|  |  |
| --- | --- |
| *voenmeh* | МИНОБРНАУКИ РОССИИ  федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение  высшего образования  **«Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова»**  **(БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова»)** |
| БГТУ.СМК-Ф-4.2-К5-01 |

|  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- |
| Факультет |  | А |  | Ракетно-космической техники |
|  |  | шифр |  | наименование |
| Кафедра |  | А9 |  | Плазмогазодинамика и теплотехника |
|  |  | шифр |  | наименование |
| Дисциплина |  | Внутренняя газодинамика устройств | | |

КУРСОВОЙ ПРОЕКТ

на тему

Моделирование динамики движения летательного аппарата

|  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| Выполнил магистрант группы | | | |  | А9М41 |
| Гутнев А.Р.. | | | | | |
| Фамилия И.О. | | | | | |
| **РУКОВОДИТЕЛЬ** | | | | | |
| Яковчук М.С. | |  |  | | |
| Фамилия И.О. Подпись | | | | | |
| Оценка |  | | | |  |
| «\_\_\_\_\_» |  | | | | 2019г. |

САНКТ-ПЕТЕРБУРГ

2019

Оглавление

[ВВЕДЕНИЕ 3](#_Toc10180870)

[1 Моделирование выхода изделия из шахты 5](#_Toc10180871)

[1.1 Геометрия и расчётная область 5](#_Toc10180872)

[1.2 Начальные и граничные условия и математическая модель 7](#_Toc10180873)

[1.3 результаты расчёта 11](#_Toc10180874)

[2 Маневрирование снаряда в полёте. 16](#_Toc10180875)

[2.1 Геометрия и расчётная область 16](#_Toc10180876)

[2.2 Начальные и граничные условия и математическая модель 18](#_Toc10180877)

[2.3 Результаты расчёта. 22](#_Toc10180878)

[Выводы 28](#_Toc10180879)

[Список используемых источников 29](#_Toc10180880)

# ВВЕДЕНИЕ

Задача прогнозирования и совершенствования аэродинамических и манёвренных качеств решается с помощью численного моделирования неустановившегося движения летательного аппарата. Для прогнозирования аэродинамических и манёвренных качеств необходимо реализовать математическую модель, основанную на решении дифференциальных уравнений движения летательного аппарата, связывающих изменение кинематики летательного аппарата и силами и моментами, действующими на него со стороны потока. В связи с этим появляется необходимость совершенствования математических моделей.

Таким образом, возникают 2 взаимосвязанные задачи – составление и интегрирования уравнений движения и силового воздействия, действующего со стороны потока на аппарат, представляющего собой силы и моменты, обусловленные вязкостью среды и работой движительно-рулевого комплекса летательного аппарата. Интегрирование системы уравнений движения с достаточной точностью на данном этапе технического прогресса не представляет трудности. Решение задачи силового воздействия в настоящее время вызывает трудности, связанные с определением газодинамических сил и моментов с высокой степенью точности. Трудности связаны с тем, что необходимо учитывать свойства среды, в которой движется аппарат, при том, что движение может иметь сложный характер, например, движение вблизи других объектов или дна. При этом моделирование турбулентного потока, как задача, пока до конца не решена.

Для определения газодинамических характеристик летательного аппарата существует 2 основных метода. Первый – экспериментальный, основанный на проведении физического эксперимента. Особенности этого метода сопряжены с рядом трудностей: дороговизна, большие временные затраты и информация, получаемая в результате эксперимента ограничена. Второй – численный эксперимент, основанный на использовании подходов вычислительной газоомеханики. Данный метод на данном этапе развития технологий требует некоторых упрощений, но развитие техники всё больше расширяет область применения данного метода. Основные требования к численному эксперименту – это точность расчёта, время, затраченное на расчёт и удобство его использования.

Современные методы расчёта обтекания исследуемого объекта вязкой жидкостью предъявляют серьёзные требования как к квалификации пользователя, так и к мощности используемой вычислительной техники. Поэтому, не смотря на то, что существуют различные программы для расчёта газо и гидродинамики, их практическое применение в промышленности в настоящее время ограничено.

Таким образом, актуальность работы определяется потребностью создания и совершенствования математических моделей движения летательных аппаратов, позволяющих определять параметры их движения, что позволит увеличить эффективность их использования.

Целью курсового проекта является рассмотреть влияние воздушной среды на ракету во время старта и при маневрировании ракеты в полёте с использованием макроса, позволяющим оценить перемещения ракеты в зависимости от сил и моментов, действующих на неё в процессе полёта.

В курсовом проекте было рассмотрено 2 задачи. Первая задача заключается в двухмерном нестационарном расчёте, в котором исследуется движение ракеты. Начало движения происходит в шахте, из которой ракеты со временем вылетает за счёт работающего реактивного двигателя. Вторая задача представляет собой трёхмерный нестационарный расчёт, в ходе которого ракета меняет свой угол наклона в процессе движения в зависимости от работы рулей управления.

# 1 Моделирование выхода изделия из шахты

В данной задаче рассматривается взаимодействие летательного аппарата с набегающим потоком во время старта из шахты и дальнейшем движением в воздушной среде. Задача решалась в высокотехнологичном программном пакете ANSYS с подключаемым модулем Fluent.

