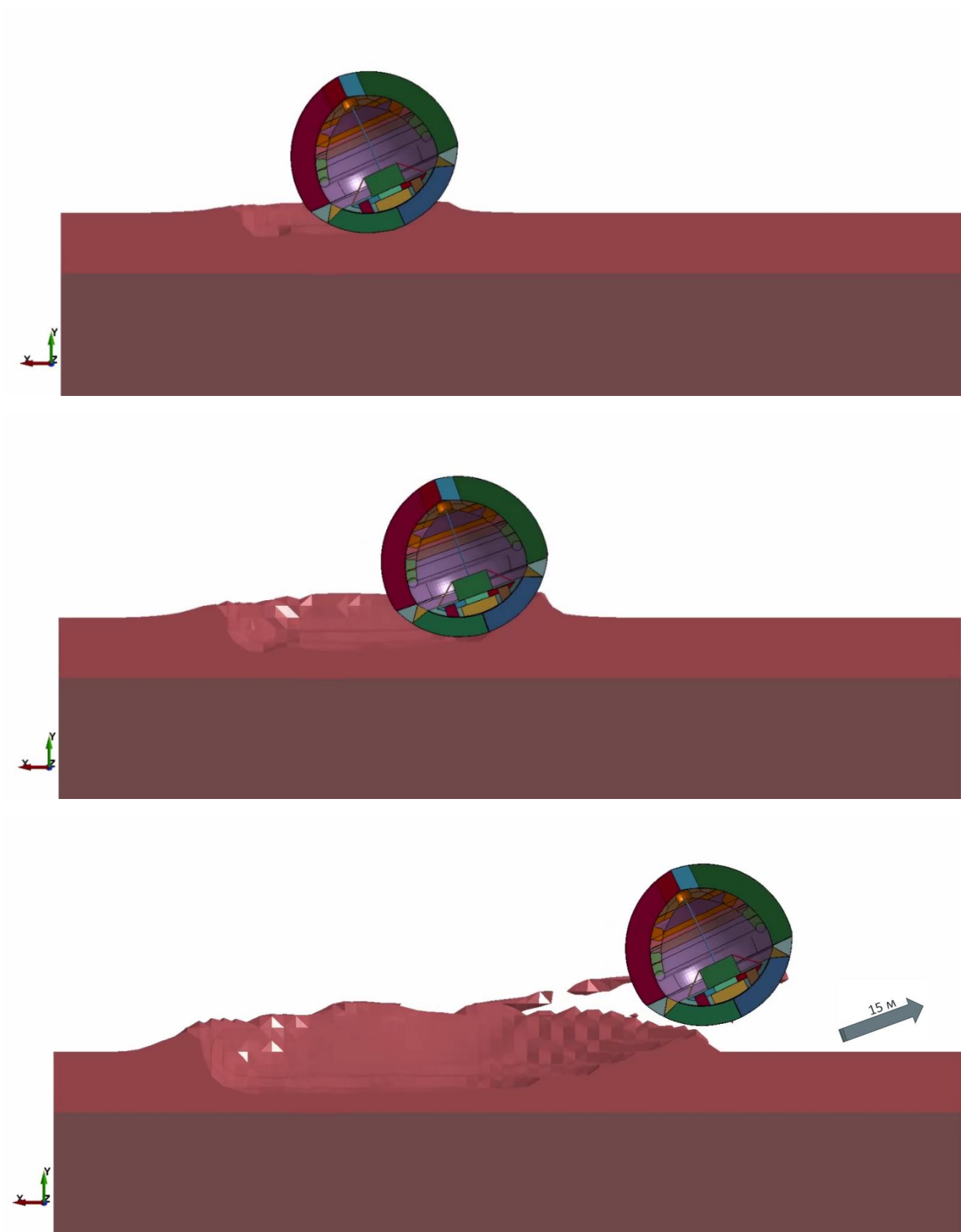
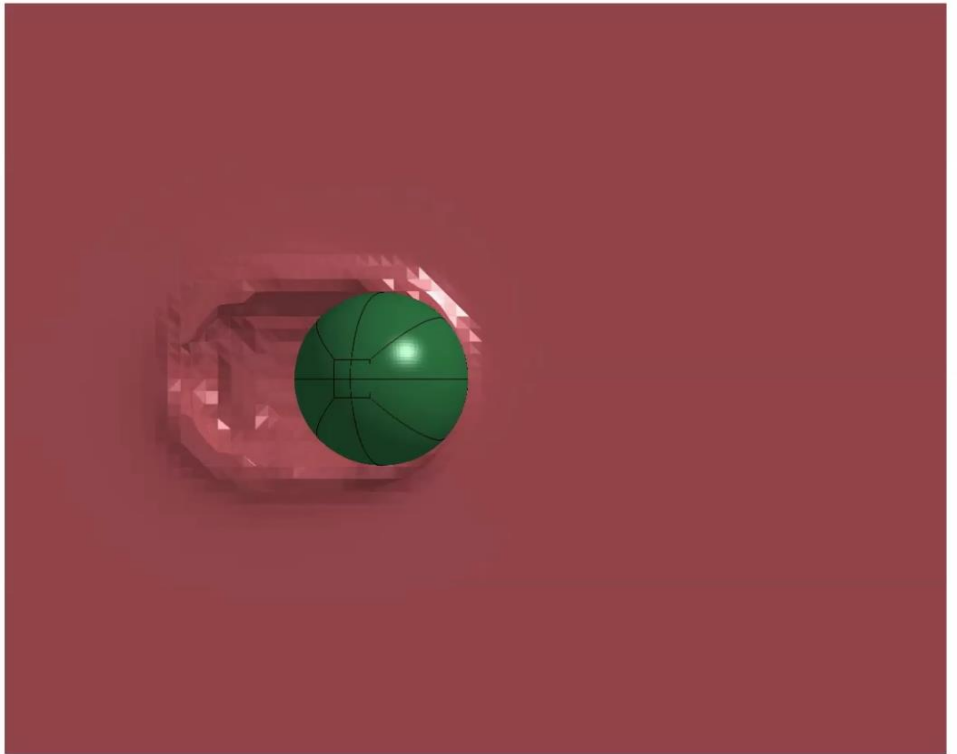
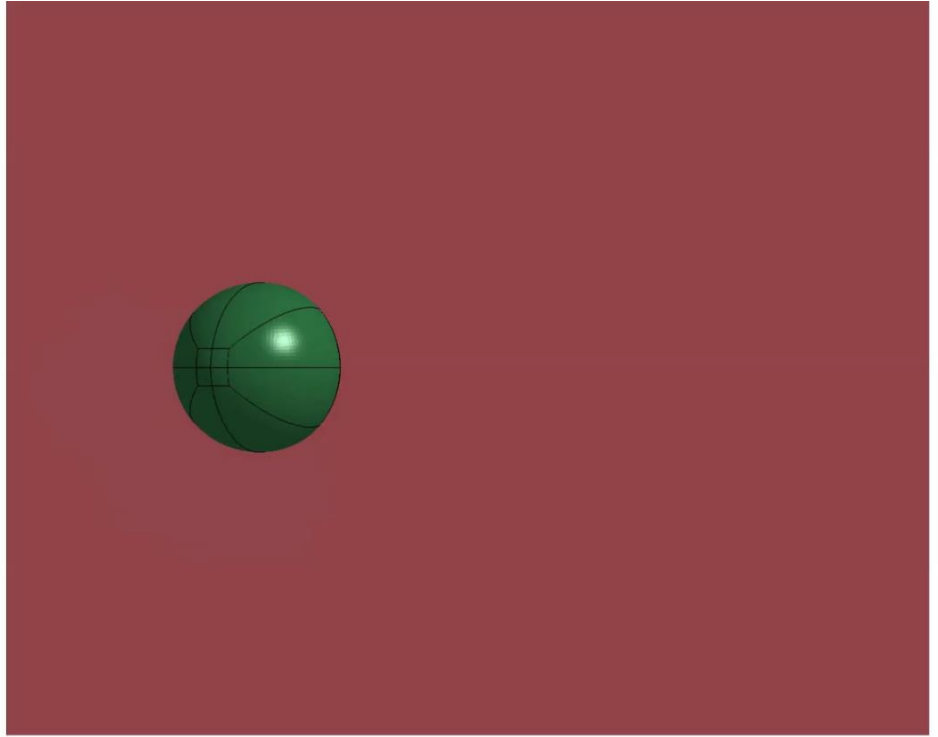


Рисунок 7.7 Процесс штатной посадки СА «Марс-6» при минимальных значениях физико-механических свойств грунта



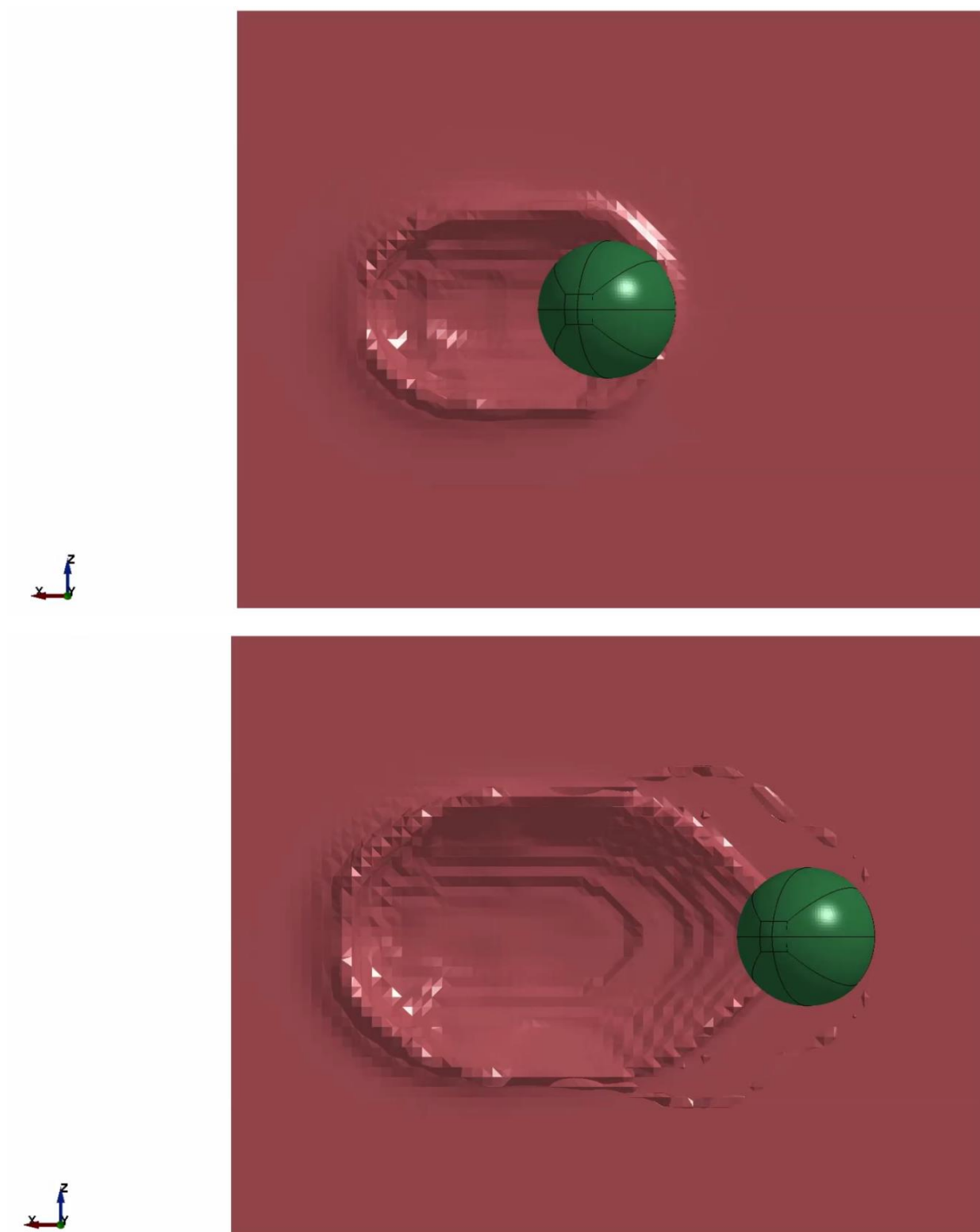


Рисунок 7.8 Процесс штатной посадки СА «Марс-6» при минимальных значениях физико-механических свойств грунта. Вид сверху

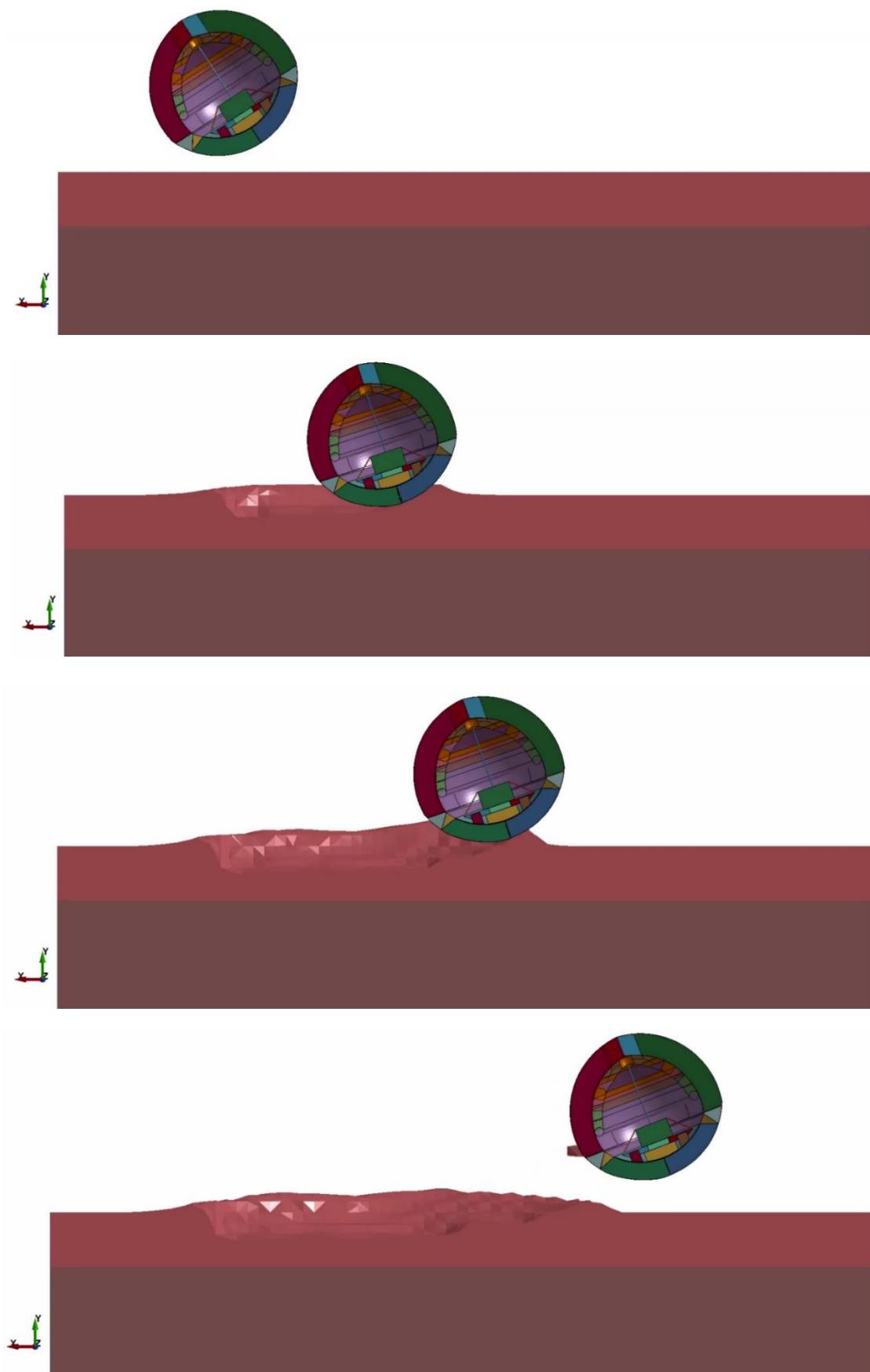
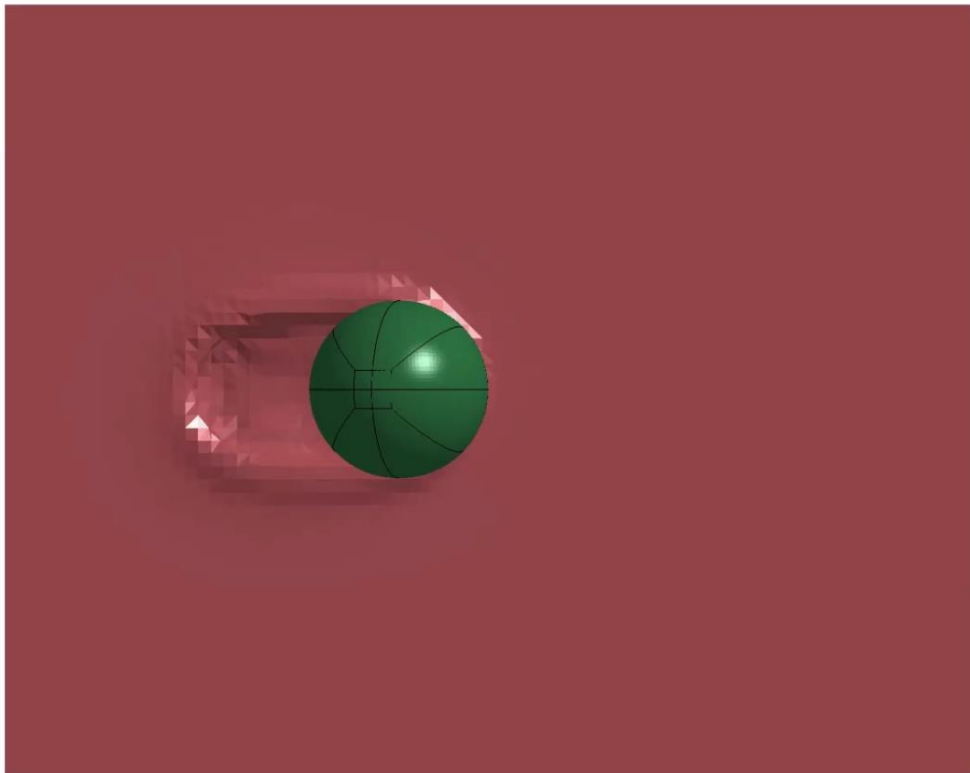
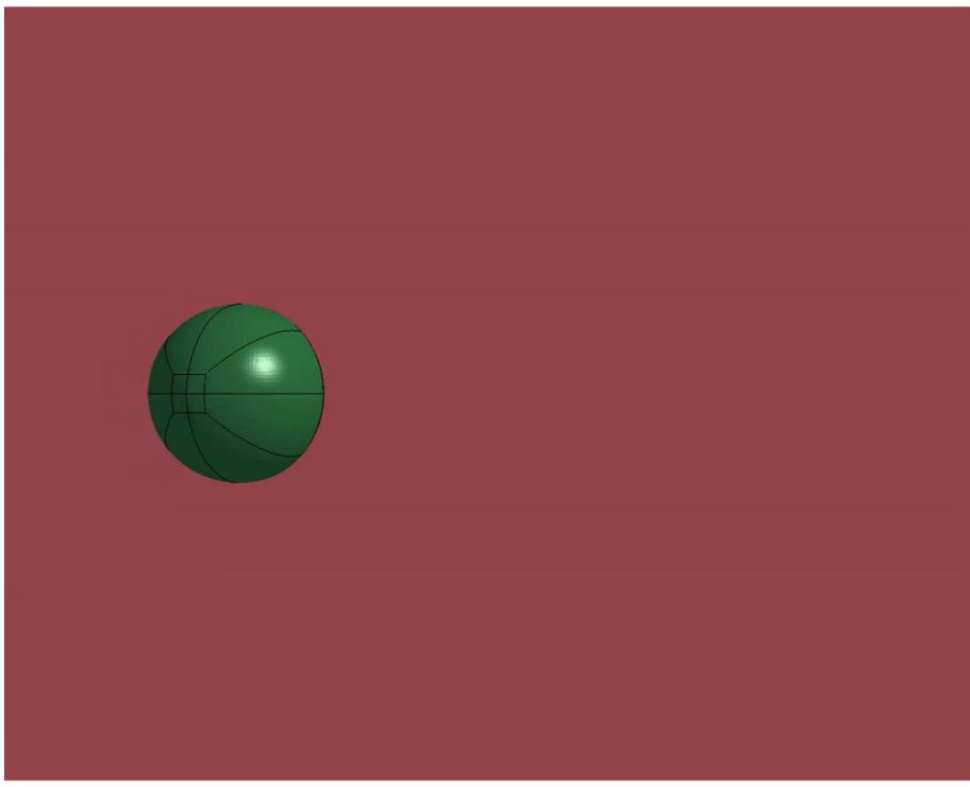


Рисунок 7.9 Процесс штатной посадки СА «Марс-6» при максимальных значениях физико-механических свойств грунта



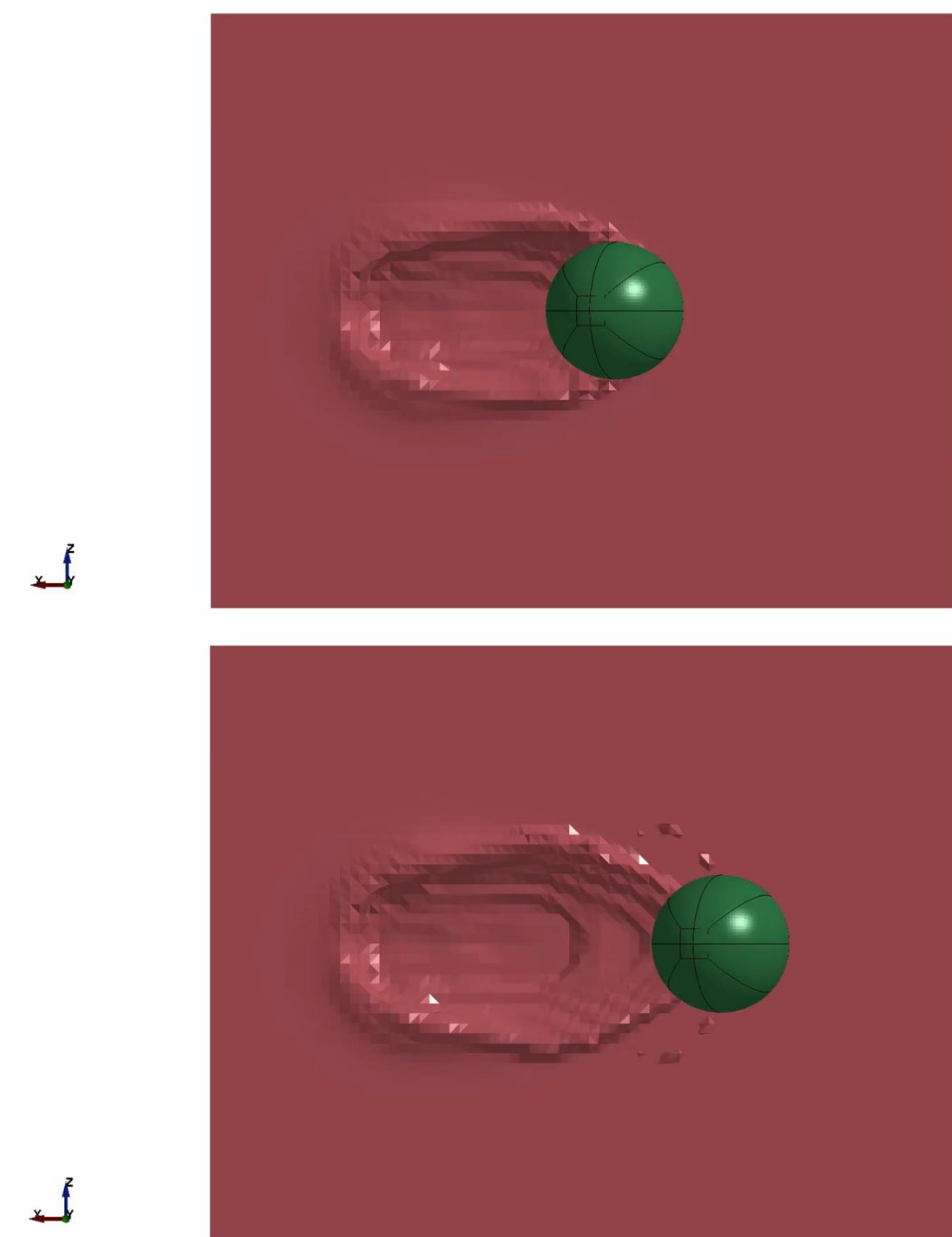


Рисунок 7.10 Процесс штатной посадки СА «Марс-6» при максимальных значениях физико-механических свойств грунта. Вид сверху.



