

Чарнцев Дмитрий

**Компьютерное моделирование
процессов физики газа
для школьников**

Super Издательство
Санкт-Петербург
2016

УДК 533.1

ББК 22.3

Ч 21

Оригинал-макет и обложка: Д. Давыдова

Чарнцев Д.

Ч 21 Компьютерное моделирование процессов физики газа для школьников: учебное пособие / Д. Чарнцев — Санкт-Петербург: ООО «СУПЕР Издательство», 2016. — 206 стр.

ISBN 978-5-9909314-1-1

В пособии описывается использование компьютерного моделирования для изучения, анализа и демонстрации наиболее интересных процессов физики газа. Такой подход позволяет проводить лабораторные работы в тех случаях, когда проведение натурального эксперимента в условиях средней школы невозможно. Опираясь на это пособие, преподаватель физики может на уроке поставить вычислительный эксперимент физического процесса, используя для визуализации проектор с экраном либо мониторы компьютерного класса. Для учащихся пособие дает прекрасный материал для проведения самостоятельных лабораторных и учебно-исследовательских работ. Выполняя задания, представленные в пособии, ученик превращается в настоящего заинтересованного исследователя и приобретает к миру современных вычислительных технологий.

<http://landing.superizdatelstvo.ru/>

Все права защищены. Никакая часть данной книги не может быть воспроизведена в какой бы то ни было форме без письменного разрешения правообладателя.

ISBN 978-5-9909314-1-1

© Дмитрий Чарнцев, 2016

© ООО «СУПЕР Издательство», 2016

Предисловие

С развитием вычислительной техники у людей появилась уникальная возможность заглянуть в мир физических процессов, который до этого был практически скрыт от нас. Чтобы приоткрыть завесу тайны, исследователям докомпьютерной эпохи приходилось ставить сложные и трудоемкие эксперименты, шаг за шагом продвигаясь в понимании физики тех или иных явлений. На протяжении веков создавались сложные теории, строились и развивались математические модели. Не имея под рукой высокопроизводительных вычислительных средств, ученые вынуждены были искать так называемые аналитические решения для частных случаев задач только лишь на кончике пера. Были написаны многие тома книг, посвященные поискам таких решений, однако выхода на новый уровень моделирования процессов и прогнозирования их течения не происходило. Причиной этого было то, что аналитическим методам были «не по зубам» уже созданные, порой столетия назад, математические модели. Математические модели различных процессов, записанные в форме так называемых дифференциальных и интегральных уравнений, тяжело поддавались усилиям ученых и зачастую «простаивали», не принося реальной пользы.

Все изменилось, когда появились и начали развиваться электронно-вычислительные машины. Рост производительности компьютеров неуклонно рос, а сложность их использования и их цена падали. Это привело к тому, что все большее количество исследователей могло использовать вычислительные машины для решения своих задач. Огромное количество элементарных математических операций, производимое компьютерами и казавшееся еще недавно невозможным, положило начало развитию так называемых численных методов решения дифференциальных и интегральных уравнений. И вот уже численные методы сумели сделать то, что не смогли в свое время аналитические. Математические модели, облекшиеся в

виде неприступных уравнений и поэтому не проявлявшие свою мощь в течение пары столетий, вдруг обрели совершенно новую жизнь. Численные методы раскладывали неразрешимые до сего времени уравнения на миллионы и миллиарды простых математических операций, а вычислительные машины, в свою очередь, щелкали эти операции, «как семечки». Компьютерное математическое моделирование на сегодняшний день развилось до такой степени, что стало краеугольным камнем любого наукоемкого производства.

Данная книга посвящена компьютерному моделированию процессов физики газа, газовой динамики. Эти процессы могут быть как хорошо всем известными (ударные волны, обтекания предметов, вентиляция помещений), так и неизвестными для широкой аудитории (сверхзвуковые струи, сверхзвуковые обтекания). Однако, все они имеют сложную, нетривиальную природу, которую до недавнего времени можно было исследовать только в лабораториях.

Не будем, например, забывать, что изучение и моделирование процессов физики газов и газовой динамики лежит в основе современного авиастроения и ракетостроения. Без проведения вычислительного газодинамического моделирования уже невозможно последние два десятка лет представить создание авиационных двигателей.

Сегодня, во втором десятилетии XXI века, сложилась уникальная ситуация. Обычные персональные компьютеры достигли уже такой вычислительной мощности, о которой ученые и специалисты в области вычислительной газовой динамики, например, в 80-е годы могли только мечтать. А ведь именно в 80-е годы шло бурное развитие численных газодинамических методов и их апробация к решению задач. Поэтому каждый, кто имеет сегодня дома персональный компьютер, может стать полноценным экспериментатором в области физики газа и газовой динамики. Для этого не надо иметь высшего или даже специализированного образования. Достаточно лишь иметь знания физики на уровне 7-8 классов.

Конечно, есть задачи, которые могут решить лишь высококвалифицированные специалисты, вооруженные профессиональными коммерческими пакетами. Таких задач мы, конечно же, касаться не будем. В этой книге будут рассматриваться задачи, для решения которых достаточно использовать самую простую математическую модель, описывающую поведение газа.

Как правило, мы будем ограничиваться решением задачи на качественном уровне, не давая высокоточных количественных оценок. Для понимания механизмов газодинамических процессов этого будет более чем достаточно.

О чем эта книга

Эта книга рассчитана на широкую аудиторию. Надеемся, что она будет интересна школьникам старших классов, студентам начальных курсов высших учебных заведений, преподавателям физики и математики, а также всем тем, кто интересуется математическим моделированием процессов физики газа.

В этой книге будут рассмотрены несколько наиболее интересных классов газодинамических задач, в решении которых предлагается поучаствовать читателям. Как уже говорилось выше, для проведения вычислительного эксперимента в области газовой динамики читателям достаточно иметь дома персональный компьютер. Чем выше производительность этого компьютера, тем лучше – задачи будут решаться быстрее. Но кроме компьютера нужно специальное программное обеспечение, в котором, собственно говоря, и будет проводиться математическое моделирование.

И здесь крайне важным является то, что именно в последнее время появился абсолютно новый класс программных газодинамических пакетов, без появления которого братья за написание данной книги, пожалуй, не имело бы смысла. Все дело в том, что программные пакеты этого класса отличаются от широко распространенных профессиональных пакетов тем, что:

- можно быстро и легко научиться ими пользоваться (к примеру, для освоения профессионального пакета студентам высших технических заведений читаются целые специализированные курсы длительностью не менее полугода);
- их использование не требует специальных знаний;
- в них очень легко и удобно работать;
- они изначально рассчитаны на непрофессионалов, и поэтому имеют даже те возможности, которые отсутствуют в профессиональных пакетах.

- они очень дешевы (в отличие от них, стоимость лицензированных профессиональных пакетов исчисляется в миллионах рублей).

Конечно же, перечисленное выше совершенно не означает, что программы этого нового класса могут вообще заменить профессиональные пакеты. Однако, для школьников и студентов начальных курсов они являются идеальным инструментом для знакомства с физикой газа и газовой динамикой, для проведения лабораторных работ и самостоятельных исследований.

Данная книга для компьютерного моделирования газодинамических процессов предлагает воспользоваться программным пакетом StartFlow. StartFlow обладает всеми вышеописанными свойствами, столь важными для его использования школьниками и студентами. Каждая глава этой книги посвящена решению одного класса задач. Для примера будет детально показано решение одной-двух задач с использованием пакета StartFlow. Далее читателям будут предлагаться задачи этого класса для самостоятельного решения. Задачи подобраны по мере увеличения сложности их решения в пакете StartFlow.

1. Основные понятия газодинамических расчетов

При газодинамических расчетах рассматривается всегда ограниченное пространство, в котором содержится газ. Это пространство будем называть расчетной областью. Расчетная область может соответствовать строго ограниченному участку атмосферы, какому-нибудь помещению, каналу, в котором течет газ, или сразу всему вместе взятому. То есть, грубо говоря, расчетная область – это любой ограниченный участок «пустоты», заполненный газом, поведение которого определяется расчетным способом.

Состояние газа в каждой точке расчетной области однозначно определяется следующими физическими величинами: вектором скорости $\vec{V}$, давлением P , плотностью ρ и температурой T , называемыми иногда также газодинамическими параметрами. Вектор скорости, как правило, раскладывается в декартовой системе координат на три компоненты: V_x , V_y и V_z , которые являются проекциями вектора скорости на оси x , y , z (рисунок 1).

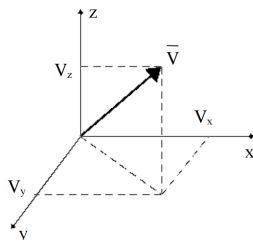


Рисунок 1. Разложение вектора в декартовой системе координат

Также вектор скорости можно записать в виде следующей суммы:

$$\vec{V} = V_x \vec{i} + V_y \vec{j} + V_z \vec{k}, \quad (1)$$

где $\vec{i}$, $\vec{j}$, $\vec{k}$ – единичные вектора по осям x , y , z .

Целью газодинамического расчета является определение вышеуказанных параметров в каждой точке расчетной области. Стационарное решение газодинамической задачи предусматривает нахождение неизменных с течением времени газодинамических параметров в каждой точке расчетной области. Нестационарное же решение – это вычисленное изменение с течением времени газодинамических параметров в каждой точке расчетной области.

В программном комплексе StartFlow любая задача решается как нестационарная. Поиск стационарного решения так называемого установления нестационарных газодинамических процессов. Под установлением можно понимать постепенное исчезновение с течением времени изменений полей газодинамических параметров. То есть в каждой точке расчетной области величина каждого газодинамического параметра (V , P , ρ , T) перестает меняться и при дальнейшем нестационарном расчете остается неизменной. Ярким примером поиска нестационарного решения является моделирование распространения ударной волны. Сама цель расчета здесь – это изучение того, как меняются с течением времени поля газодинамических параметров.

В качестве стационарного решения можно привести течение газа в каком-нибудь канале сложной формы. Здесь поля газодинамических параметров не меняются с течением времени.

Однако, бывают случаи, когда стационарное решение, которое на умозрительном, гипотетическом уровне вроде бы могло существовать, при практическом моделировании газодинамического процесса найти не удастся. Примером такого процесса является обтекание тел воздушным потоком. Поле скорости в этом случае постоянно меняется, в нем образуются и перемещаются все новые вихри. Все хорошо знают, что флаг, обдуваемый мощным ветром, постоянно «трепещет». И это происходит не от пульсации ветра (ветер может быть абсолютно ровным, без присутствия в нем вихрей), а от нестационарности процесса обтекания.

2. Программный пакет StartFlow и его математическая начинка

Программный пакет StartFlow состоит из двух основных частей. Первая часть – это программа Editor, в которой мы будем рисовать расчетную область, задавать свойства ее границ. Свойства границ расчетной области обычно называют граничными условиями. Это может быть температура твердой стенки, или же скорость воздуха, входящего в некий канал. Вторая часть – это программа Solver, которая проводит газодинамический расчет.

На рисунке показан внешний вид этих программ.

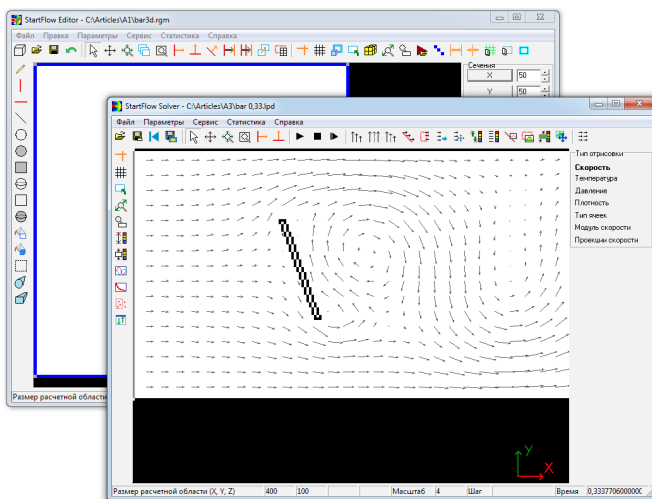


Рисунок 2. Внешний вид программного комплекса StartFlow

Программный комплекс StartFlow может решать как двумерные, так и трехмерные газодинамические задачи. В зависимости от того, какой из этих двух типов задач выбран, внешний вид программ в процессе их работы может быть различным.

В данной книге не приводится полное описание всех возможностей и приемов работы со StartFlow. На сайте разработчика выложены подробные инструкции к программному пакету: теоретический и практический курсы, а также учебные видеоролики. Этого более чем достаточно как для быстрого получения первых навыков работы со StartFlow, так и для полного освоения этого программного продукта.

Несмотря на довольно простой внешний вид, программный комплекс StartFlow – это серьезная научная разработка. В основе его газодинамического решателя лежит система так называемых дифференциальных уравнений в частных производных, основанная на системе уравнений Эйлера, которая впервые была записана Эйлером в 1752 году.

С математической точки зрения, компоненты вектора скорости (V_x, V_y, V_z), давление P , плотность ρ и температура T являются функциями от четырех переменных: времени t и трех пространственных декартовых координат x, y и z . Тогда движение сжимаемого идеального газа может быть описано следующей системой уравнений:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho V_x)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho V_y)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho V_z)}{\partial z} = 0 \\ \frac{\partial}{\partial t}(\rho V_x) + \frac{\partial(\rho V_x V_x)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho V_y V_x)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho V_z V_x)}{\partial z} + \frac{\partial P}{\partial x} = 0 \\ \frac{\partial}{\partial t}(\rho V_y) + \frac{\partial(\rho V_x V_y)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho V_y V_y)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho V_z V_y)}{\partial z} + \frac{\partial P}{\partial y} = 0 \\ \frac{\partial}{\partial t}(\rho V_z) + \frac{\partial(\rho V_x V_z)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho V_y V_z)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho V_z V_z)}{\partial z} + \frac{\partial P}{\partial z} = 0 \\ \frac{\partial}{\partial t}(\rho E) + \frac{\partial(\rho E V_x)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho E V_y)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho E V_z)}{\partial z} + \frac{\partial(P V_x)}{\partial x} + \frac{\partial(P V_y)}{\partial y} + \frac{\partial(P V_z)}{\partial z} = 0 \\ E = \frac{1}{2}(V_x^2 + V_y^2 + V_z^2) + cT \\ P = \rho RT \end{array} \right. \quad (2)$$

Здесь E – удельная полная энергия, c – теплоемкость.

В отличие от алгебраических уравнений, изучаемых в школе, решения которых представляют из себя числа,

решения дифференциальных уравнений – это функции. Решением вышеприведенной системы дифференциальных уравнений являются функции $V_x(t, x, y, z)$, $V_y(t, x, y, z)$, $V_z(t, x, y, z)$, $P(t, x, y, z)$, $\rho(t, x, y, z)$, $T(t, x, y, z)$.

Для читателей, не знакомых с математическим анализом, поясним, что обозначениями $\frac{\partial}{\partial t}$ или $\frac{\partial}{\partial x}$ обозначают частную производную функции, к которой они подставлены. Буквочки ∂ в этих «дробях» не сокращаются: переменная, записанная после значка ∂ в знаменателе обозначает, что именно по этой переменной производится дифференцирование функции.

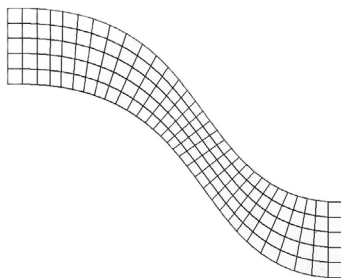
Читателям совершенно не обязательно досконально вникать в смысл уравнений записанной системы. Она приведена лишь для того, чтобы, когда программа Solver будет выдавать красивые картинки, мы не забывали, что это не просто красивые картинки, а результат решения сложнейших уравнений с помощью методов современной вычислительной математики. Это сконцентрированный результат вековой работы ученых: физиков, механиков и математиков, представленный в самом простейшем, так сказать, легко усвояемом виде.

Хотелось бы добавить, что, несмотря на то, что система уравнений Эйлера записана для идеальной жидкости или газа, в которых отсутствует вязкость, при численном решении приведенной выше системы уравнений вязкость появляется, и по величине она примерно равна вязкости воздуха. Поэтому такие явления, как вихреобразования, традиционно связываемые с вязкостью, будут моделироваться адекватно.

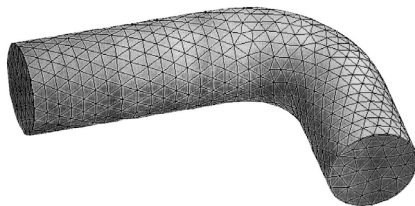
3. Пространственное представление расчетной области в StartFlow и расчетный шаг по времени

3.1 Задание расчетной сетки

Следует отметить, что подавляющая часть численных методов решения газодинамических задач предполагает разбиение расчетной области на отдельные элементы (небольшие объемы) специальным образом получаемые и связанные между собой. Разбиение единого объема расчетной области на отдельные не накладывающиеся друг на друга объемы, полностью заполняющие исходный объем, называется построением так называемой расчетной сетки. На рисунке 3 приведены примеры возможных расчетных сеток.



(а) двумерная криволинейная расчетная сетка



(б) трехмерная тетрагональная расчетная сетка

Рисунок 3. Примеры различных расчетных сеток

Отдельные объемы, на которые сетка разбивает исходный объем, называются элементами или ячейками сетки. Величина газодинамических параметров в пределах одной ячейки может либо быть постоянной, либо описываться какой-нибудь простой функцией, например, линейной.

В программном комплексе StartFlow используется самая простая, но, с другой стороны, самая точная с вычислительной точки зрения сетка, называемая однородной и ортогональной. Это означает, что весь объем разбивается на одинаковые кубики (рисунок 4). В пределах одного кубика все газодинамические параметры имеют одно значение.

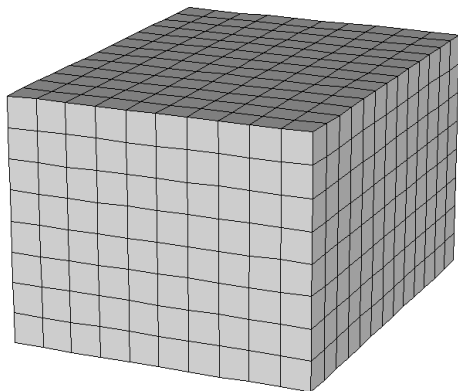


Рисунок 4. Трехмерная однородная ортогональная кубическая расчетная сетка

У такой сетки есть свои преимущества и недостатки. К преимуществам можно отнести простоту ее построения (нет ничего легче, чем разбить объем на одинаковые кубики), а также, как уже отмечалось ранее, ее вычислительную точность, связанную с отсутствием соприкосновения ячеек разного размера и формы. К недостаткам можно отнести проблемы с заполнением объема, имеющего сложные криволинейные границы и отсутствие возможности в одних местах сгустить сетку, а в других –разредить. Возможность сгущения и разрежения сетки позволяет сократить общее

количество элементов сетки, что увеличивает скорость расчета.

Существует большое количество практических инженерных задач, которые при имеющихся на сегодняшний день вычислительных мощностях не могут быть решены без сгущающихся сеток. Однако следует отметить, что процесс построения таких сеток, которое проходит в профессиональных пакетах, занимает очень много времени и является самым сложным в цепочке проведения расчетов.

Можно с точностью сказать, что все задачи, рассмотренные в этой книге, могут быть решены с помощью однородной ортогональной сетки. Мало того, для некоторых из этих задач такая сетка является оптимальной.

Разбиение на кубики объема, имеющего криволинейные границы, в программном комплексе StartFlow также производится самым простым образом (рисунок 5). Понятно, что один и тот же объем можно разбить с помощью более редкой и более густой сетки.

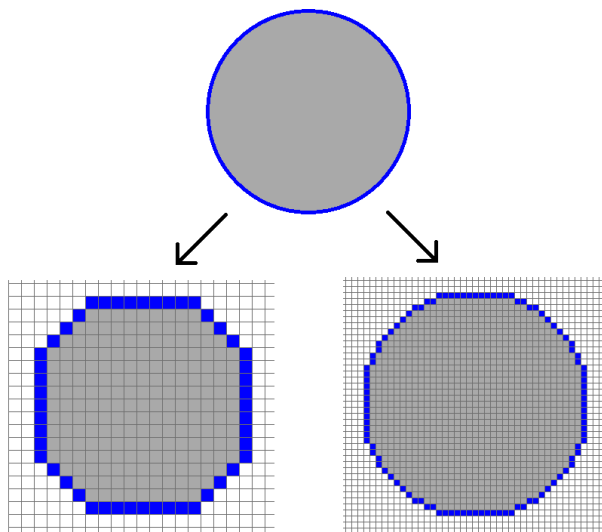


Рисунок 5. Разбиение на кубики криволинейной границы в расчетных сетках различной степени густоты

Чем мельче ячейки сетки, тем точнее расчет, но и время расчета больше. Учитывая, что газодинамические расчеты занимают достаточно много времени, то размер расчетной сетки выбирают, находя компромисс между точностью и скоростью расчетов.

3.2 Задание расчетного шага по времени и обеспечение устойчивости счета

Обратим внимание на то, как определяется эволюция полей газодинамических параметров (V , P , ρ , T) с течением времени. Численный метод, решая систему уравнений (2), определяет новые значения газодинамических параметров через определенные временные интервалы Δt . То есть, имея вычисленные или заданные поля величин V , P , ρ , T для момента времени t_1 , новые значения этих величин мы получим только для времени $t_1 + \Delta t$. Величину Δt мы будем называть расчетным шагом по времени.

Чем меньше шаг по времени, тем больше раз нужно пересчитать поля газодинамических параметров, тем дольше будет длиться расчет. Понятно, что всем хочется провести свой расчет как можно быстрее, скажем, не за сутки, а за час. Поэтому чем больше шаг по времени, тем лучше: можно либо быстрее провести расчет, либо выбрать более мелкую сетку и провести более точный расчет. Однако, не все так просто! Расчетный шаг по времени нельзя увеличивать произвольно по своему усмотрению. Существует определенная величина, больше которой задавать расчетный шаг по времени не допускается, потому что с превышением этой величины появляется так называемая неустойчивость численного счета. Неустойчивость счета – это фундаментальная проблема большого класса численных методов, которая выражается в неуклонном росте отклонений вычисленных значений функций от истинного их значения, приводящих к неадекватному решению и сбою вычислительного алгоритма (рисунок 6).

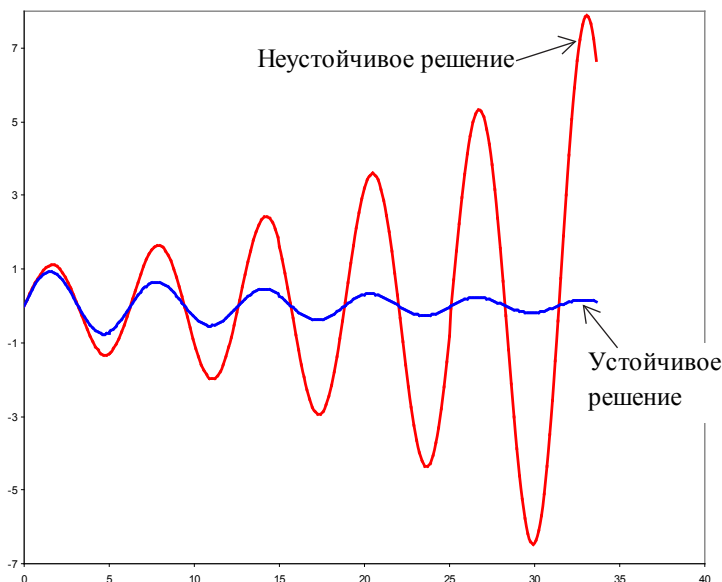


Рисунок 6. Пример устойчивого и неустойчивого с течением времени решения

Неустойчивость счета в газодинамическом моделировании проявляется через нефизичное колебание векторов скоростей и величины давления в соседних ячейках. Амплитуда колебаний растет до тех пор, пока значение параметра не превысит максимально допустимой величины, с которой может работать компьютер. После превышения этой величины расчетный алгоритм программы прерывается.

Но избежать проблем, связанных с неустойчивостью счета, очень просто. Величина максимально допустимого расчетного шага по времени связана с размером ячеек по определенному правилу. Чем меньше размер расчетных ячеек, тем меньше и шаг по времени. Соотношение шага по времени и размера ячеек расчетной сетки для каждого численного метода свое, оно зависит как от параметров самого численного метода, так и от решаемой

задачи. В программном комплексе StartFlow задание шага по времени контролируется. StartFlow не даст вам установить заведомо слишком большой шаг по времени. Но для установки оптимального шага рекомендуется задавать его автоматически, а не вручную. Как это сделать, написано и в теоретическом курсе пакета StartFlow, и в практическом, которые можно найти на сайте visualmathstart.ru.

Следует отметить, что иногда в некоторых задачах при длительном счете можно получить неустойчивость и при автоматическом задании расчетного шага по времени. Это связано с особенностями геометрии и характером течения газа. Поэтому, как только будут замечены признаки неустойчивости (как их узнать, написано в теоретическом курсе), надо просто уменьшить шаг по времени, скажем, раза в два.

Хочется сказать, что у читателей, которые будут проводить газодинамическое моделирование по этой книге, вряд ли возникнут проблемы с устойчивостью счета, так как для каждой задачи указываются как размер ячеек расчетной сетки, так и шаг по времени.

4. Общие принципы постановки, проведения и обработки результатов численного эксперимента в StartFlow.

Как и при обычном физическом эксперименте, которые проводят физики-экспериментаторы, мы с вами при проведении численного эксперимента на компьютере будем проходить через три этапа: подготовка к вычислительному эксперименту, его проведение и обработка результатов.

Тут нужно отметить, что программный комплекс StartFlow создан таким образом, чтобы максимально упростить все вышеперечисленные этапы. Наиболее подробное описание работы в StartFlow приведено в теоретическом и практическом курсах, прилагаемых к пакету, которые находятся в открытом доступе на сайте разработчика <http://visualmathstart.ru>. Но в данной книге мы все-таки не сможем обойтись без краткого описания работы с программой. Итак, рассмотрим все этапы вычислительного эксперимента по порядку. После того, как будет дан краткий теоретический обзор работы в пакете StartFlow, мы покажем практическое решение простой тестовой задачи.

4.1 Подготовка к расчету

Подготовка к расчетам осуществляется в программе Editor. На рисунке 7 показан вид главного окна программы Editor при работе над трехмерной расчетной областью.

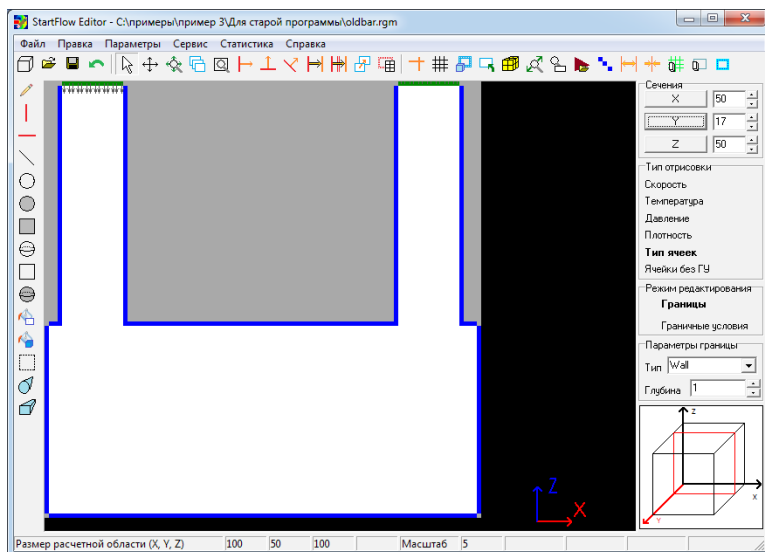


Рисунок 7. Вид главного окна программы StartFlow Editor

Если расчетная область двумерная, то вид программы немного другой: отсутствуют некоторые кнопки и панели, которые направлены на трехмерное геометрическое моделирование.

Подготовку к расчетам можно разделить на следующие подэтапы:

- создание так называемого «расчетного объема» с расчетной сеткой;
- рисование расчетной области;
- задание начальных и граничных условий;
- установка, если нужно, контрольных точек и объемов;
- сохранение файлов для расчета.

4.1.1 Создание «расчетного объема»

Перед непосредственным заданием расчетной области создается определенных размеров параллелепипед

(в случае трехмерной задачи) или прямоугольник (в случае двумерной задачи), который мы будем называть «расчетным пространством». Вся геометрия расчетной области задается (рисуеться) в пределах созданного расчетного пространства. Аналогией здесь может служить всем известная самая простая программа для рисования Paint, в которой также производится рисование в прямоугольнике со строго заданными размерами. Если размеры расчетной области выходят за рамки уже созданного расчетного пространства, то его размеры нужно увеличить.

При создании расчетного пространства (в меню «Файл» пункт «Создать область») в специальном окне указывается тип расчетной области (двумерная или трехмерная), размеры расчетного пространства, в котором будет рисоваться геометрия расчетной области, шаг по времени, размер ячеек расчетной сетки. Также задается начальное заполнение расчетного пространства, к которому мы еще вернемся в следующем разделе.

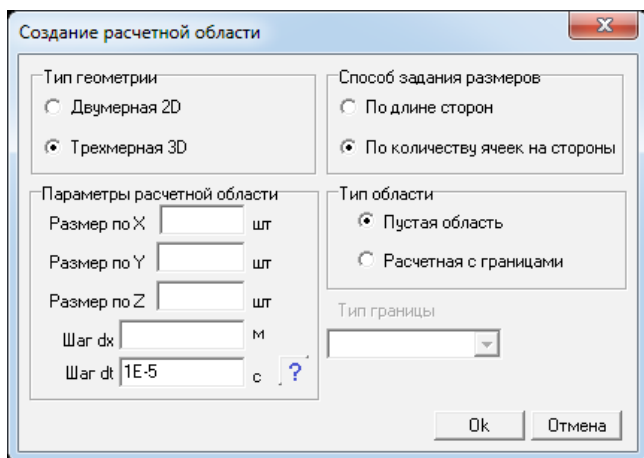


Рисунок 8. Создание расчетного пространства

4.1.2 Рисование расчетной области

Расчетное пространство изначально поделено на одинаковые кубики или квадратики (ячейки расчетной сетки). Процесс рисования расчетной области сводится к присвоению каждой расчетной ячейке определенного типа, который отвечает за то, какую роль эта ячейка будет играть (будет ли она заполнена газом, или будет твердой стенкой и т.д.). При присвоении каждой ячейке определенного типа, она окрашивается в цвет, соответствующий этому типу. На рисунке приведен пример сильно упрощенной расчетной области.

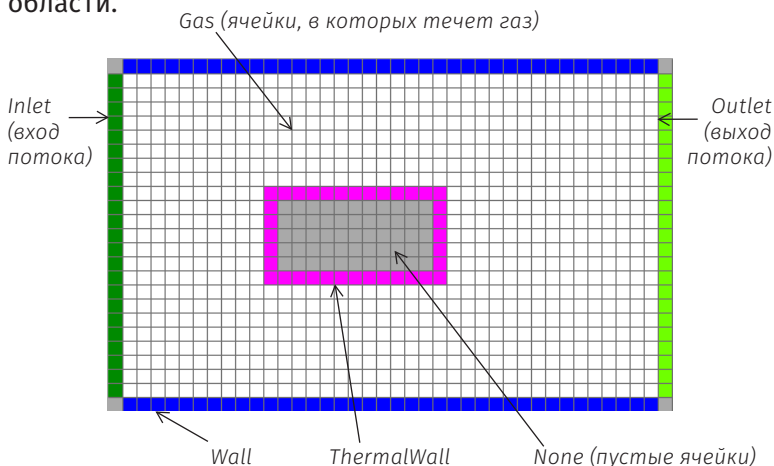


Рисунок 9. Упрощенная расчетная область

Рассмотрим по порядку типы ячеек, приведенных на рисунке:

Ячейки белого цвета – это ячейки, в которых течет газ, им присвоен тип «Gas». Именно эти ячейки и определяют расчетную область, в которой моделируется поведение газа.

Ячейки синего цвета – это твердые стенки, на которых отсутствует поток тепла. С точки зрения физики они моделируют твердую адиабатическую стенку. Эти ячейки относятся к типу «Wall».

Ячейки розового цвета – это твердые стенки, на которых задается определенная температура. Поток тепла от этих стенок пропорционален разнице температур между температурой стенки и температурой газа, обдувающего эту стенку. С точки зрения математической физики, эти ячейки моделируют твердую стенку с граничным условием третьего рода по температуре. Тип этих ячеек называется «ThermalWall».