## 1.1 Геометрия и расчётная область

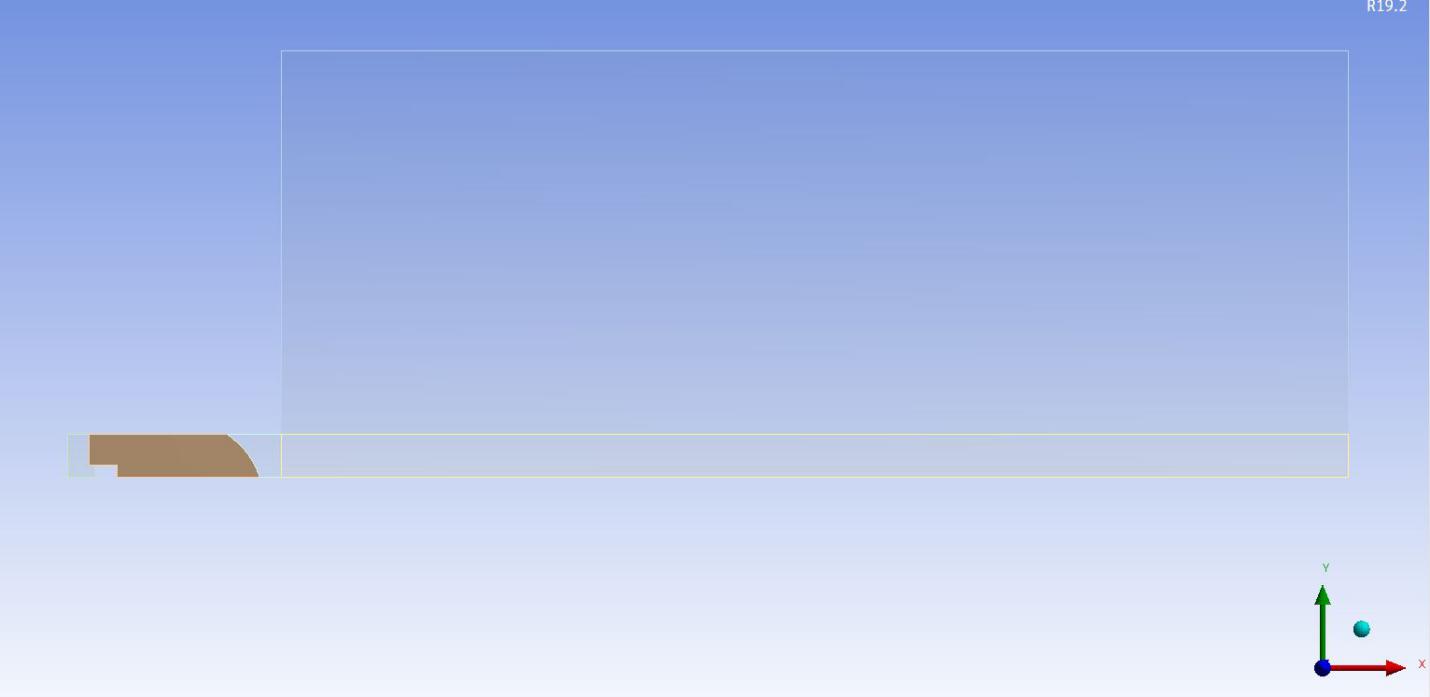


Рисунок 1 - Расчётная область

На рисунке 1 показана расчётная область, общие габариты которой составляют 30м. вдоль оси Х и 10м вдоль оси У. Задача решалась на плоскости с осью симметрии на нижней границе расчётной области.

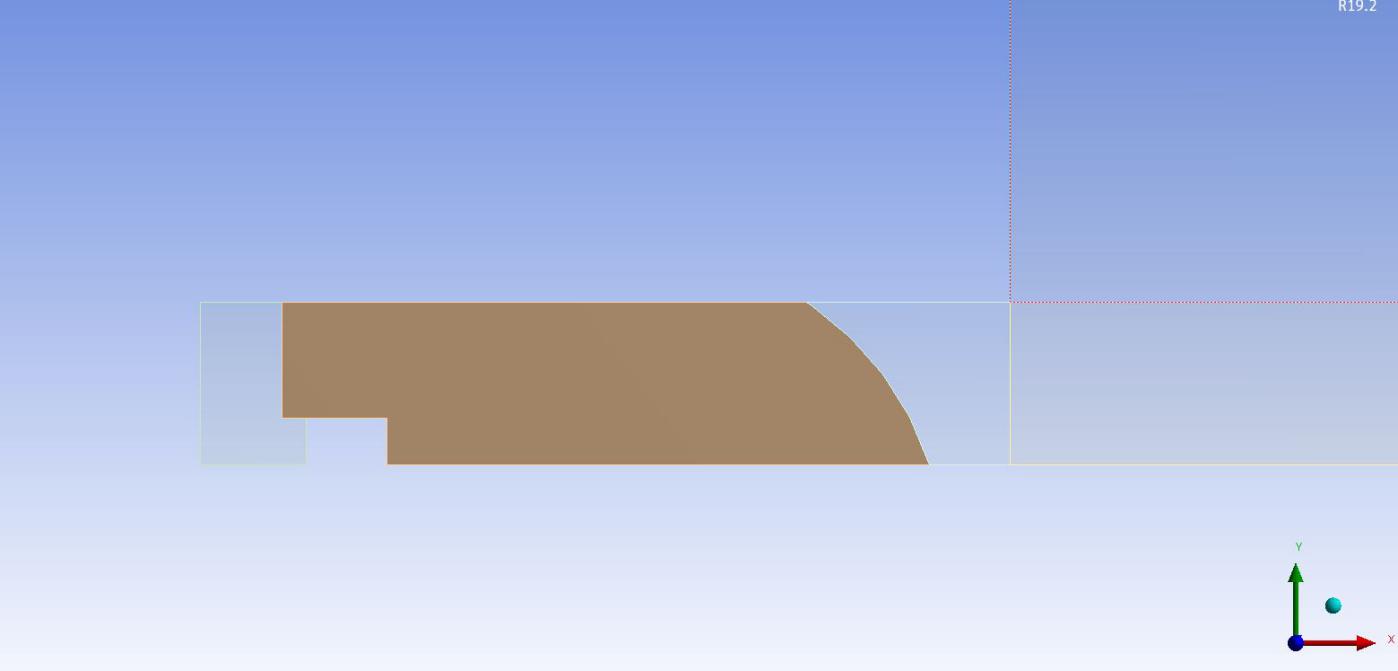


Рисунок 2 - Модель изделия и шахта

На рисунке 2 показан вид модели аппарата в шахте. Из рисунка видно, что между шахтой и изделием нет зазора. Так же видно, что у летательного аппарата имеется вырез, эмитирующий реактивный двигатель. Радиус шахты и изделия составляет 1 метр. Длина шахты составляет 5 метров. Размер изделия вдоль оси Х составляет 4 метра.

Для дискретизации расчётной области была построена структурированная сетка (Рисунок 3). Количество ячеек равно 90599 единиц. Ячейки сгущаются от верхней части расчётной области к области, по которой будет перемещаться аппарат. Максимальный размер ячейки – 0,14 м., минимальный – 0,04 м.

Для того, что бы корректно задать стенки для ракеты была построена сетка и внутри изделия, которая в расчёте газовой динамики не использовалась.