Рисунок 7.11 Ускорение аппаратуры при штатной посадке

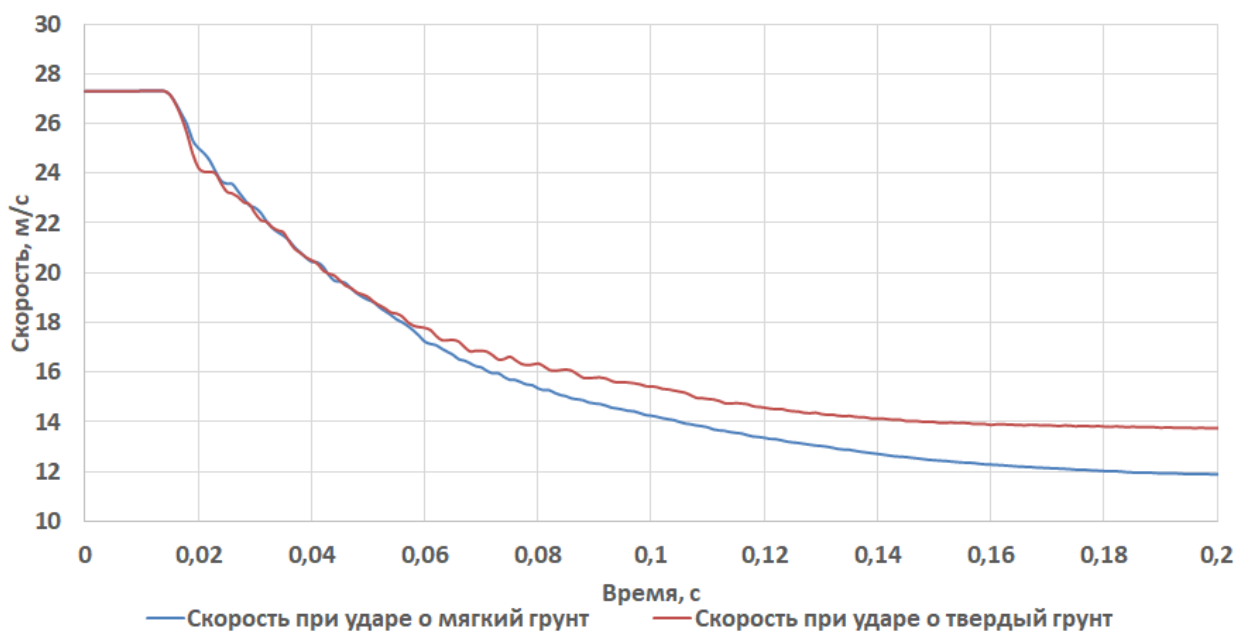


Рисунок 7.12 Скорость СА при штатной посадке

В результате моделирования штатной посадки СА «Марс-6» видно, что при посадке ускорение на аппаратуре не превышает критического ускорения, как при ударе о грунт с минимальными физико-механическими значениями («мягкий грунт»), так и с максимальными физико-механическими значениями («твердый грунт»). Таким образом, при штатной посадке в модели СА не возникают ускорения, большие, чем критические, что может говорить о

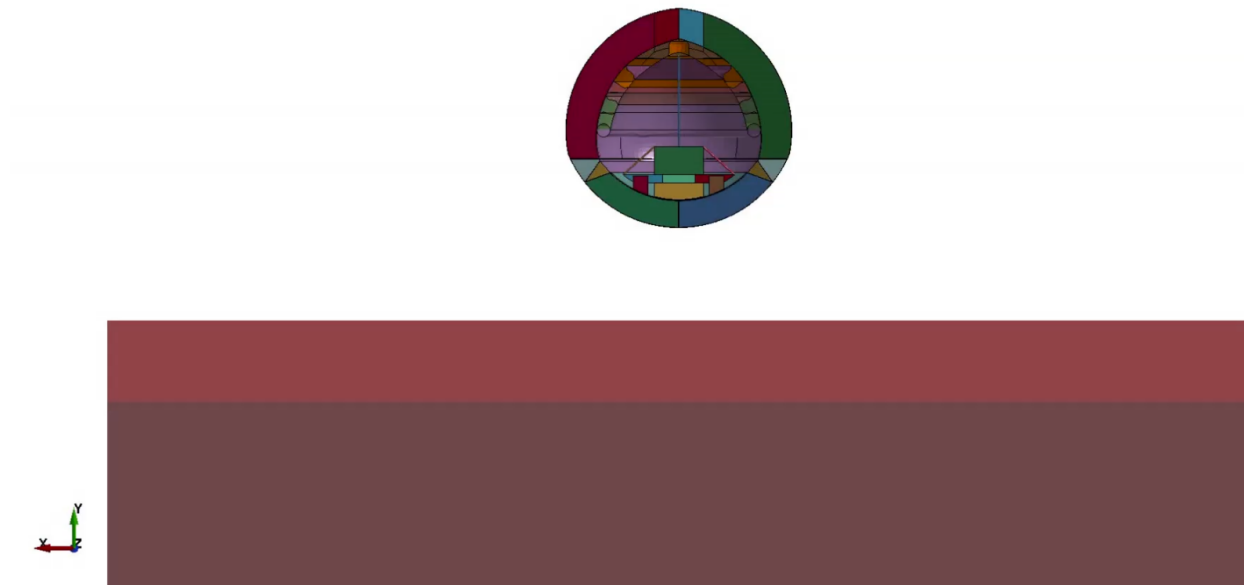
состоятельности использования данной модели при моделировании падения СА.

Так же при посадке под углом 33° СА после первого касания грунта отскакивает и расстояние до повторной точки контакта с грунтом при ударе в «мягкий грунт» равна 15 м, а при ударе в «твердый грунт» равна 19 м

7.2.2 Падения СА под углом 0°

Для моделирования падения СА «Марс-6» под углом 0° была выбрана следующая постановка: значение физико-механических свойств принимают и максимальные, и минимальные значения из таблиц Таблица 4.1 Физико-механические свойства эоловых песков ,Таблица 4.2 Свойства каменистого грунта, горизонтальная скорость 0 м/с, а вертикальная скорость 61 м/с, угол атаки 0° .

Результаты падения представлены на рисунке



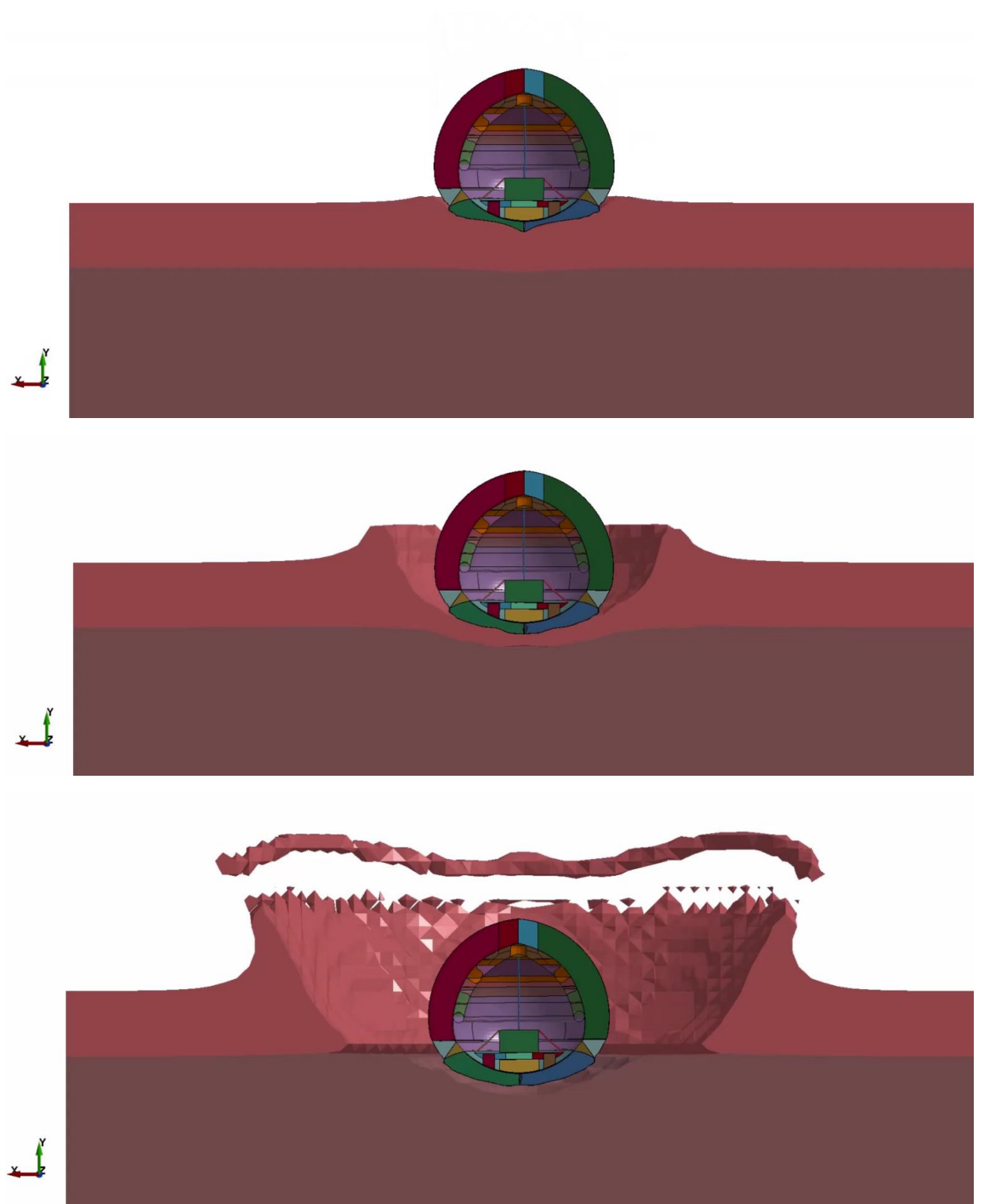
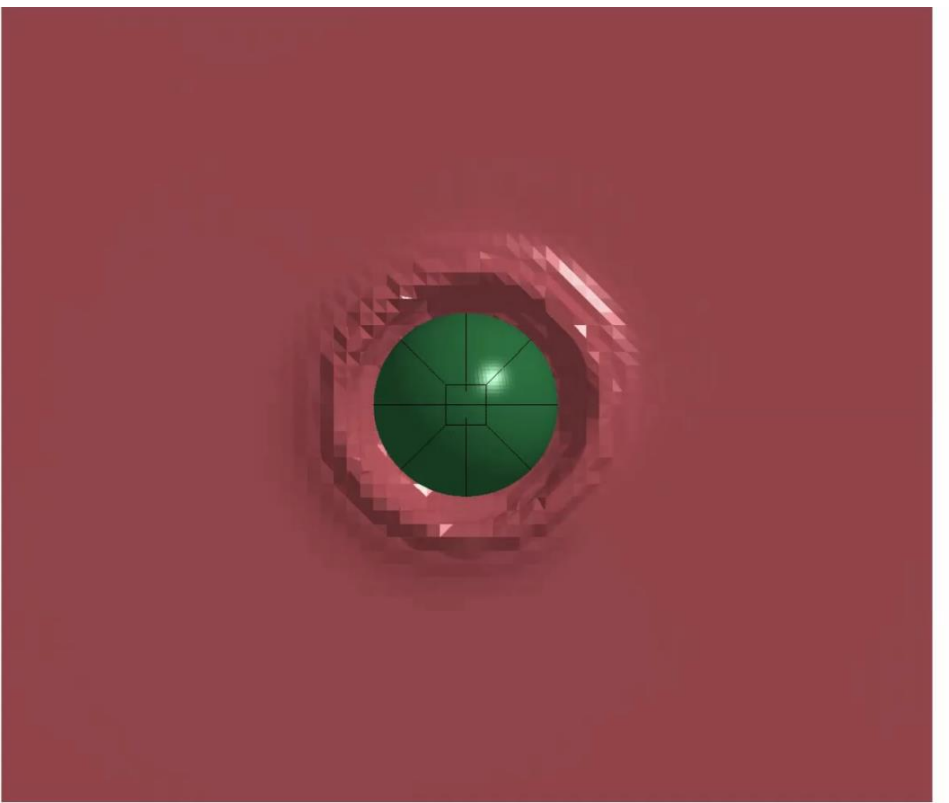
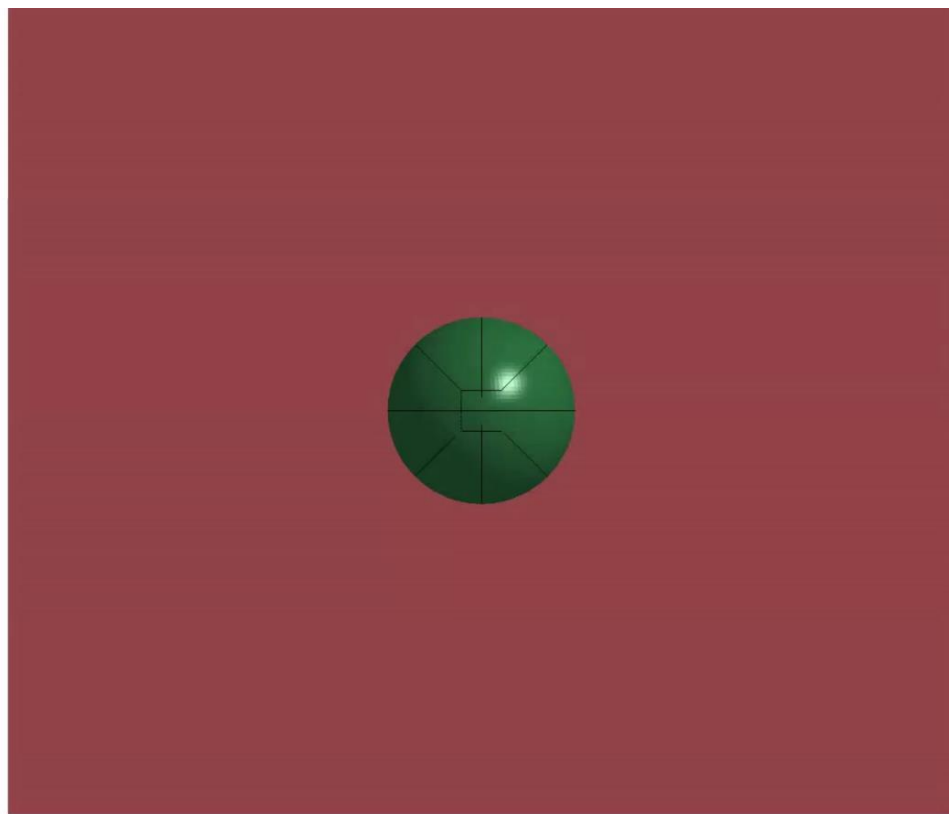


Рисунок 7.13 Процесс удара при угле атаки 0° СА «Марс-6» при минимальных значениях физико-механических свойств грунта



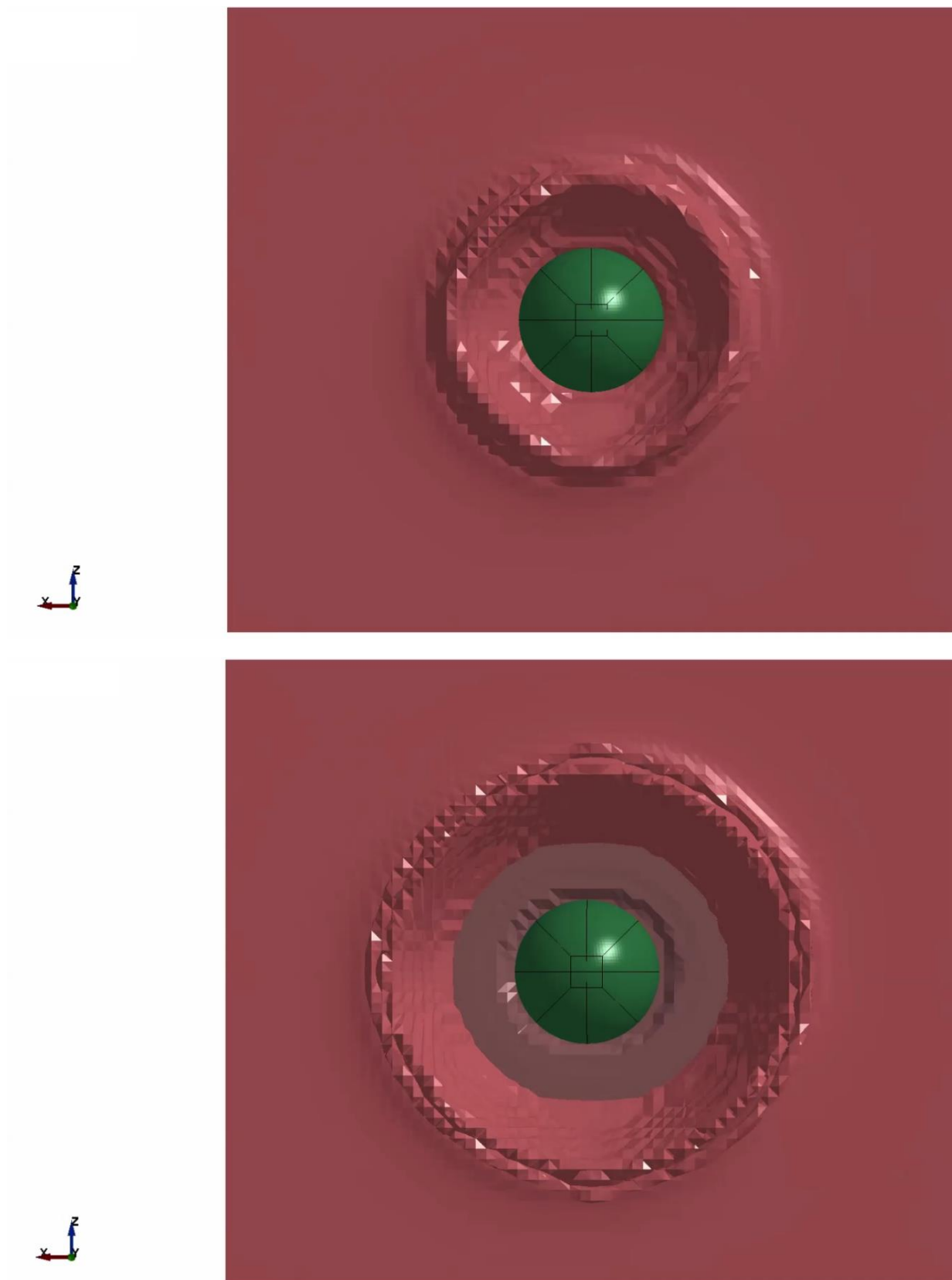


Рисунок 7.14 Процесс удара при угле атаки 0° СА «Марс-6» при минимальных значениях физико-механических свойств грунта. Вид сверху

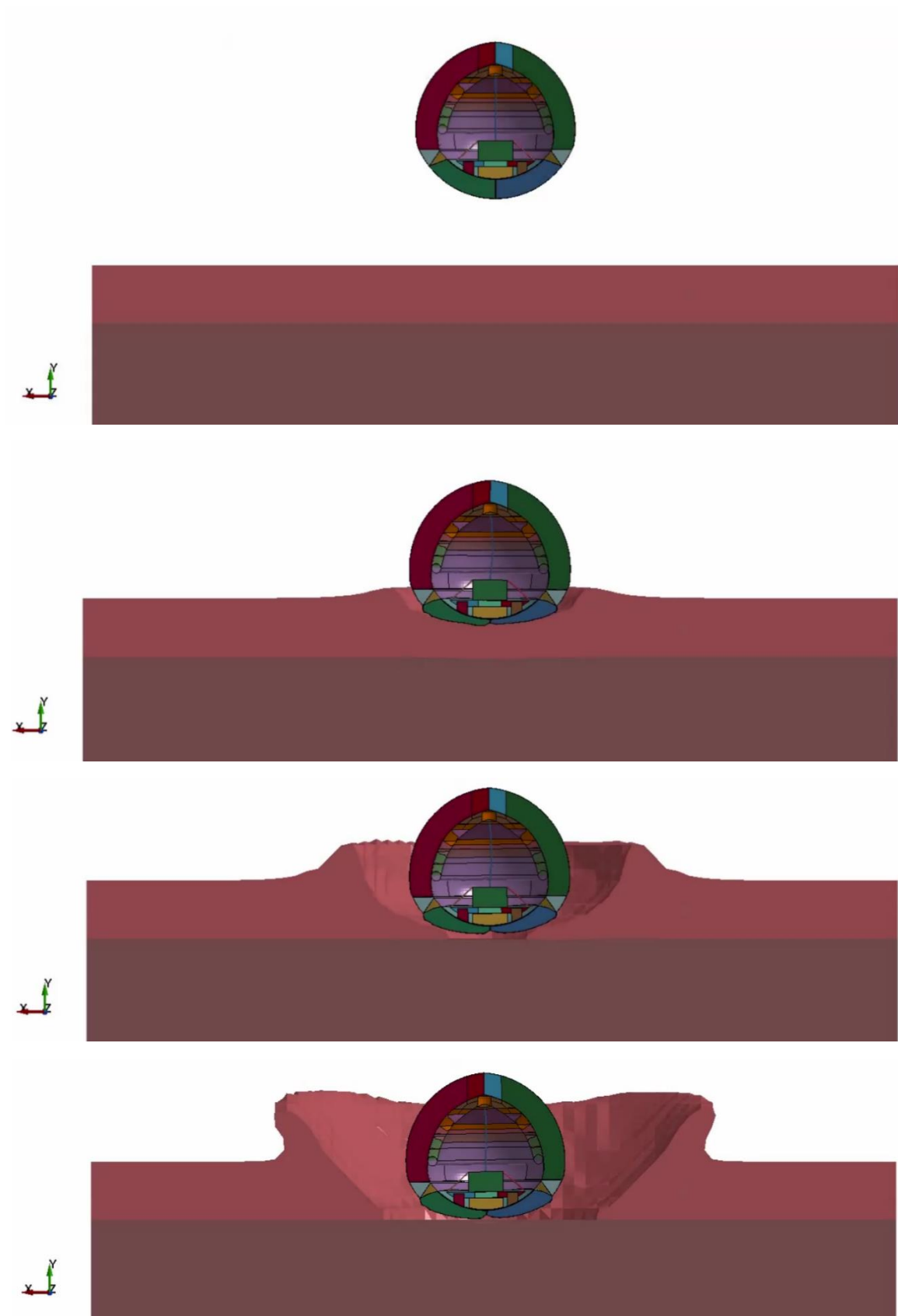
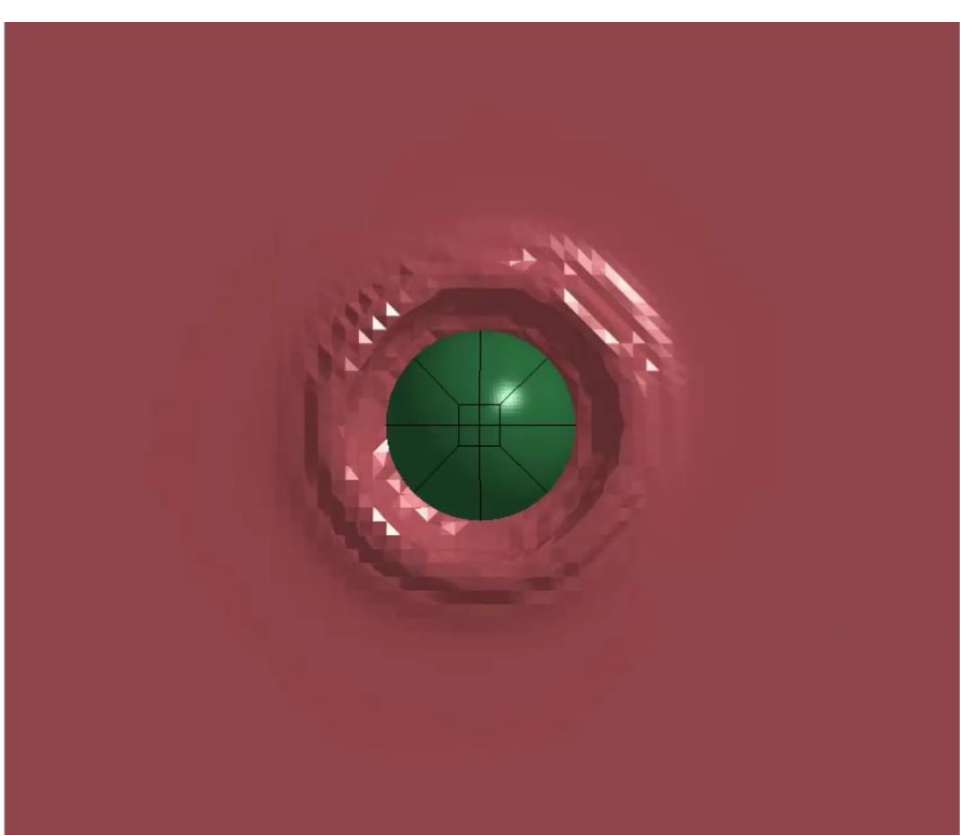
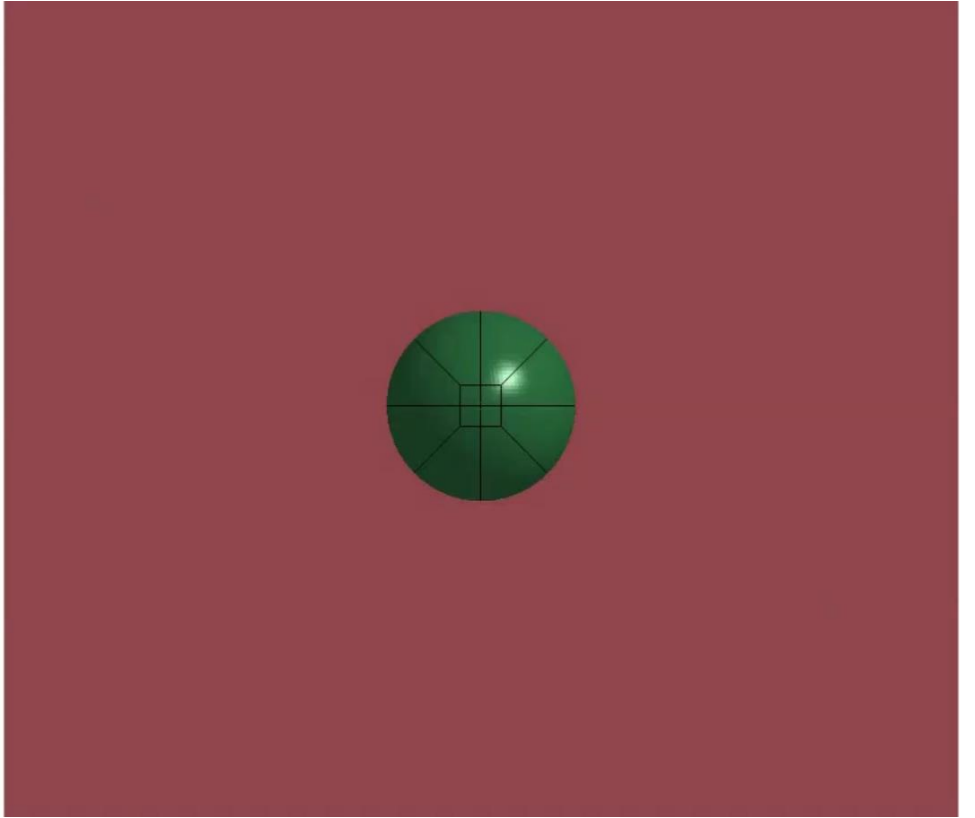