Ячейки темно-зеленного цвета – это те ячейки, в которых задаются параметры входящего потока. Тип этих ячеек – «Inlet». То есть через границу, заданную ячейками типа «Inlet», газ втекает в расчетную область с определенными параметрами (скорость, температура и т.д.).

Ячейки светло-зеленного цвета – это те ячейки, в которых задаются параметры выходящего потока. Тип этих ячеек называется «Outlet». Через границу, заданную ячейками типа «Outlet», газ выходит из расчетной области.

Ячейки серого цвета – это так называемые «пустые» ячейки типа «None». В них нет расчетного газа, они могут соответствовать внутренней области твердых тел либо внешнему пространству проточных каналов, то есть такому пространству, состояние которого с расчетной точки зрения нас не интересует.

Кроме того, в программном комплексе StartFlow предусмотрено использование ячеек типа «Opening». Они соответствуют так называемой открытой границе расчетной области, через которую воздух может как входить в расчетную область, так и выходить из нее. Поведение газа на этой границе определяется соотношением давлений в расчетной области и во внешней среде (газ течет из области большего давления в область меньшего давления).

Рисование элементов расчетной области производится с помощью графических примитивов, расположенных на левой панели главного окна программы Editor. Здесь также уместна аналогия с программой Paint, в которой выбирается цвет и соответствующим примитивом рисуется та или иная фигура. В программе Editor вместо цвета выбирается тип ячеек (рисунок 10), далее, так же как в Paint, выбирается

примитив и рисуется та или иная часть расчетной области, ячейки которой приобретают выбранный тип и окрашиваются в цвет, соответствующий ее типу.

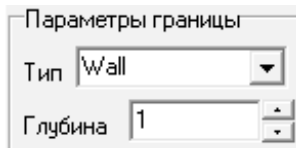


Рисунок 10. Выбор типа ячеек, осуществляемый на панели «Параметры границы»

Следует сказать, что вышеперечисленные цвета ячеек будут отображаться, только если включен режим отображения типа ячеек (на панели «Тип отрисовки» выбран пункт «Тип ячеек»), как это показано на рисунке 11.

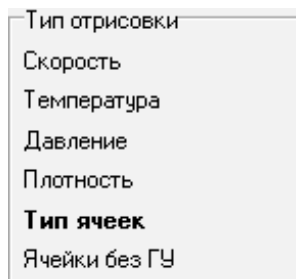


Рисунок 11. Выбран режим отображения типов ячеек

При выборе других пунктов на этой панели будут отображаться не типы ячеек, а величины соответствующего газодинамического параметра в этих ячейках.

Рисование расчетной области осуществляется только при выборе режима «Редактирование границ» (рисунок 12).

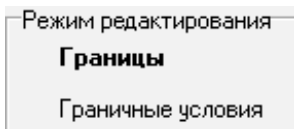


Рисунок 12. На панели режим работы включен тип «Редактирование границ»

При запуске программы Editor режим отображения типов ячеек и режим рисования границ устанавливаются по умолчанию.

Рассмотрим более детально начальное заполнение расчетного пространства. Расчетное пространство изначально может быть заполнено «нерасчетной пустотой», то есть всем ячейкам по умолчанию задается тип «None». Выбрать такое заполнение удобно, если расчетная область имеет, например, форму какого-нибудь изогнутого канала, который заполняет малую часть прямоугольного расчетного пространства (рисунок 13).

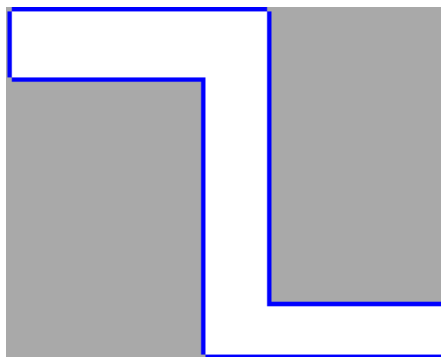


Рисунок 13. Изогнутый канал, нарисованный в пустом расчетном пространстве

В этом случае рисуется область, в которой течет газ. Для этого выбирается тип ячеек «Gas». На рисунке 14 показано поэтапное рисование изогнутого канала, заполненного газом.

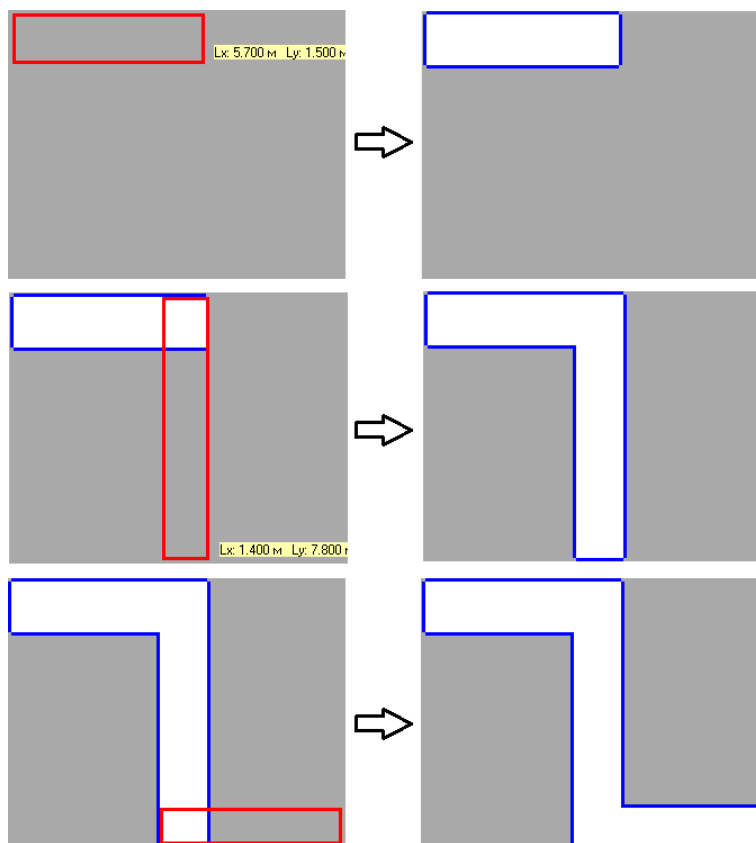


Рисунок 14. Рисование изогнутого канала с газом

Обратите внимание на то, что при присвоении ячейкам нарисованного прямоугольника типа «Gas» этот прямоугольник автоматически окружается слоем ячеек типа «Wall». Таким образом, вокруг нарисованного объема газа автоматически строится твердая стенка, полностью окружающая объем. Соприкосновение ячеек типа «Gas» и пустых ячеек типа «None» не допускается. Как правило, программа Editor автоматически разграничивает ячейки

этих типов, но если этого не произошло, то можно нажать на кнопку , которая генерирует недостающие твердые стенки и убирает лишние.

Если же расчетная область имеет прямоугольную форму или практически полностью заполняет расчетный объем, то удобно выбрать начальное заполнение расчетного объема ячейками типа «Gas». Тогда все расчетное прямоугольное пространство займет расчетная область с ячейками типа «Gas», окрашенными в белый цвет. Исключением станут только крайние слои ячеек, расположенные по периметру расчетного прямоугольника (рисунок 15).



Рисунок 15. Начальное заполнение расчетного пространства ячейками типа «Gas»

Для того чтобы определить тип ячеек, ограничивающих расчетный объем, этот тип нужно выбрать в окне создания расчетной области (рисунок 8 приведен выше) в выпадающем меню «Тип границы». В нашем случае расчетный объем ограничивают синие ячейки типа «Wall», то есть твердая стенка с отсутствием потока тепла.

Дальнейшая доработка геометрии расчетной области осуществляется рисованием твердых и открытых границ. На рисунке 16 изображен пример рисования твердотельной прямоугольной области посреди газа.

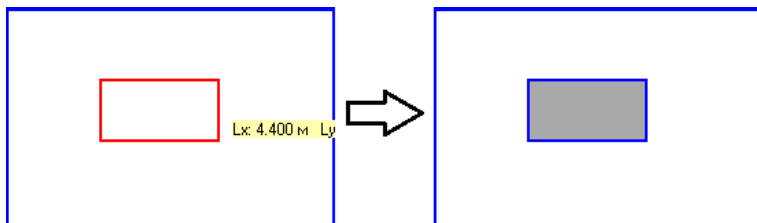


Рисунок 16. Рисование прямоугольника типом ячеек «Wall»

Обратите внимание на то, что ячейкам, соответствующим внутренней области твердого тела, автоматически присваивается тип «None», то есть они становятся пустыми.

На этом мы закончим в данной книге рассмотрение процесса рисования расчетной области. Как было показано, процесс задания расчетной области в StartFlow аналогичен процессу рисования в программе Paint, а поэтому очень легок в освоении. Более сложные вопросы, такие как рисование трехмерных фигур, использование инструментов фиксирования и маркирования ячеек, детально изложены в теоретическом и практическом курсах, прилагающихся к пакету StartFlow.

4.1.3 Задание начальных и граничных условий

Под заданием граничных условий понимается задание тех свойств границ расчетной области, которыми они в зависимости от своего типа могут обладать. Например, на твердой границе с температурой (тип «ThermalWall», цвет ячеек розовый) надо задать температуру стенки. На входной границе (тип «Inlet»), где поток воздуха входит в расчетную область, нужно задать либо скорость с температурой, либо давление с температурой. На выходной границе (тип «Outlet») надо задать либо давление, либо скорость истечения газа из расчетной области. На открытой границе (тип «Opening») надо задать давление и температуру. На твердых границах с отсутствием теплового потока (тип «Wall») граничные условия задавать не надо.

Под заданием начальных условий понимается задание параметров газа в начальный момент времени (ячейки типа «Gas»). По умолчанию в программе Editor задается давление, равное атмосферному, температура $+20^{\circ}\text{C}$, соответствующая давлению и температуре плотность воздуха $1,225 \text{ кг/м}^3$, а также отсутствие скоростей. Если у вас в задаче такие же начальные условия, какие задаются по умолчанию, то ничего вручную задавать не нужно. Если нужно задать одинаковое во всей расчетной области состояние газа, отличное от вышеописанного (например, нужно во всем объеме задать одинаковую скорость), то вызывается специальное окно задания начальных условий (меню «Параметры», пункт «Начальные условия»). Если же нужно задать неоднородные начальные условия, то есть изменить состояние газа только в какой-то определенной области пространства (например, нужно задать сферическую область повышенного давления и температуры), то это делается с помощью графических примитивов.

Теперь рассмотрим, как же именно задаются граничные и неоднородные начальные условия. Они задаются с помощью графических примитивов, но только при включении режима редактирования граничных условий. Для включения этого режима нужно на панели «Режим редактирования» выбрать пункт «Граничные условия» (рисунок 17).

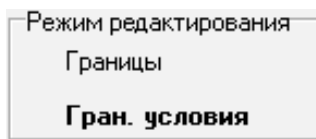


Рисунок 17. Программа Editor переключена в режим редактирования граничных условий

В режиме редактирования граничных условий графические примитивы используются не для установления типа ячеек, а для задания в этих ячейках значений газодинамических параметров (V , P , ρ , T). В зависимости от типа ячейки в ней устанавливаются значения тех параметров,

которые присущи этому типу по физическому смыслу. То есть, если вы рисуете фигуру в расчетных газовых ячейках (тип «Gas»), то в них задается полный набор газодинамических параметров. И это будет задание начальных условий. Если же вы рисуете фигуру на ячейках, соответствующих границам (входным, выходным, открытым, твердым с температурой), то в них задаются только те параметры, которые указаны выше, в начале этого подраздела. И это будет задание граничных условий.

Если какая-то граница имеет сложную форму, и вследствие этого рисовать на ней затруднительно (например, температурные границы твердого тела сложной геометрии), то в этом случае граничные условия проще задать с помощью примитива «выделение области» (кнопка ). Выбрав этот примитив, вы выделяете прямоугольную область, содержащую интересующую вас границу, выбираете операцию «Установить ГУ», выбираете тип ячеек, для которых будут устанавливаться граничные условия, и в соответствующем окне вводите значения параметров.

4.1.4 Установка контрольных точек и объемов

Этот пункт совершенно не обязательно выполнять при подготовке вычислительного эксперимента. Но если есть необходимость узнать, как с течением времени в процессе газодинамического счета менялся тот или иной газодинамический параметр в конкретной точке пространства, то можно эту точку сделать контрольной. В процессе нестационарного расчета будет построен график эволюции параметра в точке.

То же самое можно сделать и для определенного объема расчетной области. В этом случае будет вычисляться среднее значение газодинамического параметра в данном объеме, и по нему будет строиться график. Можно установить отслеживание среднего, максимального и минимального значения любого параметра во всем объеме расчетной области.

В пакете StartFlow процедура задания контрольных точек и объемов называется заданием «статистик», а сами контрольные точки и объемы называются точечными и объемно-локализованными статистиками. Для задания точечной статистики нужно указать координаты ячейки по осям x , y , z . Под координатой ячейки понимается ее порядковый номер по оси или, точнее, порядковый номер слоя ячеек по оси. На рисунке 18 показана ячейка с координатами $x = 5$, $y = 7$.

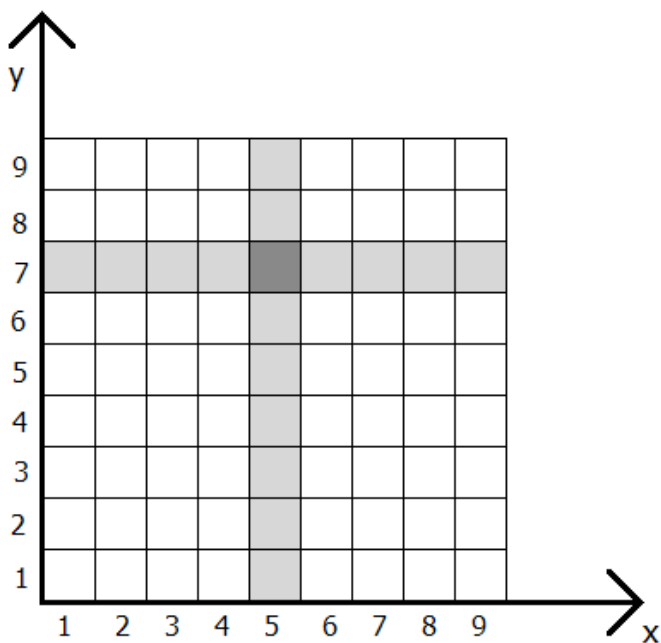


Рисунок 18. Ячейка с координатами $x = 5$, $y = 7$

При задании координат объемно-локализованной статистики задаются координаты двух крайних точек, которые ограничивают параллелепипед в трехмерном случае и прямоугольник – в двумерном.

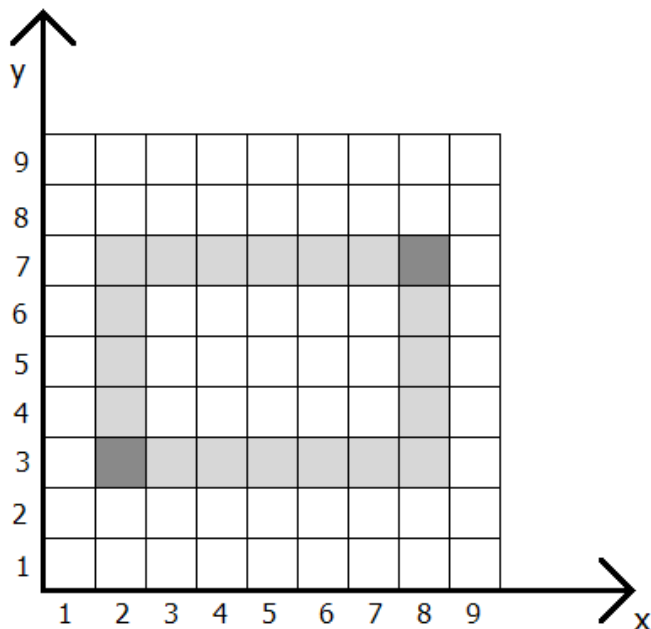


Рисунок 19. Задание координат объемно-локализованной статистики в двумерном случае (четыреугольник ограничен двумя точками: (2; 3) и (8; 7))

Не будем пересказывать весь учебник по пакету StartFlow в части задания статистик. Отметим только, что задание координат статистик производится простым нажатием курсора мыши на нужную ячейку (при задании точечной статистики) либо выделением прямоугольной области (при задании объемно-локализованной статистики). Как и говорилось выше, после краткой теоретической части будет детально рассмотрено практическое решение простой задачки, где будет пошагово показано задание статистик.

4.1.5 Сохранение файлов для расчета

Программный пакет StartFlow в основном работает с двумя типами файлов. Первый тип файлов предназначен

для хранения расчетной геометрии с граничными и начальными условиями на этапе подготовки вычислительного эксперимента. Эти файлы имеют расширение .rgn. С этим типом файлов работает только программа Editor. Сохранив расчетную геометрию в файле с расширением .rgn, ее, если понадобится, можно повторно открыть и доработать. Так как файл этого типа хранит только геометрические параметры задачи, он занимает очень мало места на жестком диске.

Второй тип файлов – это файлы с расчетными данными, в которых кроме геометрий также хранятся значения газодинамических параметров в каждой ячейке расчетной сетки. Файлы этого типа занимают гораздо больше места на жестком диске и имеют расширение .lpd. Программа Solver, в которой проводятся газодинамические расчеты, работает только с файлами данного типа. Расчетную геометрию в файле .lpd доработать уже нельзя.

Общая процедура сохранения данных в пакете StartFlow такова. Сначала в программе Editor рисуется расчетная геометрия и сохраняется в файле .rgn. После того, как все готово к расчету, в Editor расчетная область сохраняется в файле .lpd. Solver открывает созданный файл .lpd и проводит расчет. Результаты расчета сохраняются в файле .lpd, но только, как правило, под другим именем.

4.2 Проведение расчетов и обработка результатов

Проведение расчетов и обработка результатов осуществляются в программе Solver. На рисунке 20 показан вид главного окна программы Solver при проведении двумерного расчета, а на рисунке 21 – вид главного окна при проведении трехмерного расчета с дополнительными окнами графиков.

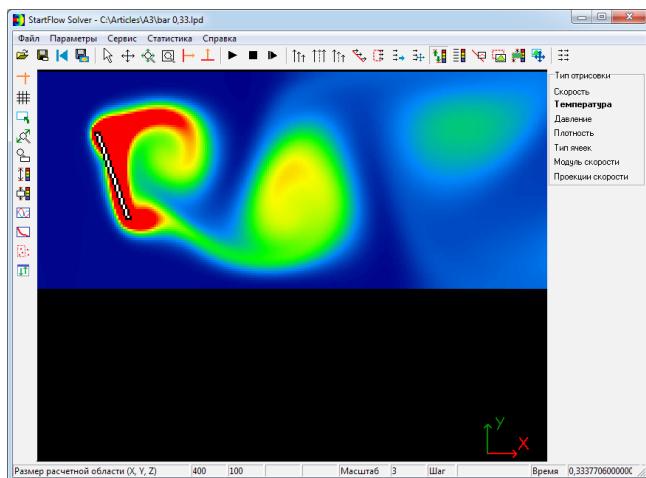


Рисунок 20. Вид главного окна программы Solver при проведении двумерного расчета

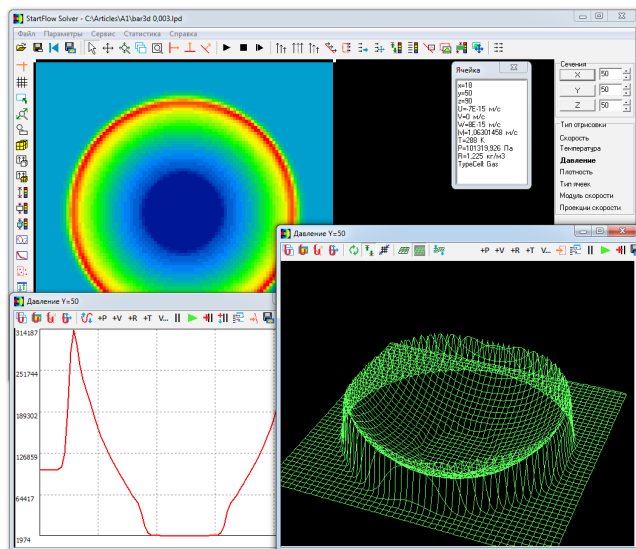


Рисунок 21. Вид программы Solver при проведении трехмерного расчета

Если Editor мы сравнивали с Paint-ом, то работу программы Solver можно сравнить с видеоплеером. Сначала загружается файл расчетных данных (расширение .lpd). Для того, чтобы начать расчет, нажимается кнопка , а чтобы его приостановить, нажимается кнопка . Расчет можно сколько угодно раз приостанавливать и сколько угодно раз возобновлять. Если не задано предельное количество шагов или предельное время расчета, то сама программа расчет не останавливает. Остановку расчета в этом случае делает сам пользователь после того, как проведено моделирование процесса на требуемом временном интервале, или после того, как получено стационарное решение задачи. Заключение о выходе расчета на стационарный режим делает также сам пользователь, опираясь на графики статистик или графики установления. О том, как по графикам отслеживать выход процесса на стационар, будет рассказано позже при рассмотрении конкретных задач.

На панели «Тип отрисовки» выбирается тот газодинамический параметр, эволюцию которого нужно посмотреть. После нажатия на кнопку  с каждым расчетным шагом (номер шага указывается в нижней строке окна программы) поля газодинамических параметров начинают меняться, но отображение нового состояния выбранного параметра происходит через определенное количество шагов. По умолчанию период отображения равен 100 шагам.

Если для просмотра выбрана скорость течения газа, то будут отображаться вектора поля скорости. Если выбран скалярный газодинамический параметр (температура, давление, плотность модуль скорости, модули проекций векторов скоростей на плоскости, проекции векторов на оси), то по умолчанию будут отображаться изообласти поля этого параметра. Если нужно, изообласти можно переключить на изолинии.

Щелчком правой кнопки мыши вызывается окно настройки отображения текущего газодинамического

параметра. Нажатием кнопки F8 или выбором пункта «Общие параметры отрисовки» в меню «Параметры» вызывается окно настройки отображения, которое касается всех газодинамических параметров.

Программа Solver обладает широким спектром возможностей по просмотру, анализу и обработке результатов расчета. Перечислим основные:

- гибкая настройка отображения векторного поля (настраивается длина и частота векторов, можно выбрать параметр, в цвет шкалы которого будут окрашены вектора и т.д.);
- гибкая настройка отображения скалярного поля (настраиваются границы и шаг цветовой шкалы, как вручную, так и автоматическими способами, настраивается шаг и способ окрашивания изолиний и т.д.):
- есть возможность одновременного отображения нескольких параметров с помощью наложения на изообласти одного параметра изолиний или векторов другого;
- построение графика значений газодинамического параметра по секущей линии;
- построение трехмерного графика газодинамического параметра по выделенному прямоугольному участку;
- инструменты для анализа структуры трехмерных течений;
- построение графиков статистик и установления;
- создание и просмотр видеороликов для сложных нестационарных процессов, требующих длительного времени расчета.

В данной книге мы не будем останавливаться на подробном описании вышеизложенных визуальных возможностей программы Solver. О них подробно изложено в теоретическом и практическом курсах, а также в видеороликах, доступных на сайте разработчика StartFlow <http://visualmathstart.ru/>. Добавим только, что для ознакомления со всем спектром возможностей программы Solver лучше всего на сайте разработчика в разделе «Видео». В этом разделе представлены небольшие видеоролики, каждый из которых посвящен отдельному направлению

визуальных возможностей программы (например, настройка отображения векторного поля или построение графика по секущей линии).

Далее будет приведен пример моделирования газодинамического процесса, который позаимствован из обычной школьной задачи на перетекание газа из одного сосуда в другой под воздействием перепада давлений. Этот пример покажет, с одной стороны, простоту проведения вычислительного эксперимента в пакете StartFlow, с другой стороны, – нетривиальность нестационарного газодинамического процесса в, казалось бы, на первый взгляд, простой ситуации.

5. Пример моделирования нестационарного газодинамического процесса в StartFlow

В предыдущем разделе было дано краткое теоретическое описание проведения вычислительного эксперимента в программном пакете StartFlow. Для того, чтобы у читателей сложилось целостное представление о данном программном пакете, в данном разделе будет показана уже практическая работа в StartFlow на примере моделирования простейшего нестационарного газодинамического процесса.

Рассмотрим следующую задачу: есть два сосуда, которые соединены между собой каналом (геометрия сосудов показана на рисунке 22).

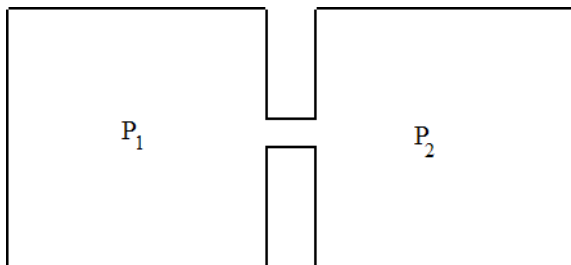


Рисунок 22. Сосуды, соединенные каналом

В начальный момент времени канал, соединяющий сосуды, перекрыт, и воздух из одного сосуда не может перейти в другой. В первом сосуде давление воздуха равно четырем атмосферам: $P_1 = 4 \times 101320 = 405280$ Па. Во втором сосуде давление атмосферы $P_2 = 101320$ Па. Температура воздуха в обоих сосудах равна $+15^\circ\text{C}$. Нужно смоделировать процесс перетекания воздуха из первого сосуда во второй при мгновенном открытии соединяющего их канала, определить, как с течением времени будут изменяться в

обоих сосудах давление, температура и плотность. При заданных размерах сосудов и канала это очень быстротечный процесс, который займет всего какие-то доли секунды. Для того, чтобы расчеты шли быстрее и нагляднее, будем моделировать процесс перетекания в двумерной постановке.

Далее будет приведено детальное описание каждого шага работы в StartFlow.

Запускаем программу Editor, выбираем в меню «Файл» пункт «Создать область». В появившемся окне выбираем двумерную область, задаем ее размеры 222 на 102 ячейки. Размер расчетной ячейки задаем равным 0,01 м (то есть размер создаваемого расчетного пространства будет равен 2,22 на 1,02 м). В поле «Тип области» выбираем пункт «Пустая», что означает, что начальное заполнение расчетного пространства будет произведено пустыми ячейками. На рисунке 23 показан получившийся вид окна.

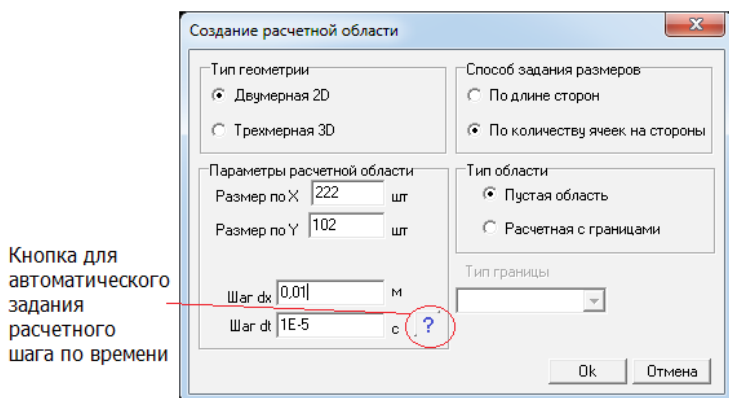


Рисунок 23. Вид окна задания расчетной области

Теперь нужно задать величину расчетного шага по времени. Для этого нажимаем на кнопку , которая также отмечена на рисунке. Появится окно выбора режима течения, в котором выбираем тип течения «трансзвуковое или сверхзвуковое» (рисунок 24).

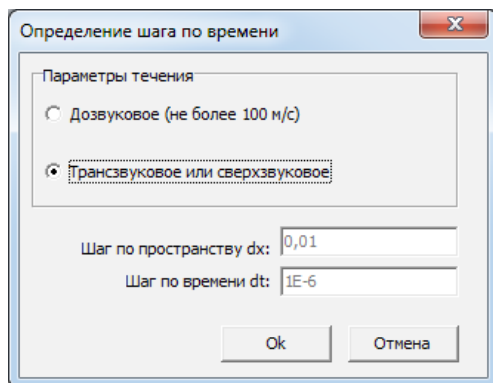


Рисунок 24. Вид окна, в котором выбирается режим течения

При выборе режима автоматически показывается шаг по времени. Нажимаем кнопку «Ok», в окне создания области также нажимаем кнопку «Ok». В главном окне программы появилась созданная нами пустая двумерная расчетная область (рисунок 25).

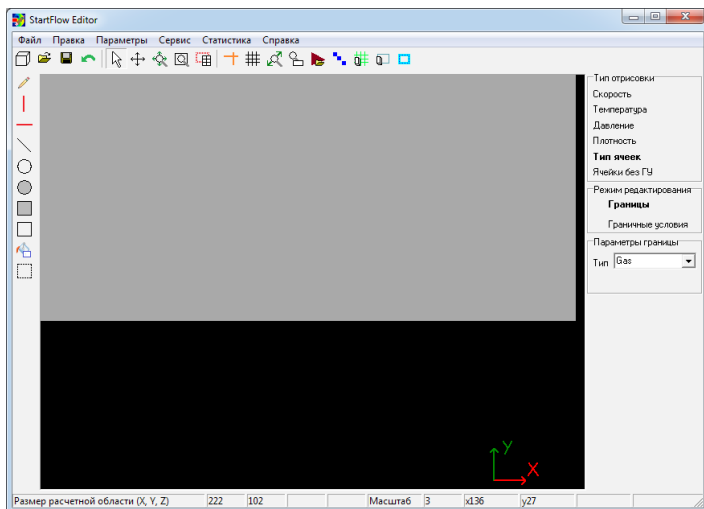


Рисунок 25. Вид главного окна программы Editor с пустой расчетной областью

По умолчанию при создании области устанавливается режим редактирования границ. Поэтому выбираем примитив «прямоугольник с заливкой» (кнопка ) и рисуем первый сосуд (рисунок 26). При рисовании рамки прямоугольника отображаются ее размеры в метрах. Нам нужно нарисовать прямоугольник 1 на 1 м, то есть 100 на 100.

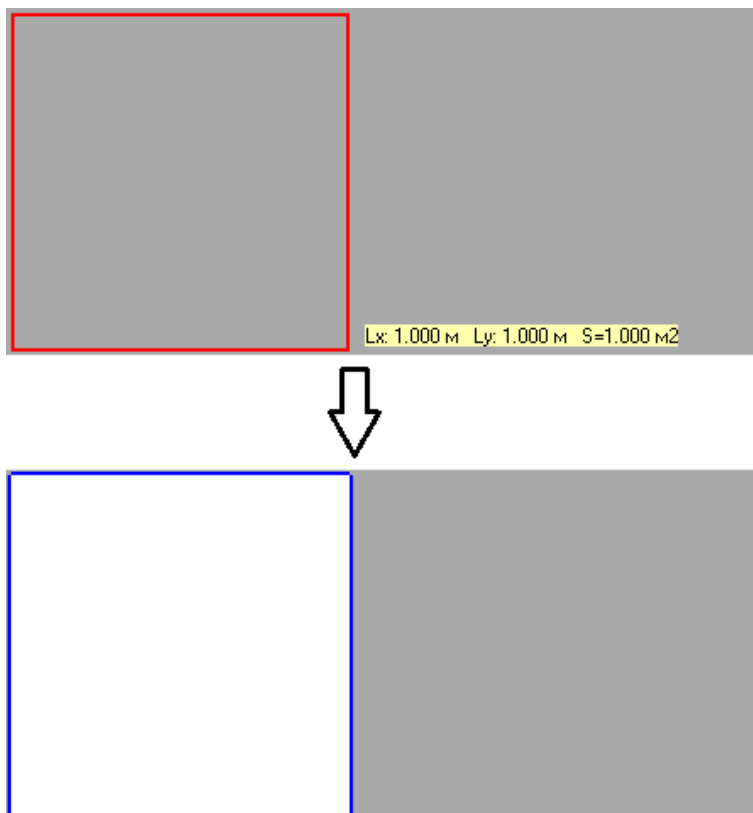


Рисунок 26. Рисование первого сосуда

Далее рисуем второй сосуд. Для этого сначала ставим курсор на ячейку с координатами (121; 2), которая расположена вблизи правого нижнего угла расчетного пространства. Затем рисуем прямоугольник 100 на 100 ячеек (рисунок 27).