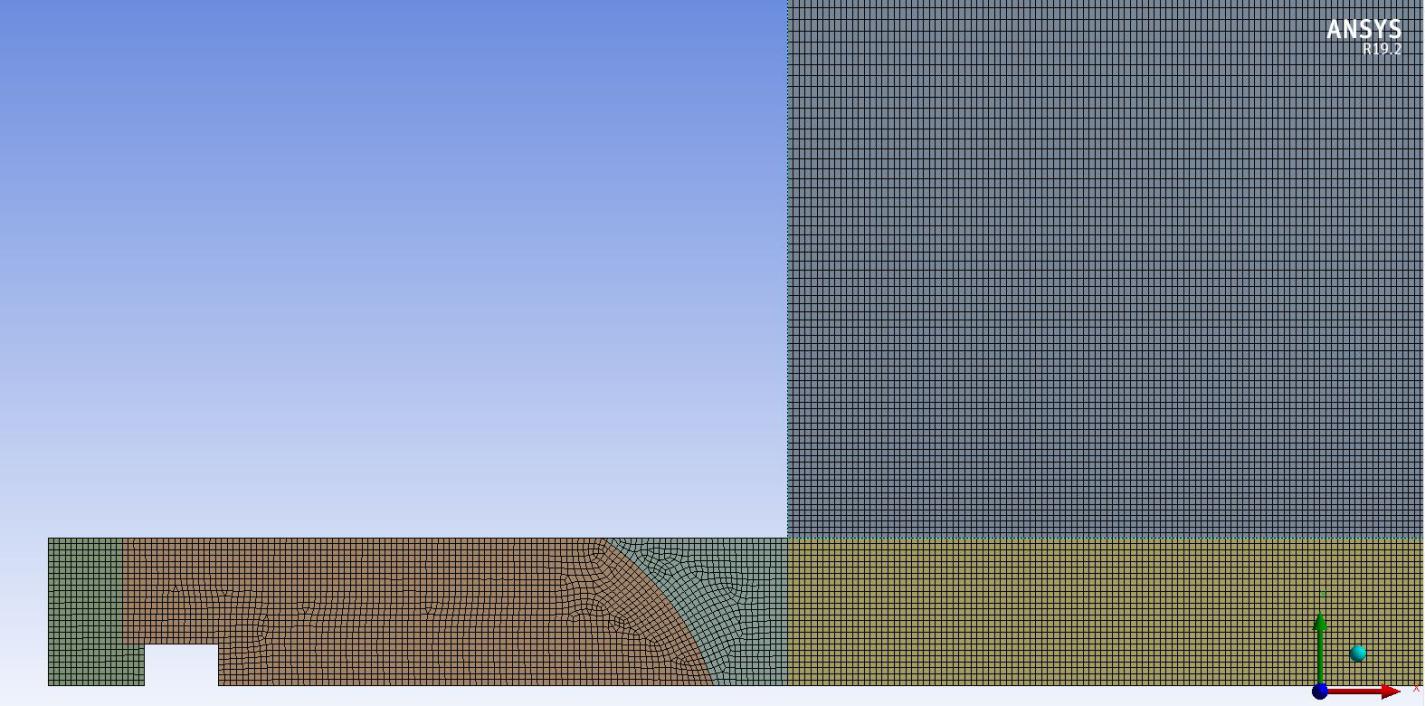


Рисунок 3 – Сетка

1.2 Начальные и граничные условия и математическая модель

На границах изделия было задано условие непротекания и прилипания потока (стенка). На правой границе выреза в аппарате, входящей в расчётную область было задано условие pressure-inlet с заданным параметром давления в 9 избыточных атмосфер. На левой границе камеры шахты и на левой границе расчётной области над шахтой так же задано условие непротекания и прилипания. На верхних границах шахты и расчётной области напротив шахты (по оси Х) был создан интерфейс, который граничит с интерфейсом на нижней части расчётной области над шахтой (по оси У). На самой верхней границе расчётной области было задано условия равенства нулю избыточного давления. На правой границе расчётной области были заданы 2 границы с условием равенства нулю избыточного давления. Первая граница относится к расчётной области над интерфейсами, вторая – под интерфейсами.

Начальная скорость аппарата отсутствует. В камере шахты за двигателем для лучшей сходимости изначально задано давление в 9 атмосфер. Так же установлено ускорение свободного падения, заданное вдоль оси Х со значением -9,81 м/с2.

Задача решалась в нестационарной постановке с использованием встроенного во Fluent шестистепенного решателя (6DOF). Шаг по времени установлен в 0,0005с. Масса тела была задана 10 тонн, плотность при заданном объёме составила 800 кг/м3. Оставлена 1 степень свободы для движения вдоль оси Х. При расчёте используется метод слоистого перестроения сеток. Ячейки схлопываются или появляются на стенке камеры шахты и на выходной границе области под интерфейсом в зависимости от направления движения ракеты.

В качестве среды, в которой движется аппарат и продуктов работы двигателя используется совершенный газ. Температура продуктов сграния 3000 К.

В случае несжимаемой жидкости уравнение Рейнольдса могут быть получены из уравнений Навье-Стокса с использованием осреднения по Рейнольдсу :

|  |  |
| --- | --- |
| *,* | (1) |

где период осреднения 2*T* предполагается достаточно большим по сравнению с временными масштабами всех турбулентных неоднородностей, присутствующих в рассматриваемом течении, и достаточно малым по сравнению с характерным временным масштабом осредненного течения, а *f* – это осредняемая функция;

Осреднение выполнятся следующим образом:

|  |  |
| --- | --- |
| *,* | (2) |

где f и g – произвольные функции, которые могут быть представлены как суммы средних и пульсационных переменных и , s – пространственная координата или время, с – константа.

В случае сжимаемого газа осреднение происходит по Фавру, при котором плотность ρ и давление осредняются по Рейнольдсу, а для других переменных вводится средневзвешенные значения:

|  |  |
| --- | --- |
|  | (3) |

Осредненные уравнения Навье-Стокса для сжимаемого совершенного газа (знаки осреднения опущены) имеют следующий вид (для несжимаемого исключается уравнение энергии, ):

|  |  |
| --- | --- |
|  | (4) |

Здесь  – вектор скорости осредненного течения с компонентами  – молекулярная и турбулентная составляющие тензора вязких напряжений,  – полная энергия газа,  – его полная энтальпия,  – молекулярная и турбулентная составляющие вектора плотности теплового потока,  – температура,  – удельная теплоемкость газа при постоянном объеме,  – удельная теплоемкость газа при постоянном давлении, – молярная масса газа, Дж/(моль∙К) – универсальная газовая постоянная.

Величины молекулярных составляющих тензора напряжений и вектора плотности теплового потока в системе уравнений 4 определяются соответственно с помощью реологического закона Ньютона и закона Фурье:

|  |  |
| --- | --- |
| , , | (5) |

где  – тензор скоростей деформации,  – единичный тензор, и  – коэффициенты молекулярной динамической вязкости и теплопроводности.

Система уравнений 4 является незамкнутой, поскольку связь между турбулентными составляющими тензора напряжений и вектора плотности теплового потока с параметрами осредненного течения, которые являются основными переменными системы, неизвестна и определяется с помощью дополнительных соотношений, которые составляют модель турбулентности.

Дополнительно подключалась модель турбулентности k-epsilon (2 eqn). С точки зрения теории размерностей можно предположить, что отношение K/ε и есть то время, за которое энергия движения крупных вихрей, полученная от осредненного движения, проходит весь спектр масштабов размеров - от наиболее крупных до самых мелких, при которых происходит диссипация турбулентной энергии, т.е. τ определяется как:

Отсюда следует, что коэффициент турбулентной вязкости определяется по формуле:

Кроме того, в модель входят следующие уравнения:

Стандартная k-epsilon модель, представленная во FLUENT, получила широкое применение в решении практических инженерных задач. Постоянные коэффициенты для этой модели турбулентности получены опытным путем и поэтому она является полуэмпирической. В классической k-epsilon модели используются следующие числовые константы:

Эта модель широко используется для свободных течений (струи, слой смешения и т.п.), но плохо описывает пристеночные течения. Дело в том, что при выводе основных уравнений, относящихся к скорости диссипации ε, использовалось допущение о больших значениях локального числа Рейнольдса. Возле стенки это допущение нарушается – локальное число Рейнольдса стремится к нулю.