Рисунок 7.15 Процесс удара при угле атаки 0° СА «Марс-6» при максимальных значениях физико-механических свойств грунта



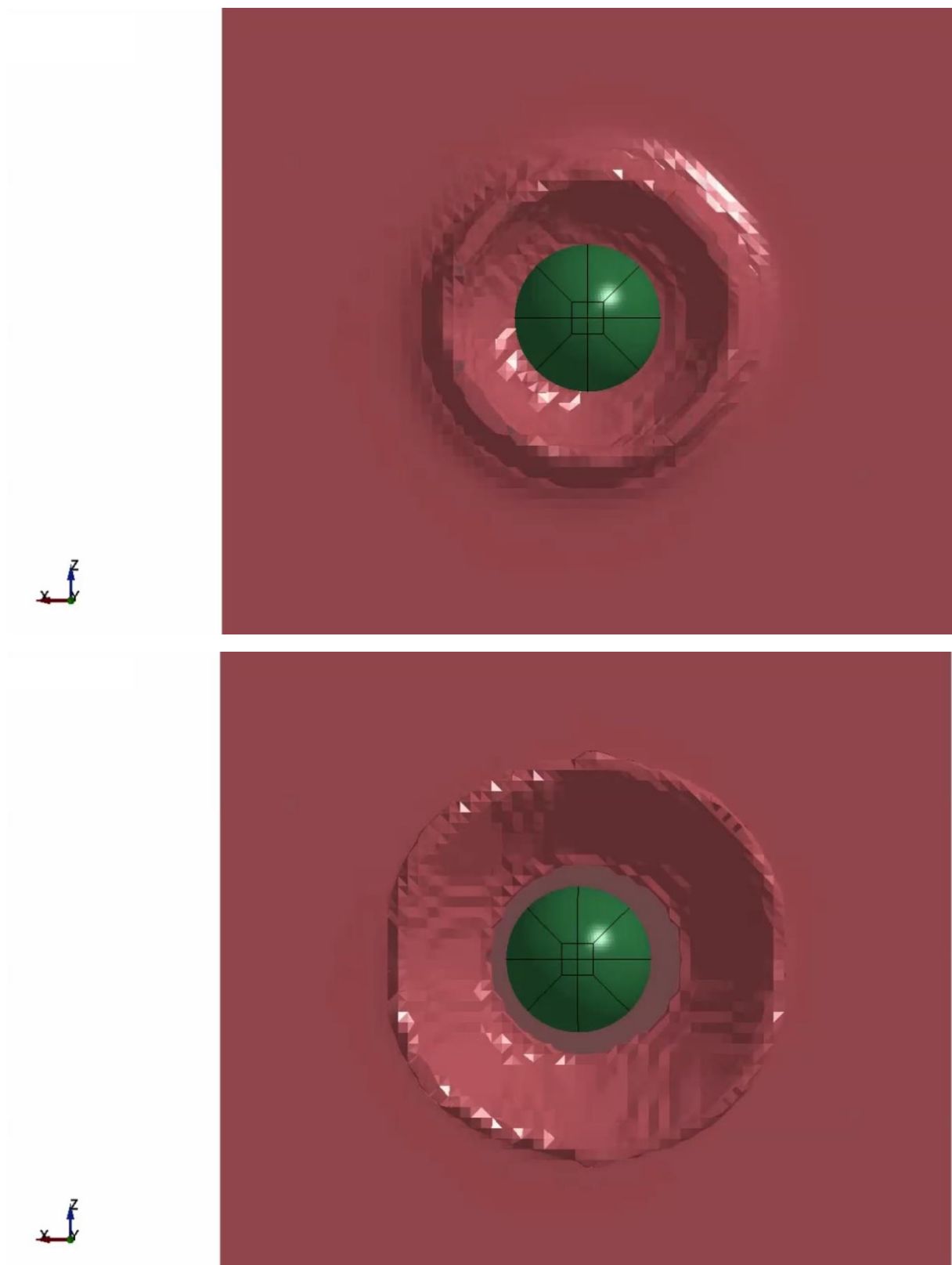


Рисунок 7.16 Процесс удара при угле атаки 0° и СА «Марс-6» при максимальных значениях физико-механических свойств грунта. Вид сверху.



Рисунок 7.17 Ускорение аппаратуры при падении под углом 0°

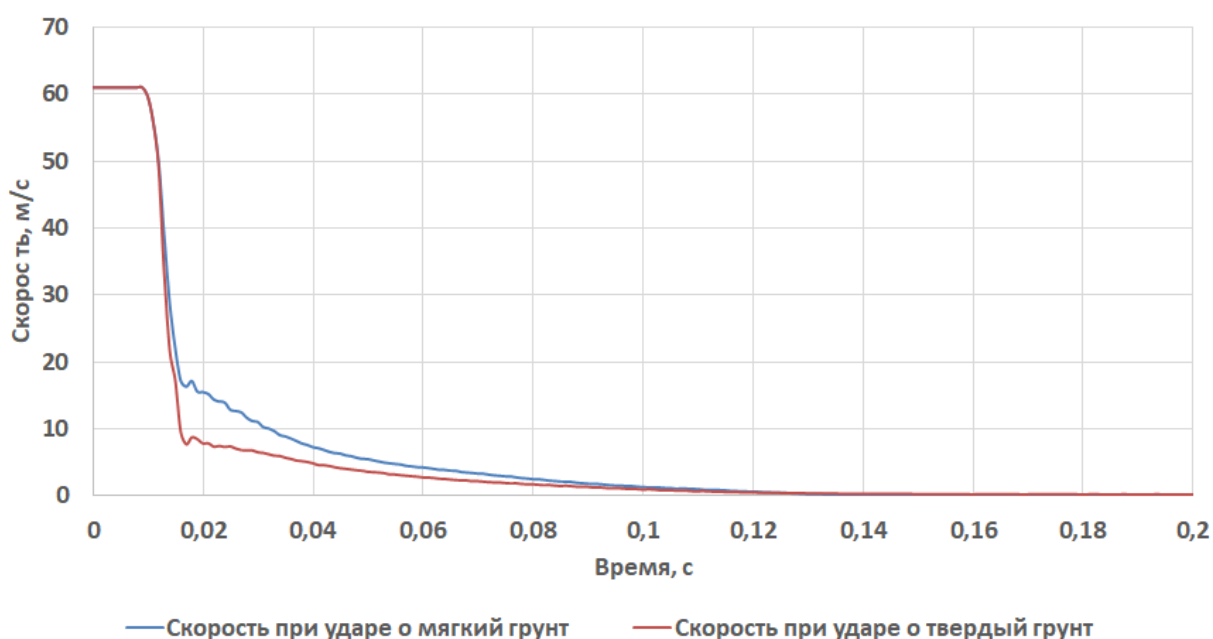


Рисунок 7.18 Скорость при падении под углом 0° .

В результате моделирования падения СА «Марс-6» под углом 0° видно, что при посадке ускорение на аппаратуре превышает критическое ускорение, как при ударе о «мягкий грунт» (превышение в 5.8 раз), так и при ударе о «твердый грунт» (превышение в 7.7 раз). Таким образом, ударе под углом 0° в модели СА возникают ускорения, большие, чем критические, что может говорить о разрушении и выходе из строя СА «Марс-6» при таком ударе. Суммарная

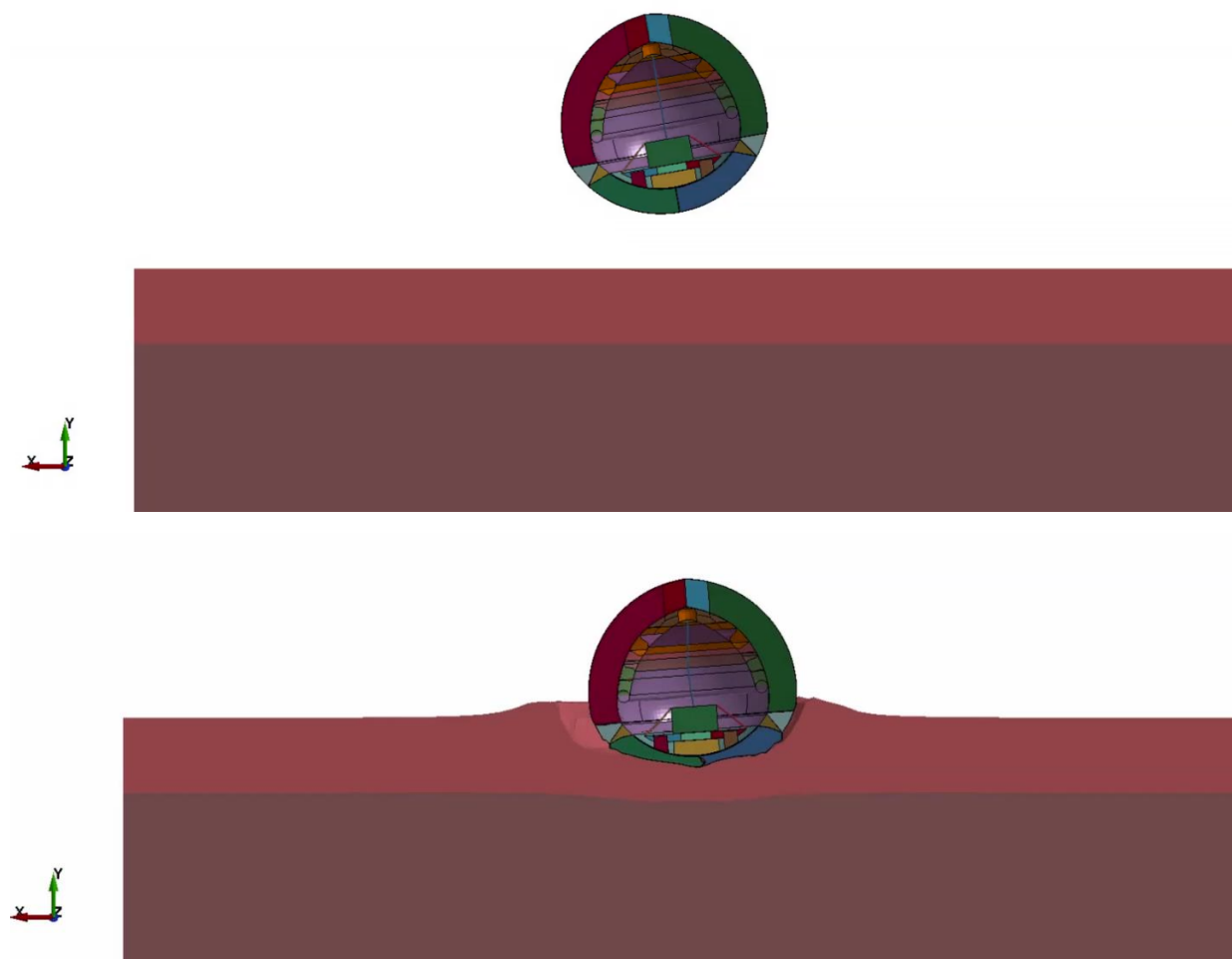
скорость при ударе быстро падает, но не достигает нуля. Скорость достигает нуля только по истечении времени из-за пластического движения среды.

Так же при посадке под углом 0° СА образуется кратер величиной 4.9 при ударе о «мягкий грунт» и величиной 3.9 при ударе о «твердый грунт».

7.2.3 Падение СА под углом 10°

Для моделирования падения СА «Марс-6» под углом 10° была выбрана следующая постановка: значение физико-механических свойств принимают и максимальные, и минимальные значения из таблиц Таблица 4.1 Физико-механические свойства эоловых песков ,Таблица 4.2 Свойства каменистого грунта, горизонтальная скорость 0 м/с, а вертикальная скорость 61 м/с, угол атаки 10° .

Результаты падения представлены на рисунке



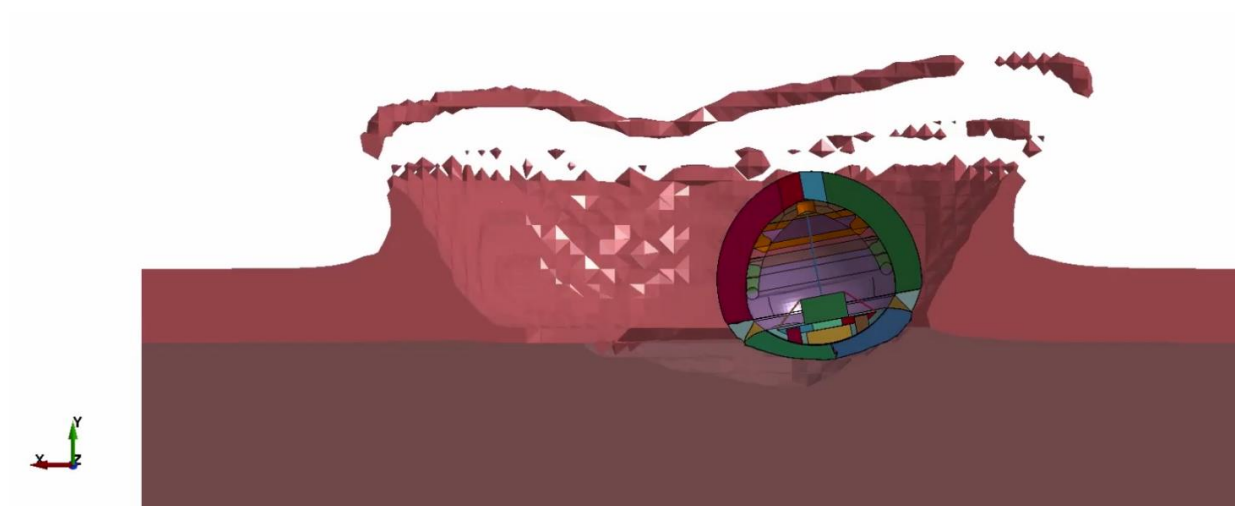
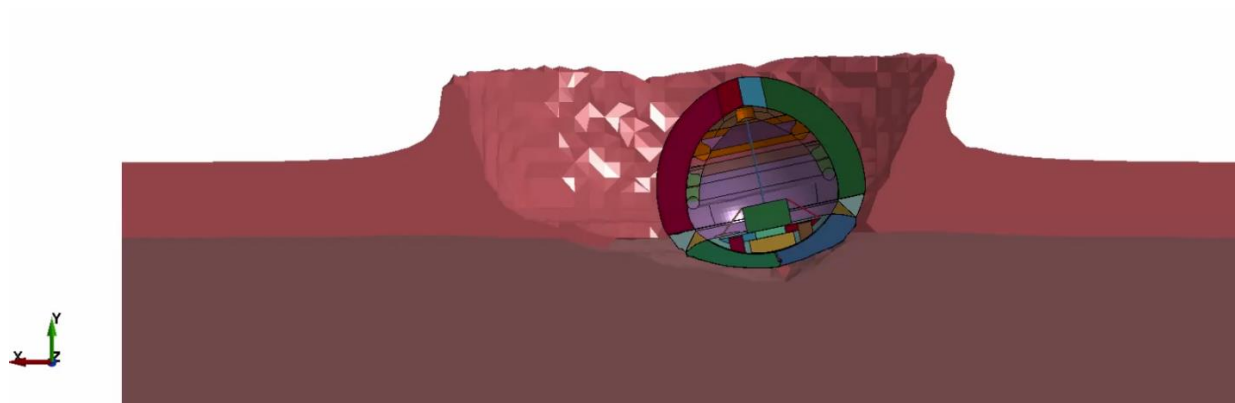
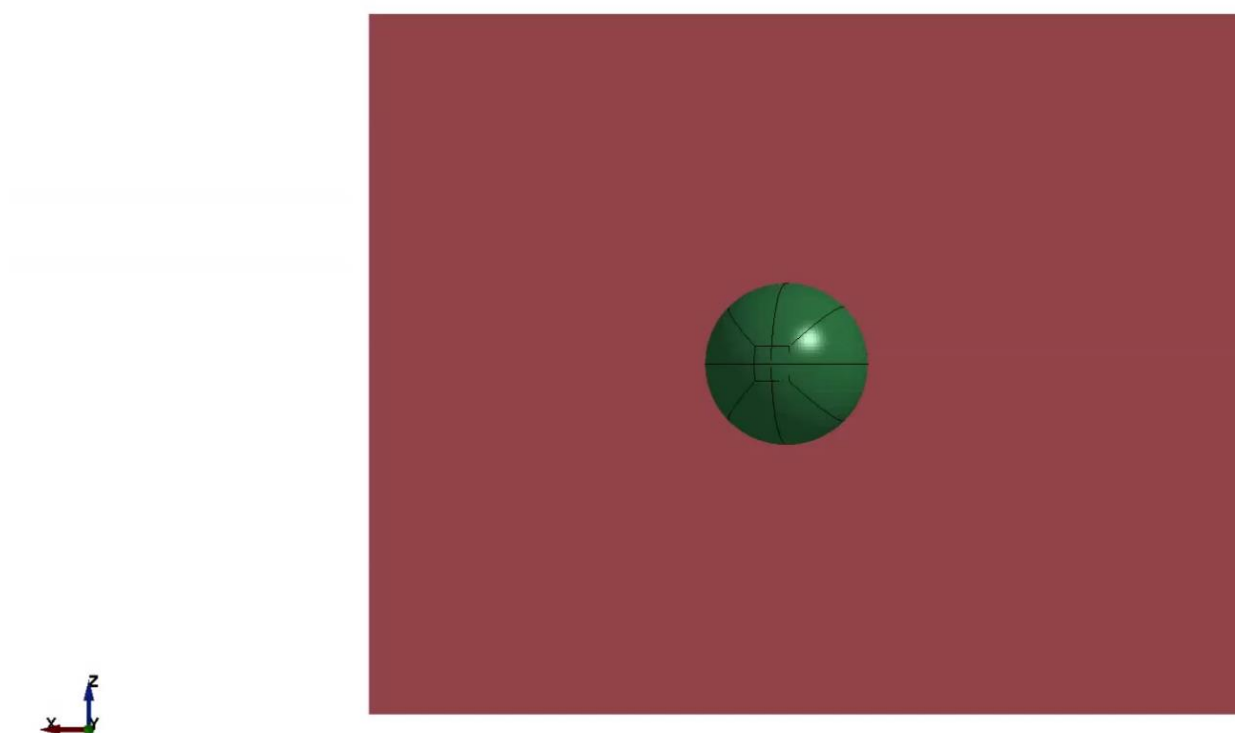
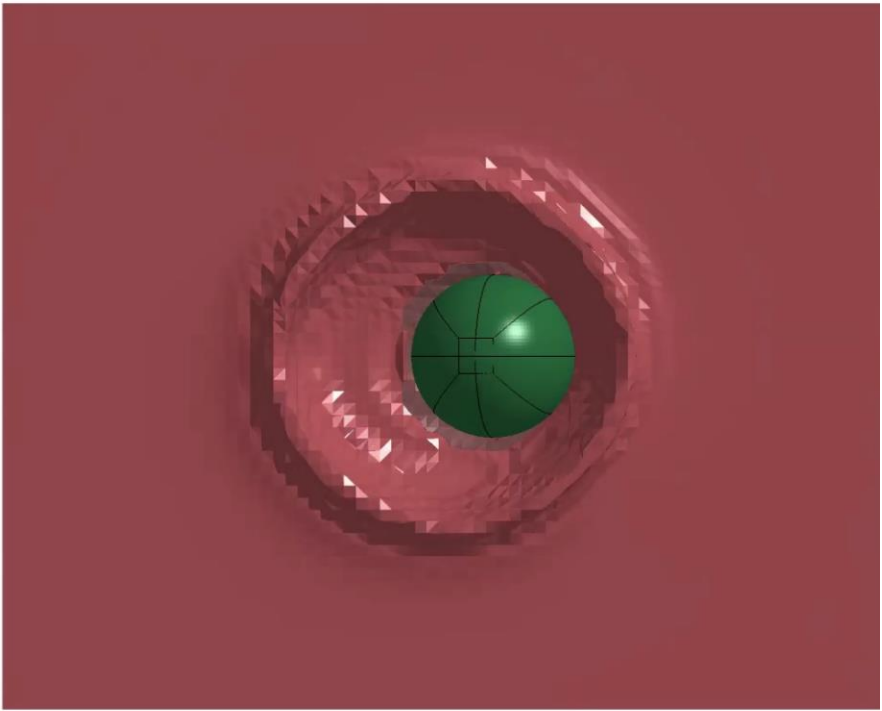
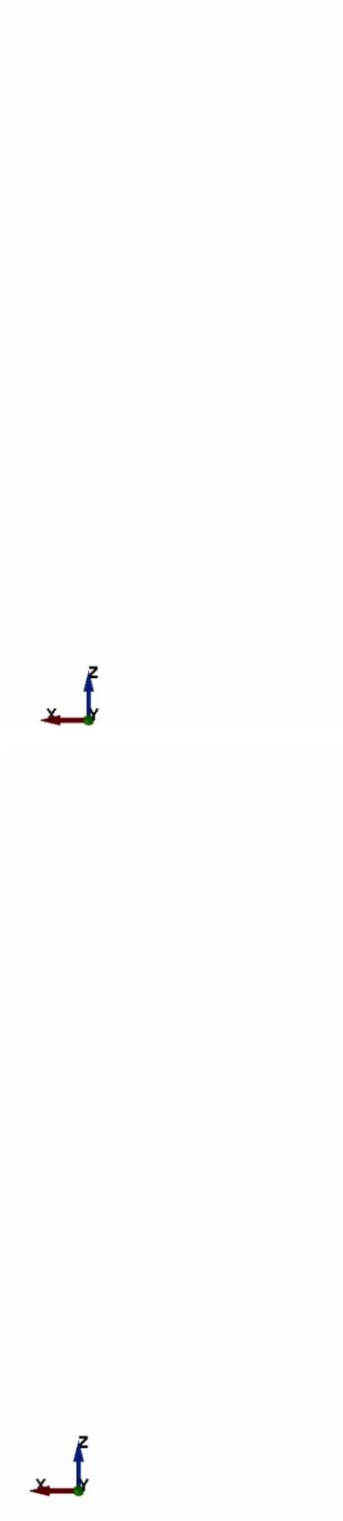