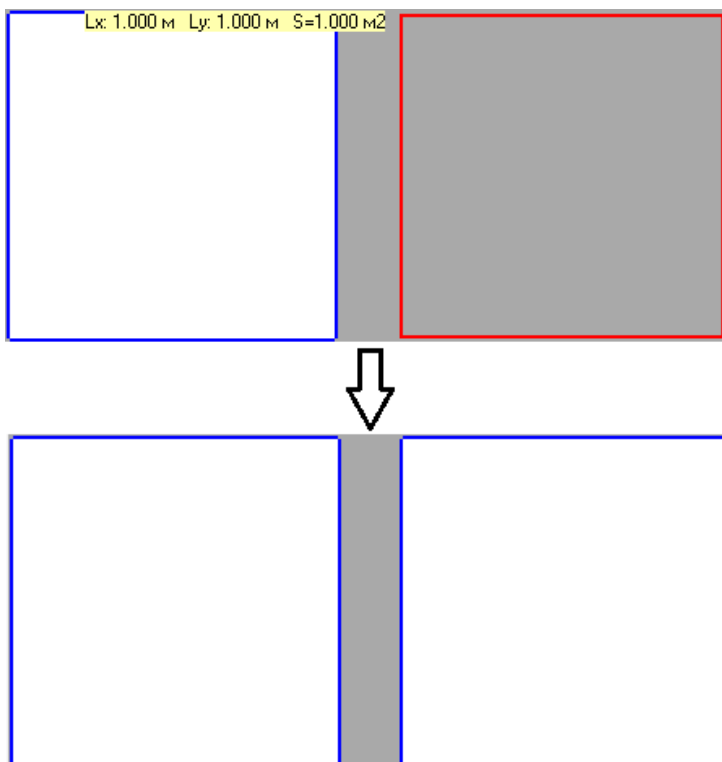


Рисунок 27. Рисование второго сосуда

После этого также с помощью прямоугольника рисуем канал, соединяющий сосуды (рисунок 28). Верхней границе канала соответствует координата (102; 58) по оси у, нижней – (121; 49)

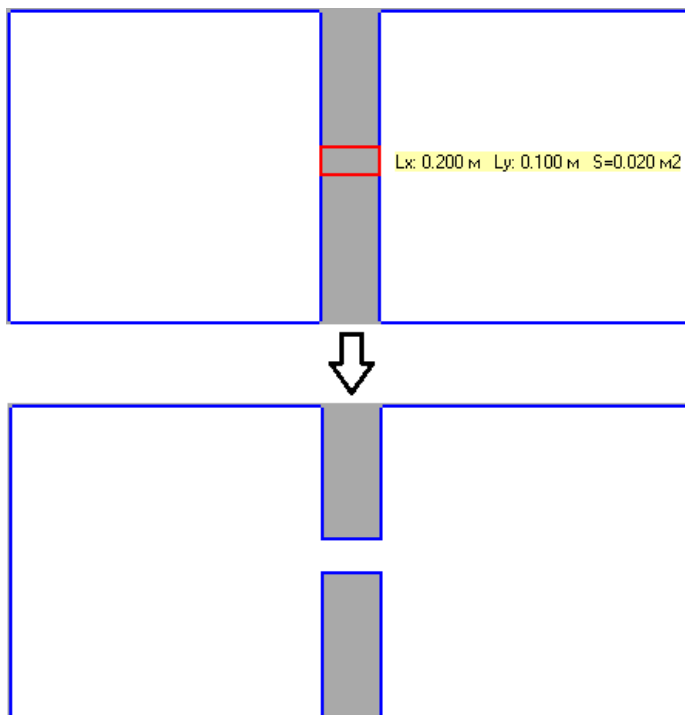


Рисунок 28. Рисование канала, соединяющего сосуды

На этом задание геометрии расчетной области закончено. Граничных условий эта задача не содержит, так как весь объем газа окружен адиабатическими твердыми стенками. Остается задать только начальные условия, а именно давление в первом сосуде. Для этого переходим в режим редактирования граничных условий (рисунок 29).

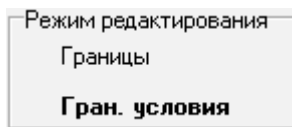


Рисунок 29. Выбор режима редактирования граничных условий на панели «Режим редактирования»

Далее уже выбранным примитивом «прямоугольник с заливкой» рисуем прямоугольник, который заполняет собой весь объем первого сосуда (рисунок 30).

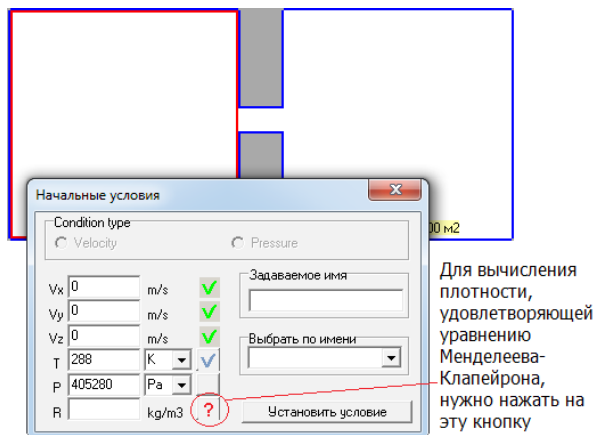


Рисунок 30. Рисование прямоугольника, в котором будет задано давление воздуха в первом сосуде

В появившемся после отпускания кнопки мыши окне задания параметров газа в нарисованном прямоугольнике указываем нулевые скорости, давление 405280 Па, температуру 288 К (+15°C). Обратим внимание на то, что при задании как начальных, так и граничных условий вся температура задается в градусах Кельвина. Поле температуры по умолчанию также отображается в градусах Кельвина, но их можно переключить на градусы Цельсия (вызов окна настройки типа градусов осуществляется кнопкой F8 или в меню «Параметры» пунктом «Общие параметры отрисовки»).

Величину плотности воздуха в первом сосуде мы задавать не будем: она вычисляется автоматически по уравнению Менделеева-Клапейрона. Для этого нам нужно нажать на кнопку , расположенную напротив поля ввода значения плотности. Плотность получается равной 4,9 кг/м³ (рисунок 31).

Начальные условия

Condition type
☒ Velocity ☐ Pressure

Vx 0 m/s ✓
Vy 0 m/s ✓
Vz 0 m/s ✓
T 288 K ✓
P 405280 Pa ✓
R 4.9 kg/m3 ✓

Задаваемое имя
Выбрать по имени

Установить условие

Рисунок 31. Ввод параметров газа в первом сосуде

Обратите внимание, что напротив каждого значения газодинамического параметра появились зеленые галочки. Это говорит о том, что все параметры заданы, а задаваемые температура плотность и давление удовлетворяют уравнению Менделеева-Клапейрона. Нажимаем на кнопку «Установить условие». Для того чтобы посмотреть на изменившееся поле давления, выберем на панели «Тип отрисовки» отображение давления.

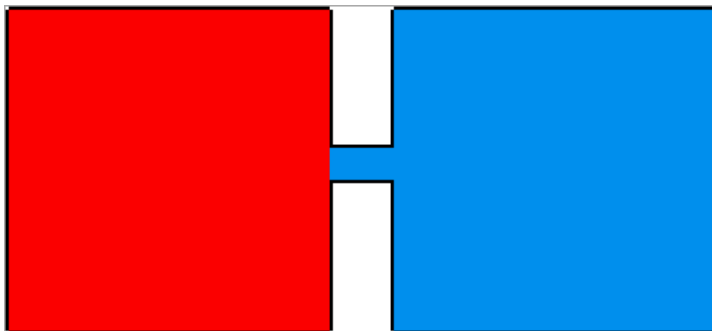


Рисунок 32. Давление в сосудах

Видно, что давление в первом сосуде стало выше, чем во втором, о чем свидетельствует красный цвет, в который закрашена полость первого сосуда (рисунок 32). На этом подготовка расчетной области закончена. Однако, в процессе расчета нам важно установить, как меняются с течением времени средние значения газодинамических параметров в сосудах (давление, температура, плотность, модуль скорости). Поэтому перед тем, как перейти непосредственно к расчету, мы установим два контрольных объема, соответствующие объемам первого и второго сосудов. Как уже говорилось выше, процесс задания контрольных точек и объемов в StartFlow называется заданием точечных и объемных статистик.

Заходим в режим заполнения буфера координат статистик (нажимается кнопка , при этом появляется окно этого буфера. Выделяем сначала прямоугольную область, соответствующую объему первого сосуда, затем выделяем объем второго сосуда (рисунок 33).

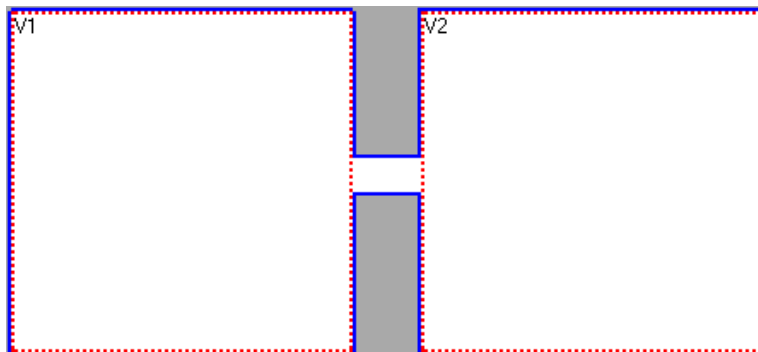


Рисунок 33. Выделение объемов первого и второго сосудов для задания в дальнейшем соответствующих объемных статистик

Таблица координат объемных статистик в окне буфера заполнилась следующим образом.

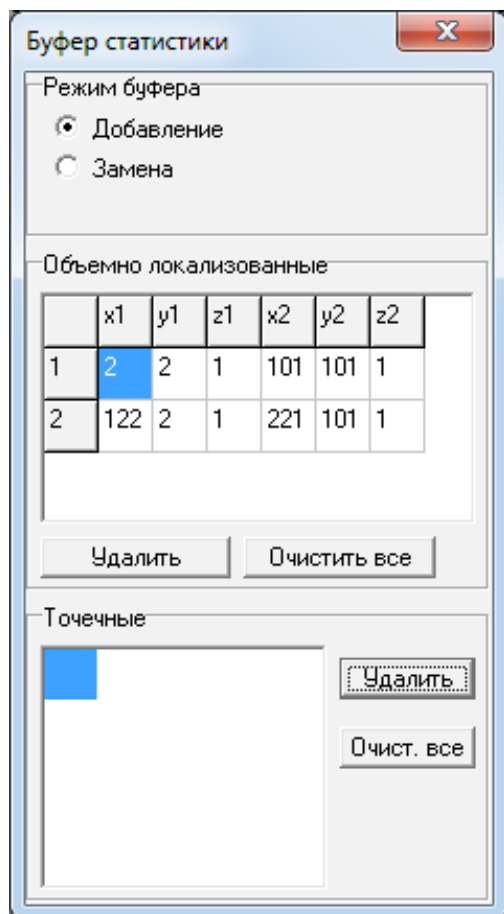


Рисунок 34. Окно буфера координат статистик с заполненной таблицей координат выделенных объемов

Далее открываем окно для непосредственного задания статистик (меню «Статистика», пункт «Параметры статистики...»). В этом окне ставим галочки напротив всех названий газодинамических параметров и задаем период взятия значений этих параметров равным 10 шагам (рисунок 35).

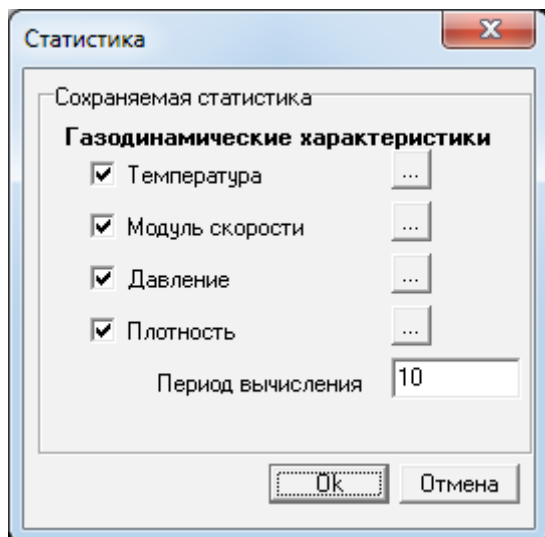


Рисунок 35. Задание газодинамических параметров, по которым будут строиться графики объемных статистик

Когда мы ставим галочку напротив названия газодинамического параметра, мы сообщаем программе, что для данного параметра нужно строить графики максимального, минимального и среднего значений, рассчитанных для всей расчетной области. Чтобы для этого газодинамического параметра задать еще точечные и объемные статистики, нужно нажать на появившуюся напротив названия этого параметра кнопку . Нажатием этой кнопки вызывается окно для задания координат точечных и объемных статистик именно для данного параметра, например, для температуры (рисунок 36). В этом окне есть кнопка «Вставить из буфера», нажатием которой координаты статистик, находящихся в буфере, копируются в это окно. Таким образом, можно для каждого газодинамического параметра задать свои точечные и объемные статистики, отличающиеся от статистик других параметров.

В нашем случае объемные статистики одинаковы для всех газодинамических параметров, поэтому мы последовательно нажимаем на кнопку ... напротив каждой газодинамической переменной и вставляем координаты из буфера (рисунок 36). После вставки координат не забываем в окне с таблицами координат нажимать на кнопку «Ok», потому что иначе вставка координат будет отменена.

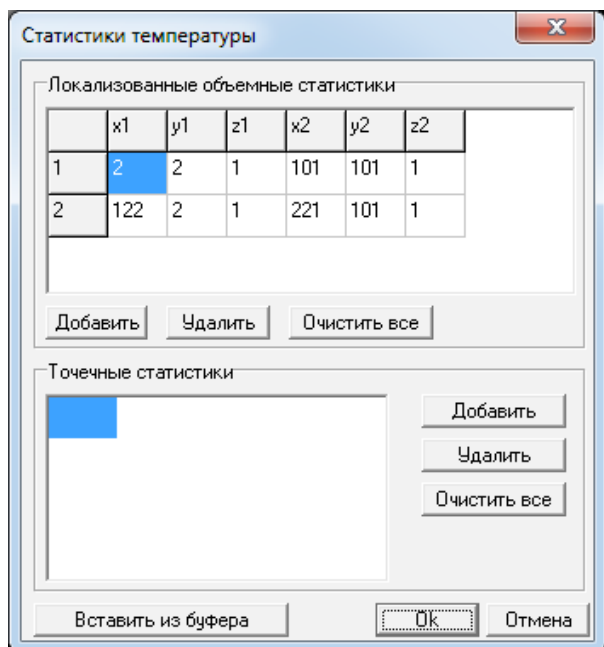


Рисунок 36. Задание координат объемных статистик

После задания статистик подготовка вычислительно-го эксперимента завершена. Сохраняем файл геометрии с расширением .rgm, чтобы, если в дальнейшем понадобится, можно было доработать или изменить расчетную область (меню «Файл», пункт «Сохранить область как...» или кнопка ). Затем сохраняем файл с расчетными данными

с расширением .lpd для дальнейшего его открытия в Solver (меню «Файл», пункт «Сохранить расчетную область как...»). После этого, для того, чтобы Solver при запуске автоматически открыл только что сохраненный файл с расчетными данными, нажмем на кнопку .

Теперь запускаем программу Solver, она автоматически открывает файл, который мы подготовили для расчета. На рисунке 37 представлен вид главного окна программы.

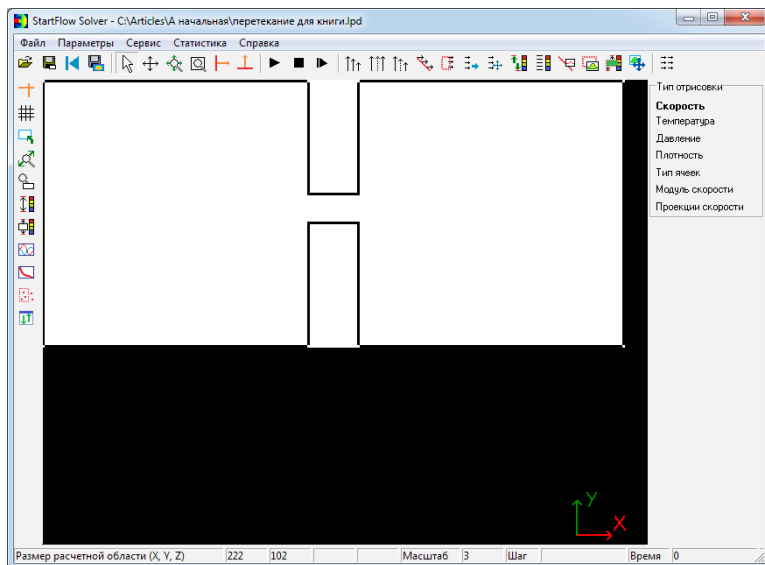


Рисунок 37. Главное окно программы Solver с загруженной расчетной областью

При запуске по умолчанию Solver отображает поле векторов скоростей. Так как в начальный момент времени у нас отсутствуют скорости, то расчетная область отображается пустой. Перед тем как начать расчет, настроим параметры отображения векторов скоростей и скалярных величин. Это можно сделать и во время расчета, более того, Solver сам автоматически растягивает цветовую шкалу

при первом включении отображения газодинамического параметра. Однако, чтобы воспринять нестационарный газодинамический процесс наиболее наглядным образом, нужно просматривать поле того или иного параметра в одной шкале в разные моменты времени.

Итак, при выбранном поле векторов скоростей щелкаем правой кнопкой мыши. В появившемся окне настройки векторного поля устанавливаем коэффициент длины векторов равным 0,05, частоту – 5 (рисунок 38).

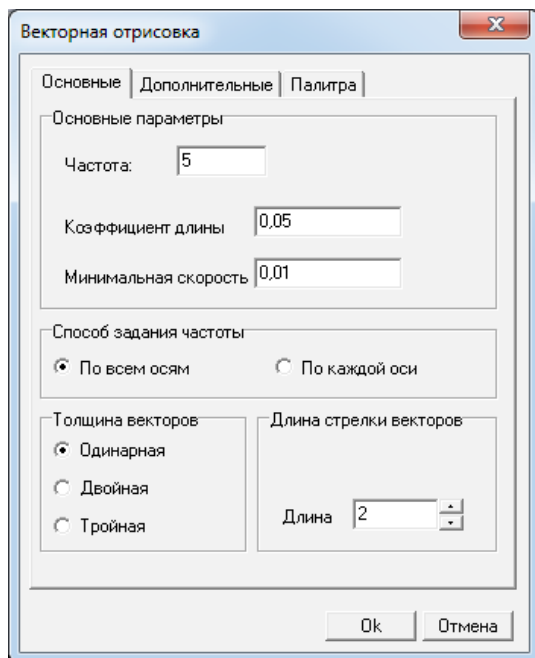


Рисунок 38. Окно настройки параметров отображения векторного поля

Частота 5 означает, что вектор скорости будет отображаться только в каждой пятой расчетной ячейке, при отсчете как по оси x , так и по оси y . Коэффициент длины задаем для того, чтобы уменьшить длину стрелочек отображаемых векторов, так как скорости течения воздуха будут очень

большими (больше скорости звука, которая равна 331 м/с). Именно такие настройки позволят отобразить поле скорости в наиболее наглядном виде.

Далее выбираем температуру, также щелкаем правой кнопкой мыши – появляется окно настройки отображения скалярных параметров (в нашем случае – температуры). Зададим верхнюю границу 400 К, нижнюю – 200 К, шаг цветовой шкалы зададим 2 градуса (рисунок 39). Если удобнее шкала в градусах Цельсия, то можно перейти в эту шкалу и задать аналогичные границы.

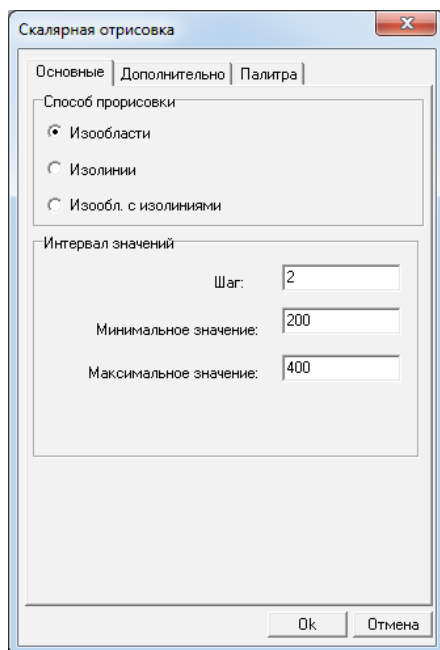


Рисунок 39. Окно настройки параметров отображения скалярного поля

Далее выбираем поле давления. Для него границы можно не задавать, так как они задались автоматически по начальному перепаду давления. Можно только задать шаг

шкалы равным 1000 Па (если переключить в отображение в атмосферах, то шаг равен 0,01 атм).

Шкала плотности также автоматически растянется, можно задать только шаг 0,1 кг/м³. Для модуля скорости верхняя граница 400 м/с, нижняя – 0 м/с, шаг – 10 м/с.

Далее запускаем расчет (кнопка ) и смотрим, как развивается течение воздуха со временем. Во время расчета можно переключать отображаемые газодинамические параметры и смотреть, как эволюционируют их поля во время проведения вычислительного эксперимента. В любой момент времени расчет можно остановить (кнопка ) и снова продолжить (кнопка ), как в музыкальном или видео плеере.

Ниже приведены изображения полей газодинамических параметров в разные моменты времени с периодом в 1000 расчетных шагов (0,001 с). На рисунке 40 отдельно изображены цветовые шкалы газодинамических параметров.

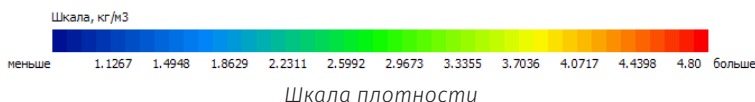
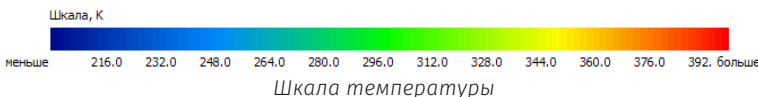
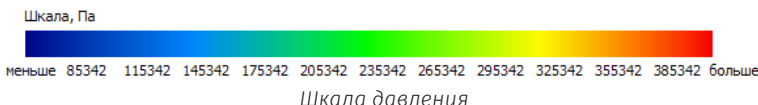
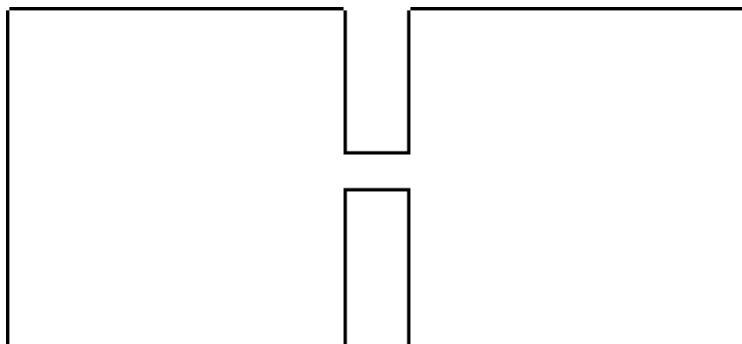
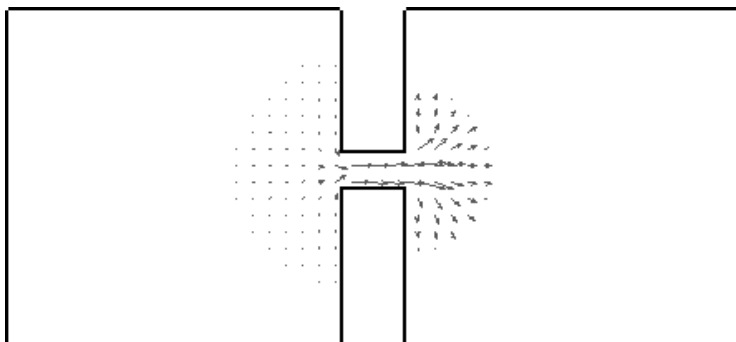


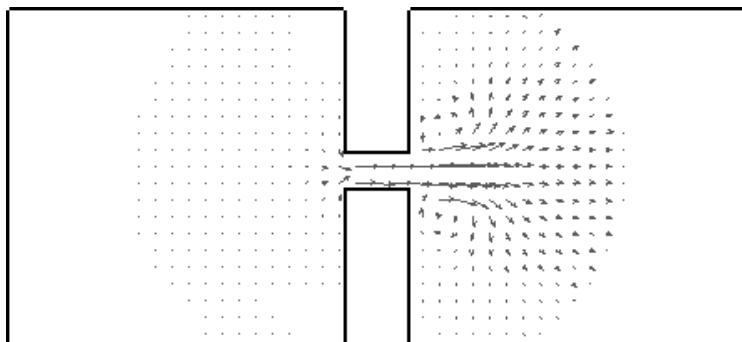
Рисунок 40. Цветовые шкалы для областей газодинамических параметров (температуры, давления, плотности, модуля скорости)



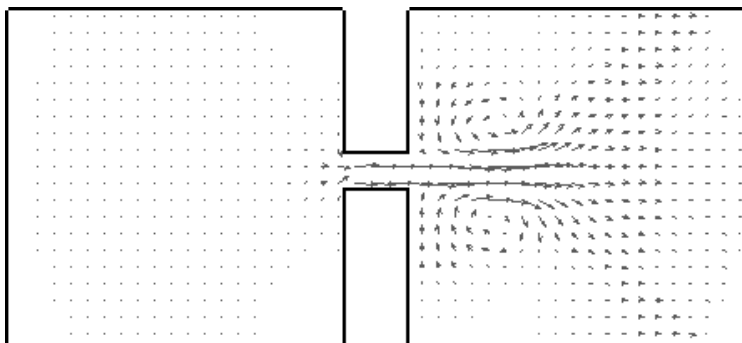
$t = 0 \text{ c}$



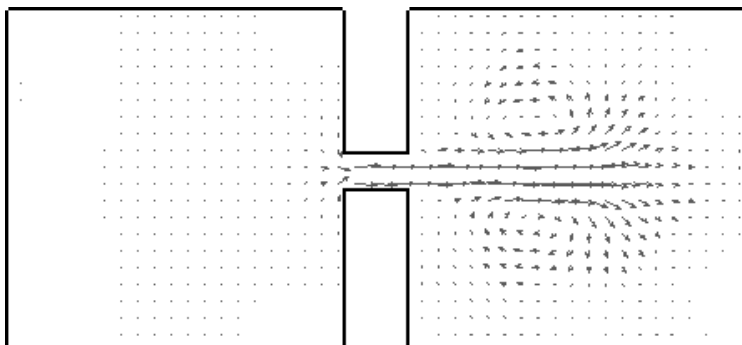
$t = 0,001 \text{ c}$



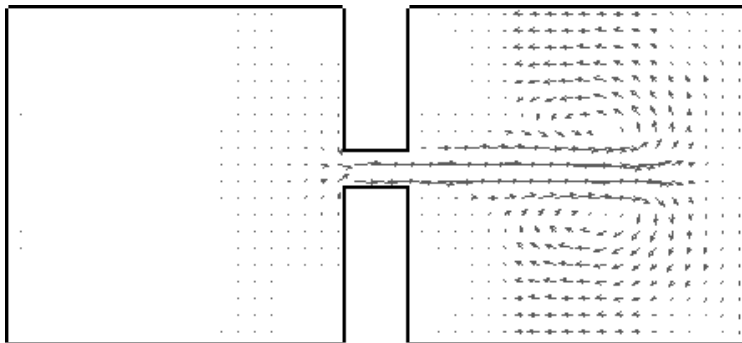
$t = 0,002 \text{ c}$



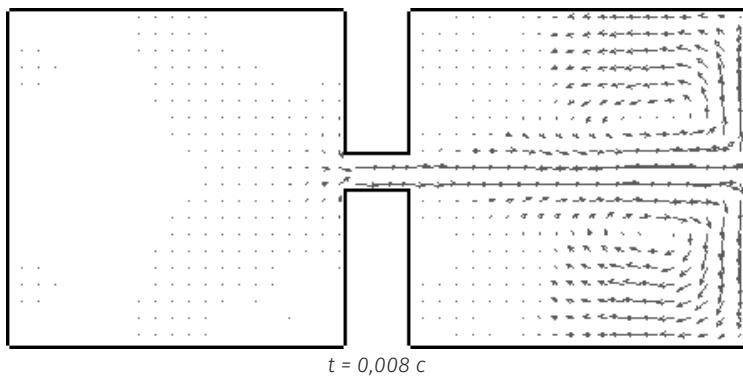
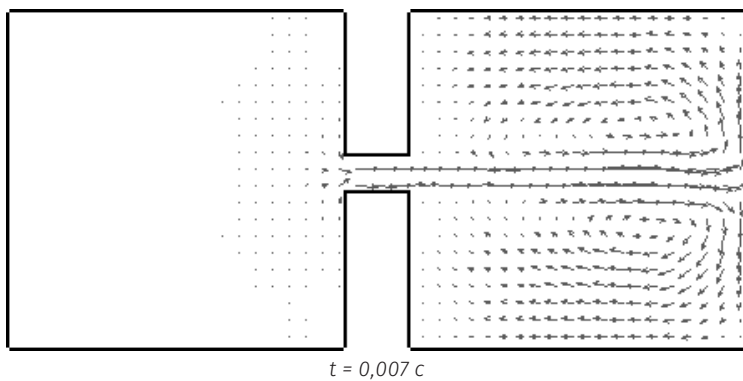
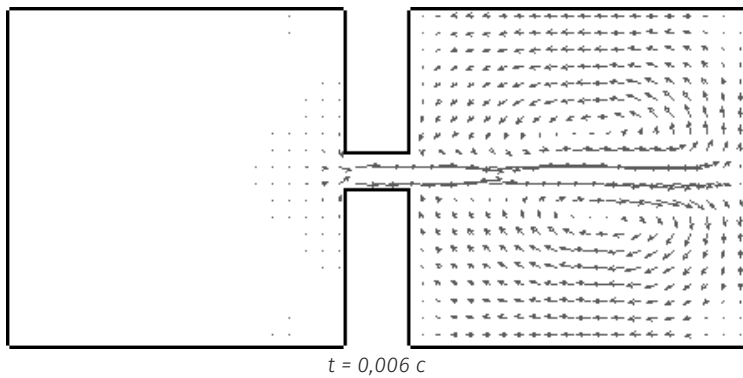
$t = 0,003 \text{ c}$