## 1.3 результаты расчёта

В итоге было смоделировано 0,608 секунд модельного времени, расчёт занял около часа реального времени. За это время аппарат покинул шахту и пролетел 25 метров. Скорость аппарата, когда он покидал шахту, составляет 48,8 м/с, время выхода из шахты – 0,174 секунды. Скорость аппарата на финальный момент расчёта составляет 48,75 м/с.

|  |  |
| --- | --- |
|  |  |
|  |  |

Рисунок 4 - Поля давлений при выходе ракеты из шахты

|  |  |
| --- | --- |
|  |  |
|  |  |

Рисунок 5 - Поля скоростей при выходе ракеты из шахты

На рисунках 4 и 5 видно распространение ударной волны при образовании зазора между шахтой и изделием. Так же можно заметить образование бочкообразной структуры потока за двигателем.

График 1 позволяет оценить влияние окружающей среды на аппарат.

График 1 - Силовое воздействие потока на аппарат

На графике отчётливо виден момент выхода ракеты из шахты, обусловленный скачком силы, действующей на ракету со стороны потока. Так же можно сказать, что ракета вышла на режим полёта после 0,525 секунды, так как значение силы на ракету со стороны потока колеблется около -3500 Н.



Рисунок 6- Поле давлений при выходе на режим

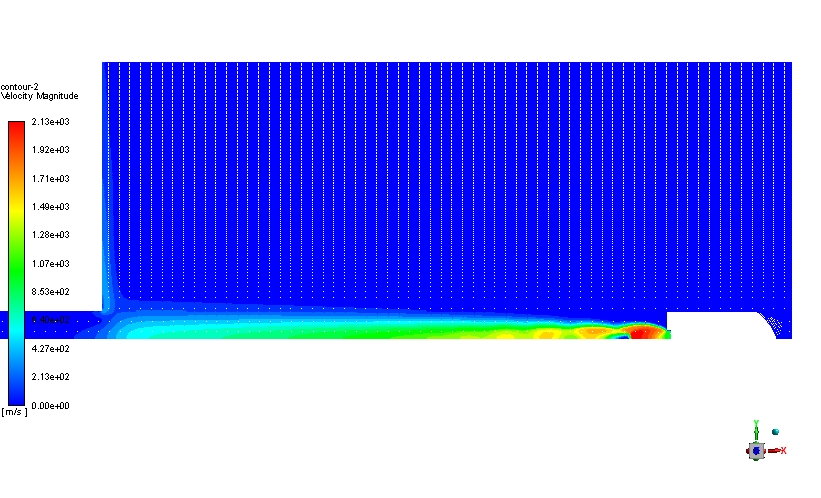


Рисунок 7 - Поле скоростей при выходе на режим

На графике 2 представлено изменение скорости ракеты со временем. По графику видно, что скорость выхода из шахты почти достигает своего конечного значения (46,8 м/с). После выхода из шахты скорость летательного аппарата практически не изменяется.

График 2 - Скорость полёта

График 4 позволяет сравнить силовое воздействие окружающей среды на заднюю стенку летательного аппарата с силовым воздействием потока на весь аппарат. Из-за сложной ударно-волновой системы потока на заднюю стенку аппарата периодически действуют ударные волны и волны разряжения, которые хорошо видны на графике (Fst).

График 3 – силовое воздействие на заднюю стенку аппарата и на весь аппарат

С помощью графика 4 можно оценить давление внутри шахты, из которой вышел аппарат.

График 4 - давление в шахте

2 Маневрирование снаряда в полёте.

В данной задаче рассматривается взаимодействие набегающего потока со снарядом, у которого активно работает система управления. Постановка данной задачи трёхмерная нестационарная. Цель данной задачи – оценить работоспособность макроса, рассчитывающего и реализующего перемещения снаряда в условиях полёта с работающей системой управления.