Рисунок 7.19 Процесс удара при угле атаки 10° СА «Марс-6» при минимальных значениях физико-механических свойств грунта





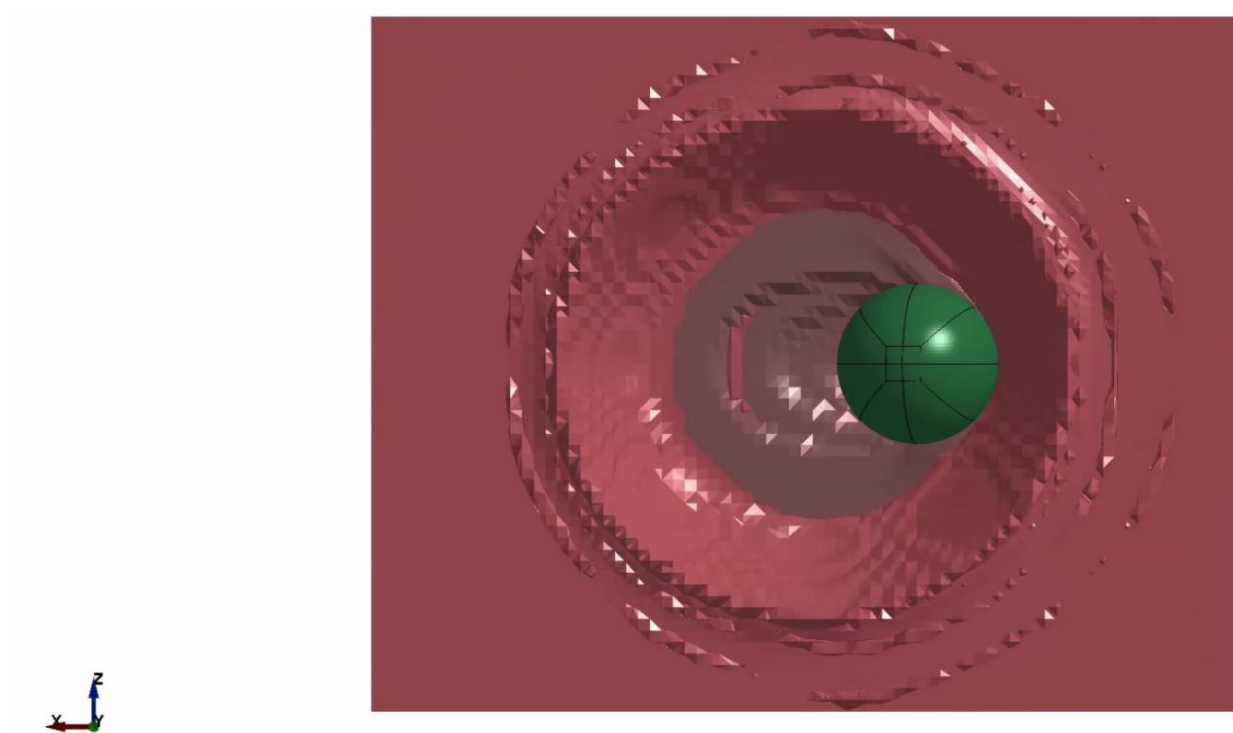
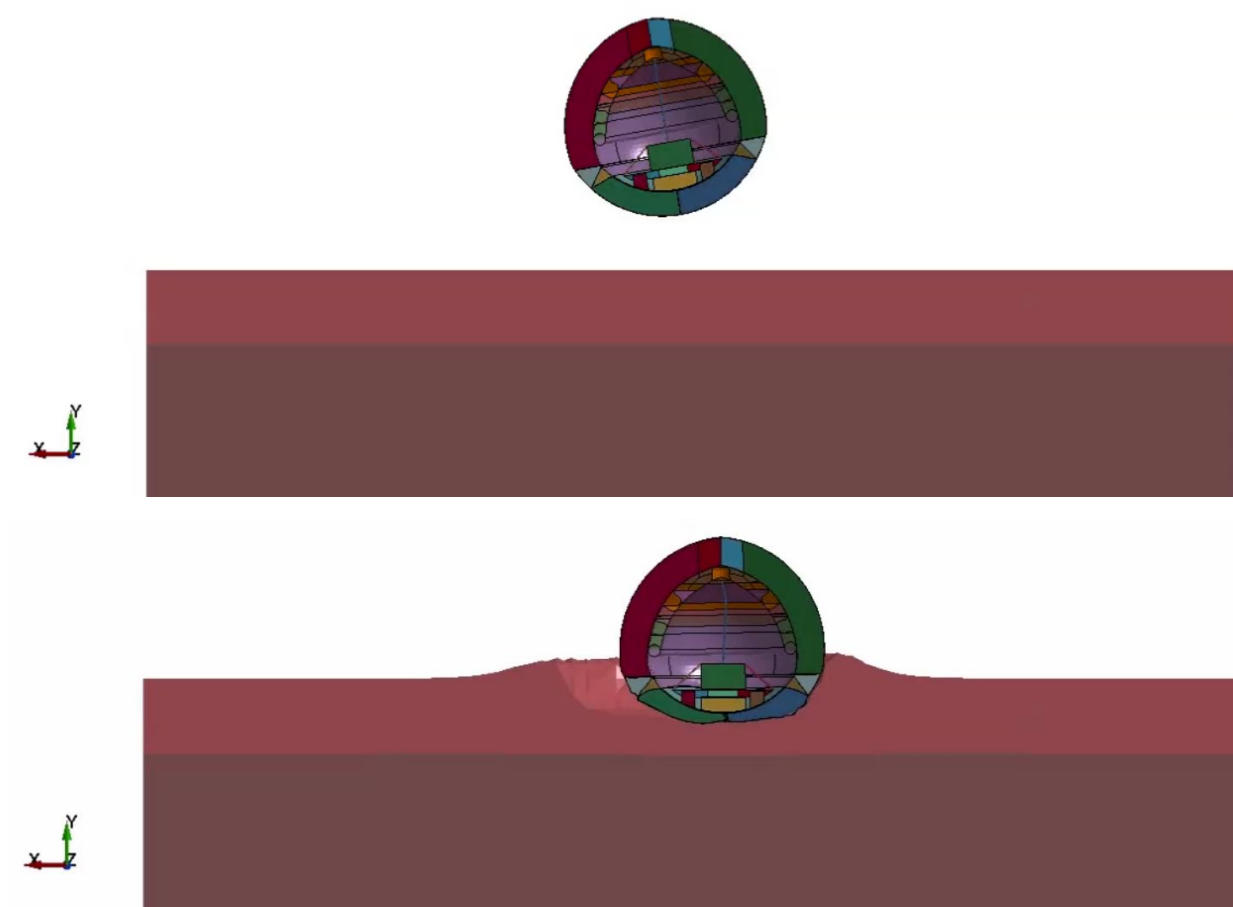


Рисунок 7.20 Процесс удара при угле атаки 10° СА «Марс-6» при минимальных значениях физико-механических свойств грунта. Вид сверху



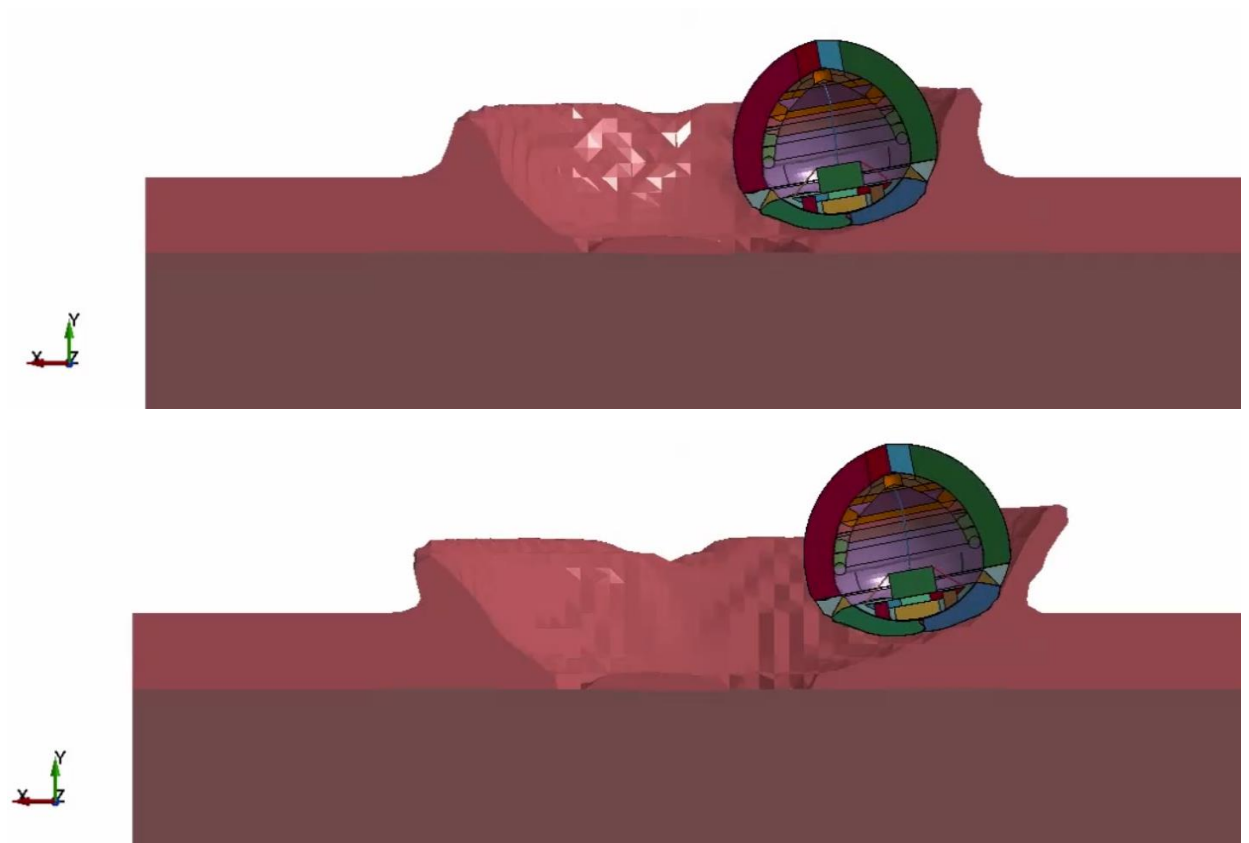
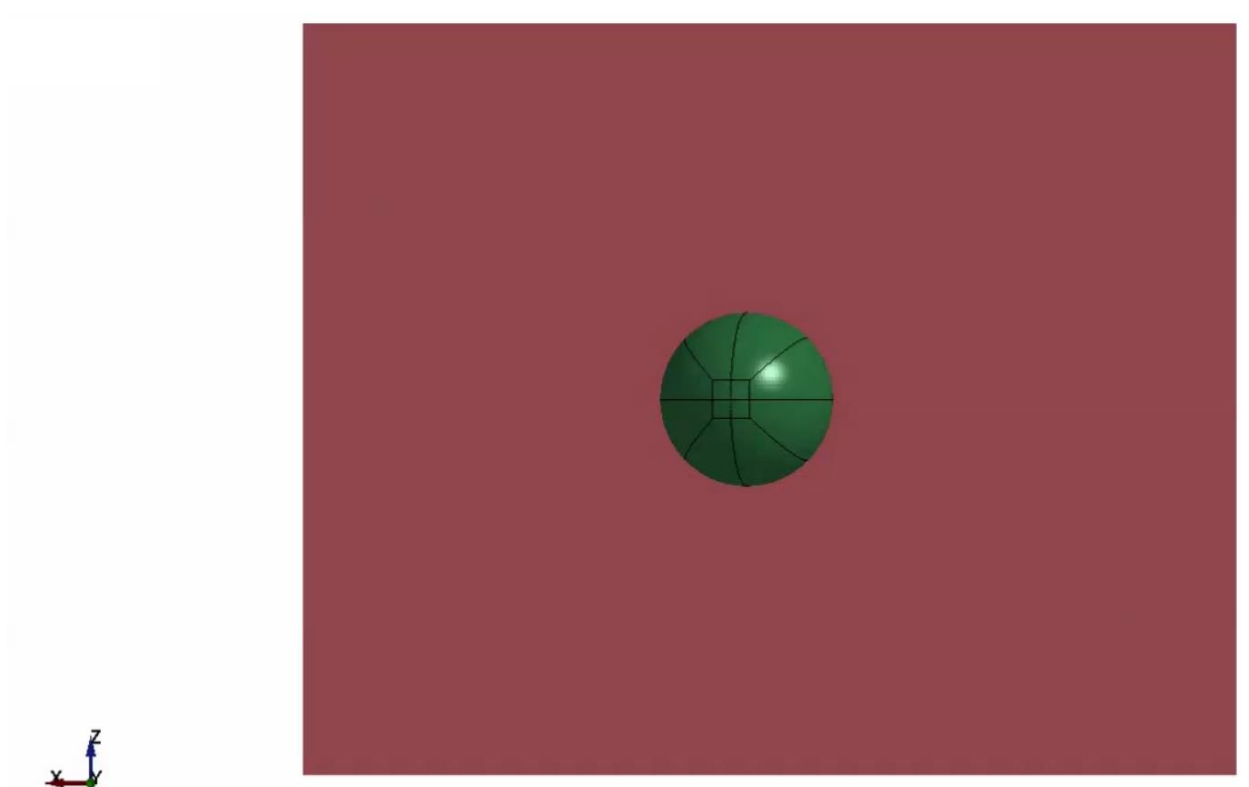
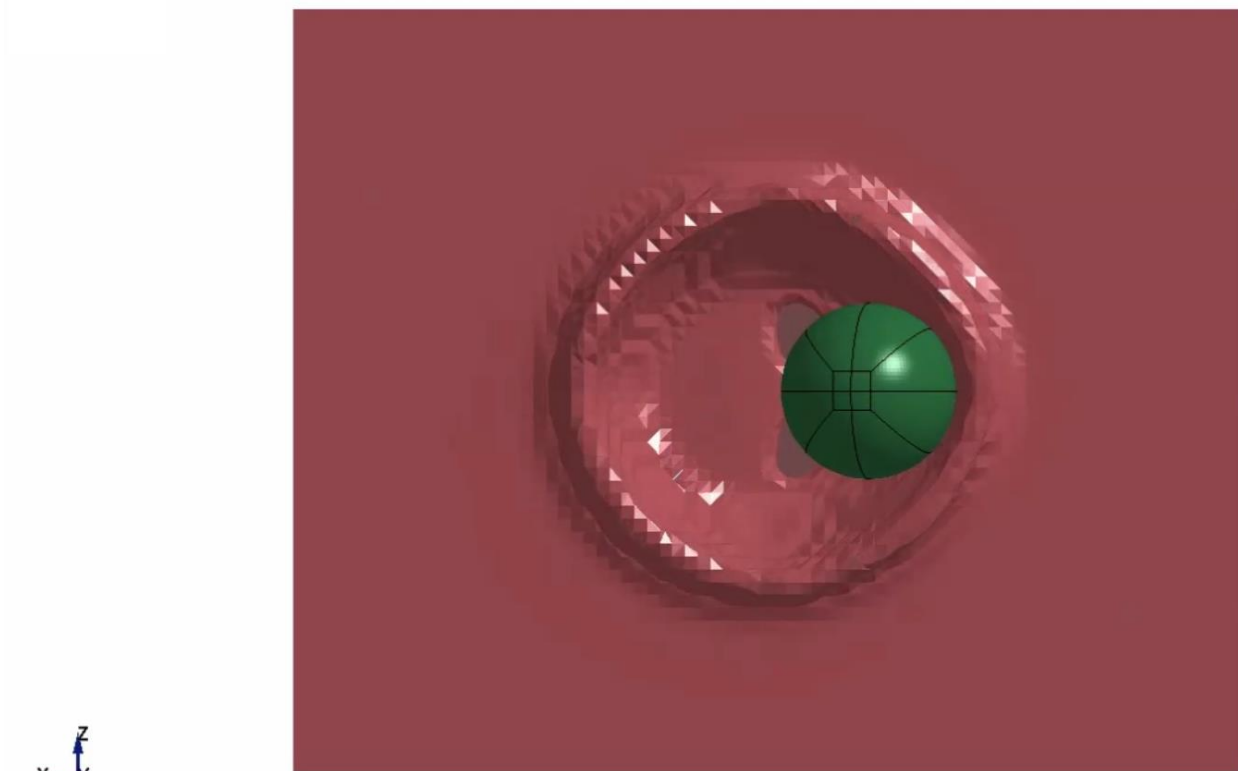
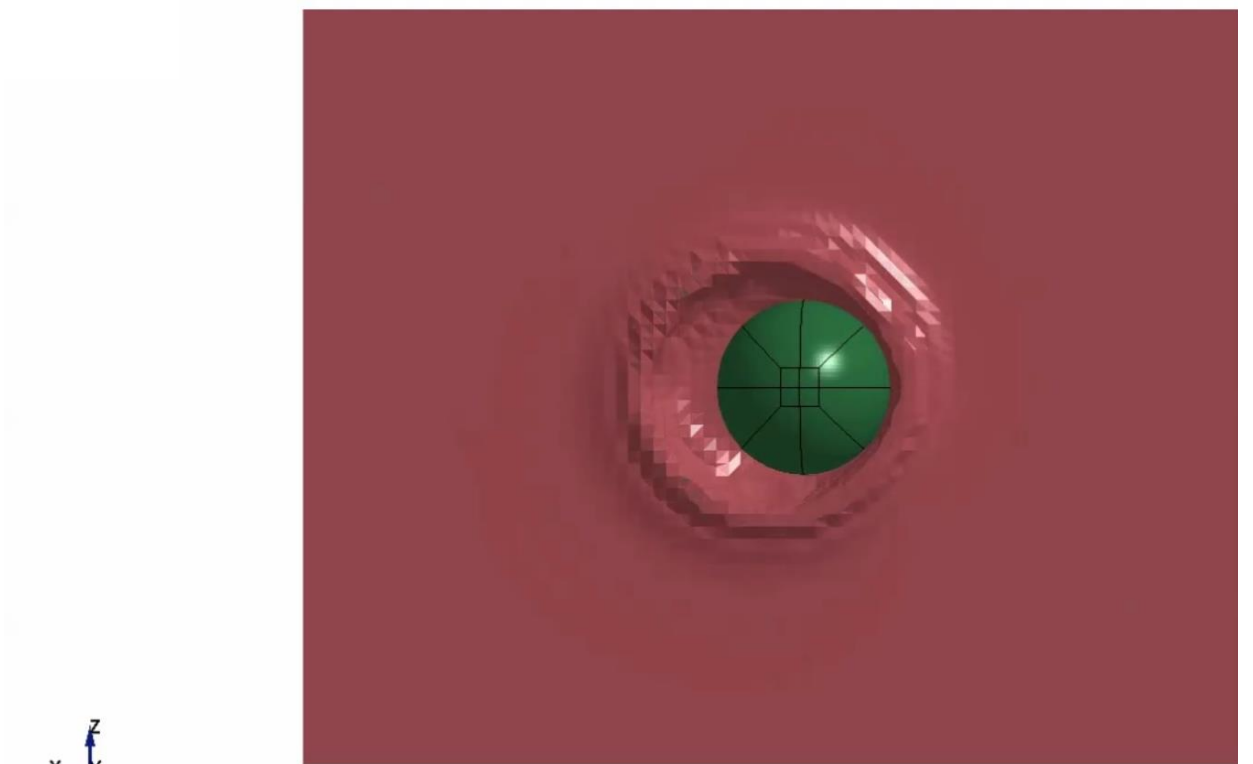


Рисунок 7.21 Процесс удара при угле атаки 10° СА «Марс-6» при максимальных значениях физико-механических свойств грунта





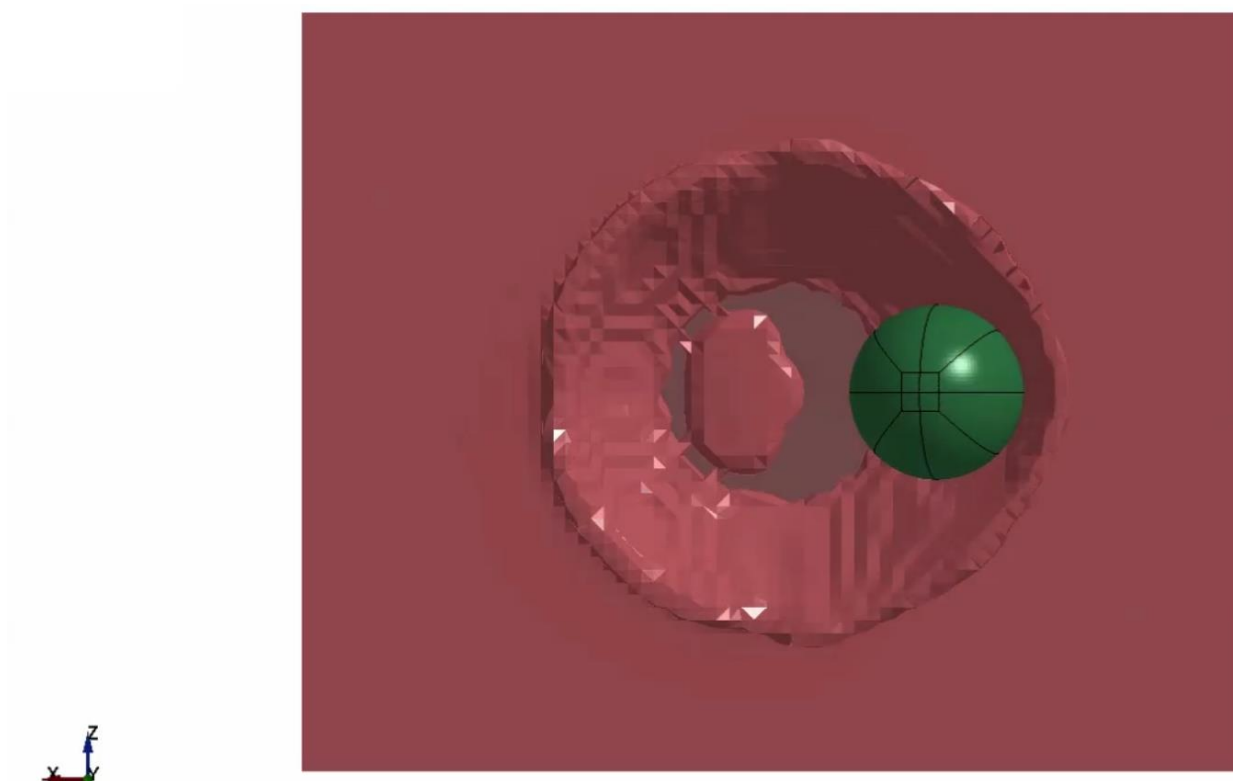


Рисунок 7.22 Процесс удара при угле атаки 10° и СА «Марс-6» при максимальных значениях физико-механических свойств грунта. Вид сверху.