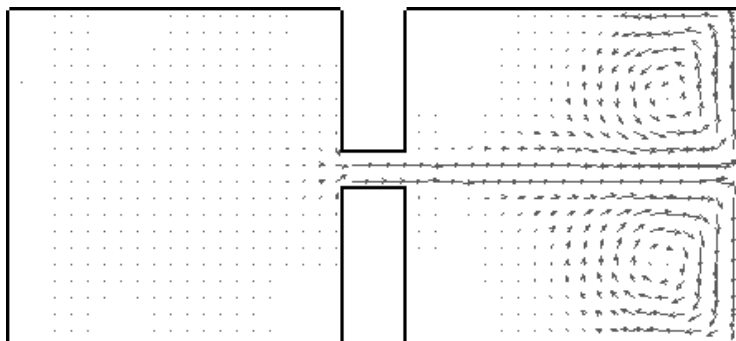


$t = 0,004 \text{ c}$

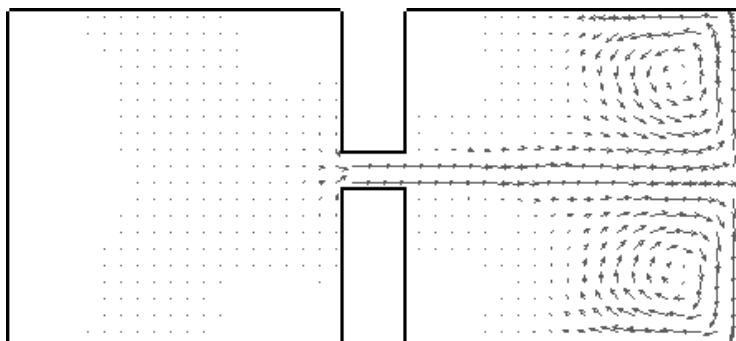


$t = 0,005 \text{ c}$

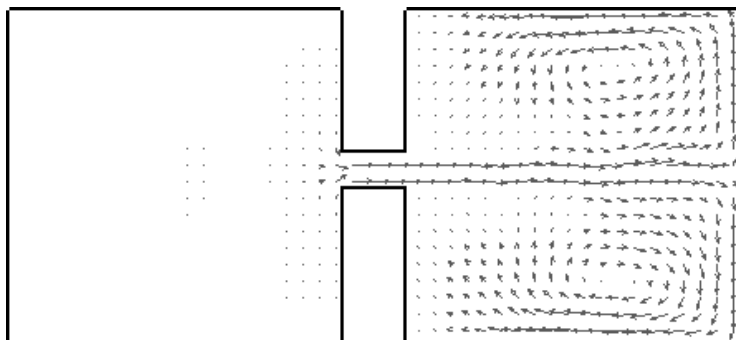




$t = 0,009 \text{ c}$

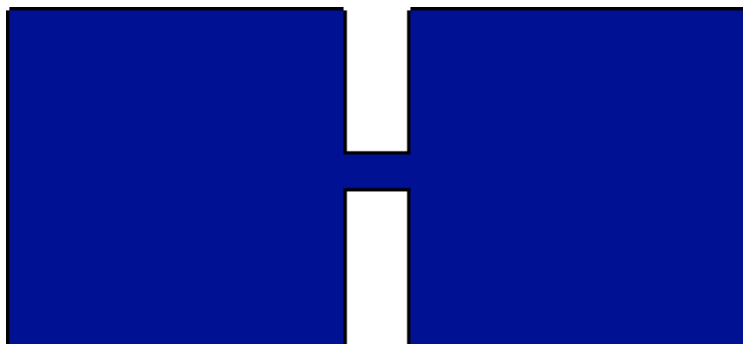


$t = 0,01 \text{ c}$

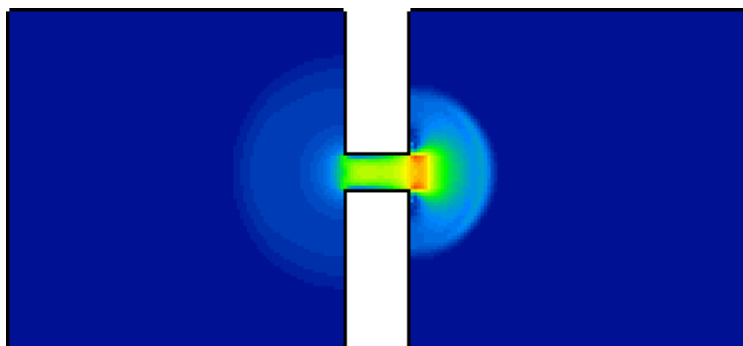


$t = 0,011 \text{ c}$

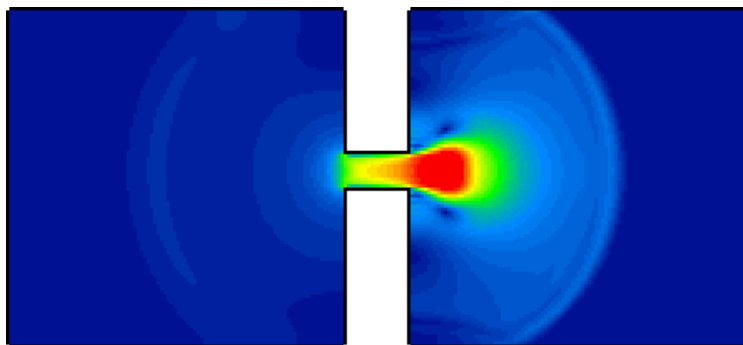
Рисунок 41. Изменение поля скоростей с течением времени



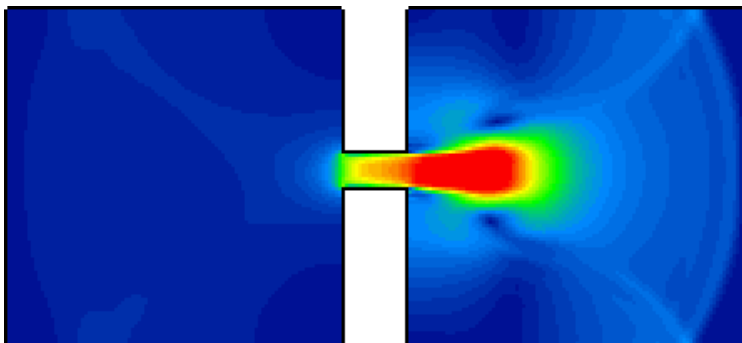
$t = 0 \text{ c}$



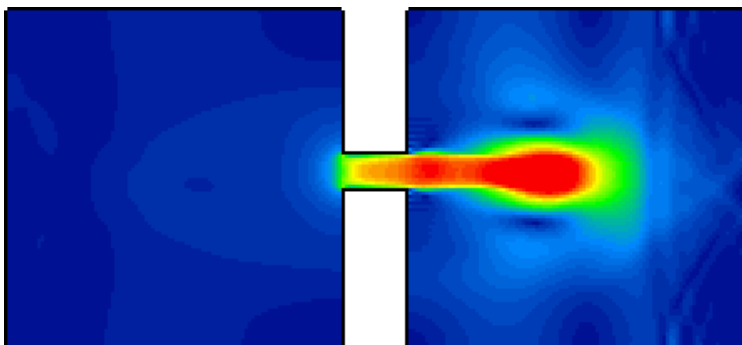
$t = 0,001 \text{ c}$



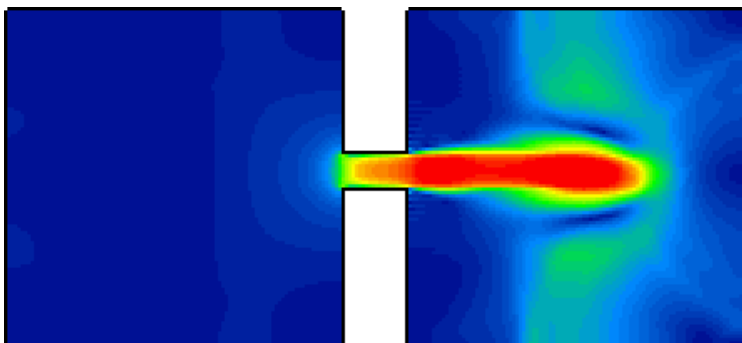
$t = 0,002 \text{ c}$



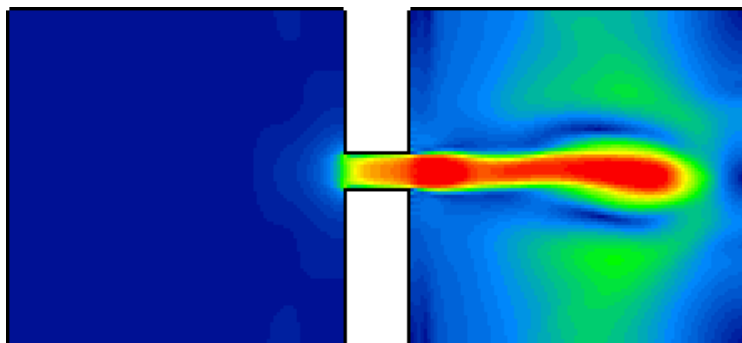
$t = 0,003 \text{ c}$



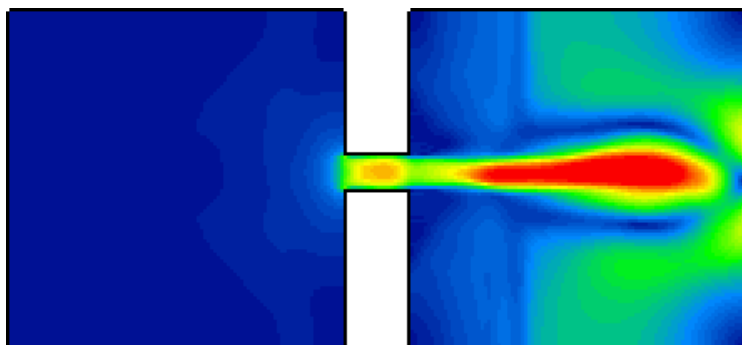
$t = 0,004 \text{ c}$



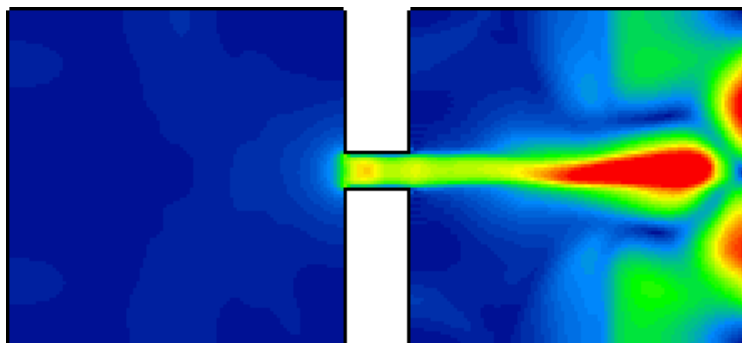
$t = 0,005 \text{ c}$



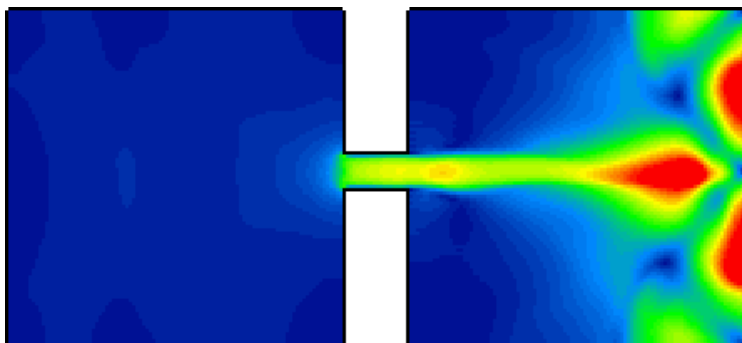
$t = 0,006 \text{ c}$



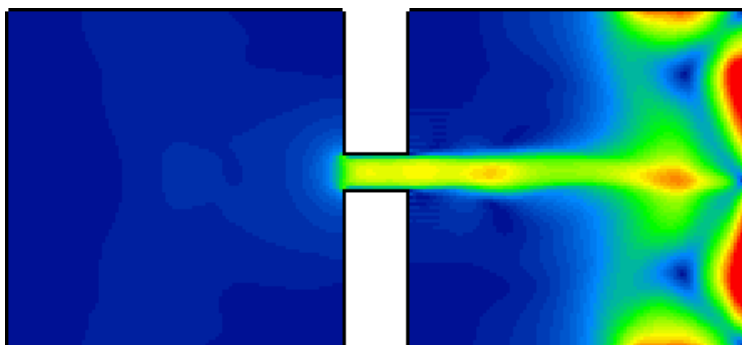
$t = 0,007 \text{ c}$



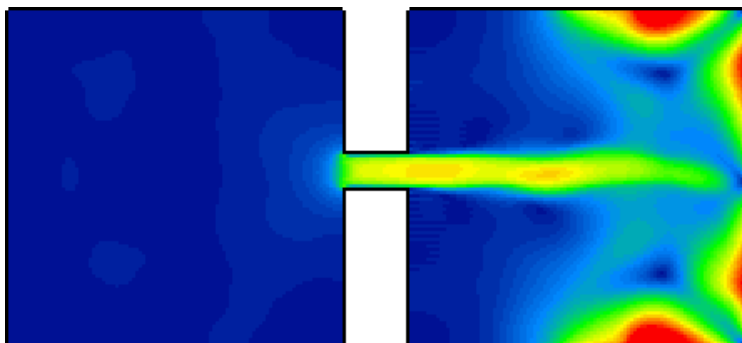
$t = 0,008 \text{ c}$



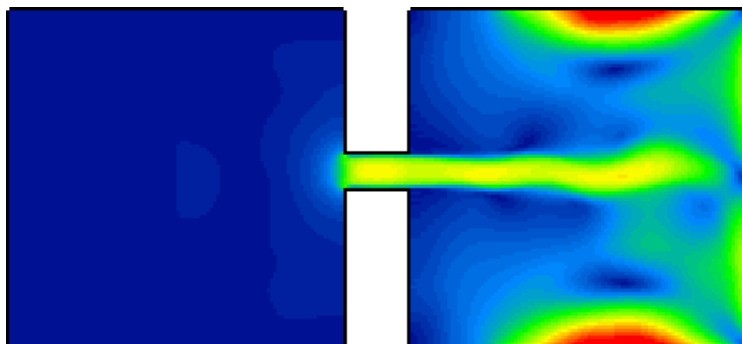
$t = 0,009 \text{ c}$



$t = 0,01 \text{ c}$

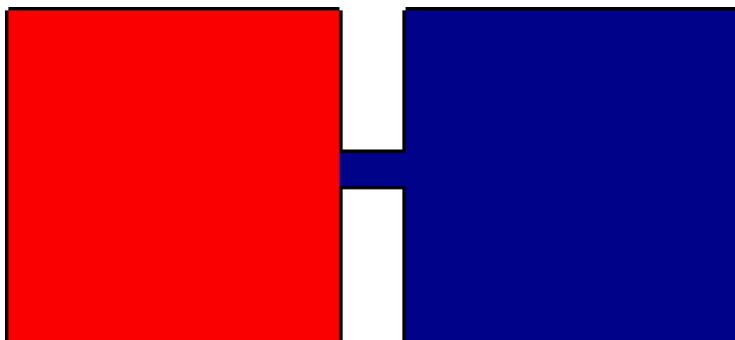


$t = 0,011 \text{ c}$

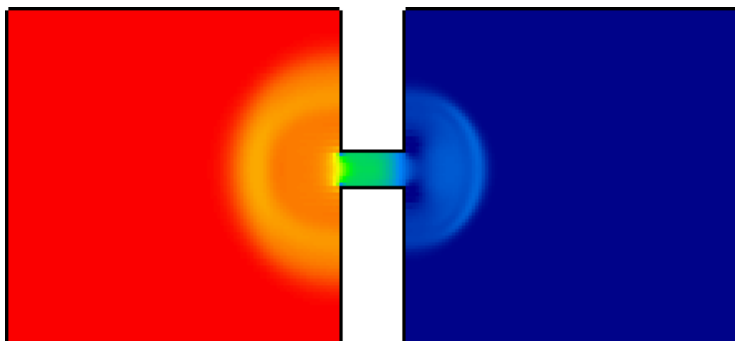


$t = 0,012 \text{ c}$

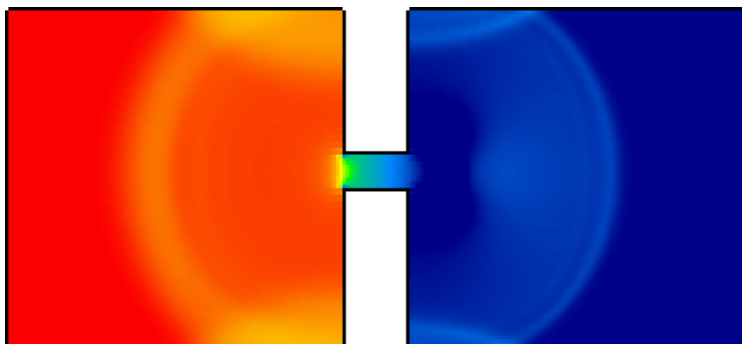
Рисунок 42. Изменение поля значений модуля скорости с течением времени



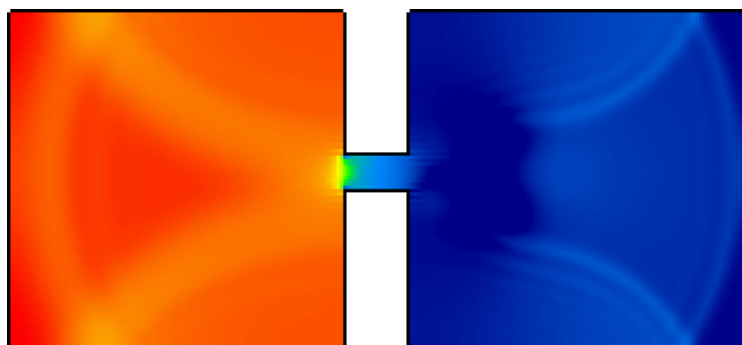
$t = 0 \text{ c}$



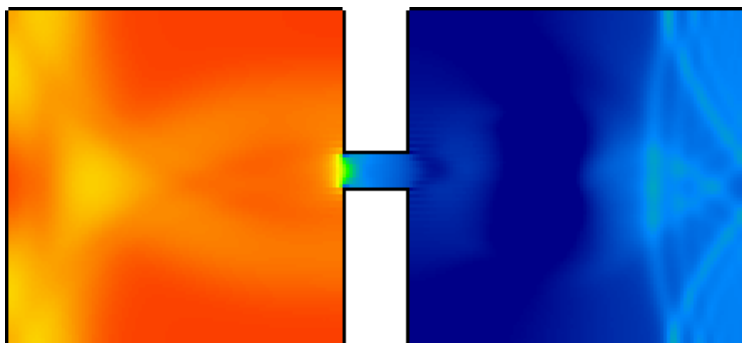
$t = 0,001 \text{ c}$



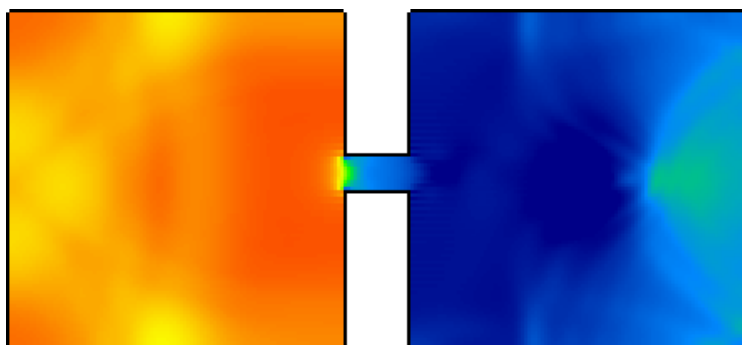
$t = 0,002 \text{ c}$



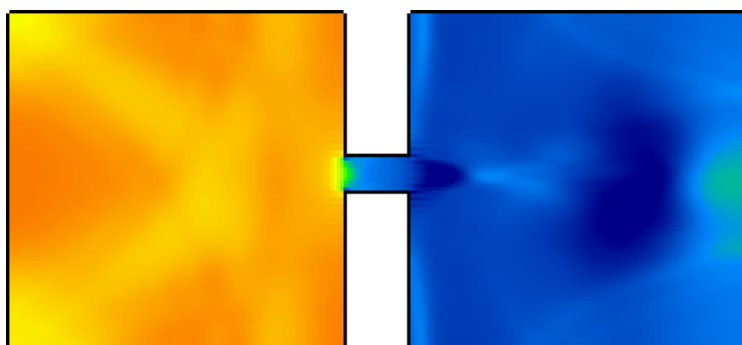
$t = 0,003 \text{ c}$



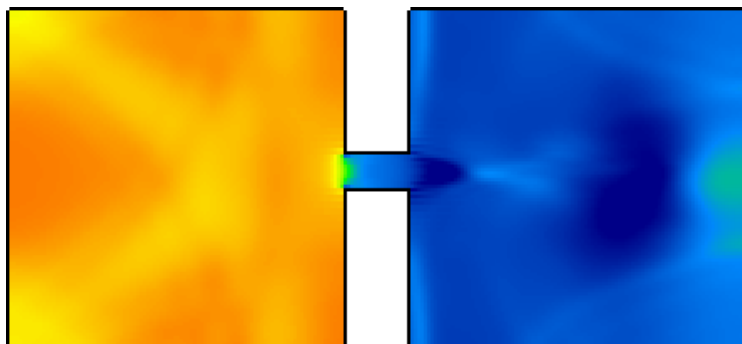
$t = 0,004 \text{ c}$



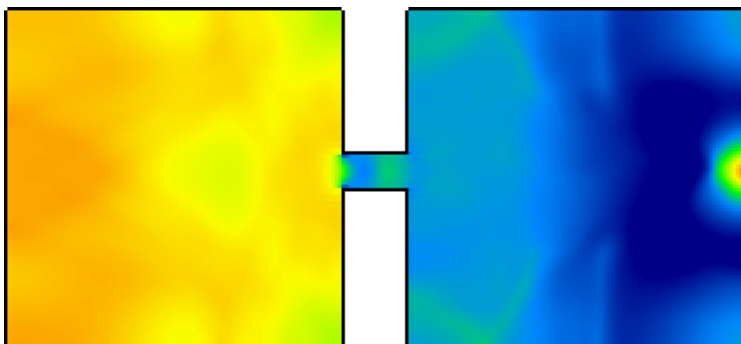
$t = 0,005 \text{ c}$



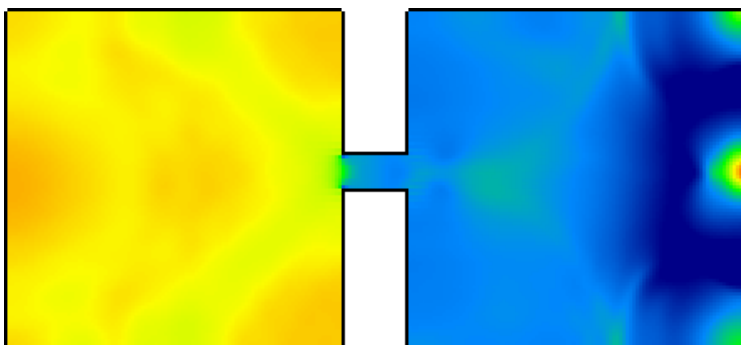
$t = 0,006 \text{ c}$



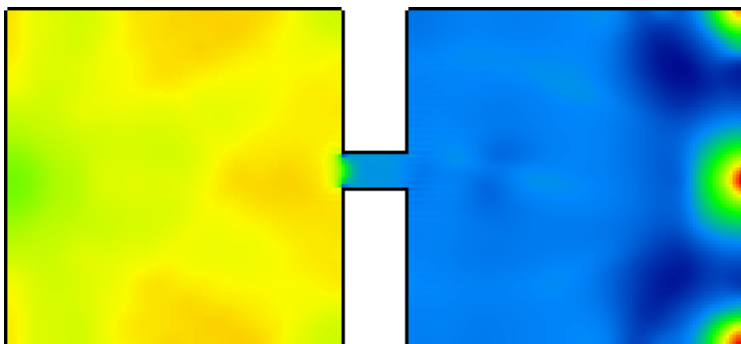
$t = 0,007 \text{ c}$



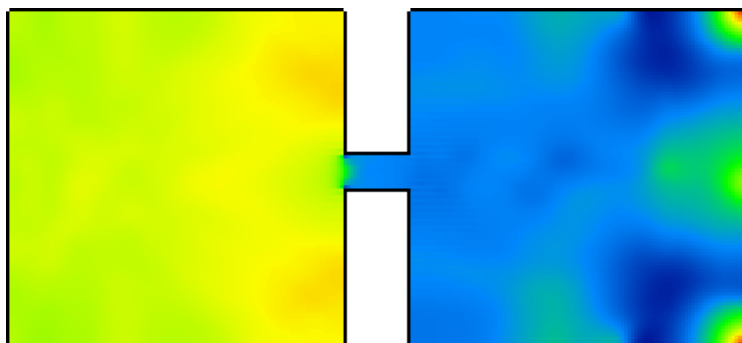
$t = 0,008 \text{ c}$



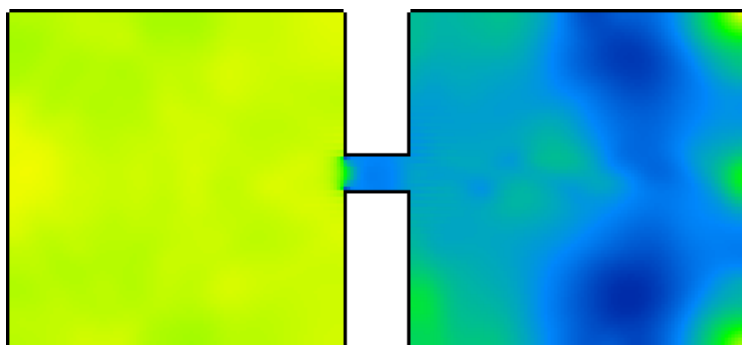
$t = 0,009 \text{ c}$



$t = 0,01 \text{ c}$

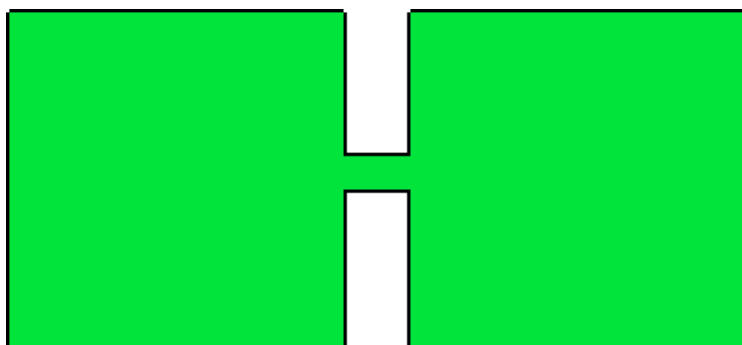


$t = 0,011 \text{ c}$

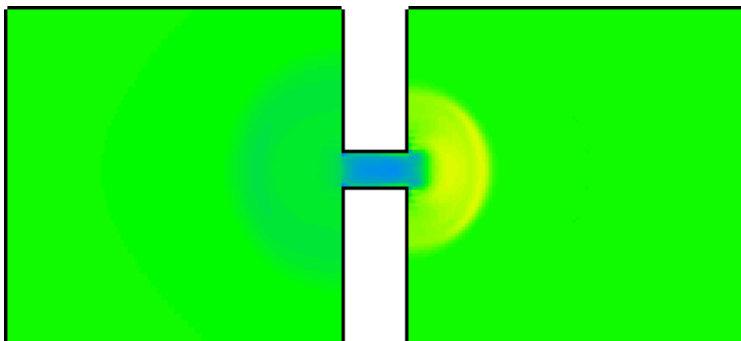


$t = 0,012 \text{ c}$

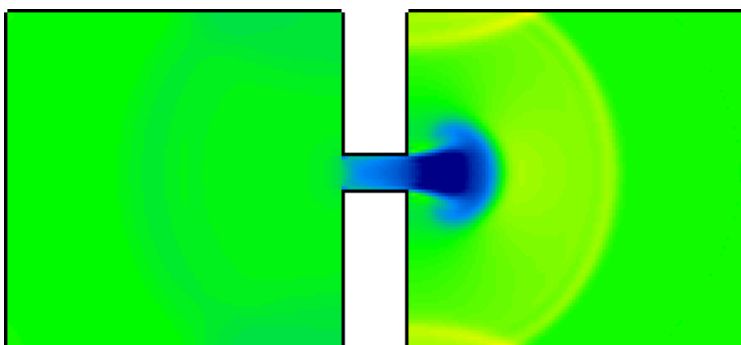
Рисунок 43. Изменение поля давления с течением времени