## 2.1 Геометрия и расчётная область

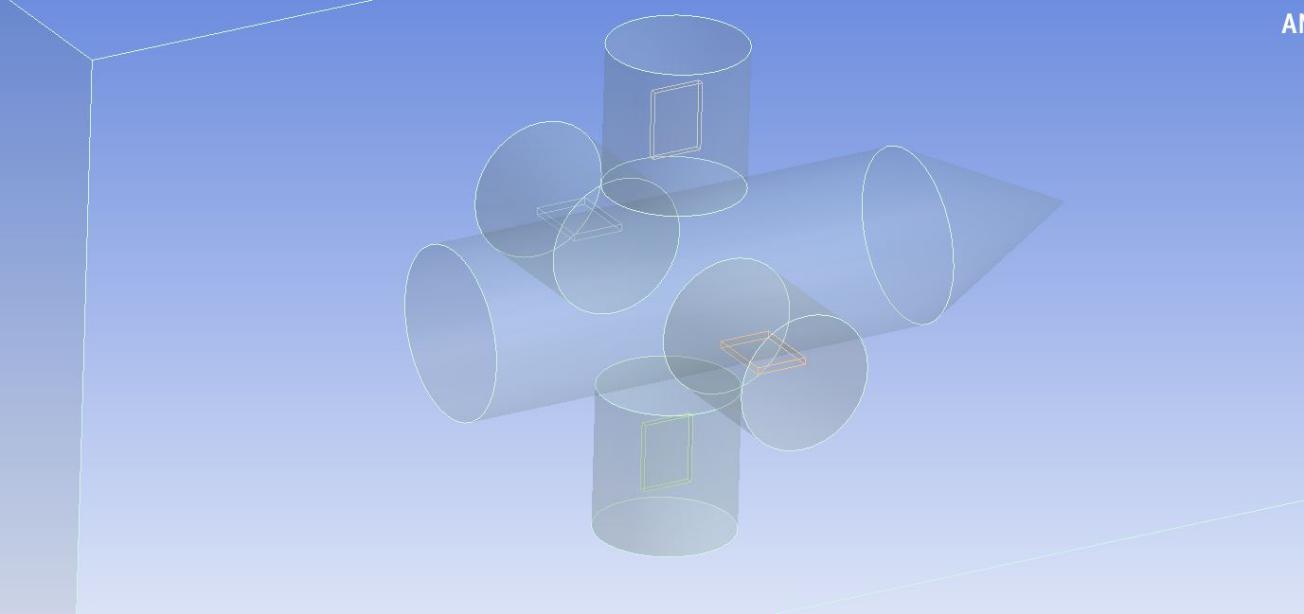


Рисунок 8- Расчётная область вблизи снаряда

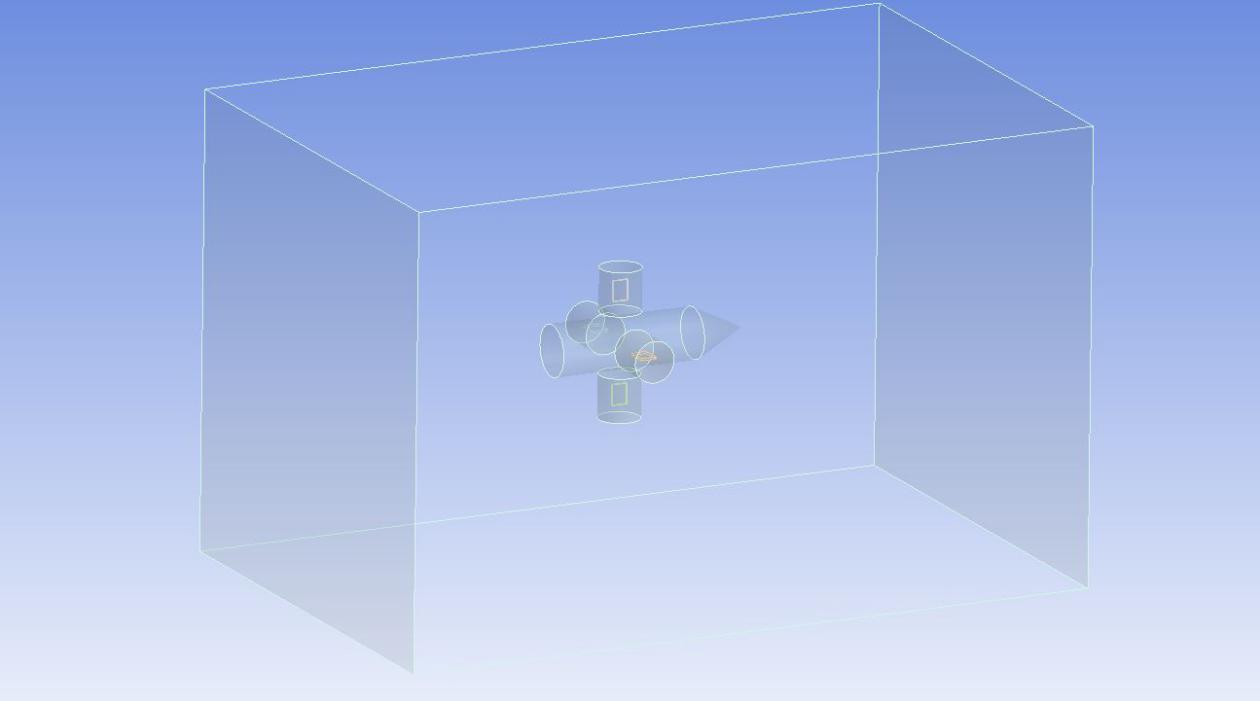


Рисунок 9 - Расчётная область

На рисунках 8 и 9 изображена расчётная область вокруг снаряда. Габариты снаряда: полная длина – 3,9 м, радиус – 1 м, дина конусовидной части – 1 м. Вокруг снаряда расположены 4 руля управления, расположенные в собственных цилиндрических расчётных областях. Такая реализация расчётной области позволит вращать рулями в процессе расчёта. Расчётная область построена в виде параллелепипеда со сторонами 14 м. вдоль оси Х, и по 9 м. вдоль осей У и Z.

Для дискретизации расчётной области была построена неструктурированная сетка, насчитывающая порядка 356500 ячеек. Сетка сгущена к снаряду и рулям управления. Между расчётными областями рулей и снаряда реализованы контактные поверхности, на которых размер ячеек имеет единый размер для всех расчётных областей, что бы организовать корректную связь между ними.

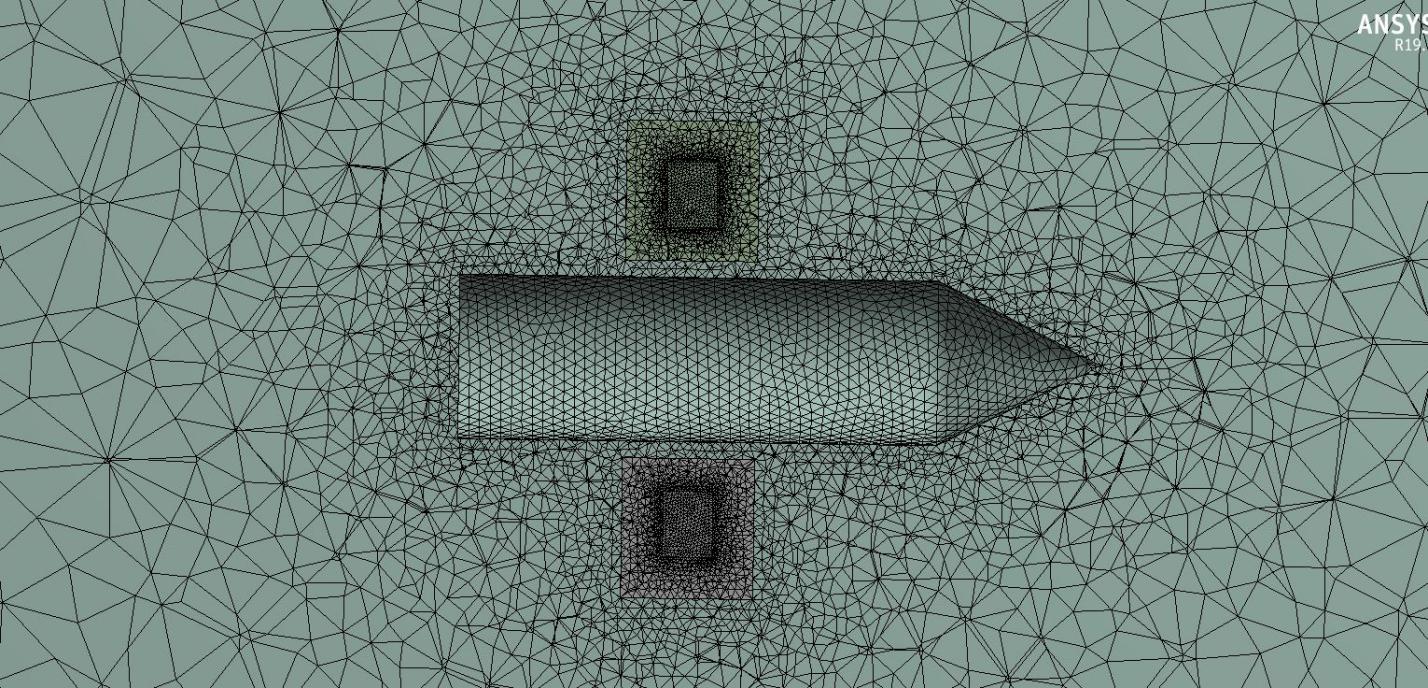


Рисунок 10 – Сетка

2.2 Начальные и граничные условия и математическая модель

На границах снаряда и улей задано условие непротекания и прилипания. На стороне, куда направлен снаряд задано условие скорости потока 100 м/с, на боковых и задней поверхности задано условие равенства 0 избыточного давления.