Рисунок 7.23 Ускорение аппаратуры при падении под углом 10°

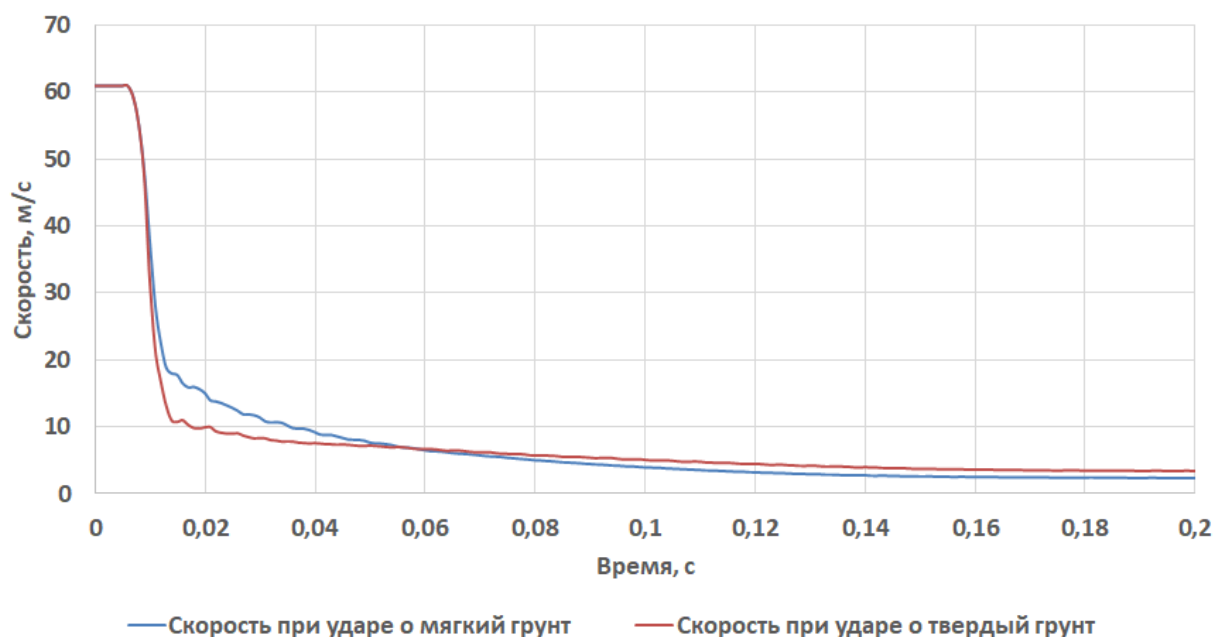


Рисунок 7.24 Скорость при падении под углом 10°

В результате моделирования падения СА «Марс-6» под углом 10° видно, что при посадке ускорение на аппаратуре превышает критическое ускорение, как при ударе о «мягкий грунт» (превышение в 5.6 раз), так и при ударе о «твердый грунт» (превышение в 7.2 раз). Таким образом, ударе под углом 10° в модели СА возникают ускорения, большие, чем критические, что может говорить о разрушении и выходе из строя СА «Марс-6» при таком ударе. Суммарная скорость при ударе быстро падает, но не достигает нуля. Скорость достигает нуля только по истечении времени из-за пластического движения среды.

Так же при посадке под углом 10° СА образуется кратер величиной 4.8 при ударе о «мягкий грунт» и величиной 3.9 при ударе о «твердый грунт».

7.2.4 Падение СА под углом 20°

Для моделирования падения СА «Марс-6» под углом 20° была выбрана следующая постановка: значение физико-механических свойств принимают и максимальные, и минимальные значения из таблиц Таблица 4.1 Физико-механические свойства эоловых песков, Таблица 4.2 Свойства каменистого грунта суммарная скорость 61 м/с, угол атаки 20°.

Результаты падения представлены на рисунке

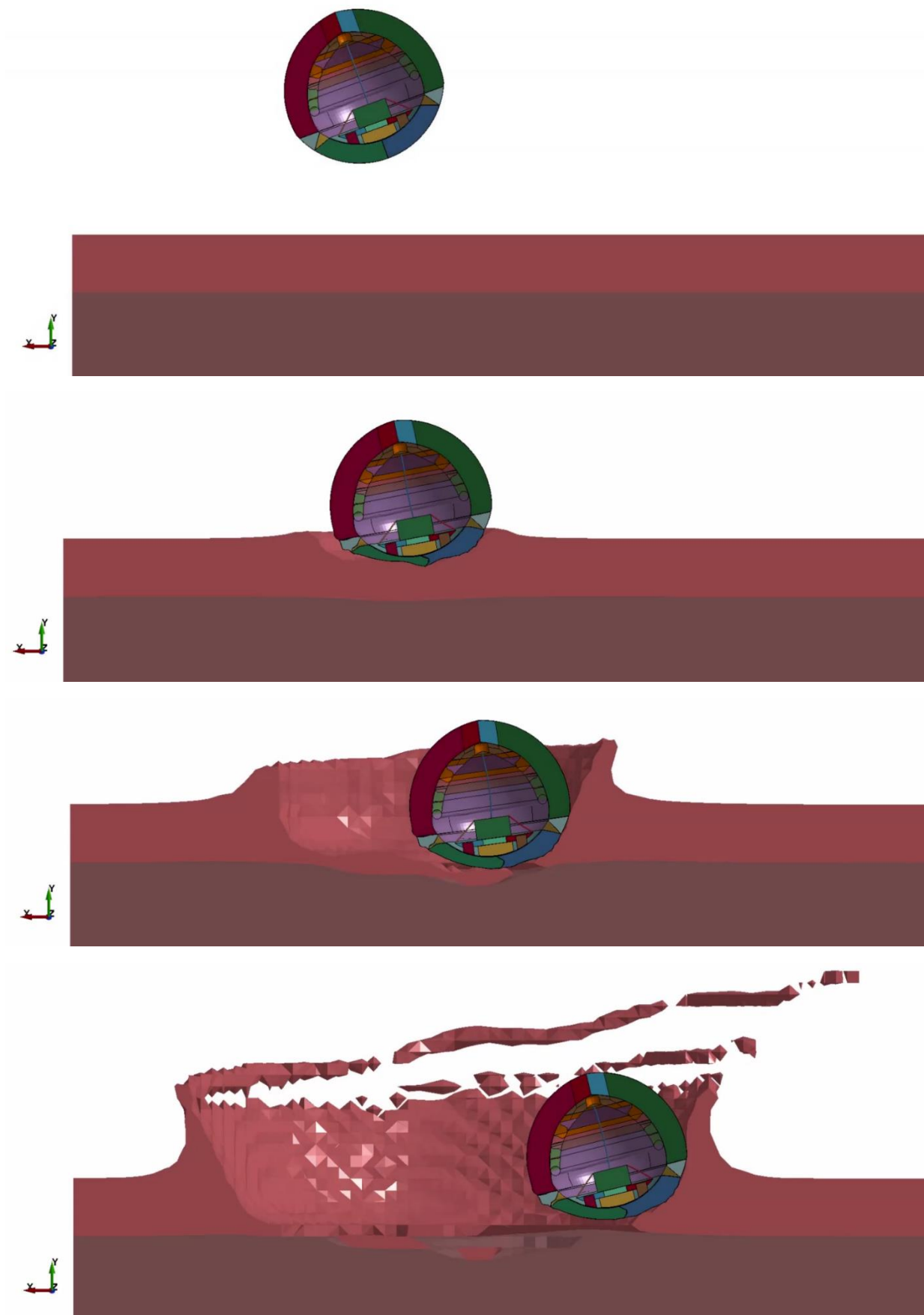
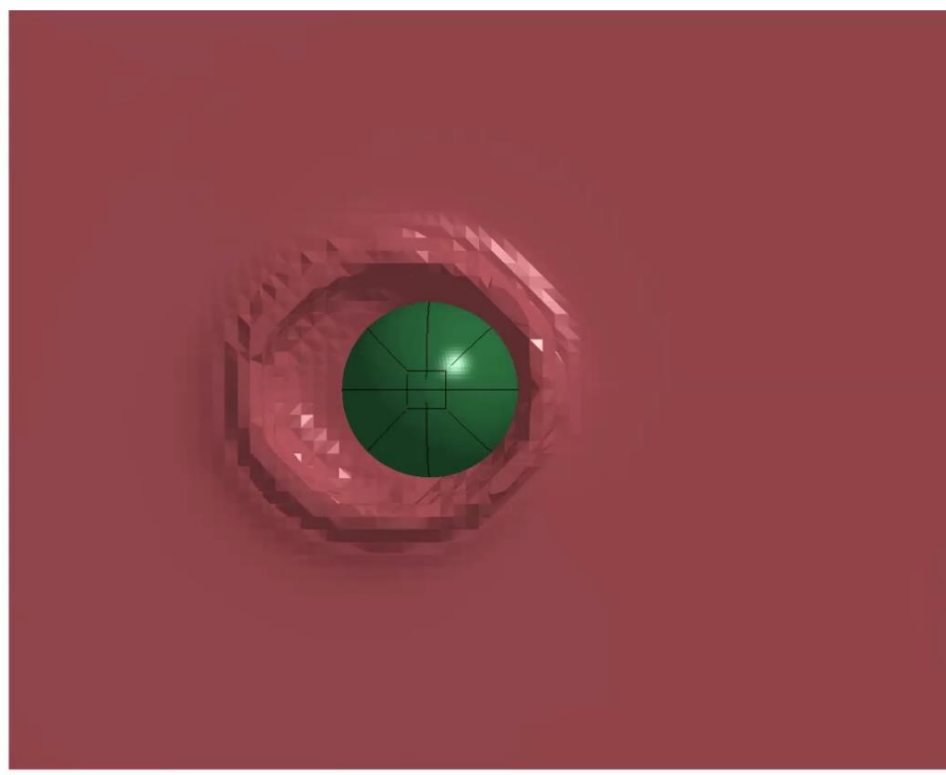
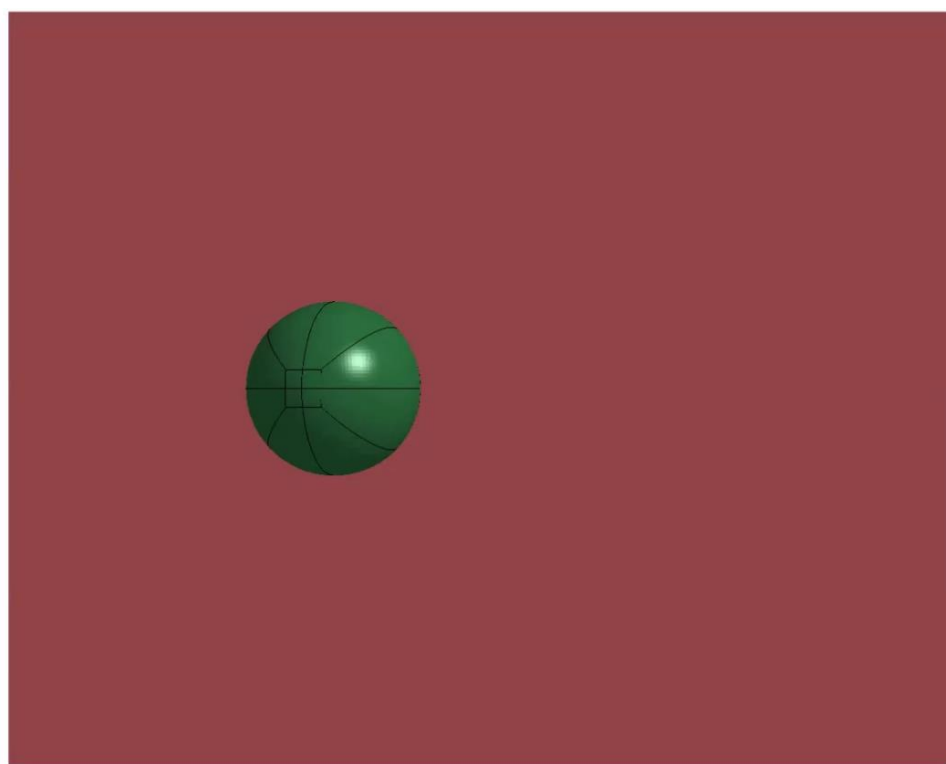


Рисунок 7.25 Процесс удара при угле атаки 20° СА «Марс-6» при минимальных значениях физико-механических свойств грунта



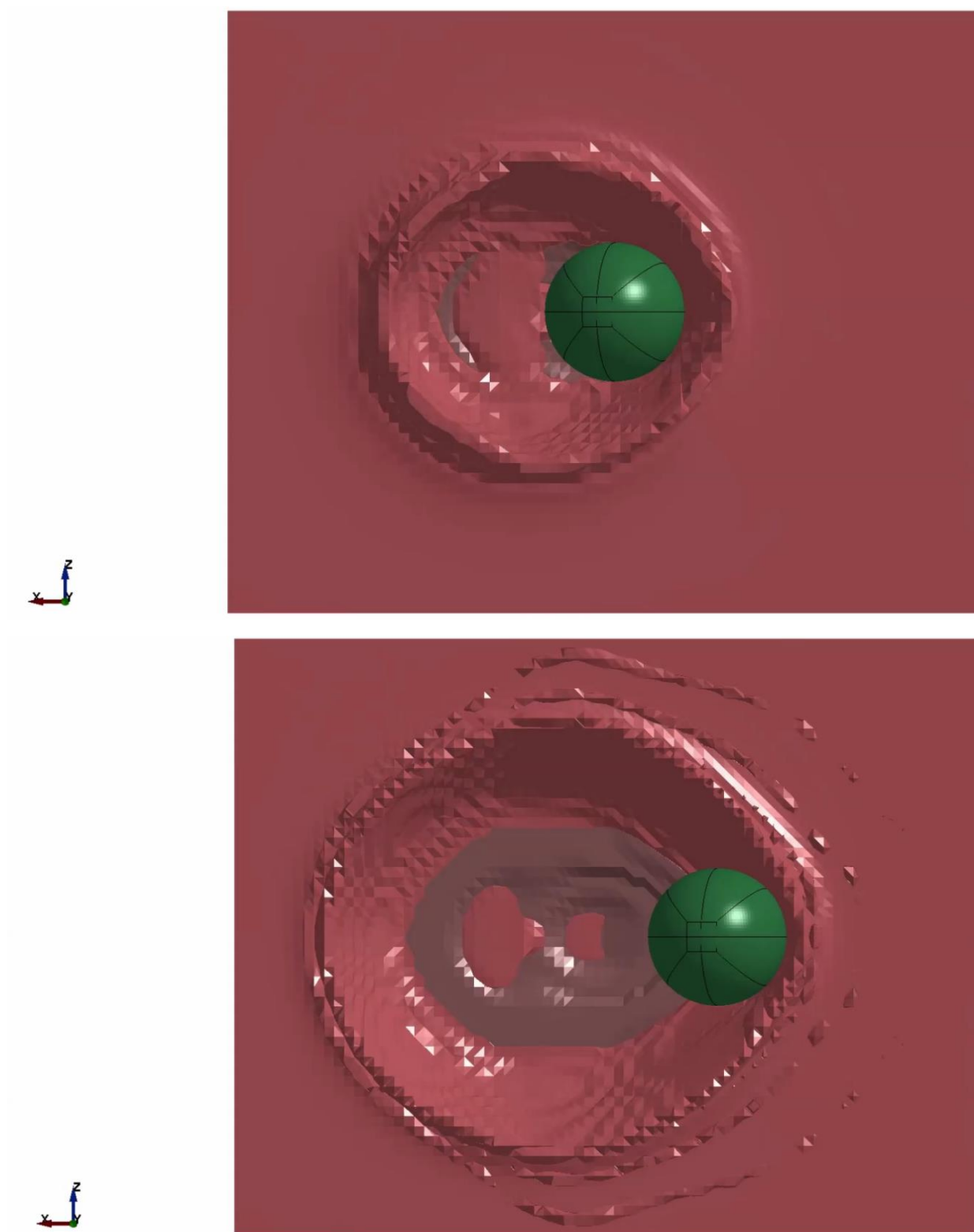


Рисунок 7.26 Процесс удара при угле атаки 20° СА «Марс-6» при минимальных значениях физико-механических свойств грунта. Вид сверху

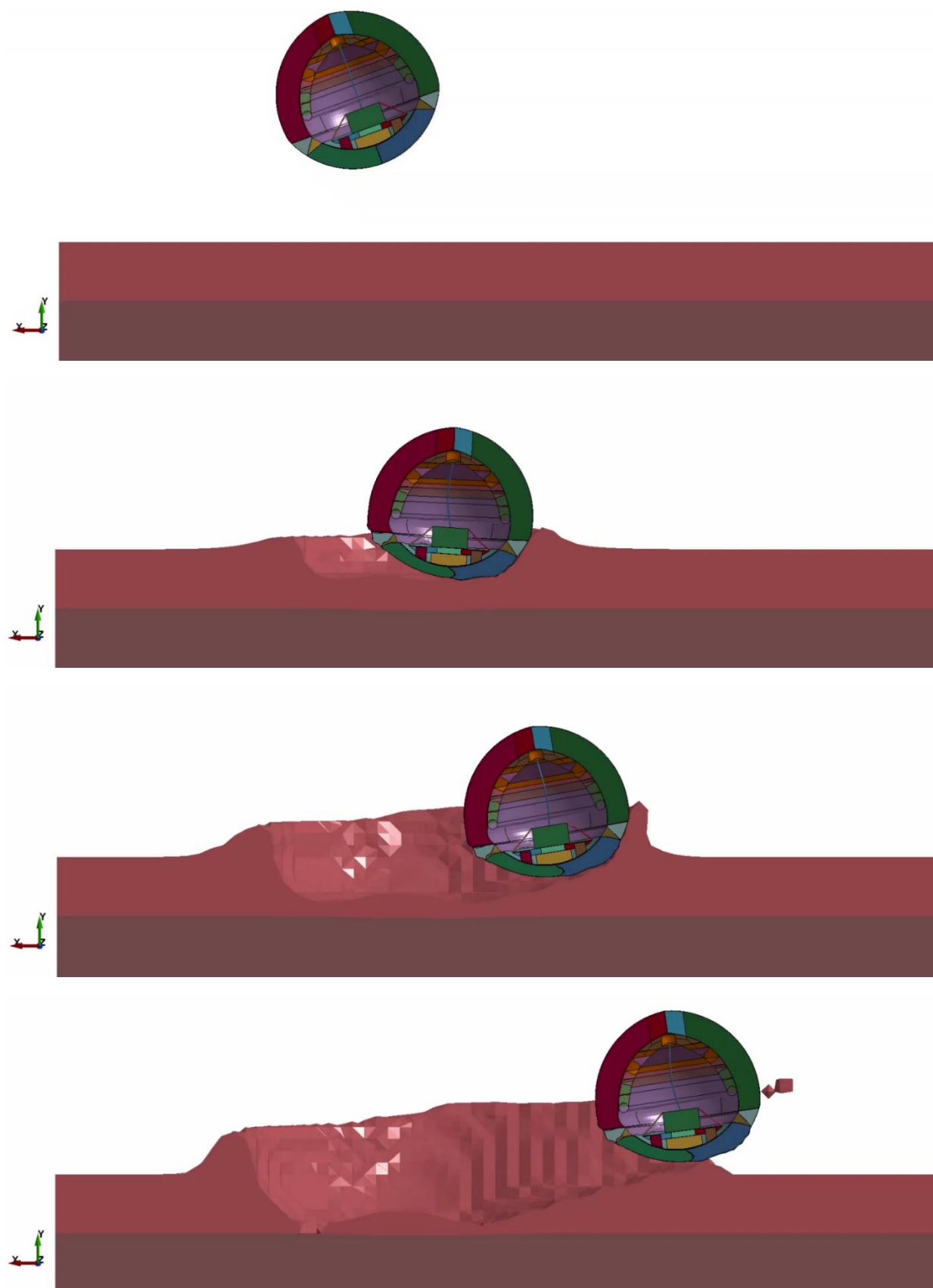
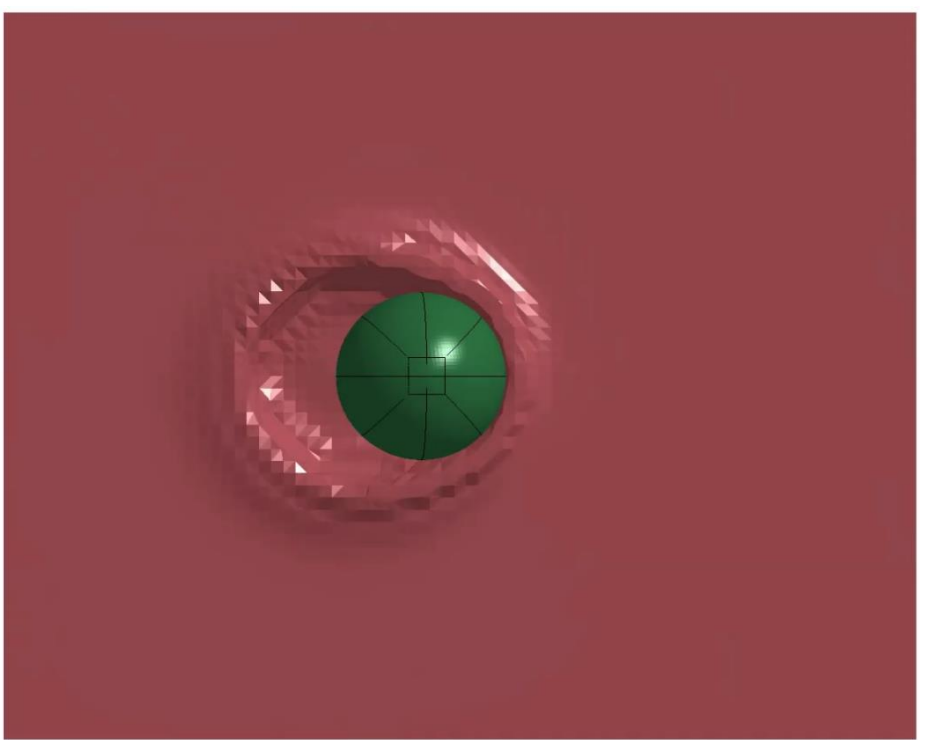
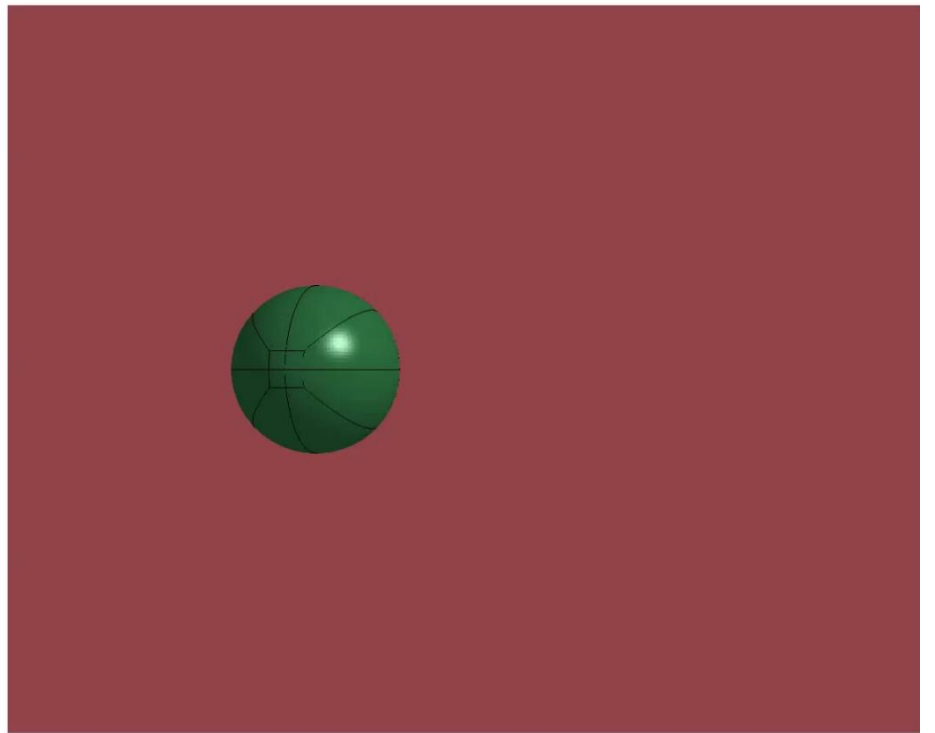


Рисунок 7.27 Процесс удара при угле атаки 20° СА «Марс-6» при максимальных значениях физико-механических свойств грунта