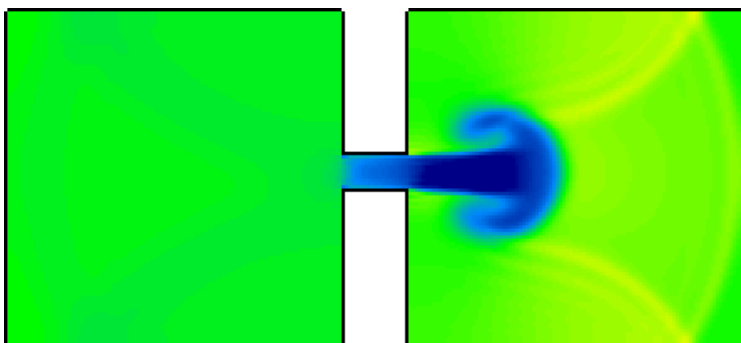
$t = 0 \text{ c}$



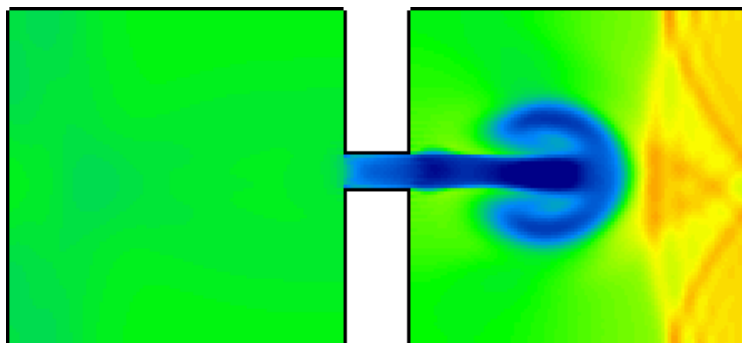
$t = 0,001 \text{ c}$



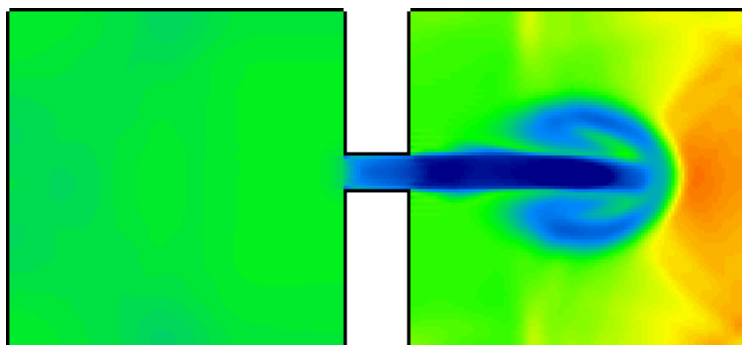
$t = 0,002 \text{ c}$



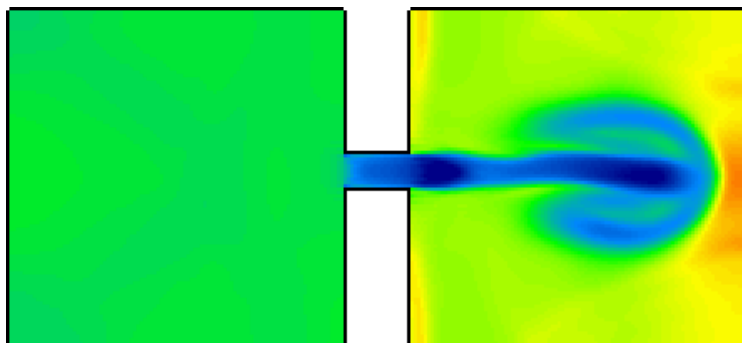
$t = 0,003 \text{ c}$



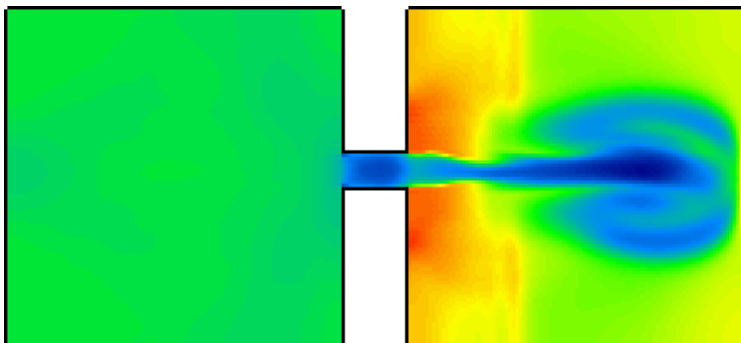
$t = 0,004\text{ c}$



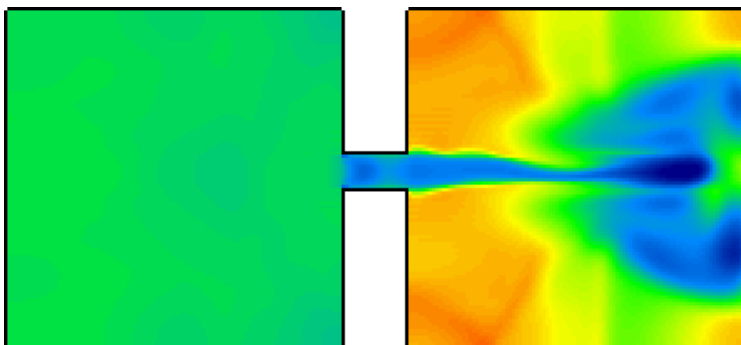
$t = 0,005\text{ c}$



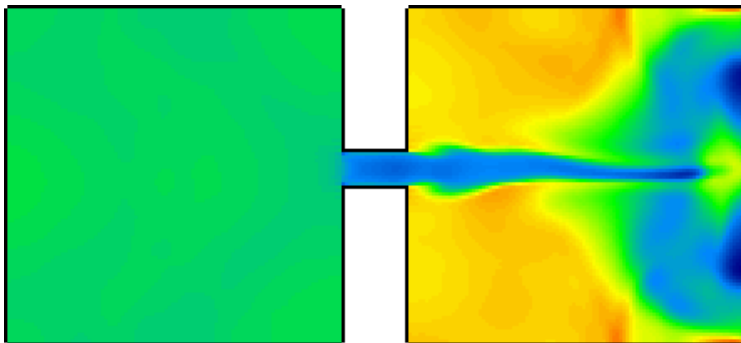
$t = 0,006\text{ c}$



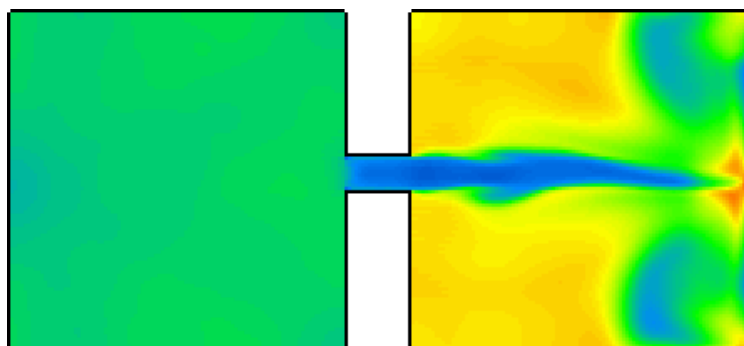
$t = 0,007 \text{ c}$



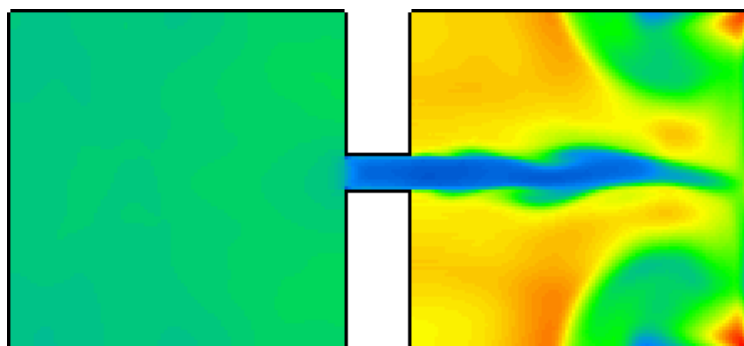
$t = 0,008 \text{ c}$



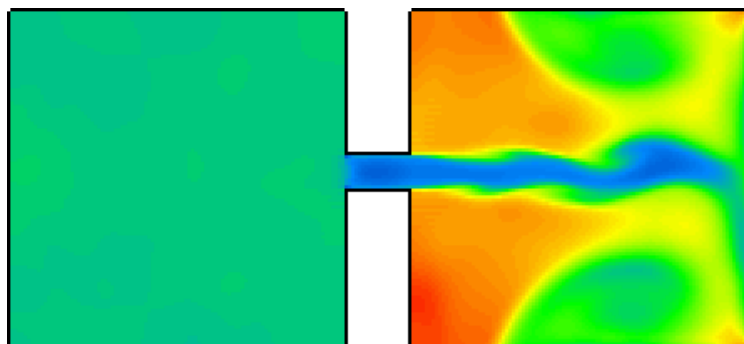
$t = 0,009 \text{ c}$



$t = 0,01 \text{ c}$

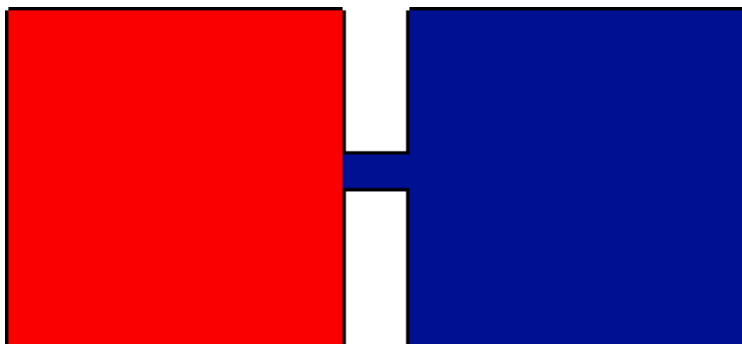


$t = 0,011 \text{ c}$

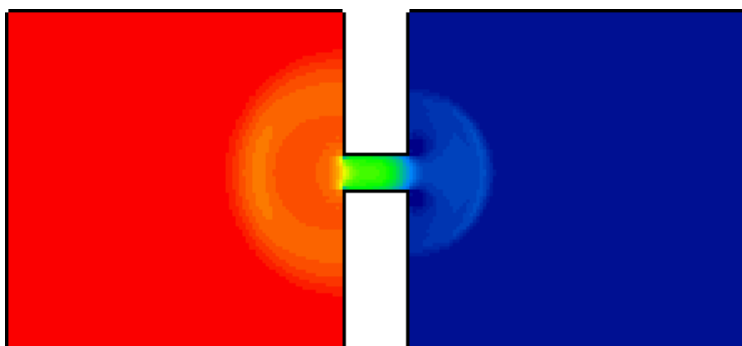


$t = 0,012 \text{ c}$

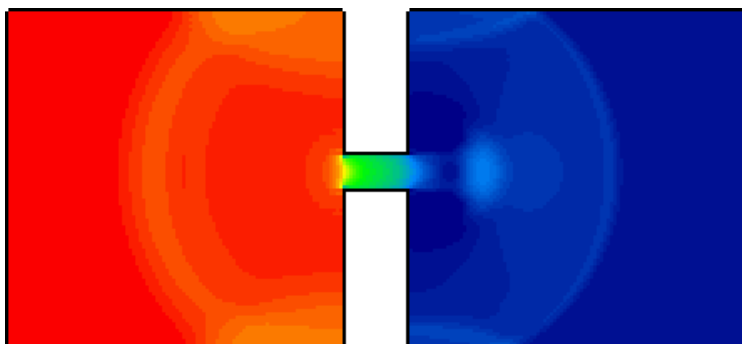
Рисунок 44. Изменение поля температуры с течением времени



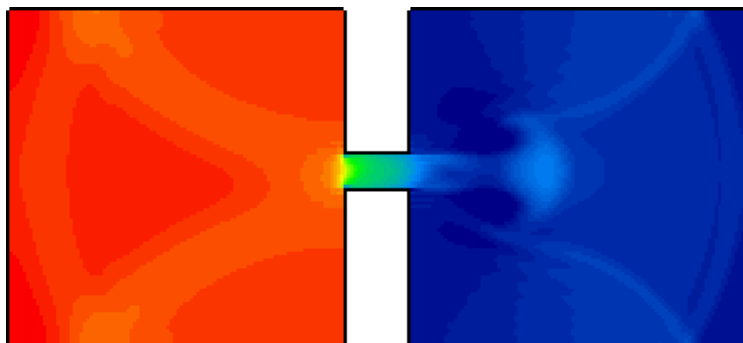
$t = 0 \text{ c}$



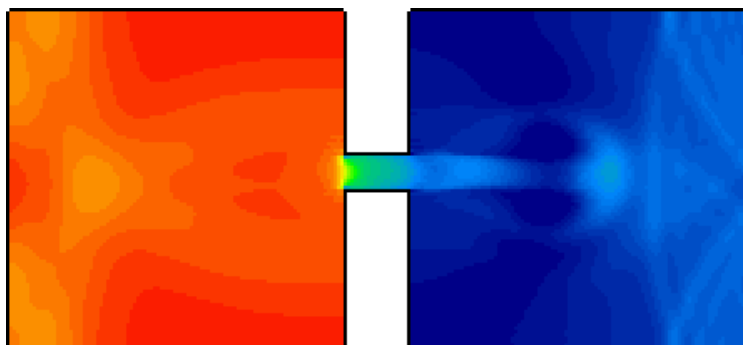
$t = 0,001 \text{ c}$



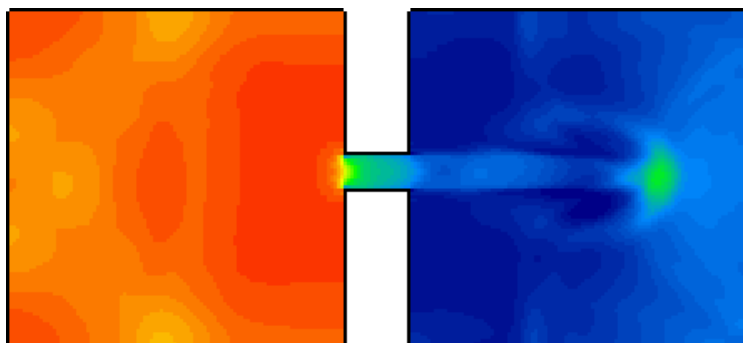
$t = 0,002 \text{ c}$



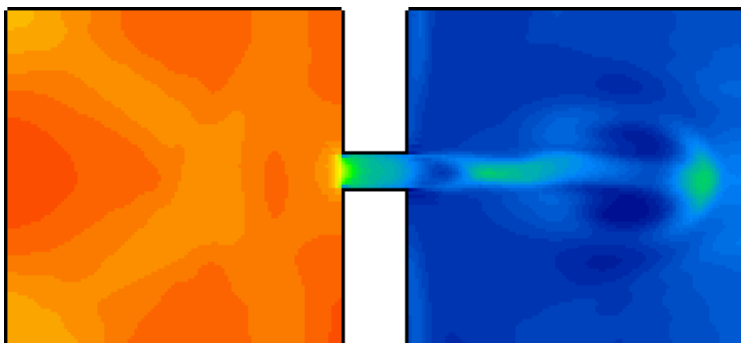
$t = 0,003 \text{ c}$



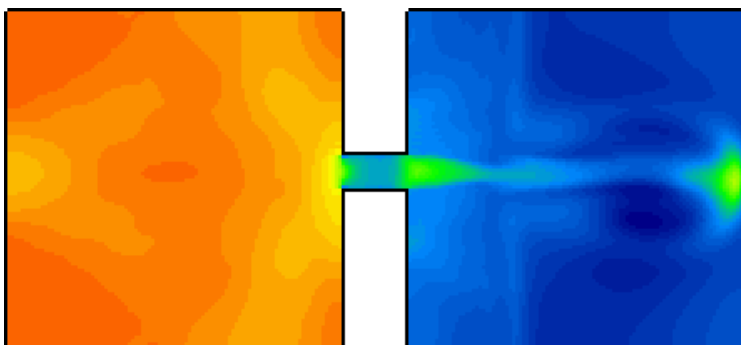
$t = 0,004 \text{ c}$



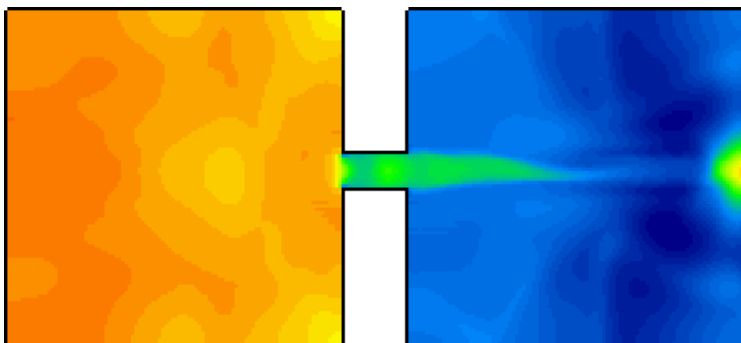
$t = 0,005 \text{ c}$



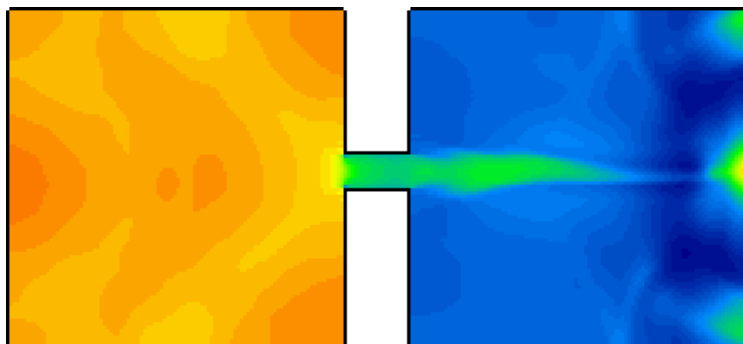
$t = 0,006 \text{ c}$



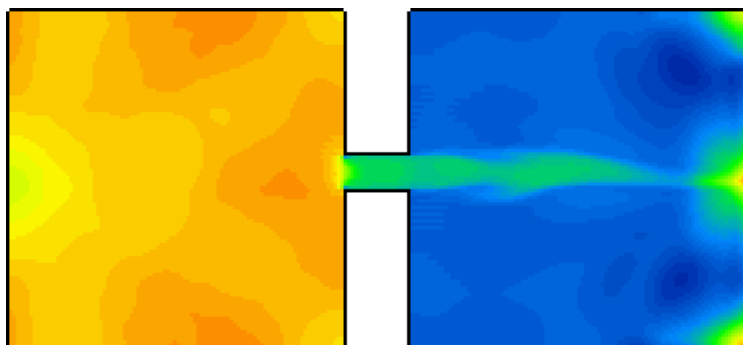
$t = 0,007 \text{ c}$



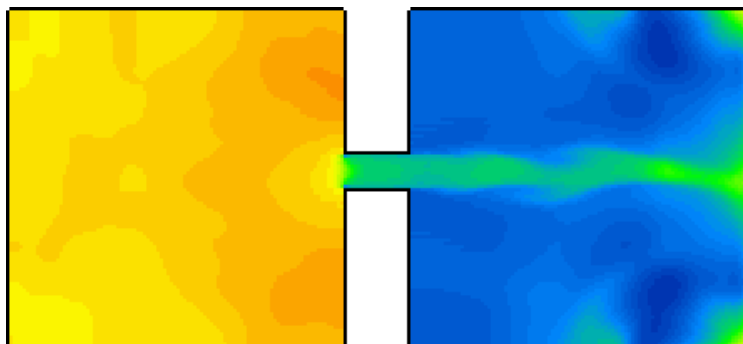
$t = 0,008 \text{ c}$



$t = 0,009 c$



$t = 0,01 c$



$t = 0,011 c$

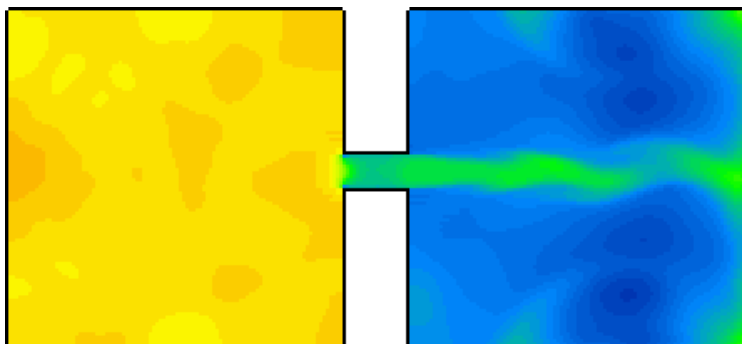
 $t = 0,012 \text{ с}$

Рисунок 45. Изменение поля плотности с течением времени

Дадим небольшие комментарии к результатам нестационарного газодинамического расчета, полученным для первых 0,012 с. Так как перепад давления между сосудами изначально довольно велик, во втором сосуде с низким давлением появляется волна сжатия, а в первом сосуде с высоким давлением – волна разрежения. Появляется сверхзвуковая струя, вокруг струи возникает вихревое течение воздуха. С течением времени вихревые структуры развиваются и заполняют все пространство второго сосуда. В первом сосуде скорости остаются очень низкими.

Уровень давления в сосудах постепенно выравнивается, его структура на начальном временном периоде определяется переотражениями волн сжатия и разрежения от стенок сосудов. Когда время достигает 0,008 с (8000 расчетных шагов по времени) во втором сосуде в месте, куда врывается сверхзвуковая струя, возникает зона локального повышения давления до 3,7 атмосфер, тогда как среднее давление в этом сосуде достигает всего лишь ~1,6 атмосфер.

В промежутке времени от 0,007 с до 0,012 с (от 7000 до 12000 шагов) наблюдается интересный эффект: ядро струи теряет скорость, становится дозвуковым, и одновременно

с этим растут скорости в вихревых структурах вблизи стенок, выходя на трансзвуковой уровень.

Если посмотреть на картинки, изображающие эволюцию поля плотности, то можно увидеть, что воздух, поступающий в канал, резко теряет плотность, однако струя воздуха во втором сосуде сохраняет повышенный уровень плотности относительно окружающего воздуха. Поток высокой плотности, словно струйка дыма, входит во второй сосуд и постепенно его заполняет.

Но самым интересным в этом вычислительном эксперименте является поведение температуры. Воздух, выходя из первого сосуда, резко охлаждается вследствие падения давления. Во второй сосуд входит струя очень охлажденного воздуха и начинает сжимать воздух вокруг себя. Волны сжатия во втором сосуде приводят к волнам повышенной температуры. С течением времени во втором сосуде область растущей температуры начинает окружать холодный воздух, пришедший из первого сосуда. То есть холодный воздух из первого сосуда начинает нагревать воздух во втором. При этом, как будет показано ниже, средняя температура воздуха во втором сосуде начинает расти.

На рисунках 46–49 показаны графики статистик на момент времени 0,5 с, которые мы установили на этапе подготовки к вычислительному эксперименту. Для того чтобы их вызвать, необходимо нажать кнопку  или выбрать в меню «Статистика» пункт «Показать статистику». После этого появится окно, в котором находятся кнопки с названиями газодинамических параметров. Нажатие на одну из этих кнопок, в свою очередь, приводит к вызову окна статистик соответствующего параметра.

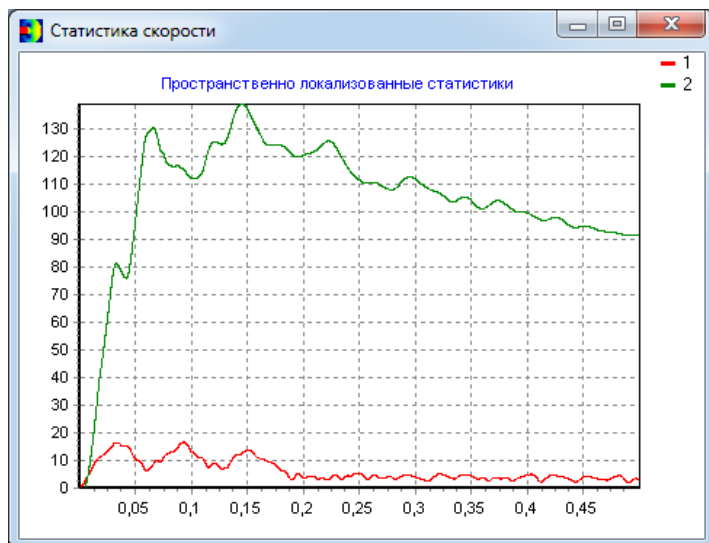


Рисунок 46. Графики статистик модуля скорости

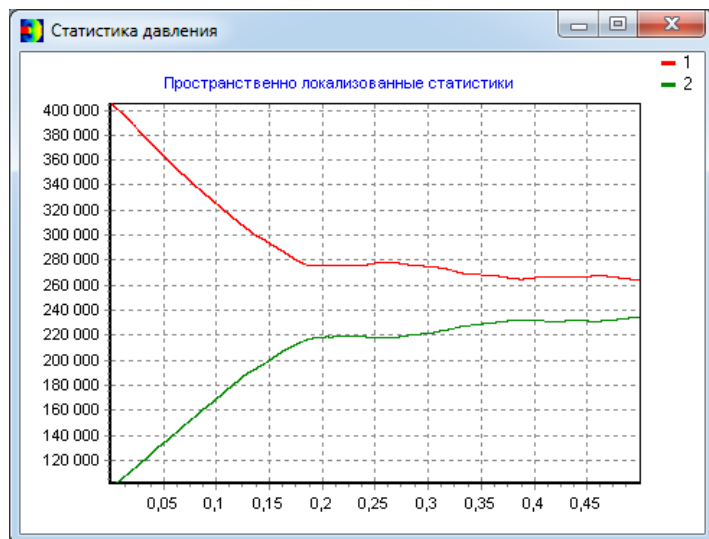


Рисунок 47. Графики статистик давления

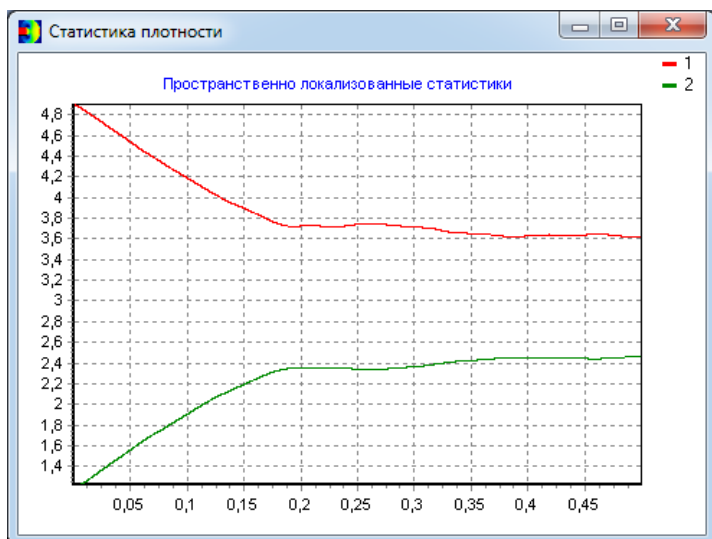


Рисунок 48. Графики статистик плотности

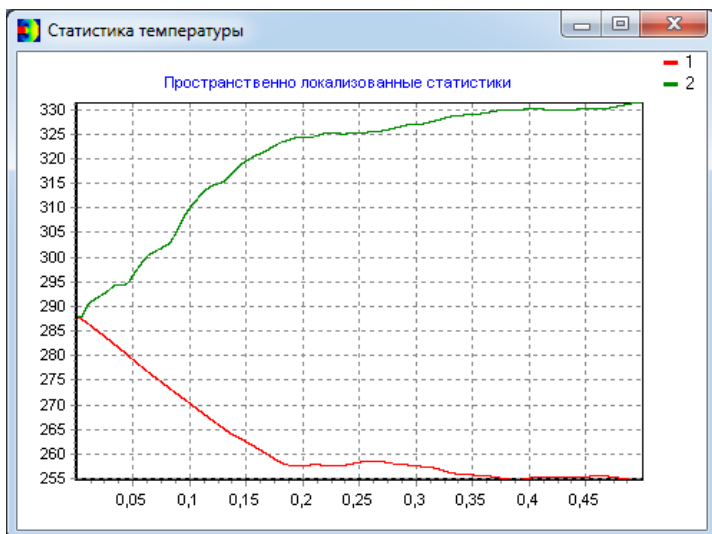


Рисунок 49. Графики статистик температуры

В окнах графиков статистик, изображенных на рисунках 46–49, убраны графики величин, рассчитываемых по всей расчетной области. Там оставлены лишь графики объемных статистик, соответствующих первому сосуду (красный график, обозначение принадлежности графика отображены в верхнем правом углу окна) и второму (зеленый график). Напомним, что график объемной статистики показывает среднее значение газодинамического параметра, рассчитываемого по заданному объему.

Как видно из рисунка 47, значения давлений в обоих сосудах стремятся выровняться, однако из-за того, что во втором сосуде образовались мощные вихреобразные течения (средняя скорость равна ~ 90 м/с, что следует из графиков на рисунке), то давление в нем будет ниже, пока под действием сил внутреннего трения вихревое движение воздуха не прекратится.

Если посмотреть на рисунок 48, то мы увидим, что, несмотря на то, что средние значения плотности воздуха в обоих сосудах сблизилась друг с другом, они не будут одинаковыми. Причина этого в том, что температура в первом сосуде из-за разрежения намного меньше, чем во втором.

Однако, самыми интересными являются графики средней температуры в сосудах, изображенные на рисунке 49. Температура воздуха в первом сосуде, как и ожидалось, вследствие разрежения упала. А вот поведение значения температуры во втором сосуде не столь очевидно. С одной стороны, как мы видели из изображения эволюции полей температуры (рисунок 44), во второй сосуд заходит холодный воздух из первого сосуда. С другой стороны, воздух, находившийся во втором сосуде, под воздействием сжатия начинает нагреваться. Но в итоге, среднеобъемная температура воздуха во втором сосуде существенно возросла.

6. Ударные волны

Всем хорошо известен хлопок лопнувшего надутого шарика, оглушительный взрыв петарды и разрушительный взрыв боеприпаса. Все они порождают такое явление, как ударная волна. Только ударные волны во всех случаях будут разными по мощности.



Рисунок 50. Фотография взрывной волны

На фотографии, показанной на рисунке 50, отчетливо видна ударная волна, имеющая очертания некоего большого мыльного пузыря. Внешняя граница этого «пузыря» соответствует фронту ударной волны, в котором происходит резкое сжатие воздуха и соответствующее этому сжатию повышение плотности воздуха. Локальное повышение плотности во фронте ударной волны приводит к искривлению световых лучей. Вследствие этого, происходит визуализация волны сжатия.

Распространение ударной волны в пространстве и взаимодействие ее с окружающими предметами – очень сложный и многофакторный процесс (рисунок 51).

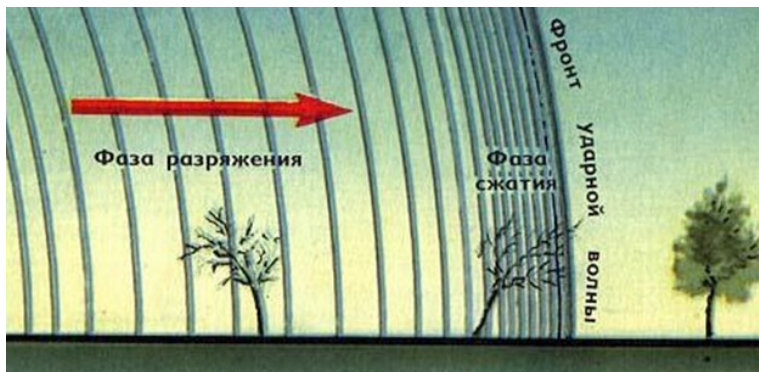


Рисунок 51. Схема распространения ударной волны

Экспериментально очень сложно определить все механизмы ударной волны и понять, почему она имеет столь разрушительную силу.

Поэтому в данном случае самый эффективный способ исследования – это проведение вычислительного эксперимента. StartFlow – это одна из лучших вычислительных сред для проведения моделирования ударных волн, исследования их природы, а также изучения их взаимодействия с твердыми предметами.

6.1 Моделирование двумерной ударной волны

Итак, смоделируем в программном комплексе StartFlow распространение ударной волны от условного взрыва в двумерном пространстве. Для этого в программе Editor создаем некоторый расчетный объем воздуха размером 300×300 расчетных ячеек, выбираем режим редактирования граничных условий и рисуем круг заливкой, в котором как раз будет располагаться первоначальная область взрыва с высоким давлением и температурой (рисунок 52). Скорости задаем нулевыми, температуру равной 3000°C , плотность 3 кг/м^3 . Этим параметрам соответствует давление 2584692 Па , что соответствует $25,5$ атмосферам.

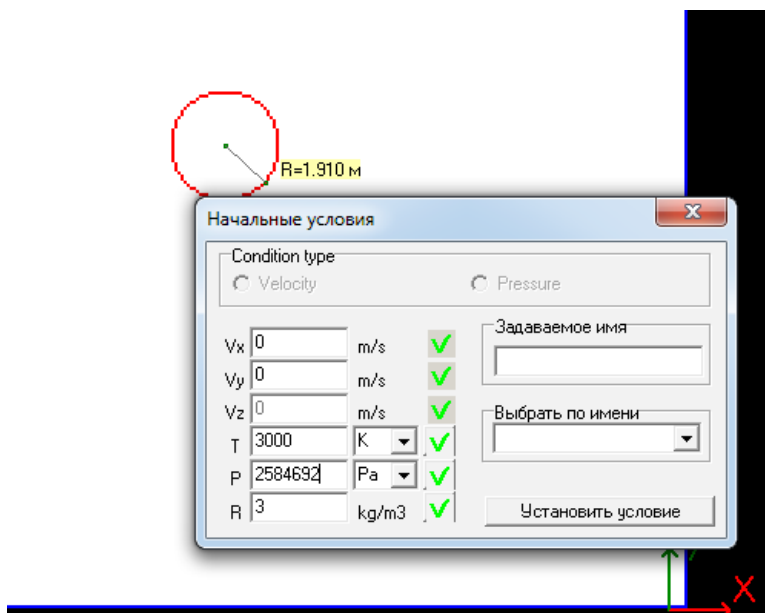
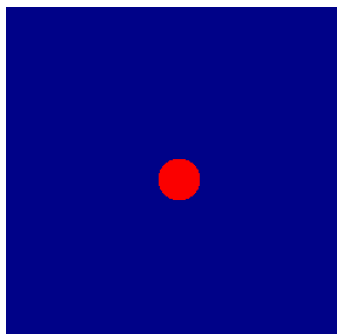


Рисунок 52. Задание начальных условий для моделирования взрыва

Сохраняем файл геометрии с расширением .rgm, затем файл с расчетными данными с расширением .lpd. После сохранения для автоматического открытия этого файла в решателе нажимаем на кнопку .

Далее переходим в программу Solver и включаем режим отображения давления. Изначально цветовая шкала настроена так, чтобы охватывать весь диапазон значений давления.

Запускаем моделирование процесса. Видно, как расширяется область повышенного давления и как одновременно падает давление в центре этой области. Мы с вами наблюдаем распространение двумерной ударной волны в пространстве (рисунок 53).



Начальное состояние поля давления (ударная волна будет сгенерирована круглой областью повышенного давления)

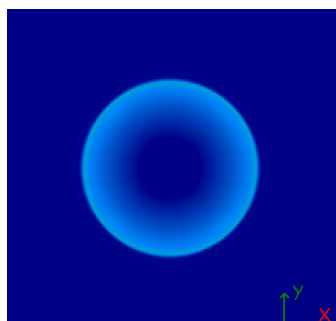
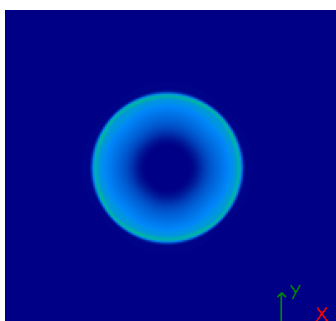
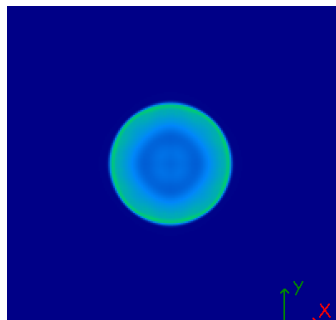
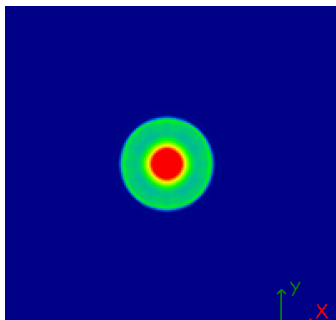


Рисунок 53. Эволюция поля давления при распространении ударной волны в пространстве

Остановим расчет и внимательней изучим строение ударной волны. По мере падения давления мы переместились в левую часть цветовой шкалы, поэтому растянем шкалу на весь диапазон давления (рисунок 54).

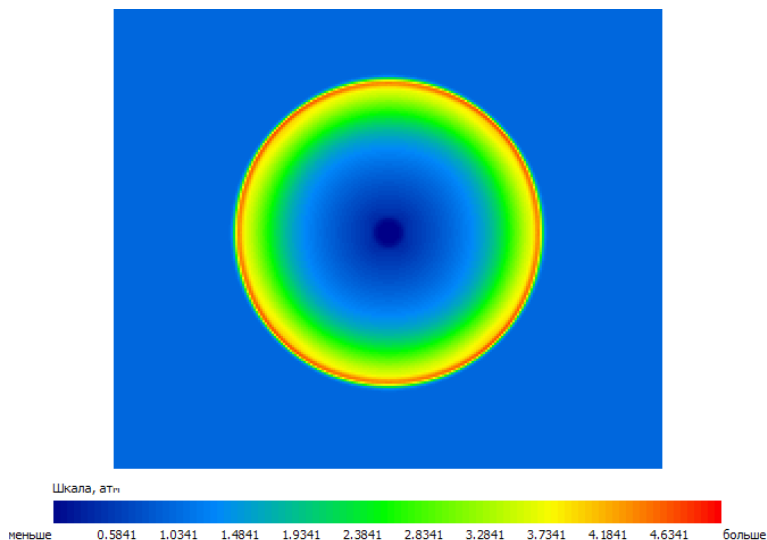


Рисунок 54. Поле давления ударной волны в цветовой шкале, растянутой на весь диапазон значений давления

Видим, что по краям окружности расположена узкая полоска высокого давления. Так выглядит фронт ударной волны. Чем ближе к центру взрыва, тем ниже становится давление. В самом эпицентре наблюдается разрежение: там давление ниже, чем в областях, не затронутых ударной волной.