У снаряда и двух боковых рулей оставлена 1 степень свободы – вращение относительно оси Z. Боковым рулям задан закон вращения (график 9):

Град/с

График 5 - Скорость вращения рулей

График 6 - Положение рулей

Не смотря на не стационарность задачи и отдельного вращения снаряда и рулей управления, перестроения сетки не происходит. Это реализуется благодаря вращению вместе со снарядом всей расчётной области и интерфейсам. Что бы положение интерфейсов оставалось неизменным относительно снаряда, была использована функция связанных тел, активируемая во Fluent. Данный метод позволяет уменьшить количество ячеек для расчёта по сравнению с методом перекрещивающихся сеток (overset mesh), программе не нужно перестраивать сетку после каждого шага по времени (если испольщуются стандартные методы перестроения сеток, реализуемые во Fluent), что в целом очень сильно уменьшает время, необходимое для расчёта.

Для решения задачи были использованы Уравнения Навье-Стокса, осреднённые по Рейнольдсу с подключаемой моделью турбулентности k-epsilon так же, как и в предыдущей задаче.

Для решения задачи движения было подключено средство пользовательского программирования в виде макроса. Макросу, как и решателю необходимо задать начальные условия: Массу системы тел, представляющих полноценный аппарат, присвоить каждой подвижной части аппарата свой идентификатор и задать параметры и условия движения отдельных частей исследуемого аппарата.

Суть макроса заключается в следующем (**Ошибка! Источник ссылки не найден.**): на каждом временном шаге решатель расчитывает силы и моменты, действующие на аппарат. Далее эти данные используются, как начальные условия для решения дифференциальных уравнений, описывающих движение подводного аппарата. В конце каждого временного шага с помощью стандартных операций скоростям подводного аппарата присваиваются значения, вычесленные с помощью дифференциальных уравнений. Перемещения и углы, на которые отклонился подводный аппарат вычисляются решателем.

|  |
| --- |
| Рисунок 11 – Схема работы макроса |
|  |

Функции, выполняемые макросом: суммирование всех сил и моментов с каждого отдельного элемента аппарата, решение дифференциальных уравнений движения аппарата, как единого целого.

Расчёт уравнений движения происходит в системе координат, связанной с исследуемым аппаратом.

Уравнения, решаемые в макросе:

Для более точного определения линейных и угловых скоростей был использован метод Рунге-Кутта, который позволяет определить искомые параметры с четвёртым порядком точности:

Для перехода в систему координат, связанную с телом используется следующие операции:

,

где – момент, действующий в связанной системе координат, – момент, действующий на тело в нормальной системе координат, R – матрица перехода, и – силы, действующие на аппарат вдоль осей X и Y соответственно.

– синусы углов крена, рысканья и тангажа соответственно.

– косинусы углов крена, рысканья и тангажа соответственно.

## 2.3 Результаты расчёта.

В итоге было смоделировано 4 секунды полёта снаряда. На графиках 5-7 можно наблюдать как изменялись угол тангажа, сила сопротивления и подъёмная сила и момент относительно оси Z. Так же на графиках 7 и 8 отображены параметры движения рулей управления.

График 7- Изменение угла относительно оси Z со времененм

График 8 - Изменение силы лобового сопротивления со временем

График 9 - Изменение подъёмной силы со временем

График 10 - Изменение момента относительно оси Z со временем

Из графиков видно, что интенсивность изменения наклона снаряда до того, как снаряд повернётся на максимальный уровень не так высока по сравнению с последующим нырком снаряда. Это связано с низкой устойчивостью аппарата из-за положения рулей относительно аппарата.