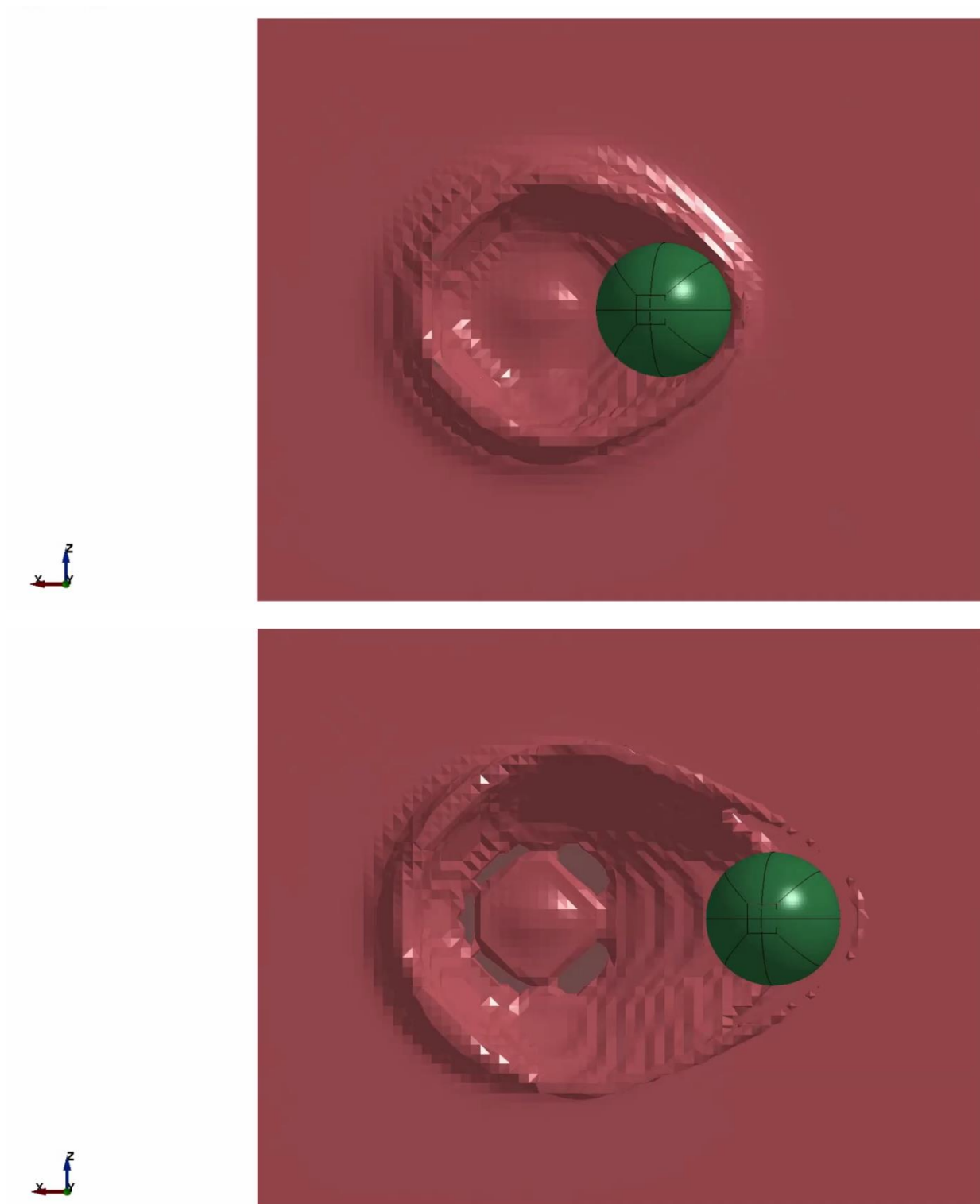


Рисунок 7.28 Процесс удара при угле атаки 20° СА «Марс-6» при минимальных значениях физико-механических свойств грунта. Вид сверху



Рисунок 7.29 Ускорение аппаратуры при падении СА «Марс-6»

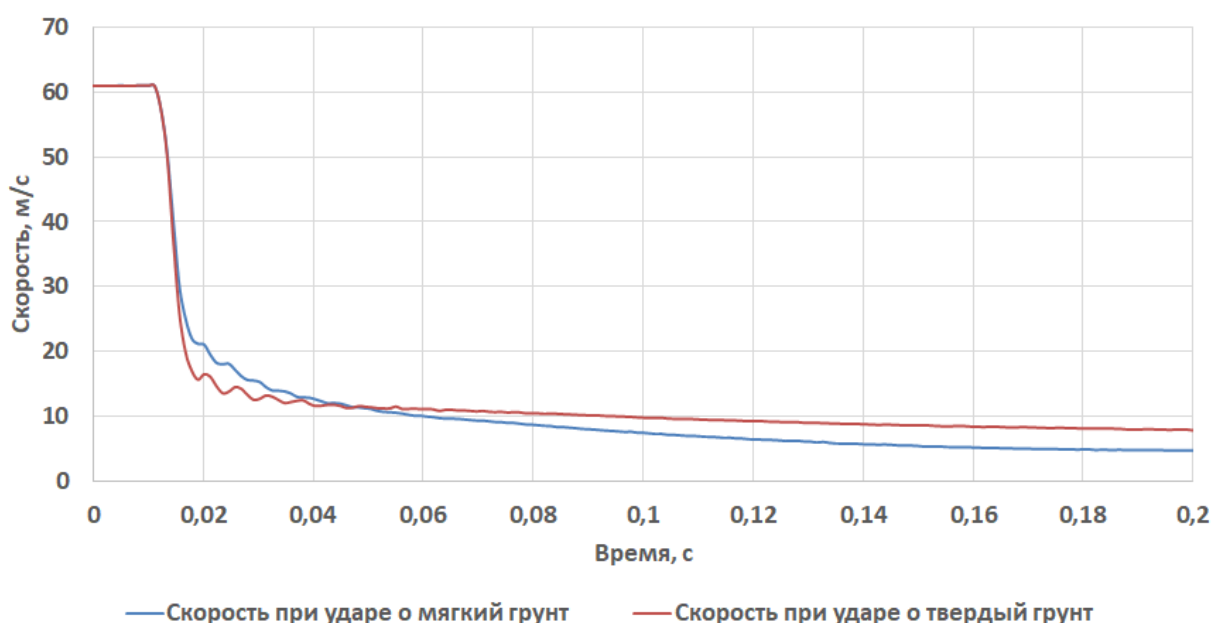


Рисунок 7.30 Скорость СА в процессе падения

В результате моделирования падения СА «Марс-6» под углом 20° видно, что при посадке ускорение на аппаратуре превышает критическое ускорение, как при ударе о «мягкий грунт» (превышение в 5,3 раз), так и при ударе о «твердый грунт» (превышение в 6,7 раз). Таким образом, ударе под углом 20° в модели СА возникают ускорения, большие, чем критические, что может говорить о разрушении и выходе из строя СА «Марс-6» при таком ударе. Суммарная

скорость при ударе быстро падает, но не достигает нуля. Скорость достигает нуля только по истечении времени из-за пластического движения среды.

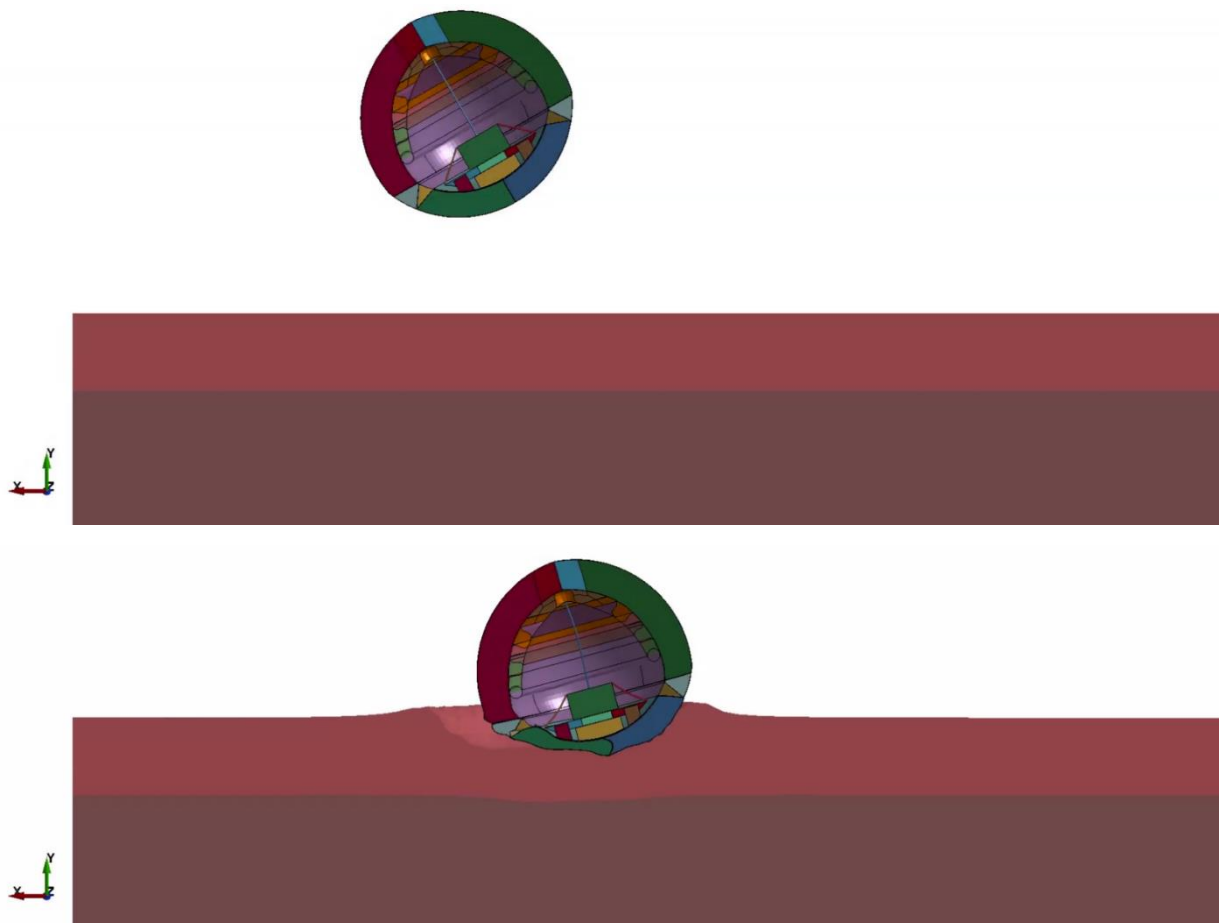
Так же при посадке под углом 20° СА образуется кратер величиной 4.9 при ударе о «мягкий грунт» и величиной 3.6 при ударе о «твердый грунт».

Так же при посадке под углом 20° СА после первого касания грунта отскакивает и расстояние до повторной точки контакта с грунтом при ударе в «мягкий грунт» равна 2.5 м, а при ударе в «твердый грунт» равна 8 м

7.2.5 Падение СА под углом 30°

Для моделирования падения СА «Марс-6» под углом 30° была выбрана следующая постановка: значение физико-механических свойств принимают и максимальные, и минимальные значения из таблиц Таблица 4.1 Физико-механические свойства эоловых песков ,Таблица 4.2 Свойства каменистого грунта, суммарная скорость 61 м/с, угол атаки 30° .

Результаты падения представлены на рисунке



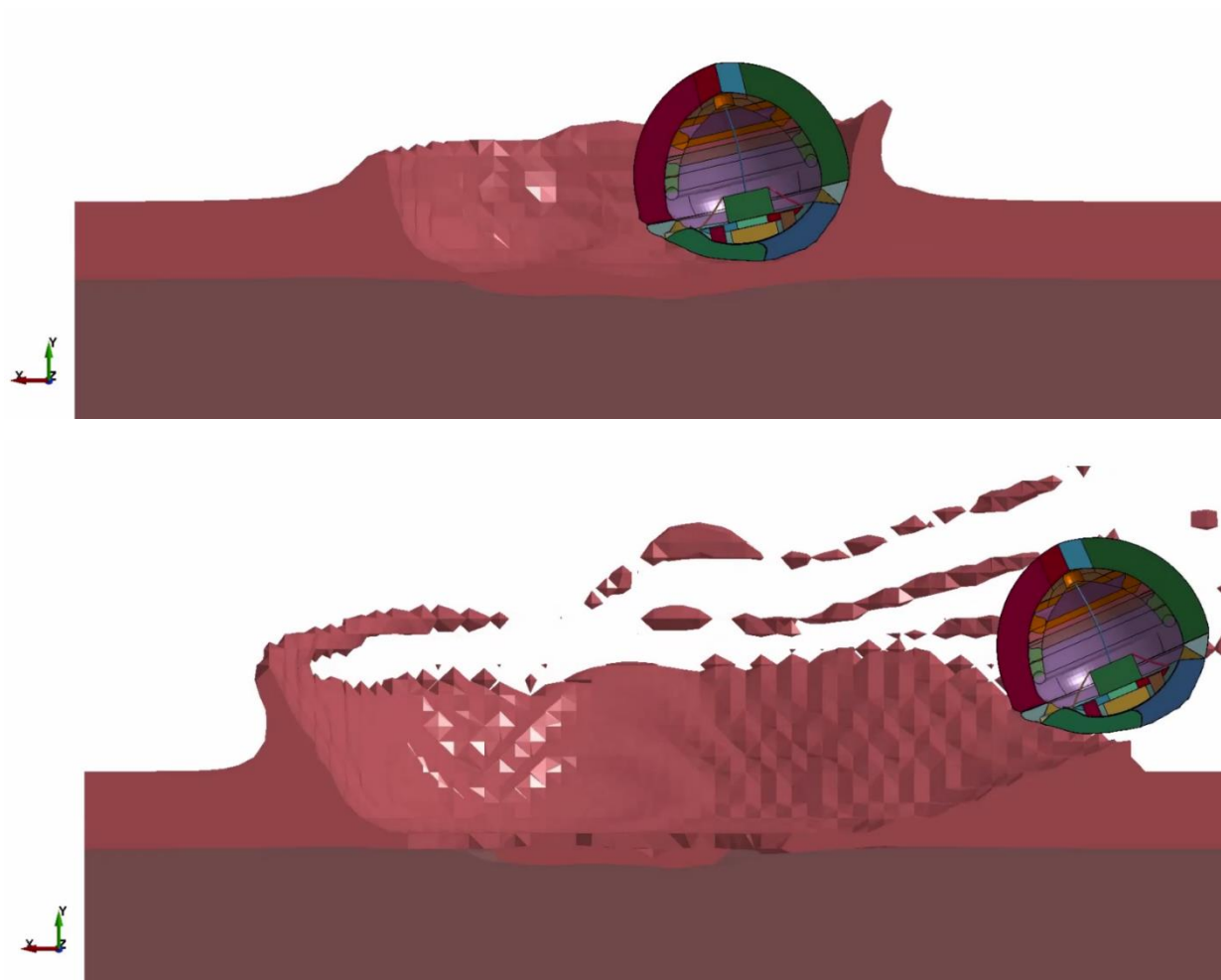


Рисунок 7.31 Процесс удара при угле атаки 30° СА «Марс-6» при минимальных значениях физико-механических свойств грунта

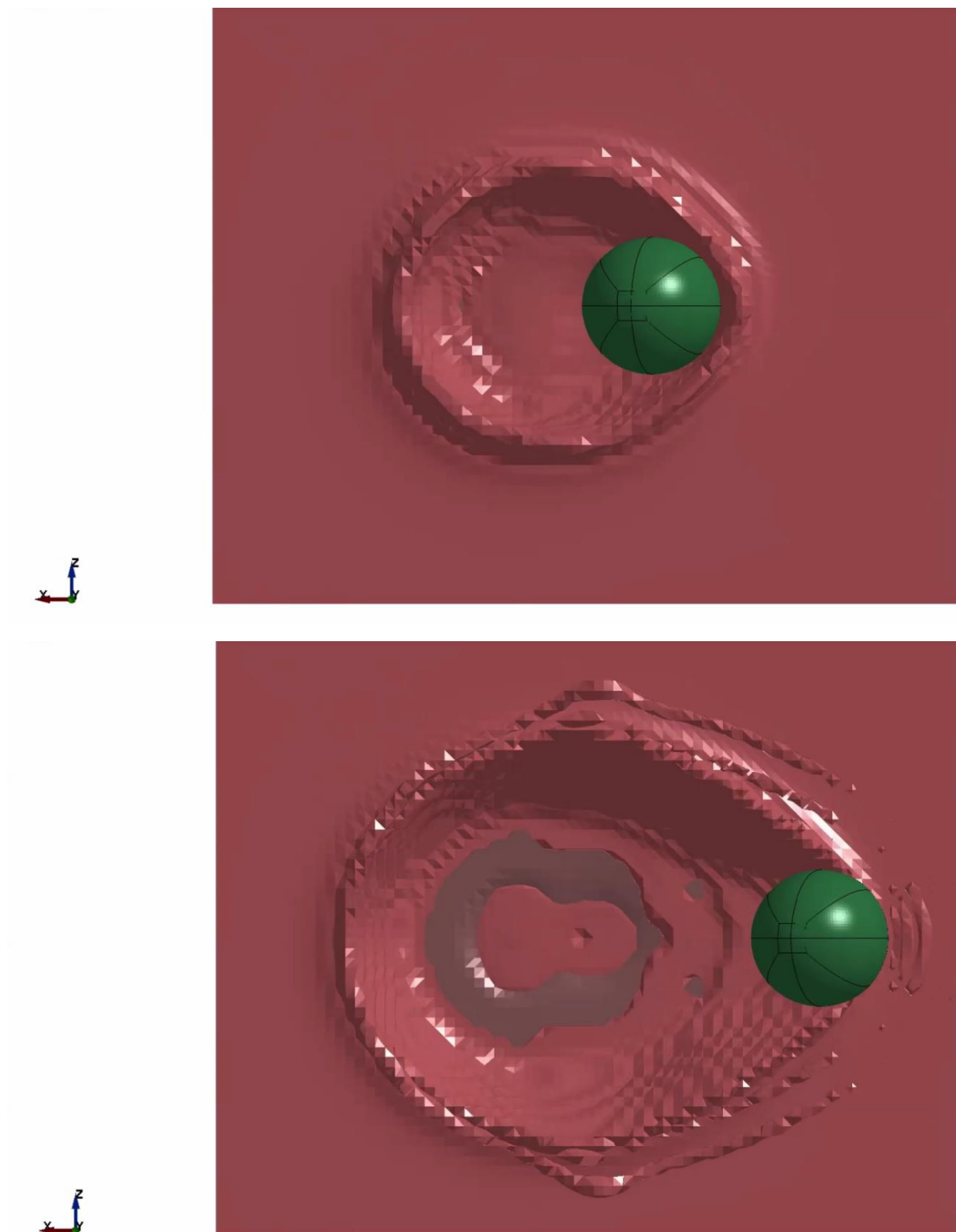


Рисунок 7.32 Процесс удара при угле атаки 30° СА «Марс-6» при минимальных значениях физико-механических свойств грунта. Вид сверху

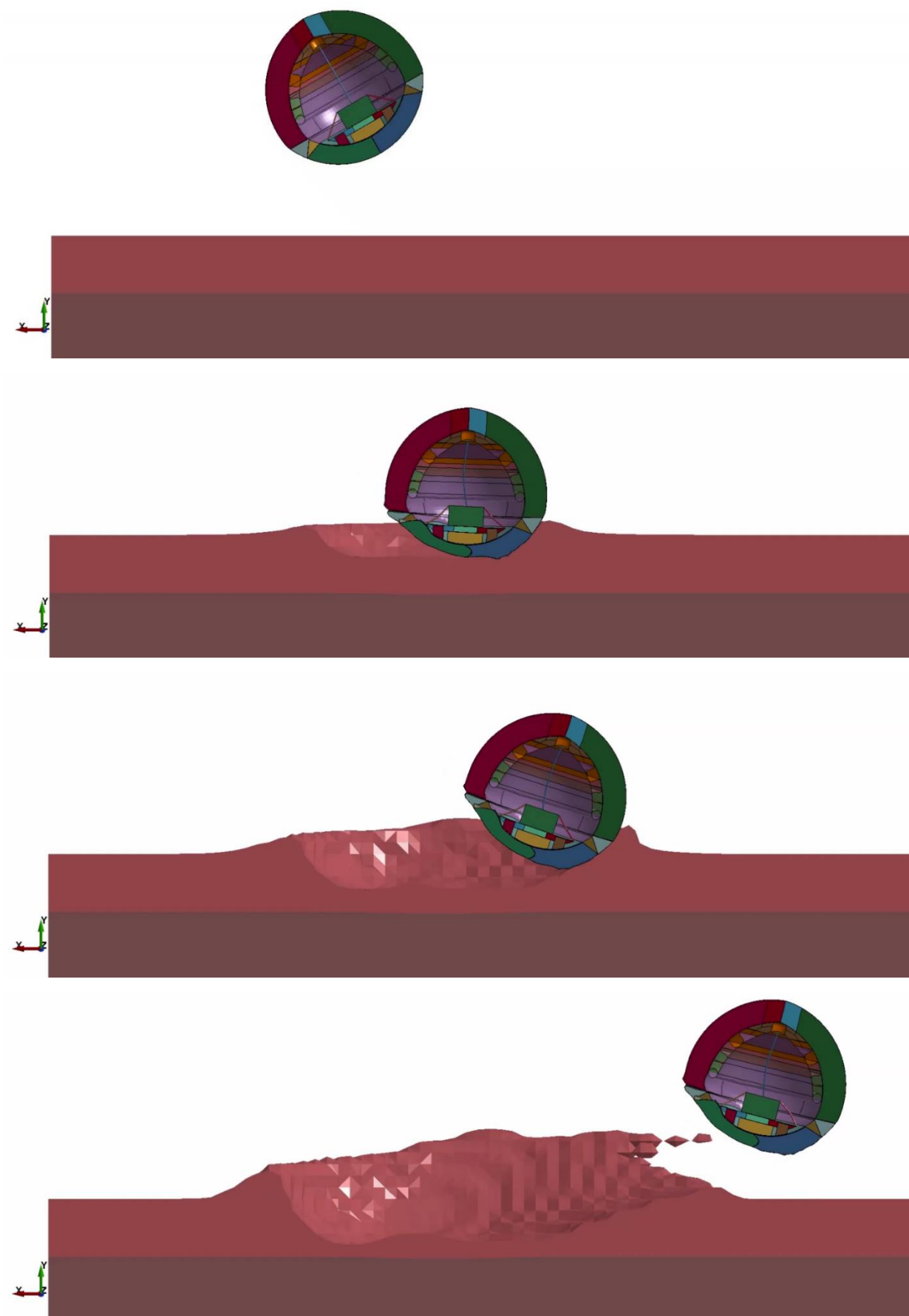
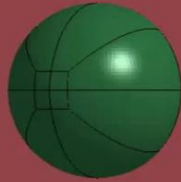


Рисунок 7.33 Процесс удара при угле атаки 30° СА «Марс-6» при максимальных значениях физико-механических свойств грунта

0.00000000 0.00000000



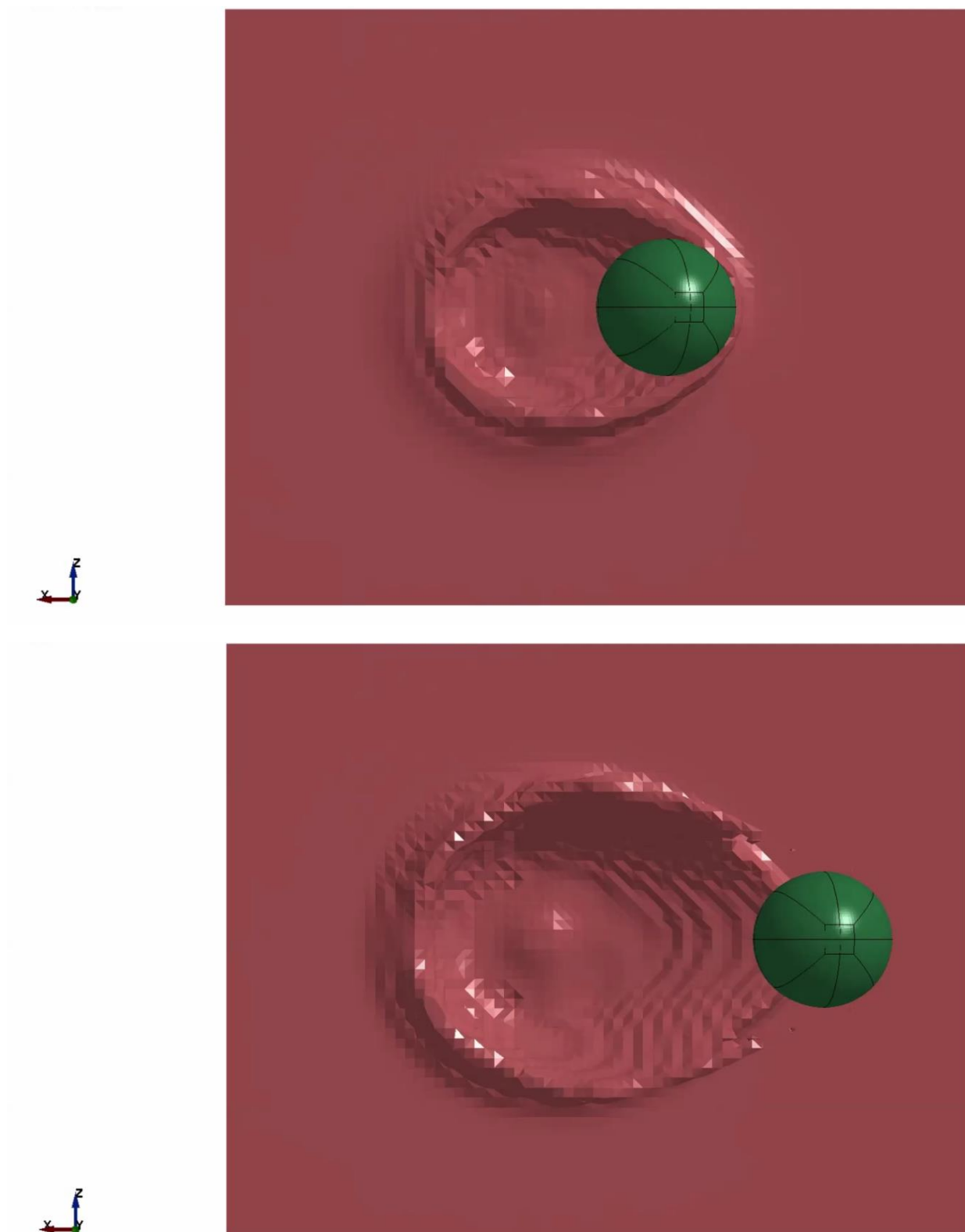


Рисунок 7.34 Процесс удара при угле атаки 30° СА «Марс-6» при минимальных значениях физико-механических свойств грунта. Вид сверху