Теперь посмотрим на распределение давления в ударной волне в разрезе. Для этого включим режим построения графика по линии сечения нажатием кнопки . Проводим секущую линию через центр взрыва, и у нас появляется профиль давления ударной волны (рисунок 55). Как видно из рисунка 55, повышение давления при прохождении

ударной волны носит скачкообразный характер. Вблизи центра взрыва наблюдается зона резкого падения давления, практически до 3370 Па, что в свою очередь составляет ~3% от атмосферного давления.

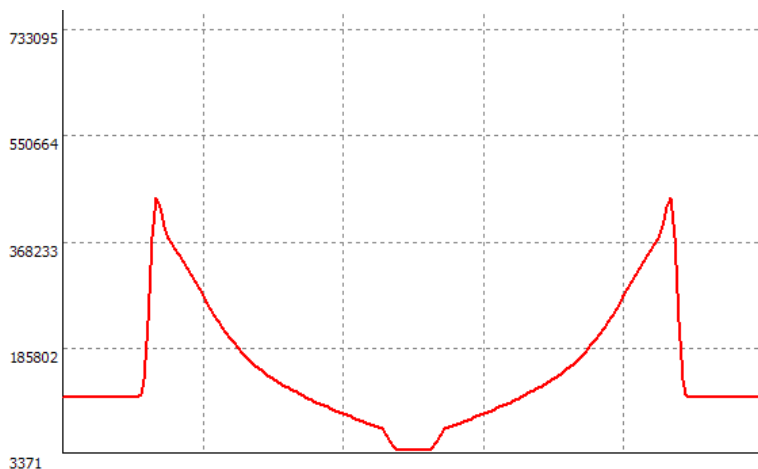


Рисунок 55. Профиль давления ударной волны

Можно также посмотреть на поле давления ударной волны в виде трехмерного графика. Для этого включаем режим построения трехмерных графиков нажатием кнопки , обводим четырехугольную область вокруг ударной волны и получаем следующий трехмерный график (рисунок 56). Этот трехмерный график можно покрутить и рассмотреть со всех сторон.

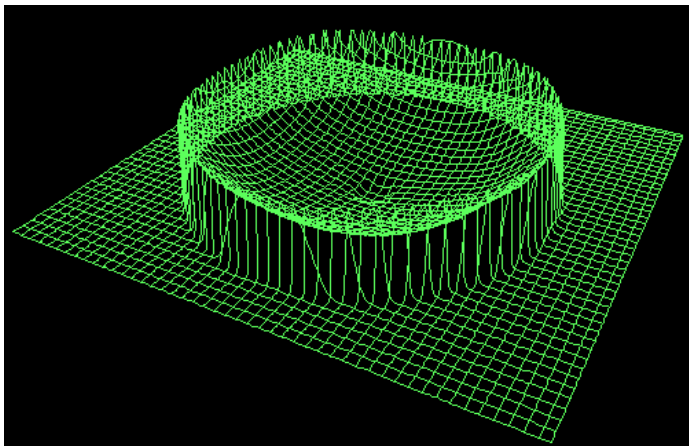


Рисунок 56. Трехмерный график поля давления ударной волны

Посмотрим теперь на модуль скорости взрывной волны (рисунок 57). Интересно, что максимальная скорость также соответствует максимальному давлению во фронте волны. Скорость течения воздуха там достигает 394 м/с.

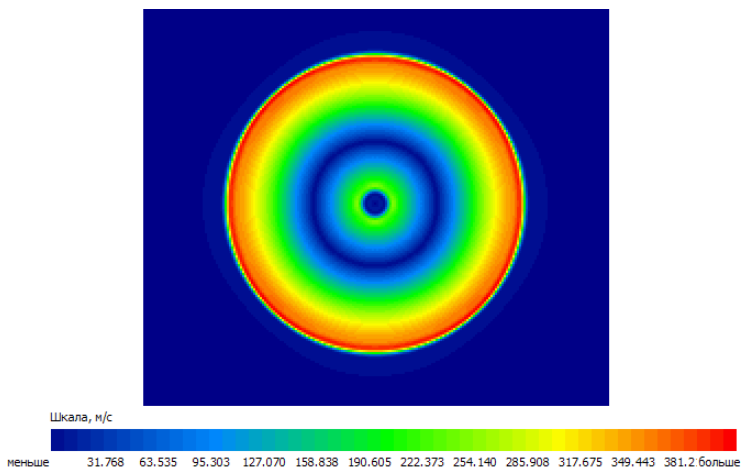


Рисунок 57. Поле модуля скорости

Интересно, что на рисунке мы наблюдаем два кольца с большими скоростями: широкое кольцо, включающее в себя фронт ударной волны, и маленькое кольцо (зеленого цвета) вблизи эпицентра взрыва. Как будет показано ниже (рисунок 58), второе маленькое кольцо повышенных скоростей соответствует возвратному течению воздуха, где воздух стремится к центру.

Далее рассмотрим плотность воздуха (рисунок 58). Максимальная плотность, как и следовало ожидать, соответствует фронту ударной волны. В центре круга величина плотности значительно меньше, чем плотность воздуха, не затронутого волной.

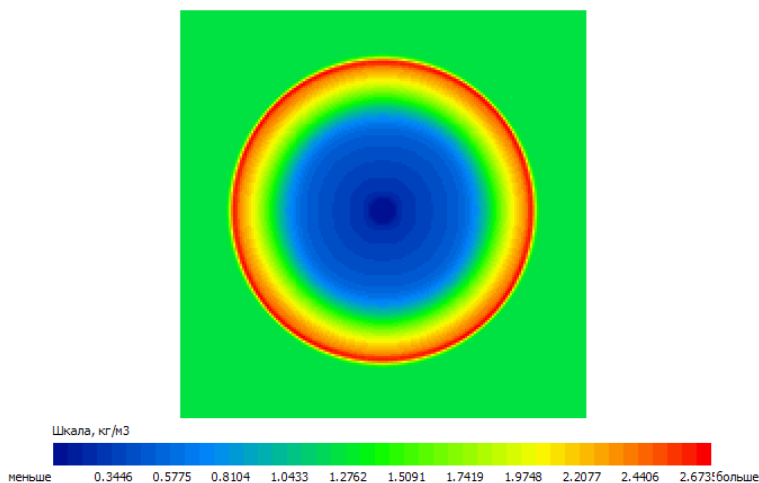


Рисунок 58. Поле плотности воздуха в области распространения ударной волны

Посмотрим температуру (рисунок 59). Максимальная температура осталась ближе к центральной области, однако в самом центре ее величина вследствие разрежения упала более чем в три раза (с 3000 К до 840 К). Также повышение температуры наблюдается в области повышенного давления ударной волны.

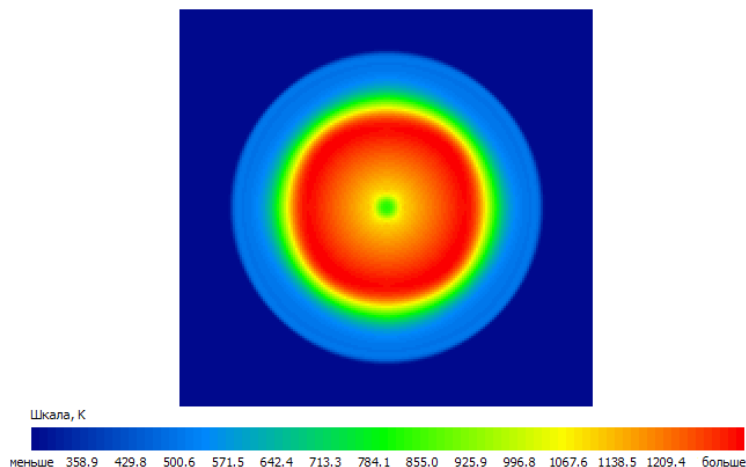


Рисунок 59. Поле температуры в области распространения ударной волны

На рисунке 60 изображен трехмерный график температуры. Видно, что распространяющийся в пространстве скачок температуры в ударной волне имеет тот же характер, что и скачок давления.

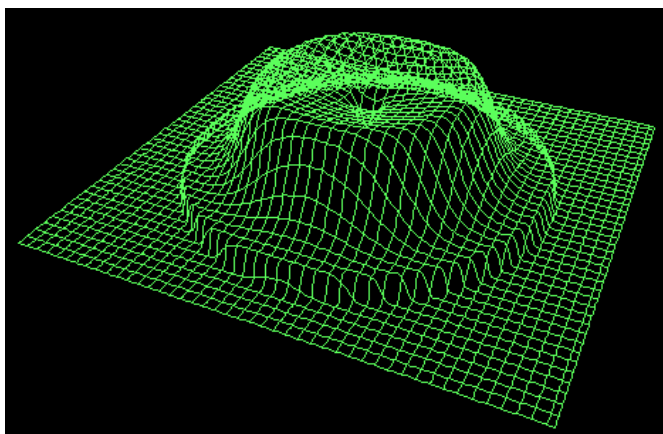


Рисунок 60. Трехмерный график поля температуры в области распространения ударной волны

Также можно посмотреть на вектора скорости.

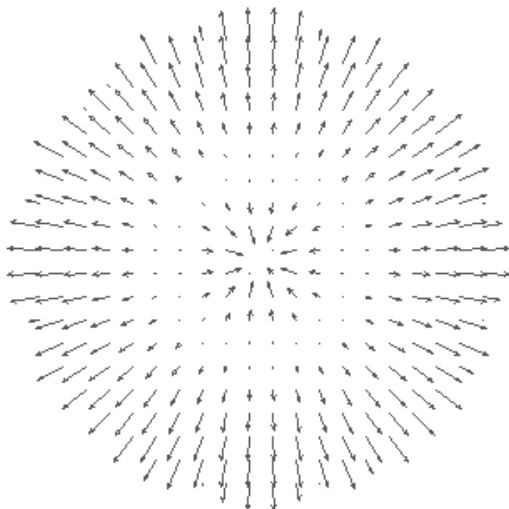


Рисунок 61. Поле векторов скорости в области распространения ударной волны

Есть возможность одновременно наблюдать за эволюцией трехмерных графиков давления, скорости, плотности и температуры.

Рассмотрим теперь процесс распространения ударной волны в динамике. В какой-то момент времени давление в эпицентре взрыва становится меньше атмосферного. Распространение в пространстве волны разрежения сопровождается с разворотом векторов скорости, которые имели направления из середины эпицентра вовне, в обратную сторону. Когда воздух, накапливаясь в центре, ликвидирует разрежение, там снова начинает расти давление, что приводит к новой волне сжатия, выходящей из центра взрыва. Только мощность этой вторичной волны намного меньше, чем первой (рисунок 62).

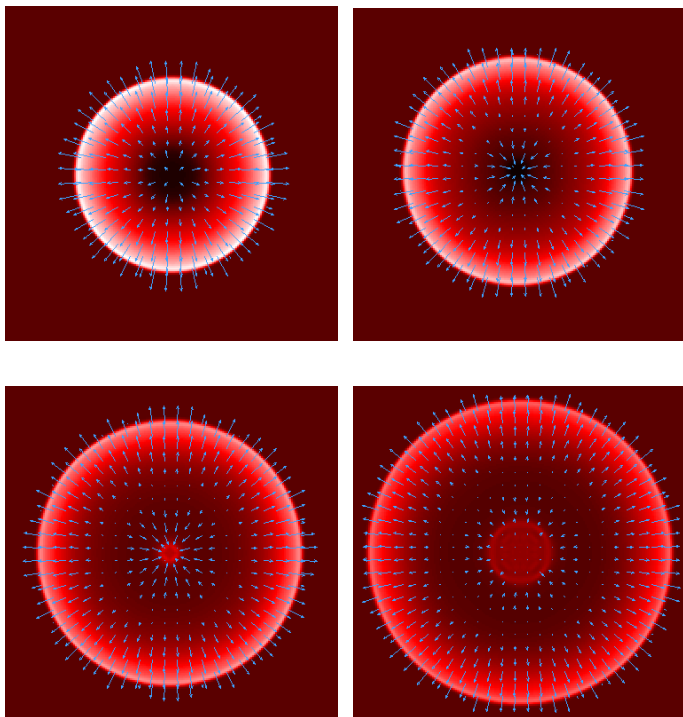


Рисунок 62. Поле давления с наложенным на него полем векторов скоростей при распространении двумерной ударной волны

6.2 Моделирование взаимодействия двумерной ударной волны с твердым предметом

Теперь посмотрим, как ударная волна взаимодействует с твердыми предметами. Для этого в Editor вблизи области повышенного давления рисуем твердый четырехугольник. В Solver запускаем расчет, начинается распространение ударной волны. Видим, как при соприкосновении фронта ударной волны с твердым телом происходит резкий скачок

давления. Именно этот скачок давления обуславливает разрушающую силу ударной волны (рисунок 63).

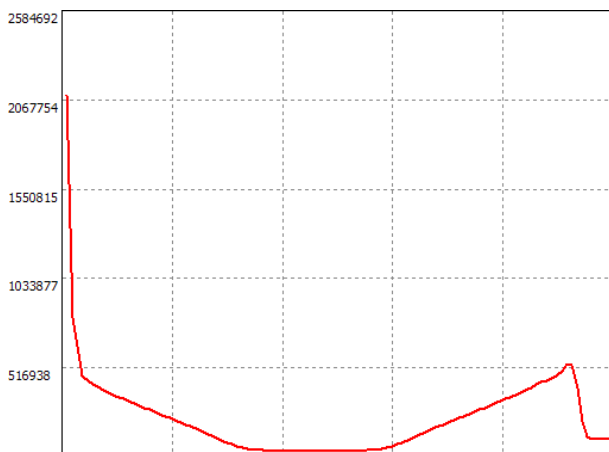
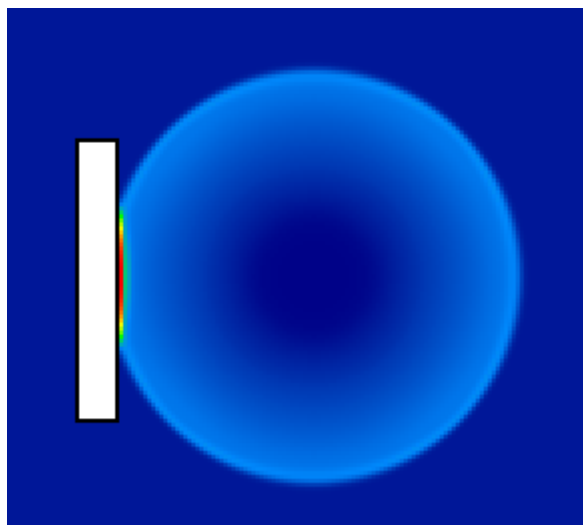


Рисунок 63. Изообласти и график давления, показывающие, насколько возрастает величина давления при встрече ударной волны с твердой преградой

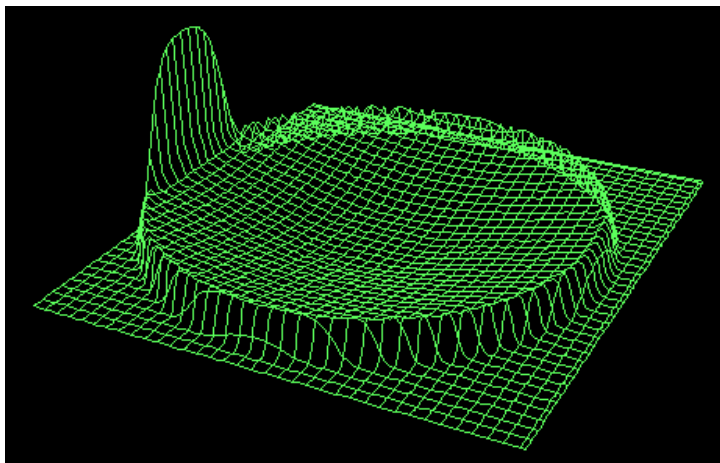
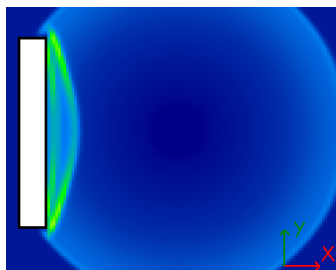


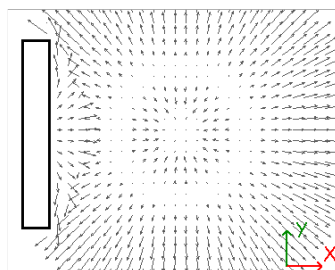
Рисунок 64. Трехмерный график поля давления при встрече ударной волны с твердой преградой

Можно посмотреть взаимодействие ударной волны и твердой стенки по графикам профиля давления. Из графиков наглядно видно, что соприкосновение фронта ударной волны с преградой вызывает повышение давления в четыре раза.

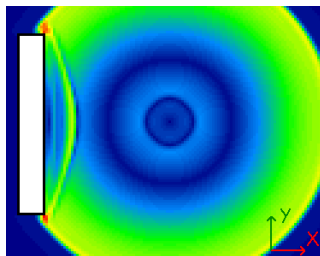
Затем идет отражение волны, вектора скорости разворачиваются в обратную сторону. Воздух, несшийся со скоростью 334 м/с при встрече с твердой преградой развернулся в обратную сторону.



(a)



(б)



(в)

Рисунок 65. Отражение ударной волны от твердой стенки:
а) поле давления; б) поле векторов скорости; в) поле модуля скорости

6.3 Моделирование трехмерной ударной волны

Моделирование трехмерных ударных волн можно проводить аналогичным образом. Так как трехмерный расчет занимает гораздо больше времени, расчетные грани кубической расчетной области целесообразно взять меньшими по количеству расчетных ячеек, чем в случае двумерного расчета. Для этого в Editor создаем трехмерное расчетное пространство (100×100×100 ячеек) и рисуем сферическую область повышенного давления. В сечении, проходящем через центр сферы, область повышенного давления будет выглядеть следующим образом (рисунок 66):

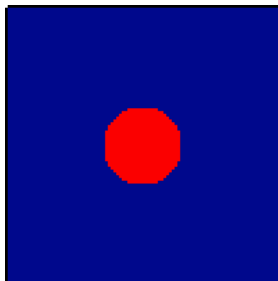


Рисунок 66. Поле давления в начальный момент времени в сечении, проходящем через центр сферы повышенного давления ($Y = 50$, что означает 50-ый слой расчетных ячеек по оси y)

Далее в Solver запускаем расчёт. Остановим расчет на 300-ом расчетном шаге.

В данный момент времени перед нами двумерное сечение трехмерной ударной волны. Ее трехмерную структуру мы можем рассмотреть, пролистывая двумерные сечения или с помощью перемещения плоскости трехмерного профиля (рисунок 67 а, б, в).

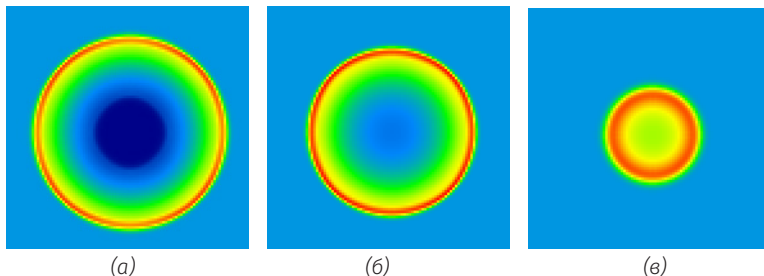
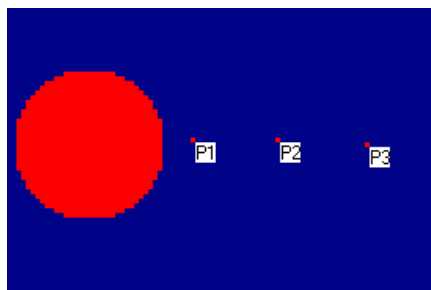


Рисунок 67. Поле давление в области распространения трехмерной ударной волны, изображенное в трех сечениях:
а) в сечении, проходящем через центр взрыва ($Y = 50$);
б) в сечении $Y = 72$ (72-ой слой ячеек по оси y); в) в сечении $Y = 84$

Можно также пролистывать плоскости векторов. Есть и возможность одновременно рассматривать профиль давления, температуры, плотности и так далее.

Задав несколько точек для регистрации параметров, можно отследить, как меняется в них давление при прохождении через них ударной волны (рисунок 68).



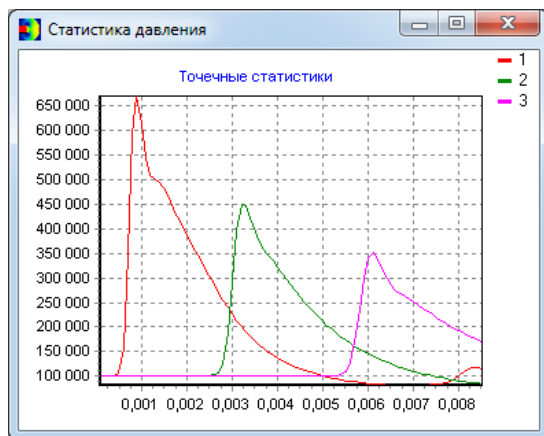


Рисунок 68. Задание контрольных точек и получение в них графиков точечных статистик, отображающих изменение значения давления в этих точках с течением времени

С помощью программного комплекса StartFlow можно решать очень интересные прикладные задачи, например, виртуальное тестирование защитных сооружений от ударных волн, или моделирование глушения при выстреле из огнестрельного оружия. Моделирование глушения выстрела рассмотрено в следующем разделе.

6.4 Задания для самостоятельного выполнения

1. Смоделируйте взрывы с одним давлением в начальный момент времени, например, тем, которое приведено в этом разделе, – 2584692 Па, но с разными плотностями и температурами. Обратите внимание на то, как меняется характер эволюции поля температуры в этих случаях. Предлагаются для расчета три варианта начальной плотности и температуры в эпицентре взрыва (при одинаковом давлении $P = 2584692$ Па): $T = 4000$ К, $r = 2,25$ кг/м³; $T = 1500$ К, $r = 6$ кг/м³; $T = 288$ К, $r = 31,25$ кг/м³. Постройте для всех трех вариантов трехмерные графики температуры и сравните их.

Попробуйте подобрать такое соотношение плотности и температуры, чтобы в районе эпицентра взрыва температура стала равной температуре окружающей среды 288 К.

2. Смоделируйте ситуацию взрыва возле военного окопа. Расчетная схема представлена на рисунке 69. Предлагаемый размер расчетной области – 300×250 ячеек. Открытые границы расчетной области нужно задать ячейками типа «Opening».

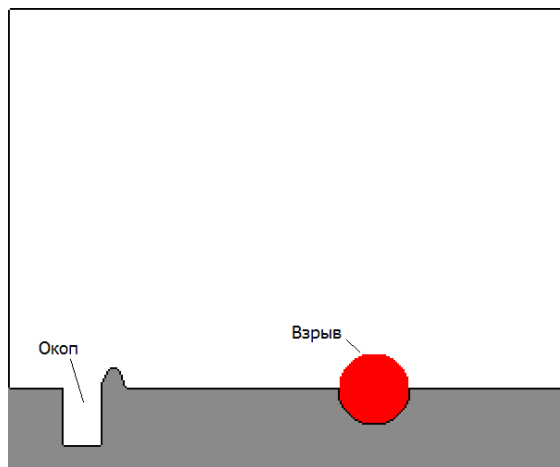


Рисунок 69. Схема расположения окопа и эпицентра взрыва

Оцените эффективность защиты солдат от взрывной волны. Для этого измерьте давление во фронте ударной волны в нескольких точках окружности с радиусом, равным расстоянию от эпицентра взрыва до средней линии окопа. Также измерьте давление ударной волны в самом окопе.

Так как нас в данном случае интересует ударная волна, дошедшая от эпицентра взрыва до окопа, то отражениями волны от открытых границ расчетной области можно пренебречь, так как они не скажутся на измерениях уровня давления в интересующих нас точках.

Сравните удар на тело человека, стоящего перед окопом и в окопе. Для этого доработайте расчетную область так, как показано на рисунке 70.



Рисунок 70. а) человек перед окопом; б) человек в окопе

3. Смоделируйте ситуацию взрыва возле защитного неразрушаемого забора. Схема расположения забора приведена на рисунке 71. Предлагаемый размер расчетной области – 350*250 ячеек. Открытые границы расчетной области нужно задать ячейками типа «Opening».

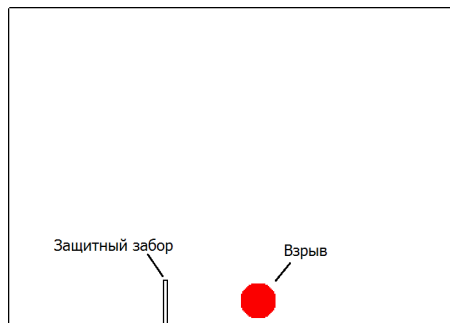


Рисунок 71. Схема расположения защитного забора и эпицентра взрыва

Оцените эффективность защиты забора от взрывной волны, вычислите соотношение давления во фронте взрывной волны и давление за забором для одного и того же момента времени.

Оцените, какой защитный эффект даст установка нескольких неразрушаемых заборов.

4. Сравните взаимодействие ударной волны с твердыми предметами различной формы и характер отражения волны от них. Варианты геометрии твердых тел приведены на рисунке 72. При проведении сравнительного анализа расстояние от эпицентра взрыва до твердого тела задайте одинаковым для всех этих вариантов. Все границы по периметру расчетной области задайте ячейками типа «Opening».

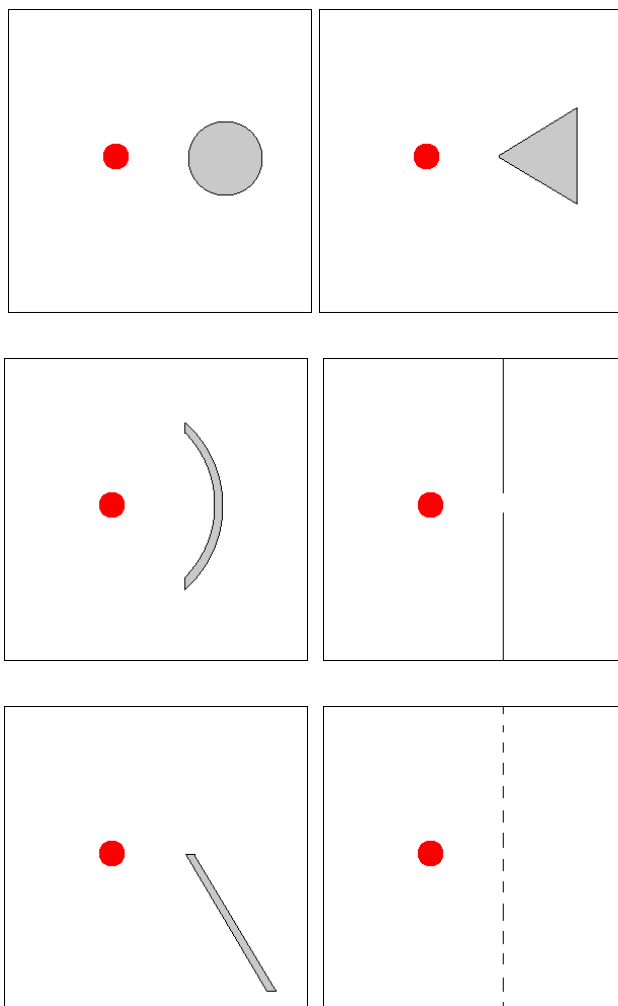


Рисунок 72. Взаимодействие ударной волны с твердыми телами различной формы

Изучите, какой скачок давления будет иметь место при соприкосновении ударной волны с твердым телом. Посмотрите эволюцию трехмерного графика поля давления.

Изучите изменение поля скорости при взаимодействии ударной волны и твердой поверхности.

5. Изучите зависимость мощности ударной волны от плотности среды, в которой она распространяется. Взяв за основу тот взрыв, который был смоделирован в начале этого раздела, измените давление окружающего воздуха до следующих величин: 200000 Па (давление, в два раза превышающее атмосферное), 101320 Па (атмосферное давление) и 10000 Па (в десять раз меньше атмосферного).

Постройте график уменьшения давления во фронте взрывной волны по мере ее распространения и аналогичный график уменьшения ударной силы волны, то есть того давления, которое возникает при встрече волны с твердым препятствием.

Сравните поле скоростей всех трех вариантов ударных волн. В каком из случаев достигаются максимальные скорости воздуха?

6. Смоделируйте прохождение ударной волны через область газа с пониженной плотностью. Для того, чтобы задать область газа с пониженной плотностью, нужно установить в этой области повышенную температуру, а значение давления оставить равным значению атмосферного давления.

На рисунке 73 показано два варианта геометрического расположения зон воздуха с низкой плотностью.

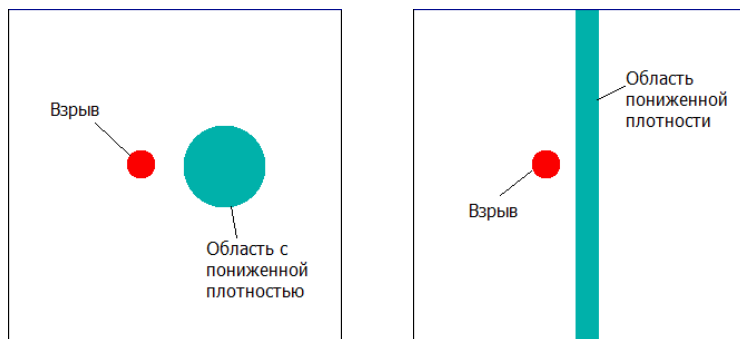


Рисунок 73. Прохождение ударной волны через область воздуха с пониженной плотностью

В области пониженной плотности задайте температуру равной 1000 К. Изучите, как меняется давление, скорость и температура во фронте ударной волны, когда она достигает участка разреженного воздуха.

7. В предыдущем задании рассматривалось прохождение ударной волны через область газа с пониженной плотностью. В этом же задании изучите прохождение волны через зону газа с повышенной плотностью. Повышенной плотности добейтесь заданием низкой температуры 120 К (в шкале Цельсия это будет равно минус 153 °С) и атмосферного давления. Проведите численный эксперимент для двух случаев, изображенных на рисунке 73, только вместо областей с пониженной плотностью задайте области с повышенной плотностью.

8. Смоделируйте взрыв летящего со сверхзвуковой скоростью снаряда. Для этого при задании начальных условий в эпицентре взрыва (как это показано на рисунке 52) задайте скорость движения газа в области повышенного давления. Рассмотрите несколько расчетных случаев с разными скоростями полета снаряда: 1) 300 м/с; 2) 600 м/с; 3) 900 м/с; 4) 1500 м/с; 5) 2000 м/с. Проанализируйте, как отражается движение газа в эпицентре взрыва на эволюцию полей температуры и модуля скорости.

7. Глушение выстрела

В данном разделе книги рассматривается моделирование процесса глушения звука выстрела. Причиной возникновения мощного хлопка при выстреле является выход из ствола ударной волны, образовавшейся после взрыва порохового заряда. Глушитель представляет собой «ловушку» для этой ударной волны. На рисунке 74 показан глушитель в разрезе.



Рисунок 74. Глушитель в разрезе

Это один из большого количества вариантов глушителей. Механизм работы глушителя мы определим путем проведения вычислительного эксперимента. Все расчеты будем проводить по следующей схеме. Сначала проводим моделирование выхода ударной волны из ствола без глушителя (рисунок 75 а).

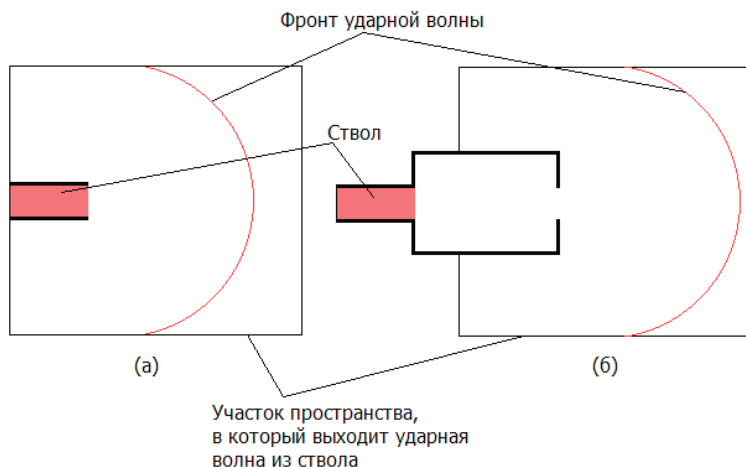


Рисунок 75. Расчетная схема для определения механизма работы глушителя выстрела

Для того, чтобы сгенерировать ударную волну пороховых газов, в стволе задаем область повышенного давления и температуры. Вокруг ствола должен находиться участок пространства, соответствующий области атмосферы, в которую ударная волна выходит из ствола. Когда ударная волна пройдет определенное расстояние, как это будет показано ниже, останавливаем расчет и измеряем давление во фронте ударной волны, тем самым определяя ее мощность. Потом к этому же самому стволу с теми же параметрами газа в нем пририсовываем камеру глушителя (рисунок 75 б). Пространство, соответствующее атмосфере, сдвигаем ближе к выходу из глушителя так, чтобы ударная волна при выходе из него могла пройти то же самое расстояние, как и при выходе из ствола без глушителя. Далее запускаем расчет, который показывает, как ведет себя ударная волна при прохождении камеры глушителя. Когда волна пройдет то же самое расстояние, которое она прошла, выйдя из простого ствола, останавливаем расчет. Измеряем давление во фронте ударной волны и сравниваем его с давлением, получившимся из предыдущего

расчета (без глушителя), определяя, насколько оно уменьшилось. Степень уменьшения давления во фронте ударной волны покажет эффективность конструкции глушителя.