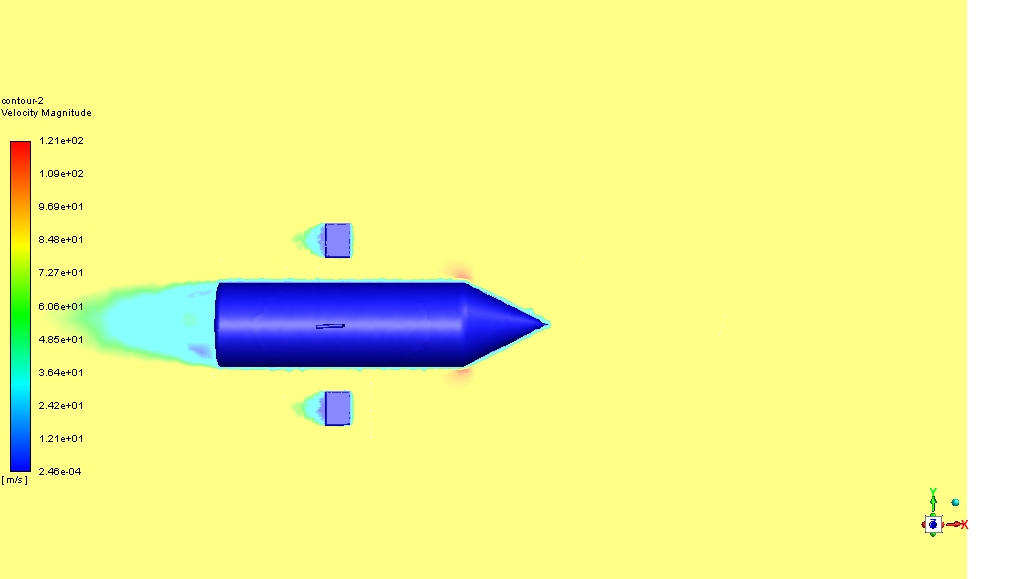


Рисунок 12 - Поле скоростей в начальный момент времени

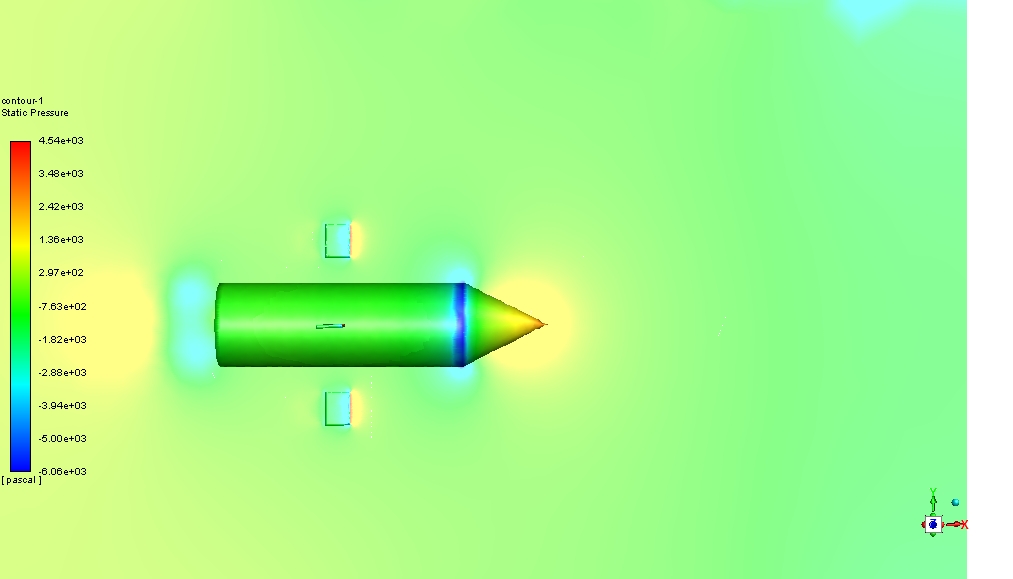


Рисунок 13 - Поле давлений в начальный момент времени

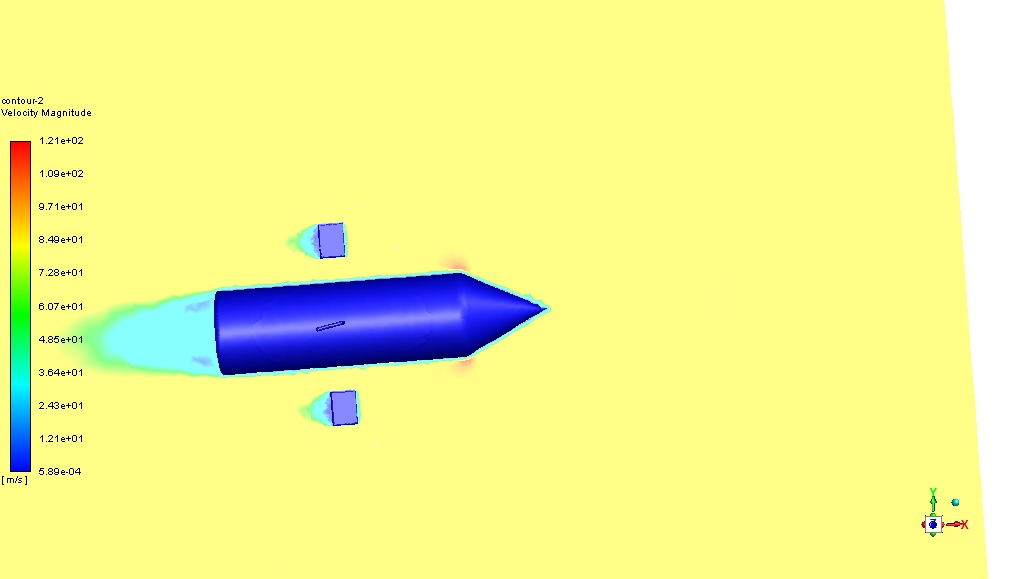


Рисунок 14 - Поле скоростей при максимальном отклонении руля вверх

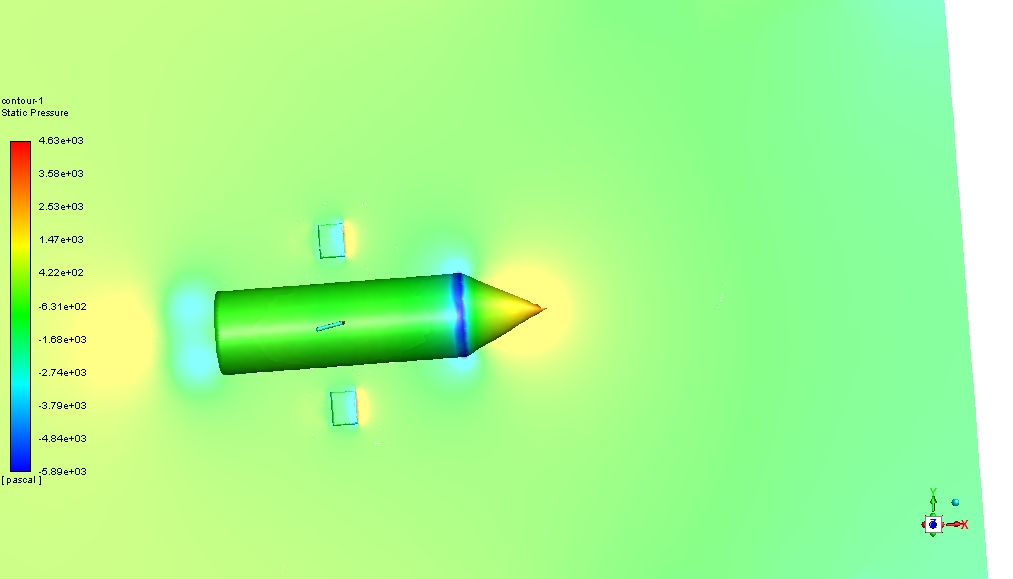


Рисунок 15 - Поле давлений при максимальном отклонении руля вверх

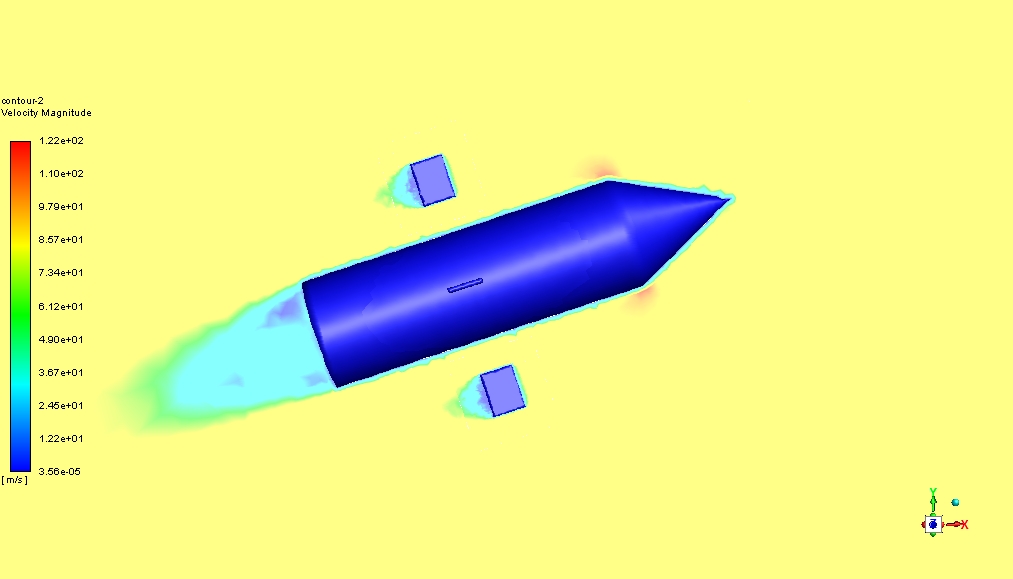


Рисунок 16 - Поле скоростей при максимальном отклонении снаряда вверх

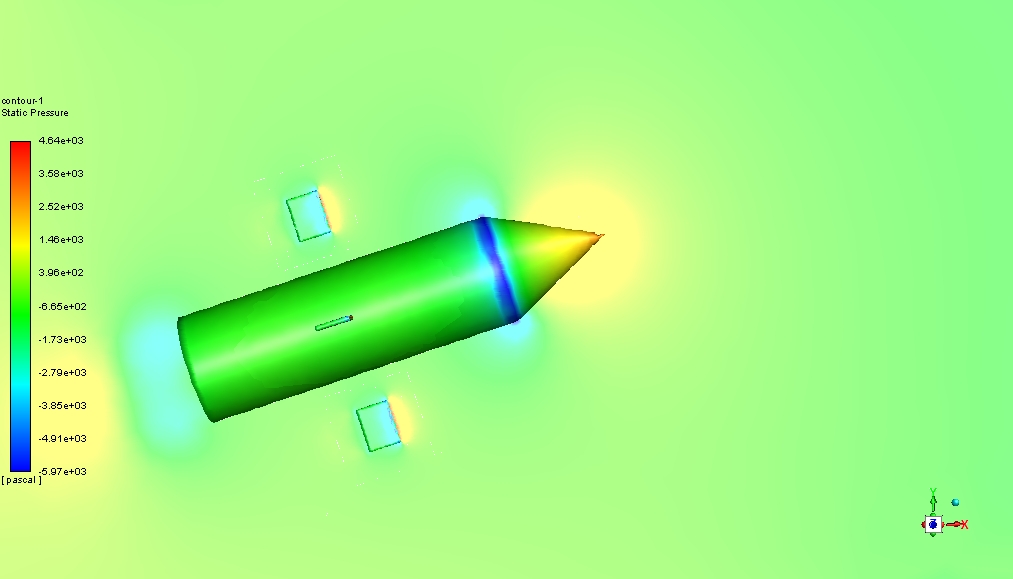


Рисунок 17 - Поле давлений при максимальном отклонении снаряда вверх

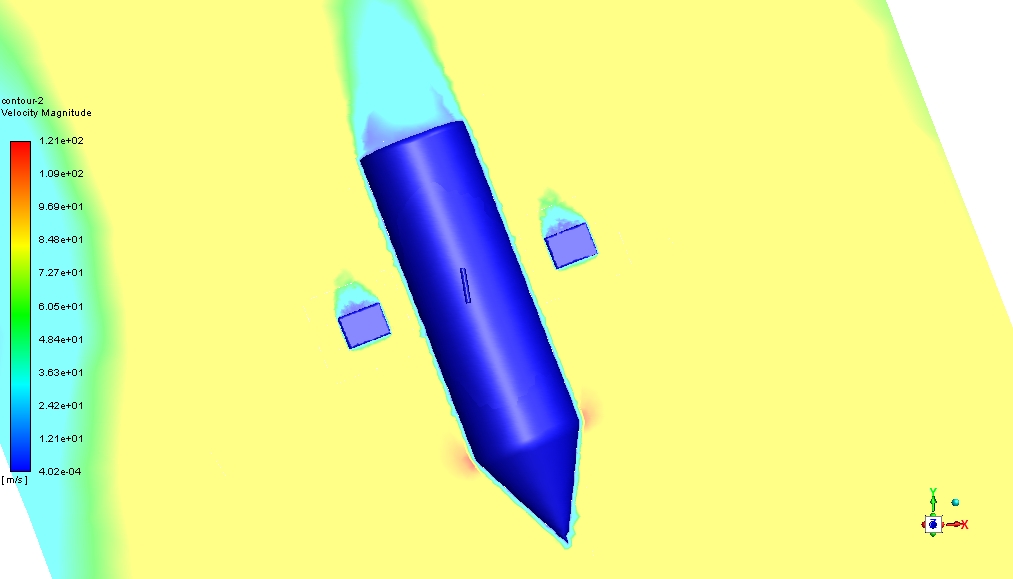


Рисунок 18 - Поле скоростей при максимальном отклонении снаряда вниз

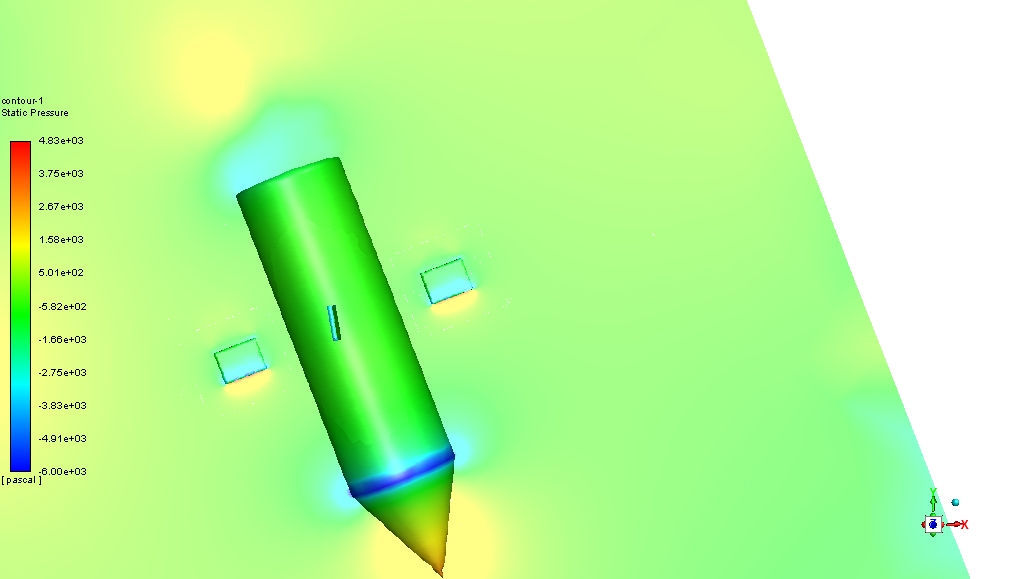


Рисунок 19 - Поле давлений при максимальном отклонении снаряда вниз

Очевидно, что снаряд получился очень неустойчивым. Причина неустойчивости – положение рулей относительно снаряда и ось вращения снаряда и рулей (в данной задаче совпадает ось вращения рулей и снаряда).

# Выводы

В данной работе продемонстрирован полный путь условного снаряда или ракеты: страт из шахты и полёт до цели. Стоит обратить внимание на постановку задач. Полёт снаряда разделён на 2 части: старт аппарата из шахты в двухмерной постановке