Рисунок 7.35 Ускорение аппаратуры при падении СА «Марс-6»

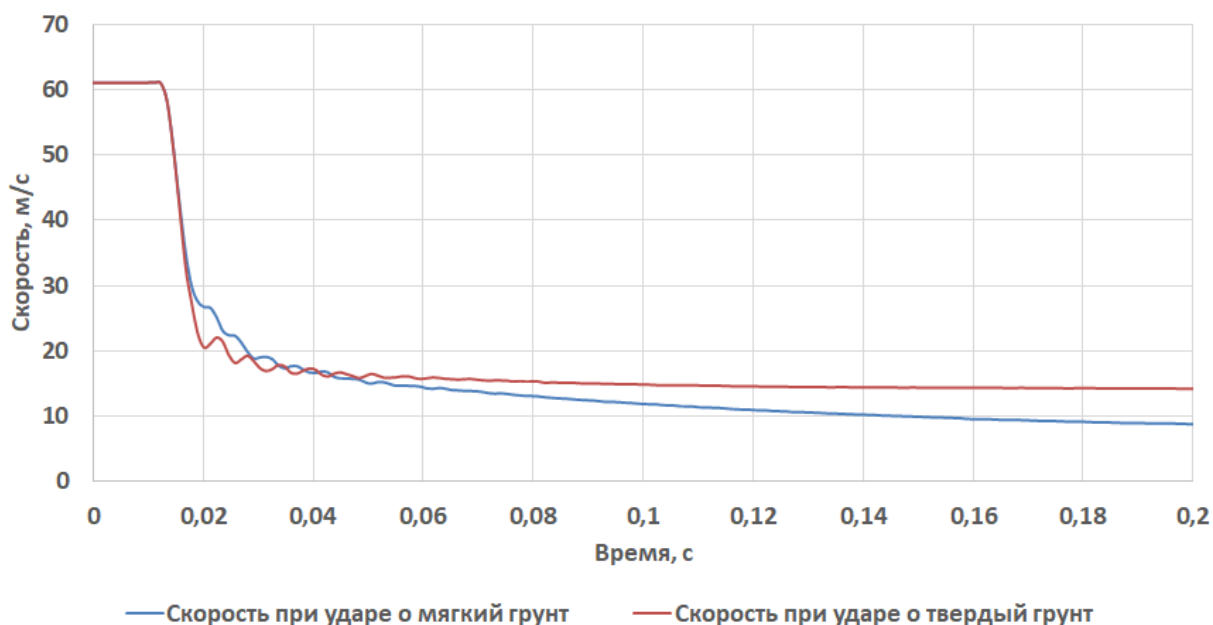


Рисунок 7.36 Скорость СА в процессе падения

В результате моделирования падения СА «Марс-6» под углом 30° видно, что при посадке ускорение на аппаратуре превышает критическое ускорение, как при ударе о «мягкий грунт» (превышение в 4.4 раз), так и при ударе о «твердый грунт» (превышение в 5.6 раз). Таким образом, ударе под углом 30° в модели СА возникают ускорения, большие, чем критические, что может говорить о разрушении и выходе из строя СА «Марс-6» при таком ударе. Суммарная

скорость при ударе быстро падает, но не достигает нуля. Скорость достигает нуля только по истечении времени из-за пластического движения среды.

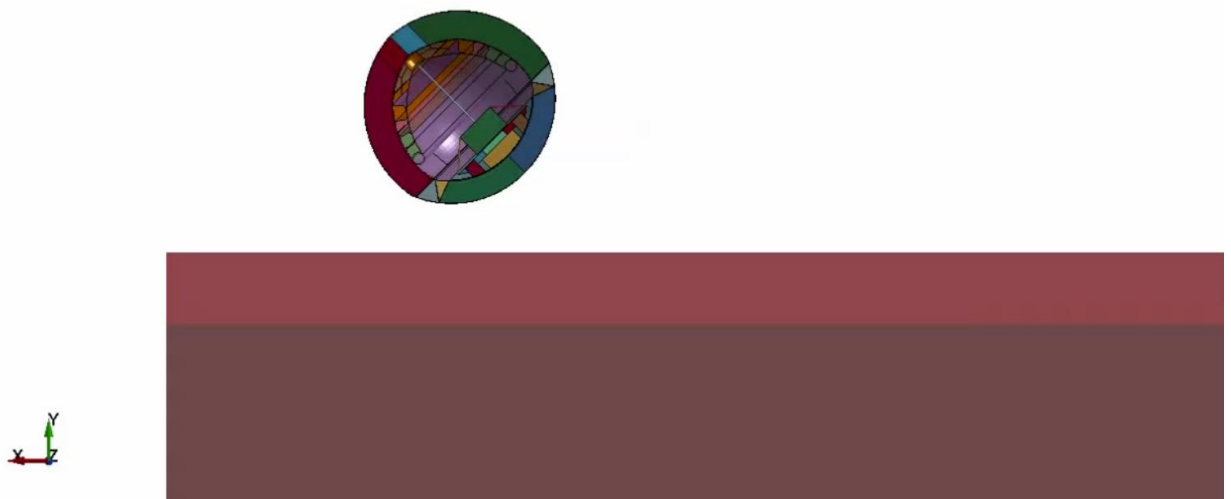
Так же при посадке под углом 30° СА образуется кратер величиной 5.5 при ударе о «мягкий грунт» и величиной 3.4 при ударе о «твердый грунт».

Так же при посадке под углом 30° СА после первого касания грунта отскакивает и расстояние до повторной точки контакта с грунтом при ударе в «мягкий грунт» равна 13 м, а при ударе в «твердый грунт» равна 29 м

7.2.6 Падение СА под углом 45°

Для моделирования падения СА «Марс-6» под углом 45° была выбрана следующая постановка: значение физико-механических свойств принимают и максимальные, и минимальные значения из таблиц Таблица 4.1 Физико-механические свойства эоловых песков ,Таблица 4.2 Свойства каменистого грунта, горизонтальная скорость 0 м/с, а вертикальная скорость 61 м/с, угол атаки 45° .

Результаты падения представлены на рисунке



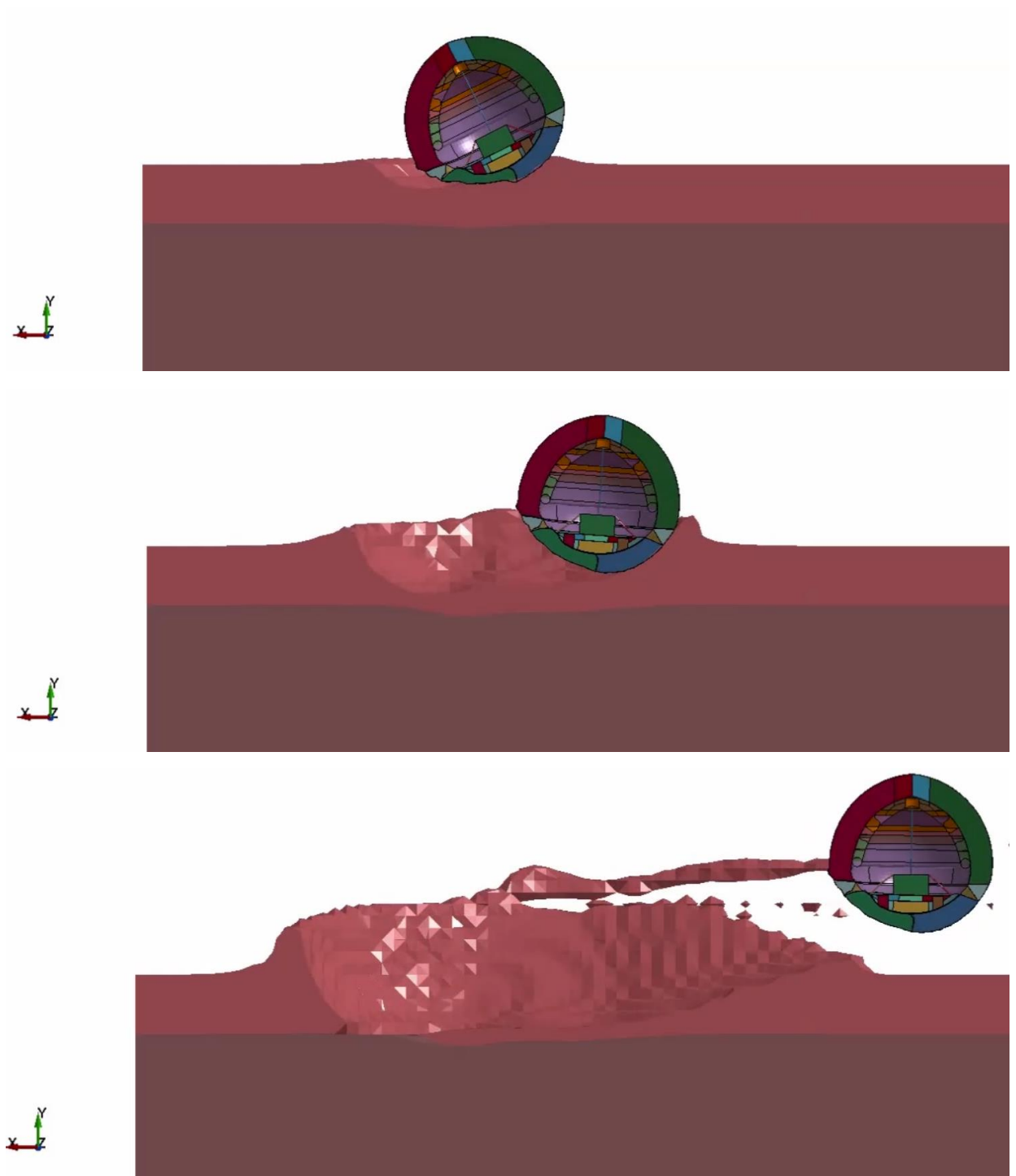
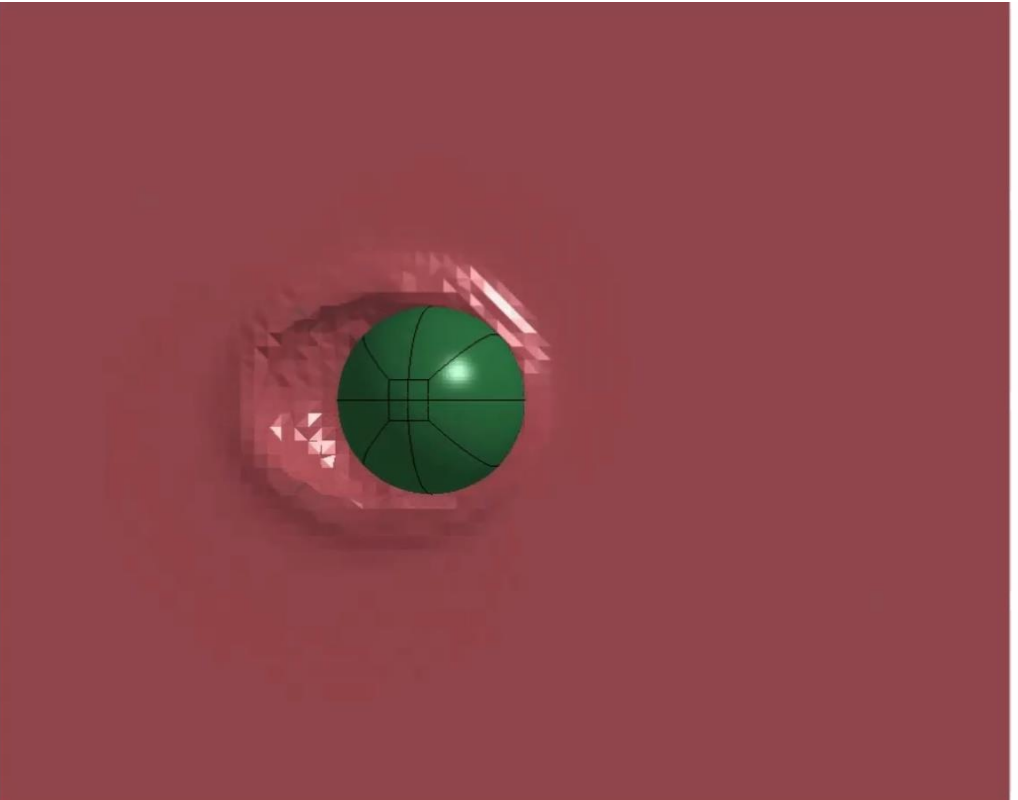
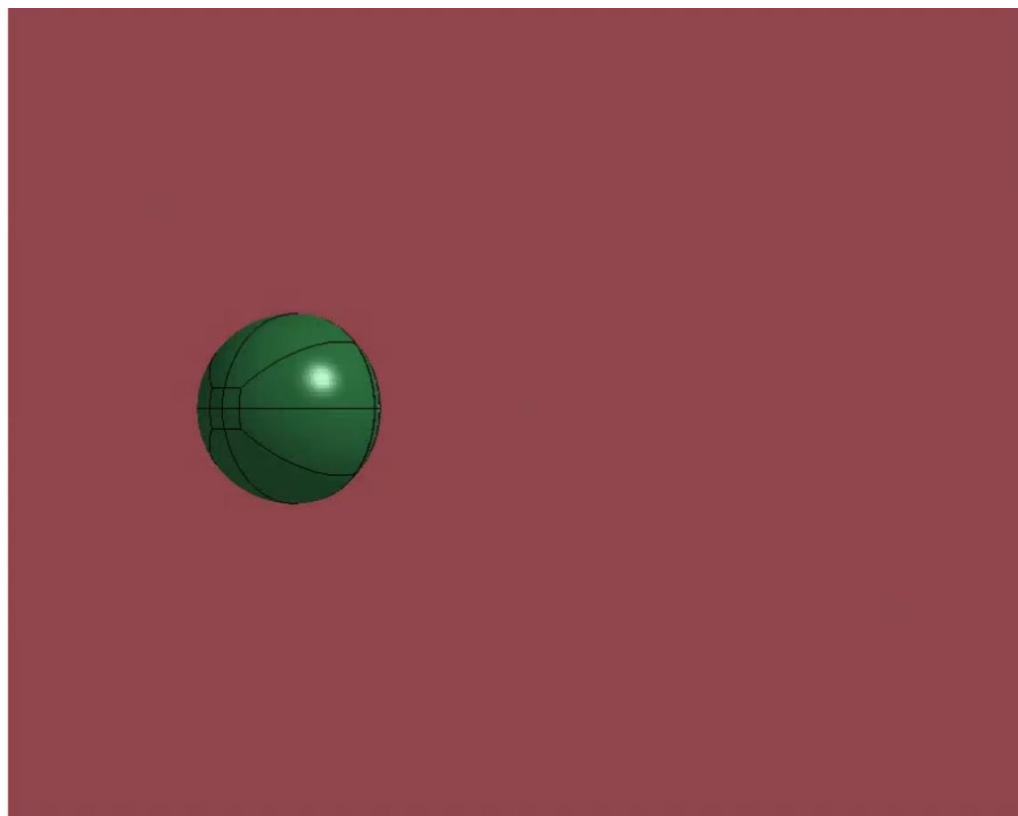


Рисунок 7.37 Процесс удара при угле атаки 45° СА «Марс-6» при минимальных значениях физико-механических свойств грунта



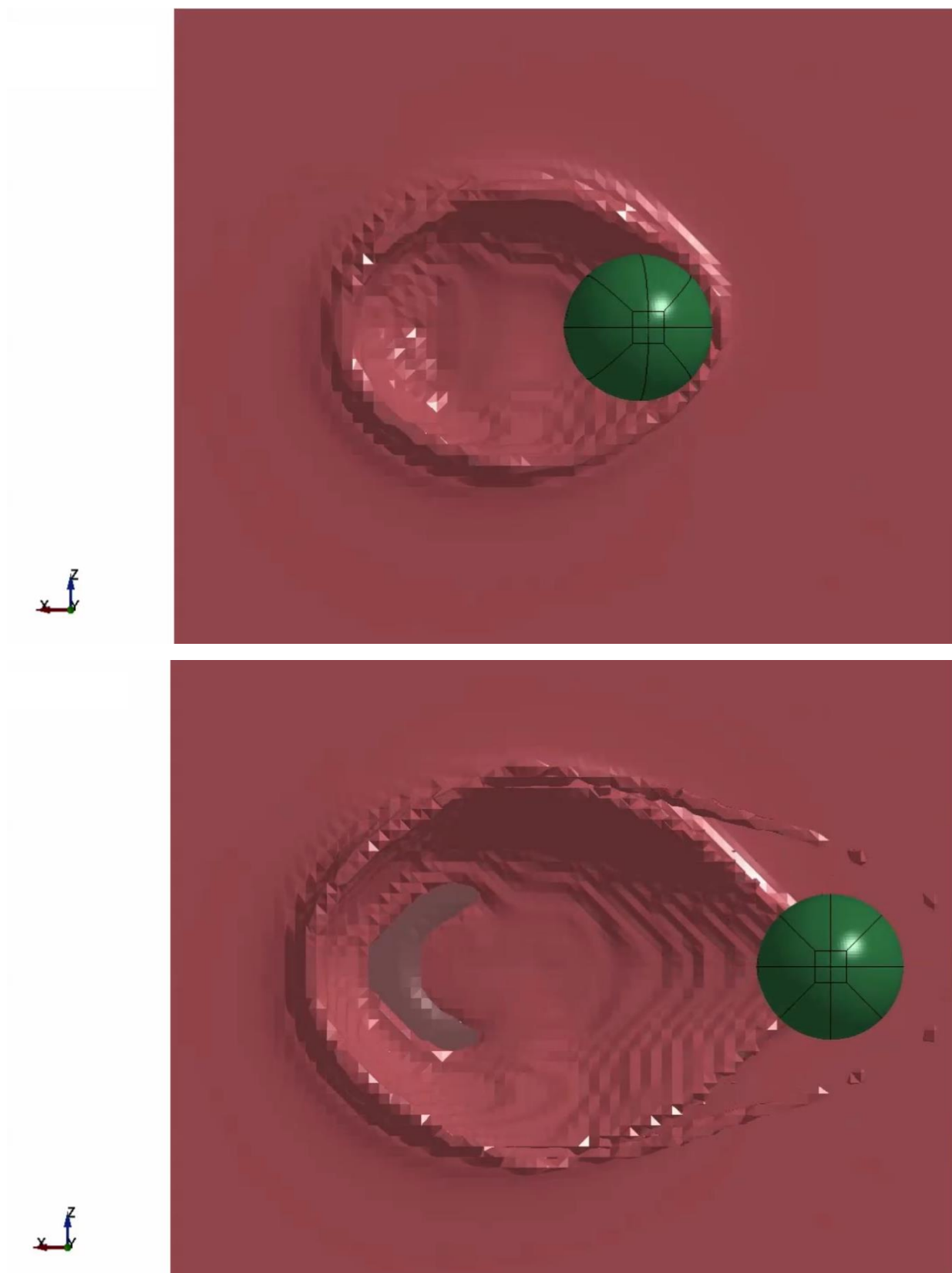
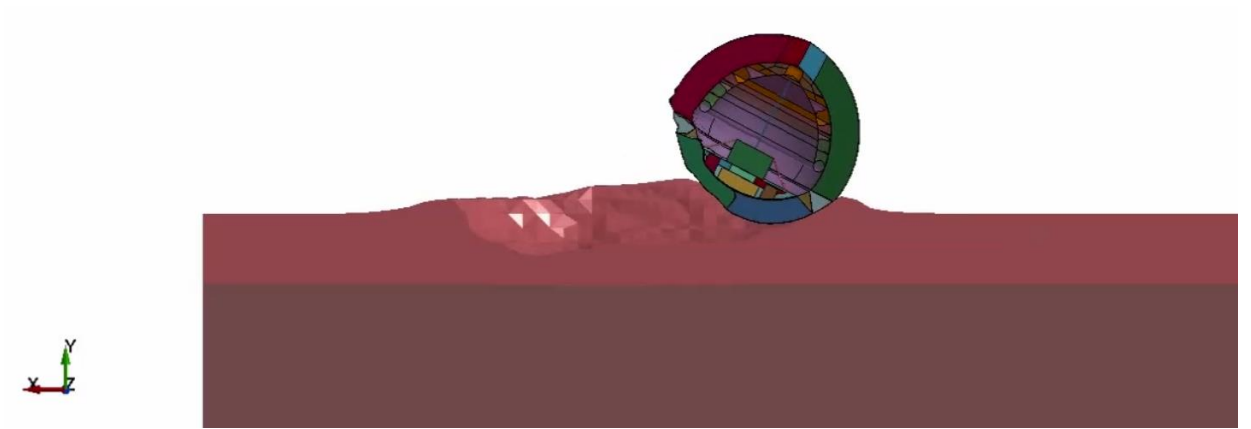
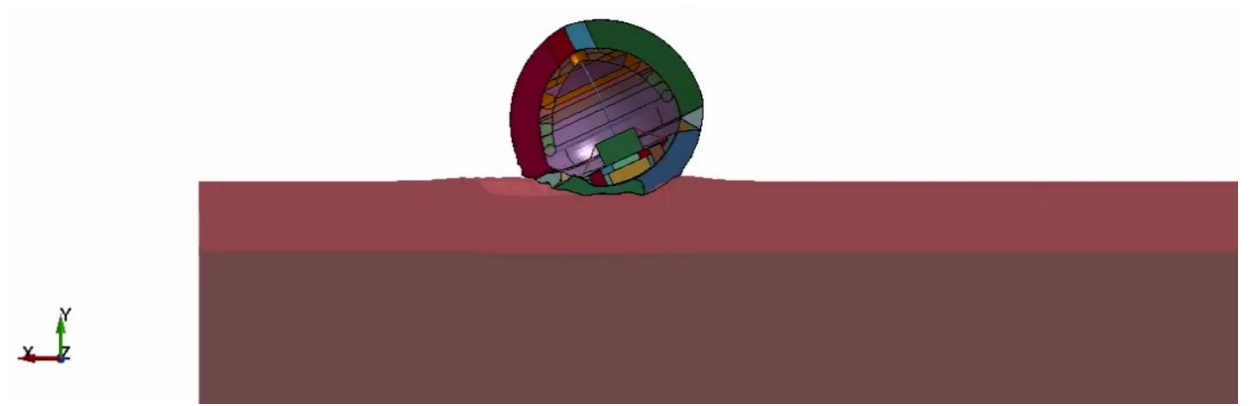
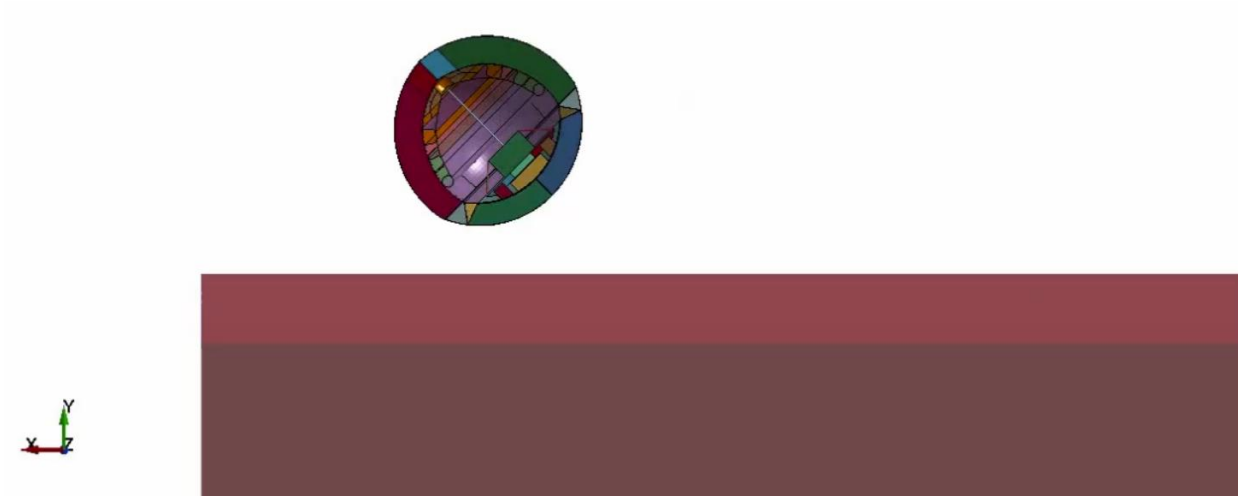