7.1 Моделирование выстрела из ствола в двумерной постановке

Для начала смоделируем процесс выстрела в двумерной постановке для того, чтобы посмотреть на качественном уровне на то, что будет в процессе него происходить.

В программе Editor создаем двумерную расчетную область (примерно 300×200 ячеек), выбираем тип области: «Расчетная с границами». Далее нам нужно нарисовать ствол, для этого выбираем прямоугольник без заливки и рисуем прямоугольный контур ствола (рисунок 76 а и б). Затем меняет тип ячеек с типа «Wall» на тип «Gas», выбираем прямоугольник с заливкой и с помощью него убираем переднюю торцевую стенку ствола (рисунок 76 в, г).

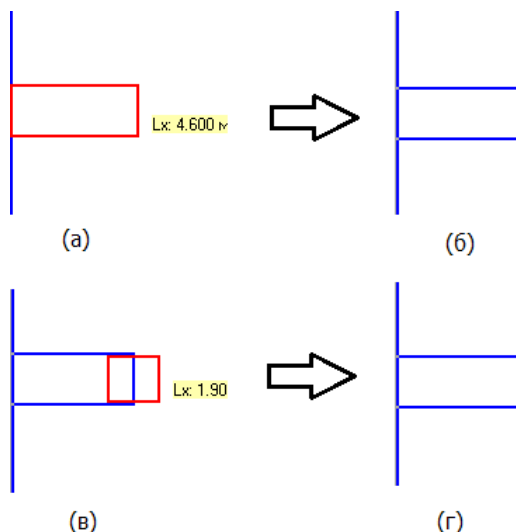


Рисунок 76. Рисование двумерного ствола

Далее выбираем режим редактирования граничных условий и с помощью прямоугольника с заливкой рисуем в стволе область повышенного давления (рисунок 77).

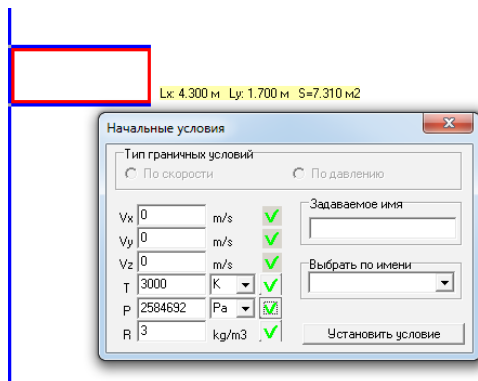


Рисунок 77. Задание параметров газа в стволе

Задаем нулевые скорости, температуру задаем равной 3000 K, плотность газа задаем равной 3 кг/м^3 . Нажав на кнопку , расположенную напротив строки для задания давления, мы вычисляем его величину. Давление получилось равным 2584692 Па, что соответствует 25,5 атм. Далее нажимаем кнопку «Установить условие». На рисунке 78 показано поле давления в стволе и вокруг него в начальный момент времени.

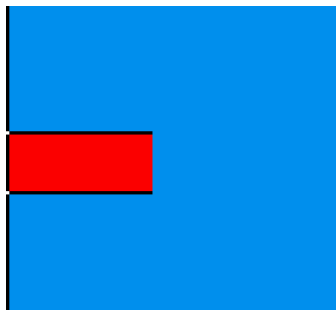


Рисунок 78. Давление в стволе в начальный момент времени

Сохраняем файл геометрии, так как он нам еще понадобится, когда к стволу мы будем пририсовывать глушитель. Сохраняем файл с расчетными данными и переходим в программу Solver, включая в ней режим отображения давления. Запускаем расчет. Видим, как ударная волна выходит из ствола и начинает распространяться в пространстве. Остановим расчет (рисунок 79).

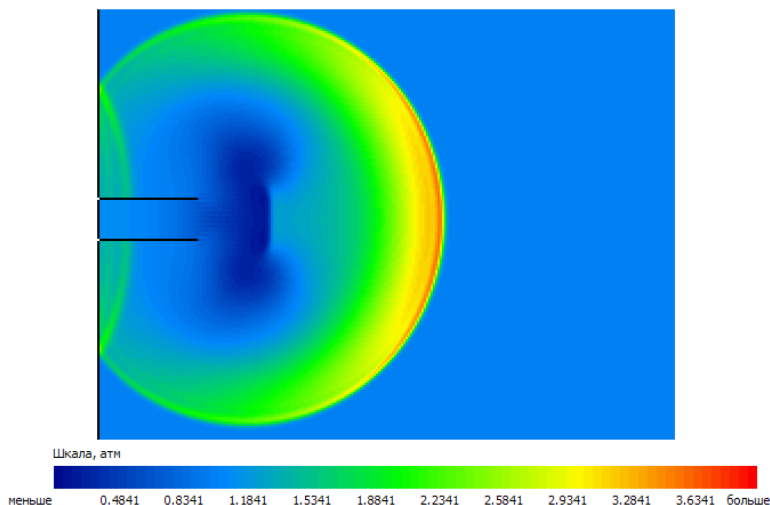


Рисунок 79. Поле давления при выходе ударной волны из ствола

Из рисунка видно, что в полости ствола область высокого давления полностью исчезла, образовав сферическую ударную волну. Фронт ударной волны имеет разную интенсивность в зависимости от направления. Максимальная интенсивность фронта достигается в направлении выстрела. Именно эта ударная волна и порождает громкий хлопок, сопровождающий выстрел.

Для интереса можем посмотреть на модуль скорости (рисунок 80 а), вектора скорости (рисунок 80 б), температуру (рисунок 80 в), плотность (рисунок 80 г).

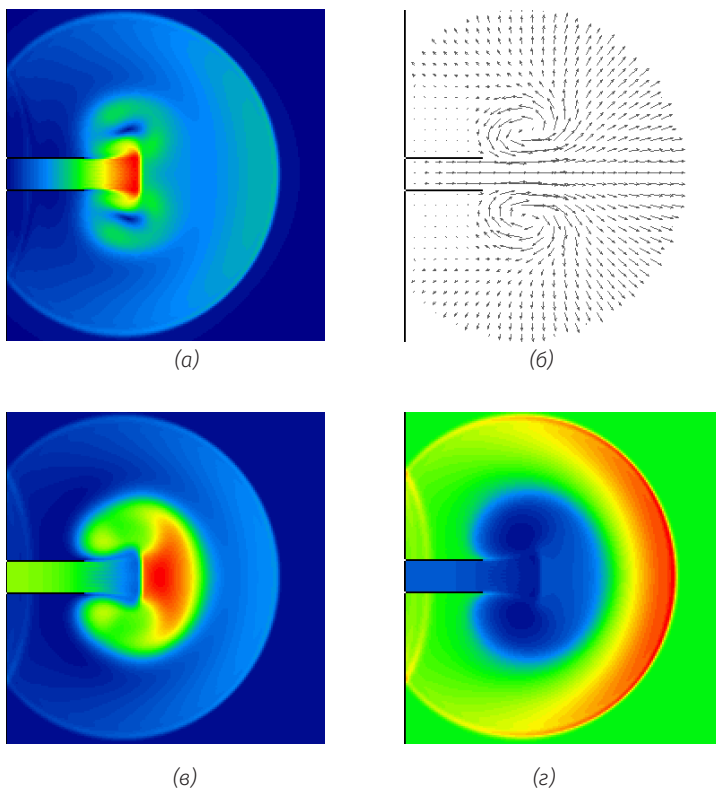


Рисунок 80. Другие поля газодинамических параметров при выходе ударной волны из ствола: а) модуль скорости; б) вектора скорости; в) температура; г) плотность

7.2 Моделирование процесса глушения в двумерной постановке

Теперь с помощью вычислительного эксперимента определим механизм шумоглушения при выстреле. Для этого пририсует к стволу глушитель, который представляет из себя канал с увеличенным по сравнению со стволом диаметром проходного сечения. Для этого в программе

Editor выбираем прямоугольник без заливки, переходим в режим редактирования границ и рисуем перед стволом прямоугольник (рисунок 81 а, б). Затем прямоугольником с заливкой и типом ячеек «Gas» убираем ненужные перегородки (рисунок 81 в, г).

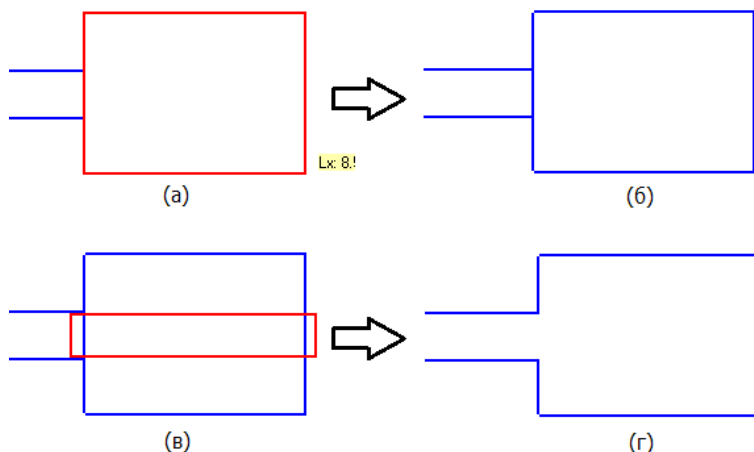
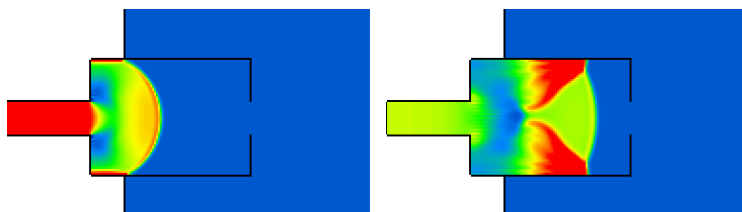


Рисунок 81. Рисование глушителя

При переходе в Solver запускаем расчет. Видим, как ударная волна, выходя из ствола и попадая в полость глушителя, расширяется и начинает отражаться от стенок (рисунок 82). Подходя к выходу глушителя, ударная волна не выходит целиком из полости глушителя: значительная ее часть остается в нем и начинает переотражаться от его стенок.



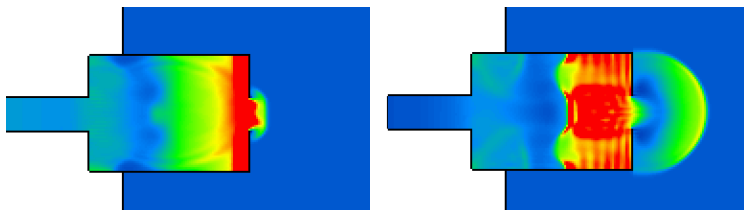


Рисунок 82. Поле давления при распространении ударной волны в камере глушителя и выходе из него

Остановим расчет тогда, когда ударная волна, выйдя из глушителя пройдет то же расстояние, что и выйдя из ствола в предыдущем примере (моделирование выстрела без глушителя). На рисунке 83 изображена ударная волна после выхода ее из глушителя в той же цветовой шкале, что и на рисунке 79, где изображен выстрел без глушителя.

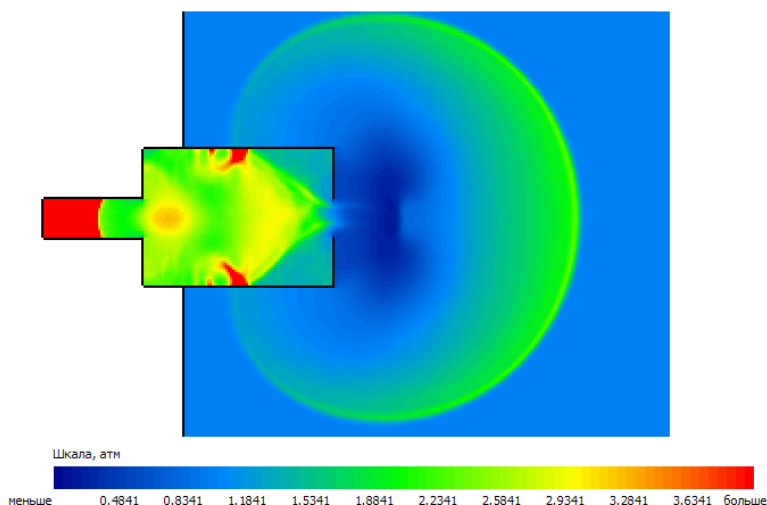


Рисунок 83. Поле давления при выходе ударной волны из глушителя

Из рисунка 83 видно, что область высокого давления в стволе и камере глушителя не исчезла. Благодаря

расширению при входе в камеру глушителя и последующему за ним сужению, расположенному на выходе из глушителя, часть ударной волны не покинула полость ствола и шумоглушающей камеры. Эта часть ударной волны так и осталась переотражаться от стенок, и в дальнейшем ее выход в открытое пространство будет осуществляться небольшими порциями. Часть ударной волны, которой удалось выйти из глушителя, имеет существенно пониженную мощность. Это и является главным механизмом шумоглушения при выстреле.

Теперь сравним силу ударных волн в этих случаях. Видим, что в задаче без глушителя ударная волна имеет большую интенсивность, давление во фронте ударной волны составляет 3,5 атм. Давление во фронте волны, вышедшей из глушителя, составляет 2,3 атм. Увеличивая объем глушащей камеры, располагая в ней дополнительные отражающие перегородки, можно существенно увеличить степень снижения давления во фронте ударной волны.

7.3 Моделирование глушения выстрела в трехмерной постановке

А теперь смоделируем процесс глушения выстрела в трехмерной постановке, и дадим количественную оценку степени глушения.

Для уменьшения числа расчетных ячеек рассмотрим только четверть ствола. Радиус ствола зададим равным 10 ячейкам, длина ствола, как и в двумерном случае, соответствует 43 ячейкам. Сначала мы будем моделировать процесс распространения ударной волны из ствола без глушителя. Затем пририсует глушитель, изменив при этом размер расчетной области и убрав лишние расчетные ячейки для сокращения времени расчета (как и в двумерном случае).

Создаем первоначальную трехмерную расчетную область размерами 150×100×100 ячеек (по осям x , y , z соответственно). После создания трехмерной области мы оказываемся в сечении по оси Y , при этом ось ствола совпадает

с осью X. Поэтому в этом сечении мы задаем интервал рисования ствола (рисунок 84 а) и после отпускания левой кнопки мыши выбираем плоскость, в которой мы будем рисовать четверть ствола (рисунок 84 б).

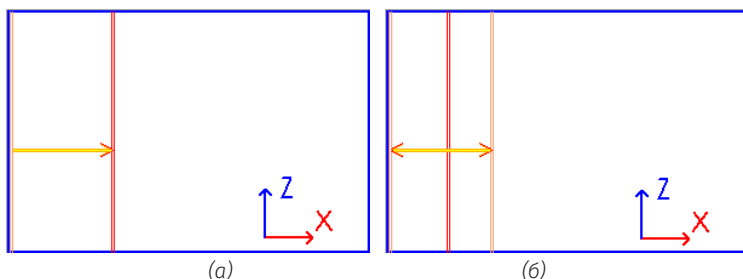


Рисунок 84. Задание интервала рисования ствола: а) задание непосредственно интервала, то есть с какого по какое сечение будет рисоваться цилиндр ствола; б) задание плоскости в которой будет рисоваться окружность цилиндра

После задания сечения для рисования мы оказываемся в этом сечении (рисунок 85 а), выбираем примитив окружность без заливки, ставим курсор мыши на нижний левый угол и рисуем окружность радиусом 10 ячеек (рисунок 85 б, в)

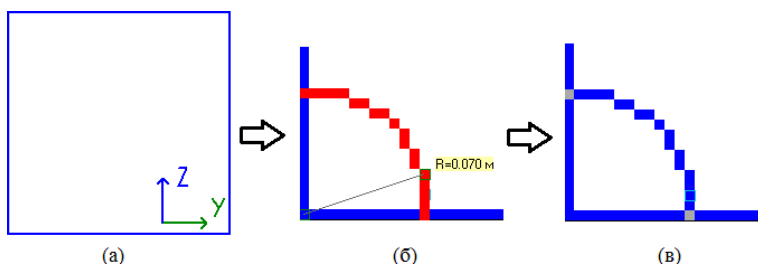


Рисунок 85. Рисование окружности для четверти цилиндра ствола

В результате мы получили следующую трехмерную область (рисунок 86).

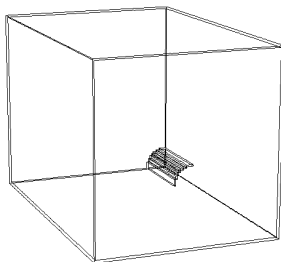


Рисунок 86. Трехмерная область с четвертью ствола

Теперь нам нужно задать область высокого давления в стволе для генерации ударной волны выстрела. Для этого переходим в режим редактирования граничных условий. Выбираем примитив «заливка по контуру в плоскости»

(кнопка ) и осуществляем заливку «начальным условием» пространства внутри ствола. При нажатии левой кнопки мыши в пространстве внутри ствола появится окно ввода параметров (рисунок 87), в котором мы заполняем значения газодинамических параметров в стволе.

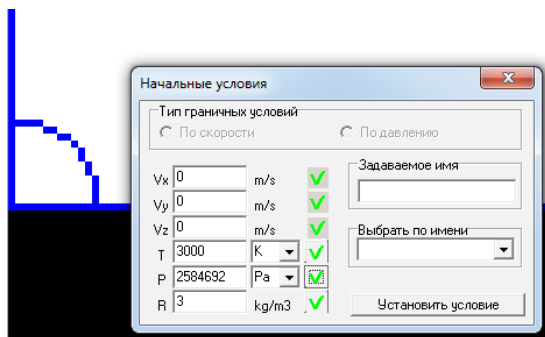


Рисунок 87. Заливка внутреннего пространства ствола начальным условием

Теперь, если мы включим отображение поля давления, то область повышенного давления внутри ствола будет

окрашена в красный цвет (рисунок 88 а). Если на панели «Сечения» в строке напротив кнопки «Y» мы напишем цифру 2 и нажмем на кнопку «Y» (вторая плоскость, перпендикулярная оси Y), то окажемся в плоскости XZ, проходящей вдоль оси ствола (рисунок 88 б). Видим, что давление повышено вдоль всей длины ствола.

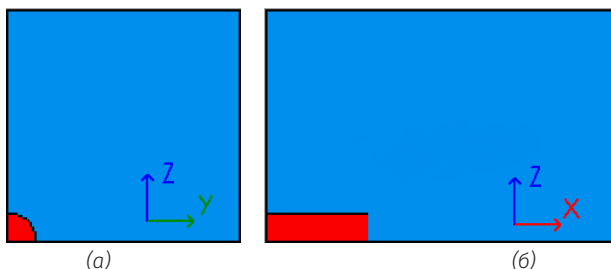


Рисунок 88. Отображение области повышенного давления в полости внутри ствола: а) в сечении перпендикулярном оси ствола; б) в сечении вдоль оси ствола

Данную расчетную геометрию можно сохранить в файле «выстрел без глушителя.rgm», который в последствии нам пригодится для моделирования трехмерного выстрела без глушителя. Также сохраняем расчетную область в файле «выстрел без глушителя.lpd».

Теперь продолжаем рисование глушителя. Для этого в плоскости XZ с номером 2 задаем интервал для глушителя (рисунок 89 а) и плоскость рисования (рисунок 89 б).

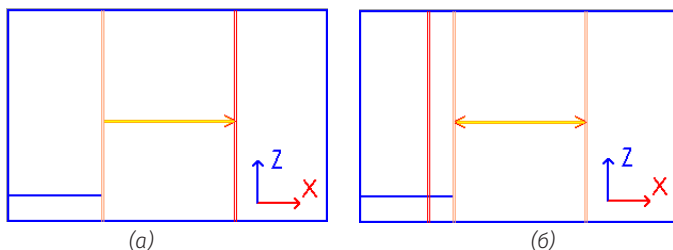


Рисунок 89. а) установка интервала редактирования; б) задание плоскости рисования

После задания интервала редактирования мы оказываемся в плоскости редактирования, в которой нужно нарисовать четвертинку окружности глушителя (рисунок 90).

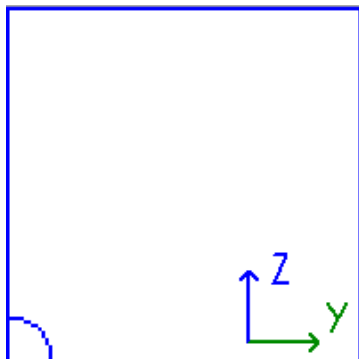


Рисунок 90. Плоскость рисования, которая автоматически появляется после задания ее в процедуре задания интервала рисования

Снова выбираем окружность без заливки и рисуем четверть глушителя. Сохраняя пропорции диаметра ствола и диаметра глушителя такими же, как они были в двумерной задаче, рисуем окружность глушителя с диаметром в 39 ячеек.

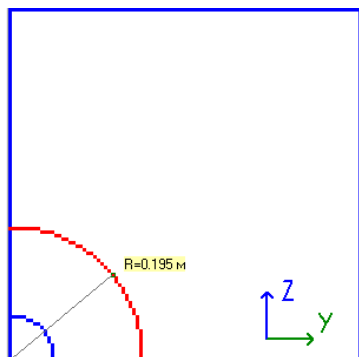


Рисунок 91. Рисование четвертинки окружности шумоглушителя

Так как плоскость рисования окружности не лежит в интервале рисования, то после отпускания кнопки мыши красная линия окружности просто исчезнет. Но это не значит, что боковая круглая стенка глушителя не нарисована – она нарисована в заданном интервале, в чем можно убедиться в окне трехмерного вида расчетной области (рисунок 92).

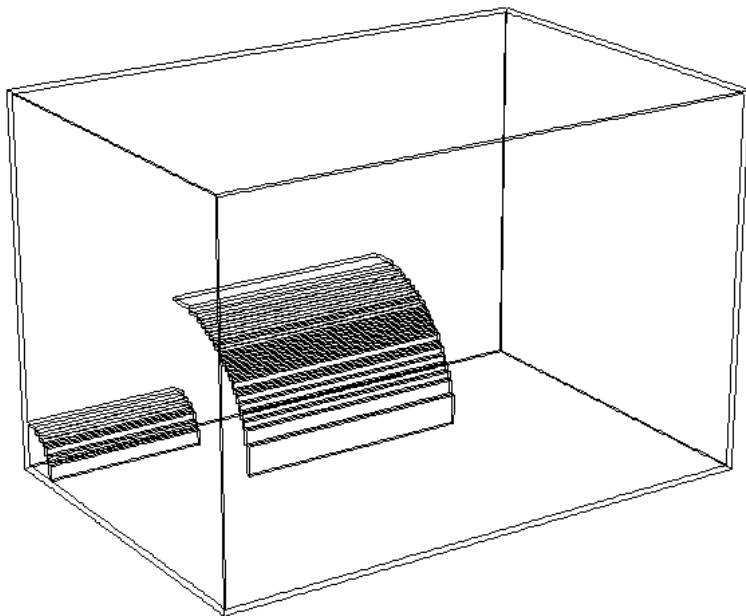


Рисунок 92. Трехмерное изображение расчетной области, после того как нарисована круглая стенка шумоглушающей камеры

Теперь нам надо создать торцевые стенки глушителя, однако центральный канал, соответствующий каналу ствола, должен быть пустым. Для этого зафиксируем тип ячеек, соответствующих каналу ствола. Выбираем из списка типов ячеек тип «Fix» (фиксирующий тип), выбираем окружность с заливкой и закрашиваем ей объем ствола (рисунок 93).

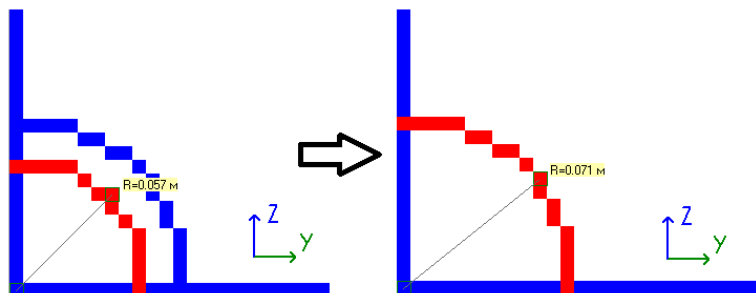


Рисунок 93. Фиксирование объема ствола

Далее переходим в сечения, соответствующие торцевым стенкам глушителя, и рисуем торцевые стенки. Для этого сначала переходим в плоскость ZX (перпендикулярную оси Y) с номером 2 (рисунок 94).

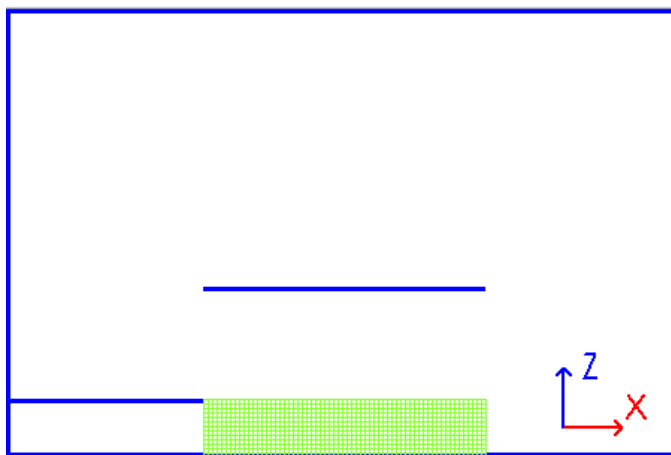


Рисунок 94. Плоскость XZ или $Y = 2$, на которой видна зафиксированная внутренняя часть, соответствующая продолжению пространства ствола

Далее надо перейти в плоскость, соответствующую задней торцевой стенке шумоглушающей камеры. Для этого

выбираем режим вертикального сечения (кнопка ) , наводим линию вертикального сечения на плоскость задней торцевой стенки и нажимаем левую кнопку мыши (рисунок 95).

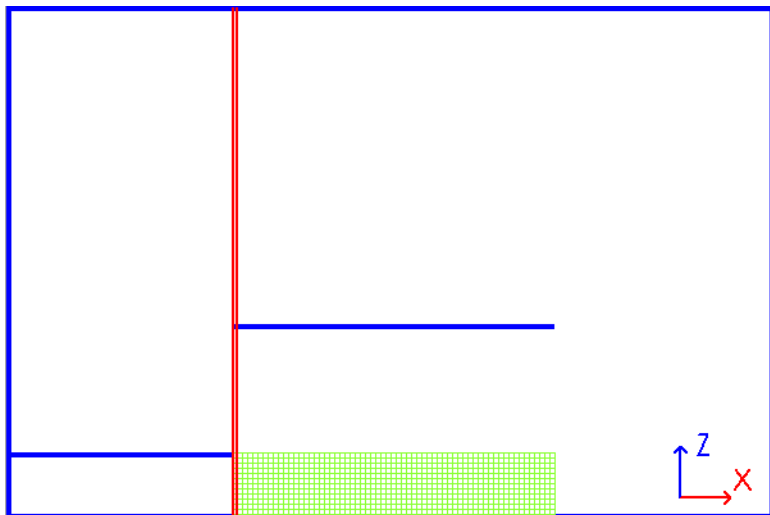


Рисунок 95. Выбор плоскости задней торцевой стенки

На рисунке 96 а показана плоскость задней торцевой стенки камеры, в которую мы переместились. Теперь нам обязательно нужно отключить интервал рисования, с тем, чтобы имелась возможность рисования только в текущей плоскости. Для этого нажимаем на кнопку , которая переводит в режим рисования по глубине и устанавливает глубину рисования равной единице. Далее выбираем примитив «окружность с заливкой» и рисуем окружность с таким же радиусом, как и боковая стенка шумоглушающей камеры (рисунок 96 б). В итоге мы получаем заднюю торцевую стенку камеры (рисунок 96 в), а полость ствола осталась незатронутой благодаря ее фиксированию.

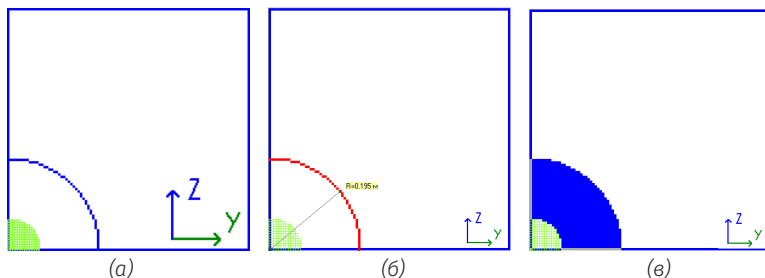


Рисунок 96. Рисование задней торцевой стенки

Теперь возвращаемся в плоскость вдоль оси ствола. Это можно сделать с помощью кнопки , которая возвращает к предыдущему сечению, или с помощью кнопки «Y», в строке напротив которой написано значение 2. В этой плоскости в режиме вертикального сечения выбираем плоскость, соответствующую передней торцевой стенке шумоглушающей камеры. (рисунок 97).

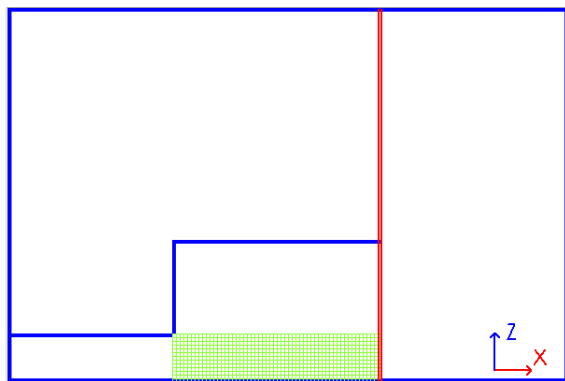


Рисунок 97. Выбор плоскости передней торцевой стенки

После того, как мы оказываемся в выбранной плоскости, необходимо выполнить те же действия, что и при рисовании задней торцевой стенки (рисунок 96 а, б, в). После

того, как передняя торцевая стенка нарисована, вид ствола с глушителем в плоскости вдоль оси ствола ($Y = 2$) будет иметь следующий вид (рисунок 98):

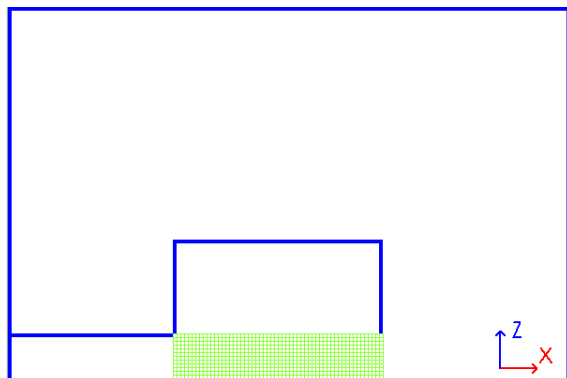


Рисунок 98. Вид ствола с глушителем в плоскости, проходящей через ось ствола

В результате этого у нас получилась вот такая трехмерная расчетная область (рисунок 99).

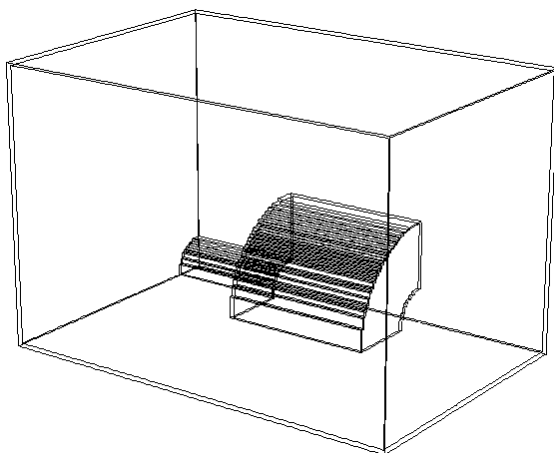


Рисунок 99. Трехмерный вид расчетной области ствола с глушителем.