и свободный полёт в трёхмерной постановке. Старт ракеты из шахты нерационально решать в трёхмерной постановке, тратя время на постройку удовлетворяющей сетки и достаточно сложную настройку решателя. К тому же метод слоистого перестроения сетки идеально подходит для решения подобной задачи и не требователен к мощности техники, на которой решается задача. Маневрирование снаряда в двухмерной постановке смоделировать нет способа, поэтому задача решается в трёхмерной постановке.

Разработка математической модели, позволяющей решить задачу движения системы тел в виде полноценного исследуемого аппарата, практически завершена. Необходимо сравнение полученных результатов с экспериментом из-за расхождения результатов расчётов со шестистепенным решателем и при необходимости доработать макрос. Так же необходимо рассмотреть более сложные задачи и оценить их физичность.

# Список используемых источников

* Transonic Store separation Using Unstructured CFD with Dynamic Meshing – Deryl O.S., Evangelos K.K., John S.R.
* Spacecraft and Aircraft Dynamics – Matthew M.P.
* Ansys Help
* И.А. Белов, С.А. Исаев – Моделирование турбулентных течений
* Г. Шлихтинг - Теория пограничного слоя.
* П.Г. Фрик - Турбулентность: подходы и модели.
* А.Б. Мазо ЗМоделирование турбулентных течений несжимаемой жидкости. Учебное пособие.