Рисунок 7.38 Процесс удара при угле атаки 45° СА «Марс-6» при минимальных значениях физико-механических свойств грунта. Вид сверху



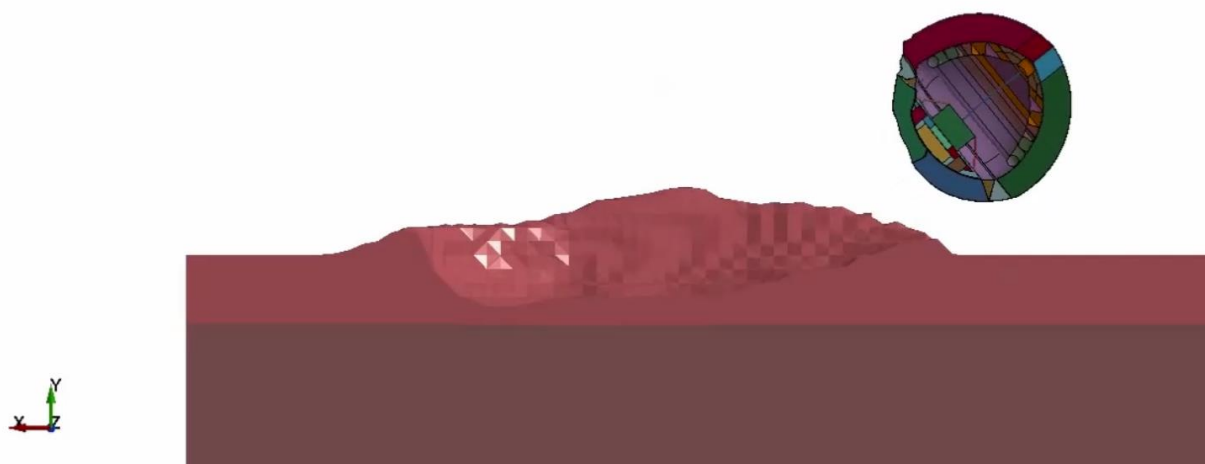
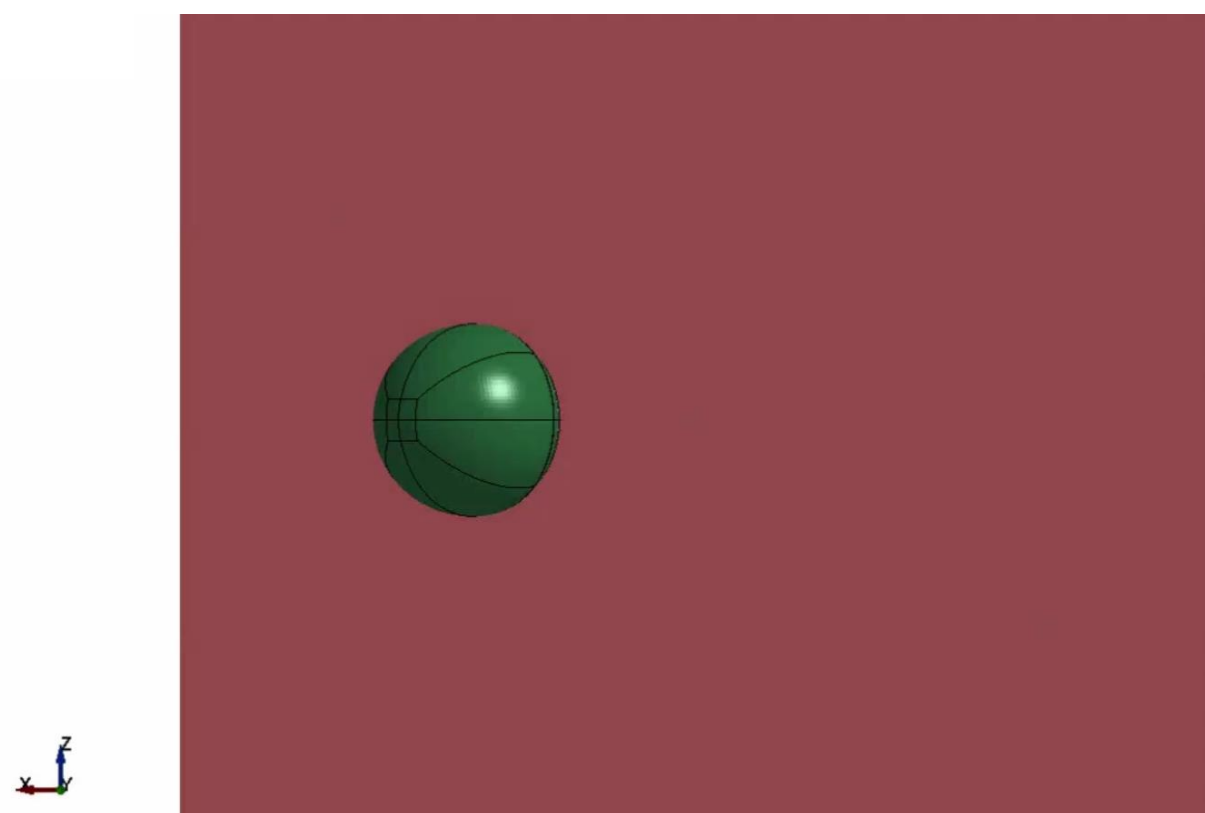
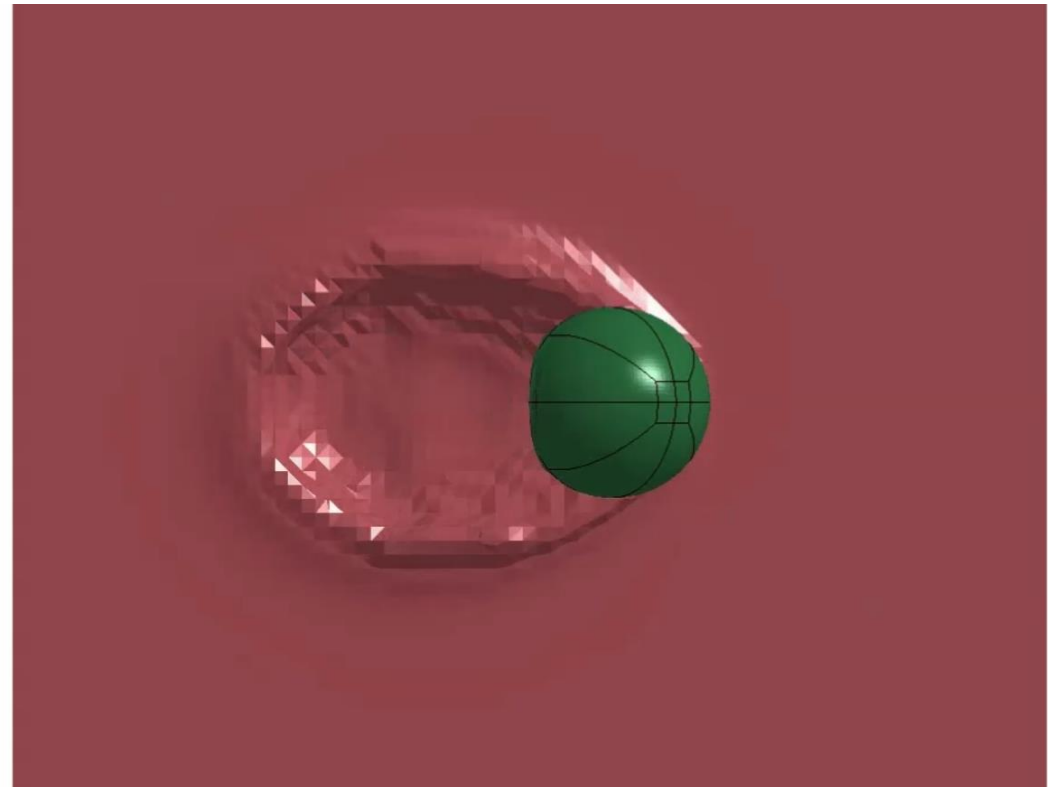
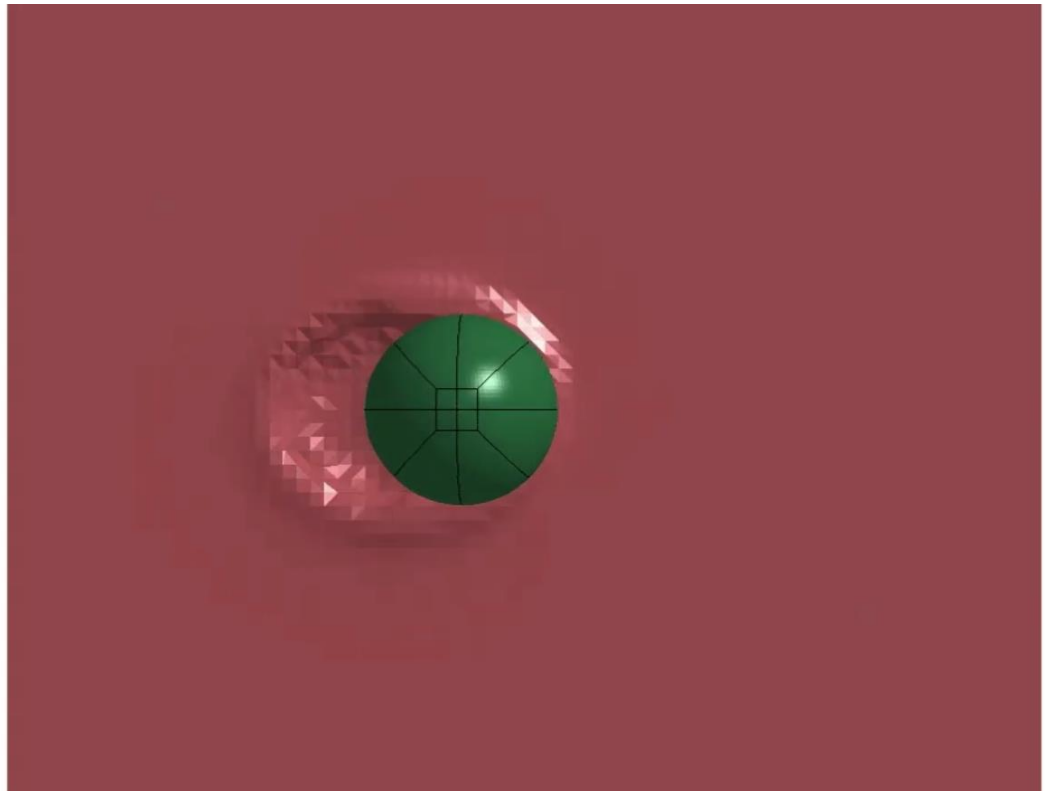


Рисунок 7.39 Процесс удара при угле атаки 20° СА «Марс-6» при максимальных значениях физико-механических свойств грунта





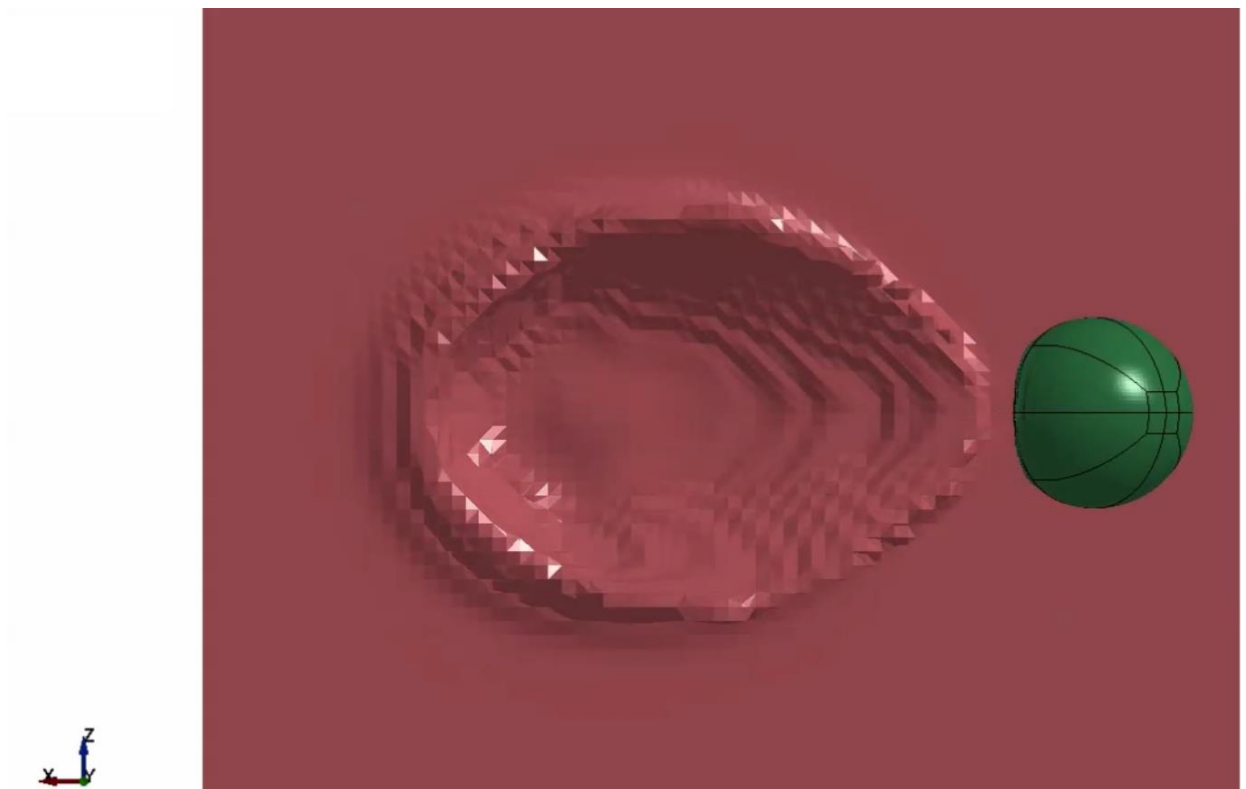


Рисунок 7.40 Процесс удара при угле атаки 20° СА «Марс-6» при минимальных значениях физико-механических свойств грунта. Вид сверху

В результате моделирования падения СА «Марс-6» под углом 45° видно, что при посадке ускорение на аппаратуре превышает критическое ускорение, как при ударе о «мягкий грунт» (превышение в 3.0 раз), так и при ударе о «твердый грунт» (превышение в 3.3 раз). Таким образом, ударе под углом 45° в модели СА возникают ускорения, большие, чем критические, что может говорить о разрушении и выходе из строя СА «Марс-6» при таком ударе. Суммарная скорость при ударе быстро падает, но не достигает нуля. Скорость достигает нуля только по истечении времени из-за пластического движения среды.

Так же при посадке под углом 45° СА образуется кратер величиной 5.0 при ударе о «мягкий грунт» и величиной 3.9 при ударе о «твердый грунт».

Так же при посадке под углом 45° СА после первого касания грунта отскакивает и расстояние до повторной точки контакта с грунтом при ударе в «мягкий грунт» равна 46 м, а при ударе в «твердый грунт» равна 99 м

8 Выводы

В качестве результатов моделирования представлены различные значения ширины кратера после падения СА «Марс-6», которые представлены на рисунке Рисунок 8.1

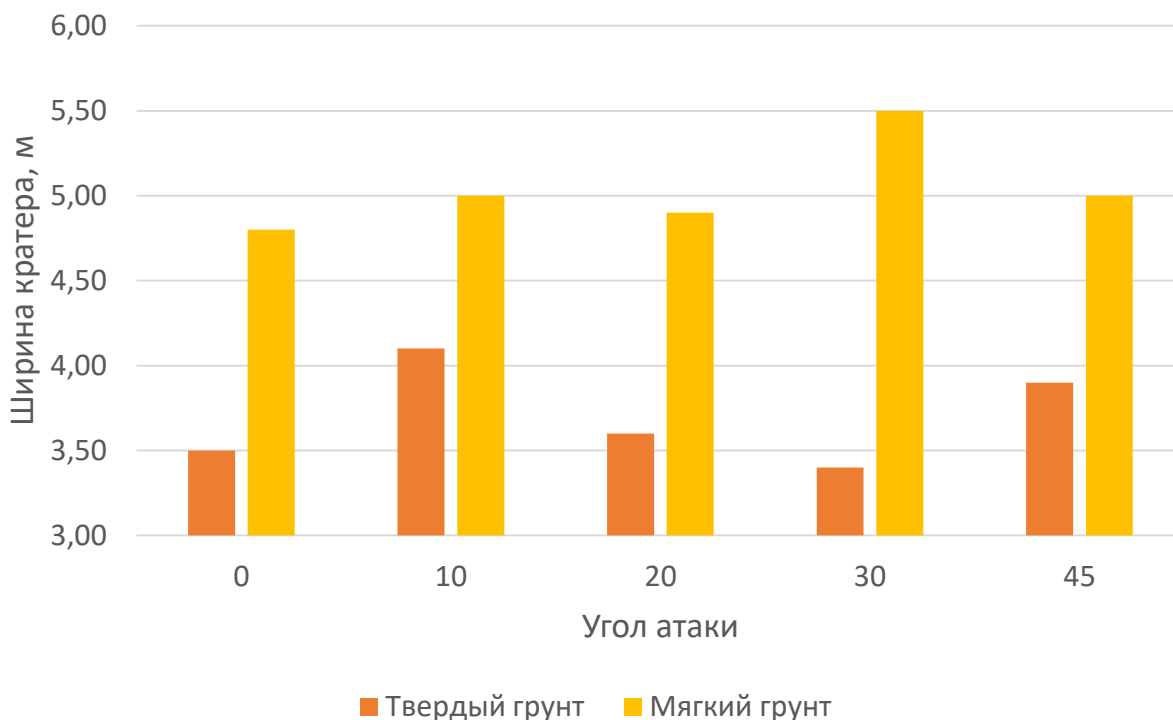


Рисунок 8.1 Диаграмма результатов падения СА «Марс-6»

В ходе моделирования, выяснилось, что ширина кратера, в зависимости от угла падения, варьируется от 3.5 м до 4.2 м при падении СА «Марс-6» в «твердый грунт» и от 4.6 м до 5.5 м при падении в «мягкий грунт».

Расстояние до повторной точки контакта варьируется от 0 м до 46 м при падении в «мягкий грунт» и от 0 м до 99 м при падении в «твердый грунт» в зависимости от угла падения СА «Марс-6».

При всех возможных вариантах углов падения СА «Марс-6» ускорение на аппаратуре превосходит критическое ускорение из чего следует, что СА во всех представленных случаях выходит из строя.

При рассмотрении предполагаемой области падения СА «Марс-6», которая представлена на рисунке Рисунок 8.2, можно заметить, что расстояние между кратерами примерно равно 9 м, когда ширина самого кратера равна примерно 4 м.

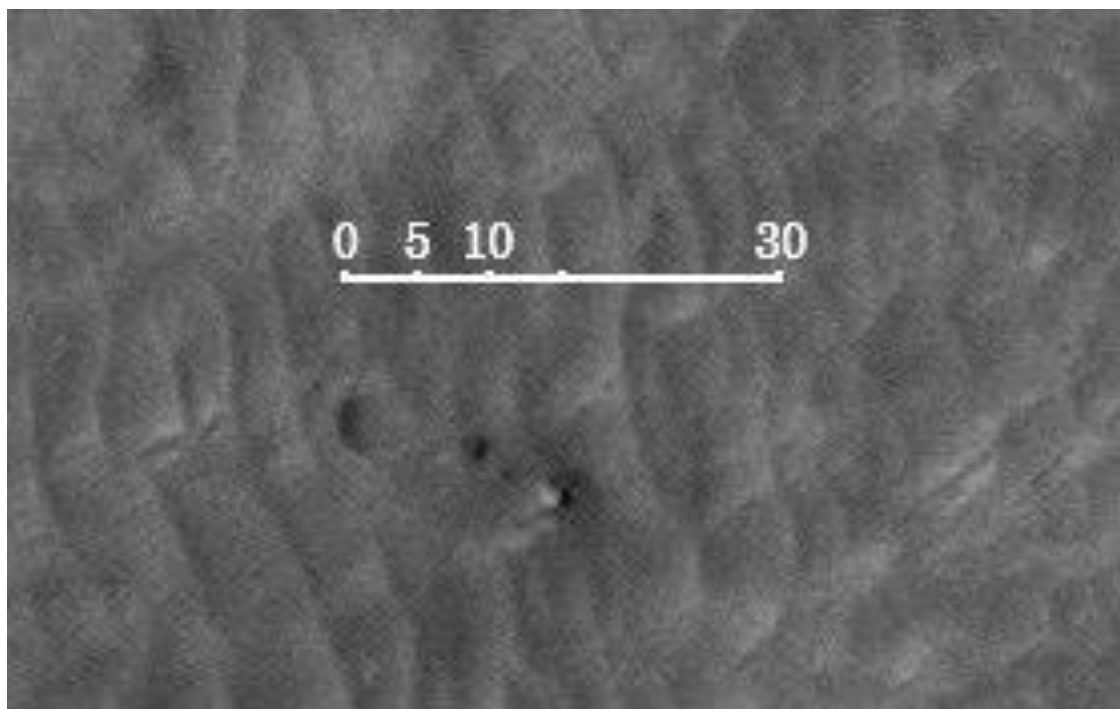


Рисунок 8.2 Предполагаемое место падения СА «Марс-6»

Данные цифры вполне соответствуют полученным данным из численного моделирования, поэтому можно говорить, что данный кратер мог остаться после удара именно СА «Марс-6».

9 Список литературы

1. **Croop B. Lobo H.** Selecting Material Models for the Simulation of Foams in LS-DYNA [Журнал]. - NY : 7th European LS-DYNA Conference, 2009 г..
2. **Evans Jonson, Walker** An Eulerian approach to soil impact analysis for crashworthiness applications [Журнал]. - Durban : International Journal of Impact Engineering, 2010 г..
3. **Fasanella Jackson, Kellas** Soft Soil Impact Testing and Simulation of Aerospace Structures [Журнал]. - Hampton : Proceedings of the 10th LS-DYNA Users Conference, 2008 г..
4. **Hallquist** LS-DYNA Keyword User Manual [Книга]. - Livermore : Livermore Software Technology Corporation, 2007.
5. **K.L.Johnson** Contact mechanics [Книга]. - [б.м.] : Cambridge University Press.
6. **Ozturk U. E. Anlas G.** Finite element analysis of expanded polystyrene foam under multiple compressive loading and unloading [Журнал]. - Gebze : Materials and Design, 2010 г..
7. **Qasim H. Shah A. Topa** Modeling Large Deformation and Failure of Expanded Polysterene Crushable Foam Using Ls-Dyna [Журнал]. - Kuala Lumpur : International Islamic University Malaysia, 2013 г..
8. **Баженов Котов** Математическое моделирование нестационарных процессов удара и проникания осесимметричных тел и идентификация свойств грунтовых сред [Книга]. - Москва : ФИЗМАТЛИТ, 2011.
9. **Григорян** Об основных представлениях динамики грунтов [Книга]. - Москва : ПММ, 1960.
10. **Демидов Н.Э. Базилевский А.Т.** Грунт Марса: Разновидности, Структура, Состав, Физические Свойства, Буримость И Опасности Для Посадочных Аппаратов [Статья] // Астрономический вестник. - Москва : [б.н.], 2015 г.. - 49(4).

11. **Ковтуненко** Проектирование спускаемых автоматических космических аппаратов: опыт разработки диалоговых процедур [Книга]. - Москва : Машиностроение, 1985.
12. **Петров Ю.А. Макаров В.П., Колобов А.Ю., Алешин В.Ф** Посадочные устройства космических аппаратов (КА) на основе пенопластов и сотоблоков [Книга]. - МГТУ им. Н.Э. Баумана : ФГБОУ ВПО "МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2010.
13. **Сагомоян** Проникание [Книга]. - Москва : МГУ, 1974.