Данную расчетную геометрию сохраняем в файле «выстрел с глушителем.rgm». Также сохраняем расчетную область в файле «выстрел с глушителем.lpd».

Переходим в программу Solver и запускаем расчет. Из-за того, что в трехмерном случае расчетных ячеек намного больше, расчет идет заметно медленнее, чем в двумерном случае.

7.4 Задания для самостоятельного выполнения

1. Проведите расчет выстрела с глушителем и без него в трехмерной постановке, как это показано выше.

2. На рассмотренном примере моделирования шумоглушения в двумерной постановке проанализируйте, как изменится степень шумоглушения (отношение давлений во фронте ударной волны без глушителя и с ним) при увеличении плотности и соответственно давления в стволе.

2. Проанализируйте, насколько сильно влияет увеличение длины шумоглушающей камеры на эффективность шумоглушения (в двумерной постановке). На рисунке показана исходная длина шумоглушающей камеры (рисунок 100 а) и удлиненный ее вариант (рисунок 100 б).

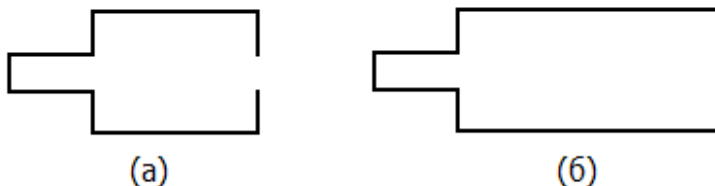


Рисунок 100. Анализ эффективности шумоглушения в зависимости от длины шумоглушающей камеры: а) исходная конструкция; б) удлиненная камера

3. Проанализируйте влияние увеличения диаметра шумоглушающей камеры на эффективность шумоглушения. На рисунке показана исходная конструкция шумоглушающей

камеры (рисунок 101 а) и конструкция камеры с увеличенным диаметром (рисунок 101 б).

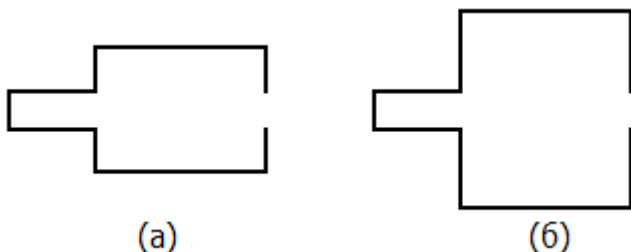
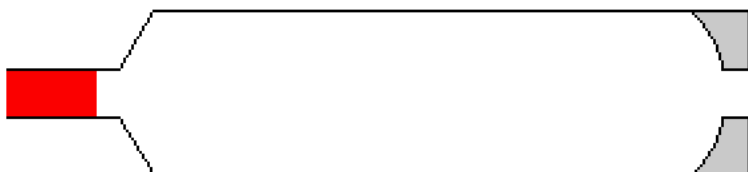
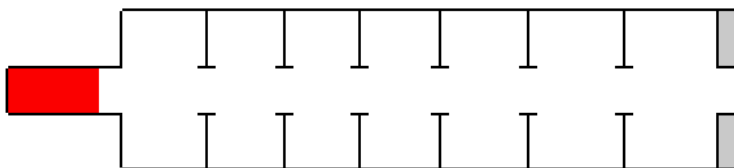


Рисунок 101. Анализ эффективности шумоглушения в зависимости от диаметра шумоглушащей камеры: а) исходная конструкция; б) камера с увеличенным диаметром

4. Проанализируйте с точки зрения эффективности шумоглушения следующие варианты конструктивных исполнений шумоглушащих камер, используемых при создании глушителей (рисунок 102):



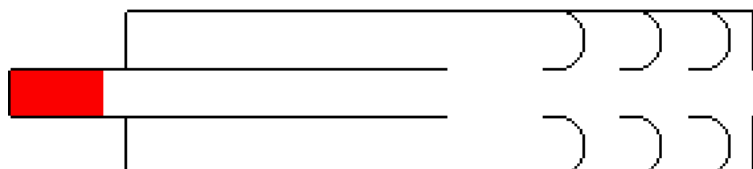
а) Глушитель с рефлектором-отражателем



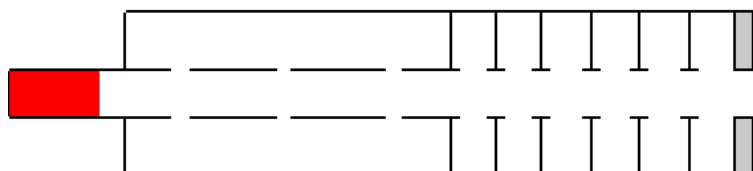
б) Многокамерный глушитель



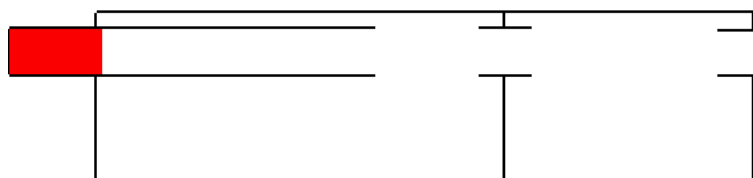
в) Глушитель с отклонением потока



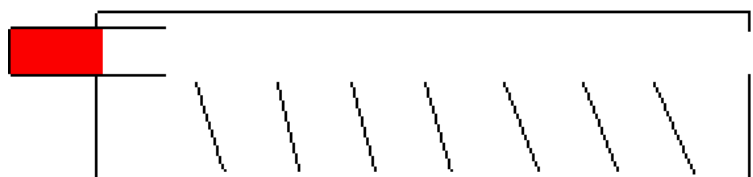
г) Глушитель с завихрением потока



д) Глушитель с предварительным отводом пороховых газов из канала ствола



е) Двухкамерный эксцентрический глушитель



ж) Эксцентрический глушитель с отклонением потока

Рисунок 102. Конструкции глушителей

С целью объективного сравнения для всех вариантов используйте одинаковый объем газа с повышенным давлением, который генерирует ударную волну.

5. Проведите численный эксперимент в трехмерной постановке по определению эффективности многокамерного глушителя, изображенного на рисунке 103. С целью экономии вычислительных ресурсов трехмерный расчет проводите для четверти конструкции, вид которой при рисовании ее в StartFlow показан на приведенном ниже рисунке.

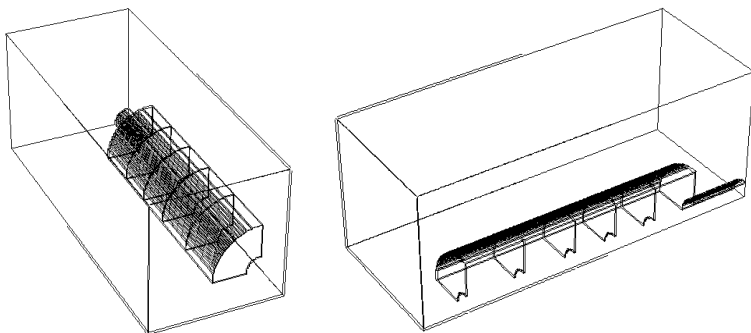


Рисунок 103. Изображение трехмерной расчетной области четверти многокамерного глушителя

6. Проведите в трехмерной постановке вычислительный эксперимент по определению эффективности эксцентрического глушителя с отклонением потока, двумерная схема которого показана на рисунке 102 ж. С целью экономии вычислительных ресурсов трехмерный расчет проводите для половинки конструкции, так как только половинка является симметричной составляющей всей конструкции. Вид половинки конструкции, для которой необходимо провести расчет, показан на рисунке 104.

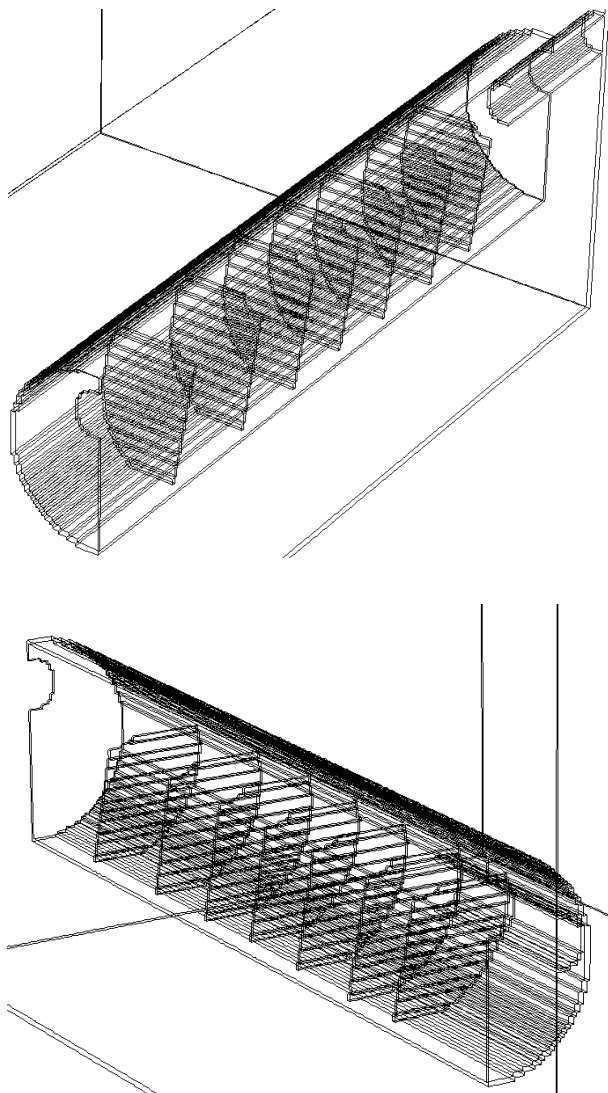


Рисунок 104. Трехмерное изображение половинки эксцентрического глушителя с отклонением потока

5. Более точные исследования процессов, происходящих при разгоне пули, показывают, что пуля разгоняется не под воздействием постоянной силы, а толчками, причиной которых является хождение ударных волн по стволу. Поэтому имеет смысл проанализировать работу глушителя при прохождении через него нескольких ударных волн. На рисунке 105 показана расчетная схема ствола, в котором нарисованы две области повышенного давления и плотности, которые служат источником четырех ударных волн.

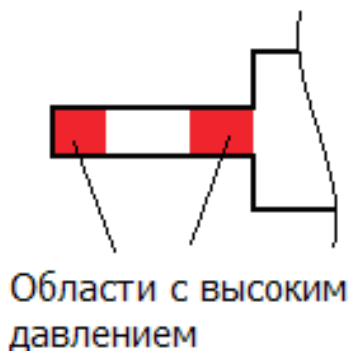


Рисунок 105. Ствол с двумя областями высокого давления

Смоделируйте процесс выхода этих ударных волн из ствола без глушителя и с глушителем, оцените глушащий эффект.

8. Взрывы вулканов

8.1 Извержения реальных вулканов

Из теории вулканов известно, что вулкан – это место дегазации земной коры. На рисунке 106 приведено схематичное изображение строения вулкана.

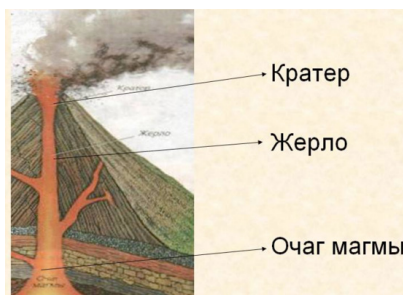


Рисунок 106. Строение вулкана

Магма в магматическом очаге находится под давлением. Здесь уместно сравнение с газированным напитком, находящимся в закрытой бутылке. Когда бутылка резко открывается, из нее вырывается газ вперемешку с жидкостью. Так и магма, вышибая «пробку вулкана» и выходя наружу, высвобождает находящийся в ней вулканический газ, который выбрасывается вверх в атмосферу иногда на несколько километров.

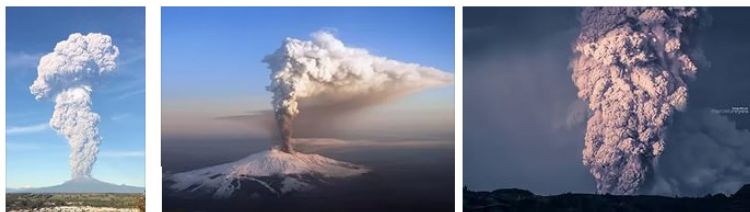


Рисунок 107. Выброс вулканических газов

Газ, извергаемый вулканом, содержит много твердых частиц вулканического пепла, что приводит к образованию всем известных серых клубов дыма.

Наша задача смоделировать не все процессы, происходящие при извержении вулкана, а только лишь выброс газа. Поэтому мы не будем учитывать наличие в газе вулканического пепла и выброс магмы. Нами рассматривается вулкан, извергающий из себя чистый газ.

Все вулканы отличаются друг от друга по своим свойствам, поэтому и их извержения так сильно отличаются друг от друга. На рисунке 108, где изображены столбы дыма и вулканического пепла, показаны вулканы с преимущественным выбросом газа. Именно этот тип вулканов мы и будем моделировать. Другие же вулканы, наоборот, извергают очень мало газов, но зато из них изливается очень много магмы.

8.2 Вычислительный эксперимент по моделированию извержения вулкана

Сразу следует отметить, что полноценного моделирования извержения вулкана мы не получим, поскольку для моделирования всех турбулентных процессов, происходящих при формировании сложной структуры клубов дыма, нужны огромные вычислительные ресурсы, которыми не обладает даже самый мощный суперкомпьютер. Поэтому с научной точки зрения в ходе вычислительного эксперимента мы будем моделировать некую лабораторную установку, которая имитирует работу вулкана. Задавая различные свойства вулкана, мы будем получать совершенно различные картины выброса горячих газов из жерла вулкана и струйных течений (в том числе и сверхзвуковых течений). На рисунке 108 показан пример выброса высокотемпературного газа из вулкана с низким давлением в очаге.

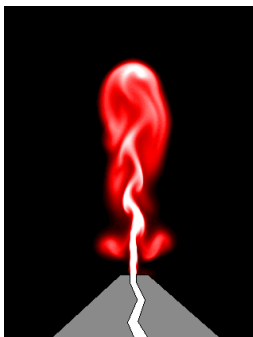


Рисунок 108. Поле температуры при выбросе высокотемпературного газа из вулкана с низким давлением в очаге

Совершенно другая картина будет при взрыве вулкана с высоким давлением в очаге. На рисунке 109 показаны поля давления в разные моменты времени при образовании ударной волны, которая генерируется после того, как сжатые газы вырываются из жерла вулкана.

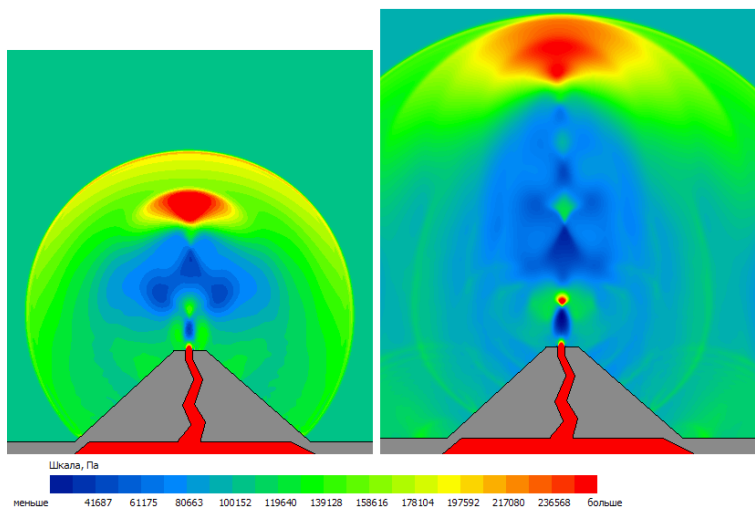


Рисунок 109. Поле давления при извержении вулкана с большим давлением в очаге

Как видно из рисунка 109, характер взрывной волны вулкана существенно отличается от простого взрыва или выстрела, которые рассматривались в предыдущих разделах. Высокое давление в очаге вулкана приводит к формированию сверхзвуковой струи, для которой характерно образование скачков давления – чередующихся областей повышенного и пониженного давления. Если мы построим график давления по вертикальной линии, начинающейся от жерла вулкана, и заканчивающейся областью перед фронтом волны, то получим следующую картину (рисунок 110):

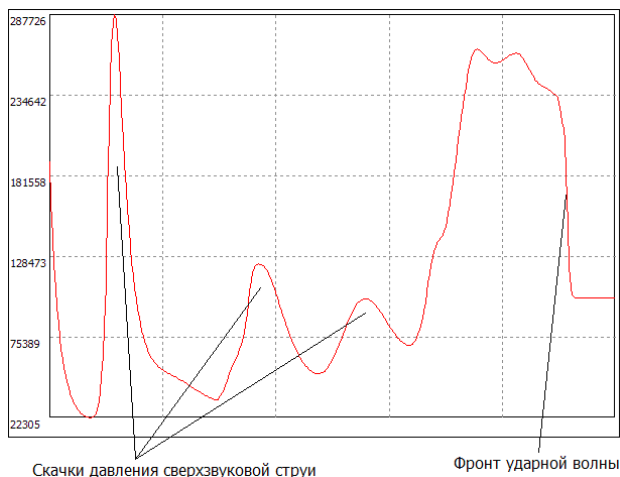


Рисунок 110. График давления вдоль сверхзвуковой струи

В правой части графика, где находится фронт ударной волны, мы видим обширную область повышенного давления, которая соответствует концу сверхзвукового потока. На рисунке 109 можно увидеть эту область в верхней части ударной волны. В левой части графика – скачки давления, обусловленные особенностью сверхзвукового течения газа. Если посмотреть на модуль скорости, то мы увидим образование так называемых «бочек сверхзвуковой струи». На рисунке 111 а показано поле модуля скорости газов, вырывающихся из вулкана. Бочкообразная форма границы высокоскоростного потока образует структуру, по своей форме похожую на цепь.

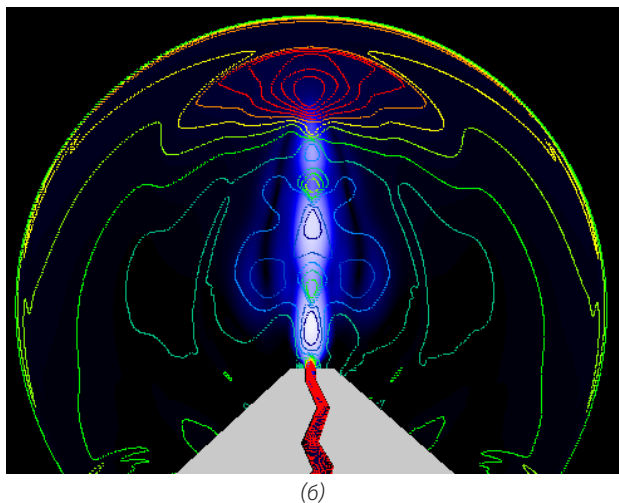
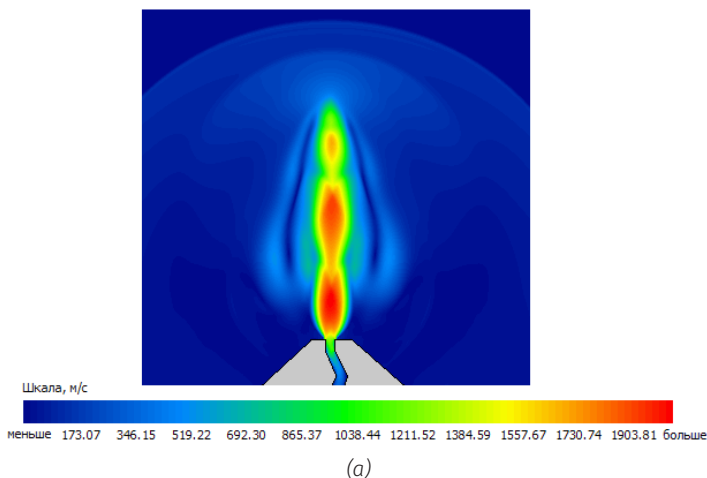


Рисунок 111. Поле модуля скорости при формировании и эволюции сверхзвуковой струи газов, вырывающихся из вулкана

В программном комплексе StartFlow есть возможность одновременного отображения сразу нескольких газодинамических параметров. На рисунке 111 б одновременно

изображены поле модуля скорости (изообласти в цветовой шкале «черный-синий-белый») и изолинии поля давления (в шкале «синий-зеленый-красный»). Такое одновременное изображение этих двух параметров дает понимание, как в сверхзвуковой струе связаны между собой модуль скорости и давление. Из рисунка 111 б видно, что области струи с высокими скоростями соответствует область с низким давлением и наоборот. Также отчетливо видно, что в том месте, в которое «упирается» сверхзвуковая струя, возникает область с самым большим давлением.

8.3 Задания для самостоятельного выполнения

1. Смоделируйте взрыв вулкана в двумерной постановке.

Конечно, полноценного моделирования извержения вулкана мы не получим, но сможем дать качественную оценку процессов, происходящих при взрыве вулкана. Расчетная схема приведена на рисунке 112.

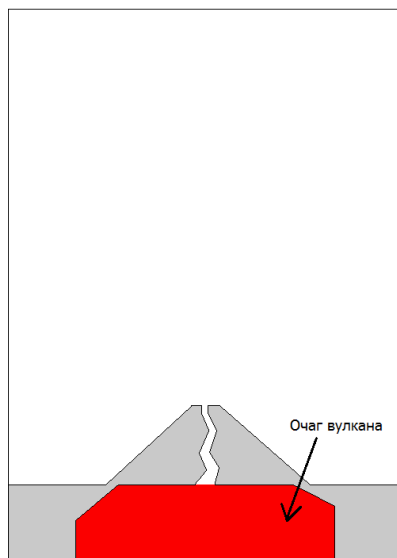


Рисунок 112. Расчетная схема вулкана

Давление газа под вулканом задайте равным 2000000 Па (~20 атм), температура 3000 К. Размеры расчетной области задайте 500 на 800 ячеек. При определении величины расчетного шага по времени выберите тип течения «Трансзвуковое или сверхзвуковое». Расчет проводите до тех пор, пока струя горячего газа не достигнет верхней границы расчетной области. Так как расчет будет очень громоздким, то для наглядности создайте кадры видеоролика для эволюции полей температуры, скорости и давления. То, как сделать и проиграть видеоролик, подробно рассказывается в теоретическом курсе по использованию пакета 1, доступном на сайте visualmathstart.ru. Также создание видеоролика рассматривается в разделе, посвященном моделированию нестационарных процессов обтекания твердых тел.

Обратите внимание на то, как распространяется ударная волна при выходе газов из жерла вулкана, какие она имеет отличия от ударных волн, которые были рассмотрены ранее. Несмотря на то, что, как показано на расчетной схеме (рисунок 112), границам расчетной области в атмосфере соответствуют ячейки типа «Opening», все равно будет иметь место частичное отражение профилей ударных волн от этих границ. Если хотите избежать отражения от боковых границ, то боковые границы надо просто удалить от вулкана, а расчет остановить до того, как ударная волна успеет дойти до границы.

2. Уменьшите давление газа под вулканом до 200000 Па (~2 атм). Посмотрите, как это скажется на эволюции поля температуры. По результатам моделирования создайте видеоролик эволюции поля температуры.

3. При давлении газа под вулканом 1000000 Па (~10 атм) уменьшите примерно в шесть раз объем резервуара под вулканом, как показано на рисунке 113.

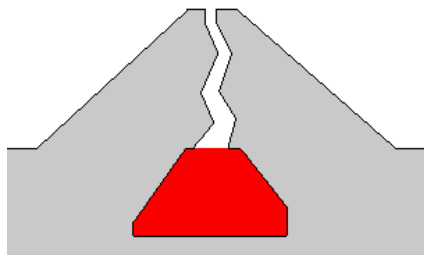


Рисунок 113. Уменьшенный объем резервуара под вулканом

Тем самым будет уменьшено время истечения. Посмотрите, как изменится характер истечения горячих газов из вулкана. По результатам моделирования создайте видеоролик эволюции поля температуры.

4. В вулкане с уменьшенным объемом (рисунок 113) измените давление на 400000 Па (~4 атм). Посмотрите, как это скажется на характере истечения газа. По результатам моделирования создайте видеоролик эволюции поля температуры.

5. Очень часто мощь взрыва вулкана обусловлена тем, что разогретые до высокой температуры взрывоопасные газы в жерле вулкана взаимодействуют с кислородом. В результате этого взаимодействия возникает мощный взрыв.

Смоделируем ситуацию такого взрыва. В качестве исходной расчетной геометрии возьмем геометрию вулкана с уменьшенным объемом резервуара.

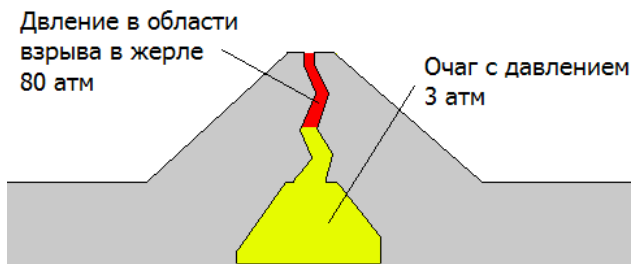


Рисунок 114. Схема вулкана со взрывом в жерле

Изменяя уровень давления в области взрыва и в очаге, а также меняя размеры и геометрию области взрыва, можно получать совершенно различные по своим свойствам выбросы газа. Можно изменить геометрию жерла, увеличив проходное сечение вблизи кратера, что будет имитировать разрушение горной породы взрывом. По результатам моделирования создайте видеоролик эволюции поля температуры.

6. Нарисуйте вулкан с несколькими жерлами при исходном объеме газа под вулканом (рисунок 115) и смоделируйте его взрыв.

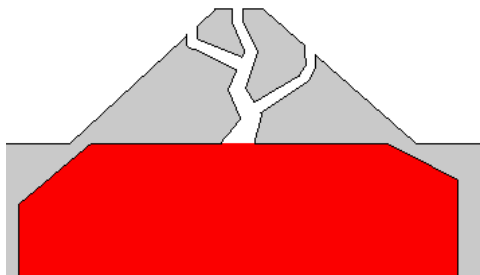


Рисунок 115. Вулкан с тремя жерлами

Обратите внимание на то, как взаимодействуют ударные волны между собой, и на то, как это взаимодействие сказывается на других газодинамических параметрах. По результатам моделирования создайте видеоролик эволюции поля температуры.

7. Объем, в котором находится газ под вулканом, может иметь сложную форму. Рассмотрим случай, когда давление в жерле вулкана низкое, а в дальних полостях очага высокое, как показано на рисунке 116. В момент начала извержения газ из жерла начинает вырываться в атмосферу, а газ из полостей с повышенным давлением вырывается в жерло вулкана.

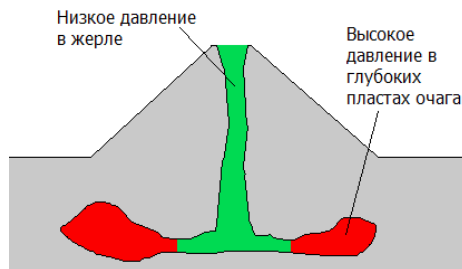


Рисунок 116. Объем газа под вулканом со сложной геометрией

Температуру в полостях вулкана задайте равной 3000 К.

Смоделируйте взрыв такого вулкана для следующих трех вариантов:

а) Низкое давление – 400000 Па (~4 атм), высокое – 2000000 Па (~20 атм);

б) Низкое давление – 400000 Па (~4 атм), высокое – 1000000 Па (~10 атм);

в) Низкое давление – 200000 Па (~2 атм), высокое – 600000 Па (~6 атм);

По результатам моделирования создайте видеоролик эволюции поля температуры.

9. Нестационарное обтекание предметов

Обтекание твердого тела потоком воздуха или жидкости представляет собой сложный процесс, который в большинстве случаев приводит к такому явлению, как турбулентность. Напомним, что при ламинарном обтекании тел газ перемещается слоями без перемешивания и пульсаций.

Ламинарное обтекание тел реализуется либо при низких скоростях обтекания, либо при высокой вязкости жидкости, либо при таком сочетании этих двух факторов, когда так называемое число Рейнольдса имеет небольшое значение. Число Рейнольдса является безразмерной характеристикой течения и вычисляется по формуле:

$$Re = V \cdot L / \eta, \quad (3)$$

где L – характерный размер области течения (в нашем случае под ним можно понимать размер обтекаемого тела), V – скорость течения, η – вязкость жидкости или газа.

В большинстве случаев, которые мы наблюдаем в своей жизни, за телом, обтекаемым потоком воздуха или жидкости, появляется турбулентный режим течения. Причиной мощного вихреобразования за обтекаемым телом является неустойчивость самого процесса обтекания. Например, всем хорошо известен вид развевающегося на ветру флага. Флаг будет «трепетать» при любой силе ветра, причем, чем ветер сильнее, тем колебания полотнища флага будут более частыми. Причиной «трепетания» флага являются вихри воздуха, возникшие при его обтекании.



Рисунок 117. Флаг, обдуваемый сильным ветром

В данном разделе книги будет рассмотрено моделирование процессов неустойчивого обтекания твердых тел, приводящего к вихреобразованию и турбулентному течению.

9.1 Моделирование нестационарного обтекания

Итак, рассмотрим задачу обтекания потоком воздуха наклоненной пластины в двумерной постановке. В программе Editor создаем двумерную расчетную область размерами 400 на 100 ячеек, тип области выбираем «расчетная», тип течения – дозвуковое (при размере расчетной ячейки 0,01 м шаг по времени составит 0,0000001 с). Рекомендации по размерам расчетной области приводятся в количестве расчетных ячеек, так как именно это количество определяет разрешающую способность сетки и подбирается так, чтобы достичь компромисса между точностью расчета и временем его проведения.

Визуализировать вихревое течение можно с помощью векторов и с помощью «подкрашивания» воздушных потоков. Для подкрашивания потоков воздуха мы будем использовать температуру этого воздуха, поэтому обтекаемую пластину мы сделаем горячей. Выбираем для этого тип ячеек «ThermalWall», и рисуем пластину, как это показано на рисунке 118.



Рисунок 118. Рисование обтекаемой пластины.

За пластиной заведомо оставляем много места, для того, чтобы за ней в процессе расчета в следствие неустойчивости обтекания и срыва потока образовалась «турбулентная дорожка». Далее задаем на пластине температуру, равную 2000 K.

Пластина обдувается потоком воздуха слева направо, поэтому на левой границе области организуем вход воздуха, присвоив ячейкам тип «Inlet» («вход»), а на правой границе установим выход потока воздуха, присвоив ячейкам тип «Outlet». Далее на входе задаем скорость воздуха 10 м/с, температуру воздуха 288 K. На выходе задаем атмосферное давление. Далее устанавливаем начальное условие о том, что весь воздух в объеме движется со скоростью 10 м/с (рисунок 119).

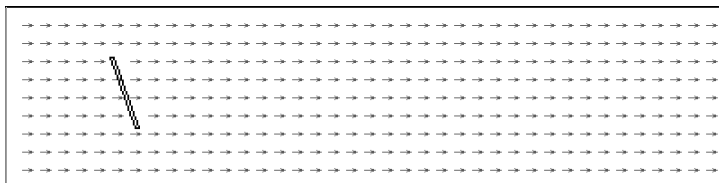


Рисунок 119. Начальное поле скоростей

Сохраняем файл геометрии с расчетным файлом и запускаем программу Solver. Для моделирования нестационарного обтекания пластины придется просчитать процесс для длительного промежутка времени. Если характерное время распространения ударных волн в пространстве составляет сотые или десятые доли секунды, то в процессах обтекания характерное время образования вихрей и распространения в пространстве температуры, снятой с обтекаемого тела,

составляет несколько секунд. Поэтому расчеты обтекания тел намного более громоздкие, чем расчеты ударных волн, и для наглядного представления развития процесса обтекания с течением времени лучше всего создать видеоролик. О том, как это делается, вкратце будет рассказано ниже.

9.2 Создание видеороликов в StartFlow

Видеоролик в StartFlow представляет из себя набор картинок в формате .bmp, которые с помощью программы SF BmpVideoPlayer просматриваются в виде ролика. Для его создания нужно проделать следующие шаги:

а) Перед тем, как запустить расчет, нужно настроить периодическое сохранение полей тех газодинамических параметров, по которым впоследствии будет сделан ролик (рисунок 120).

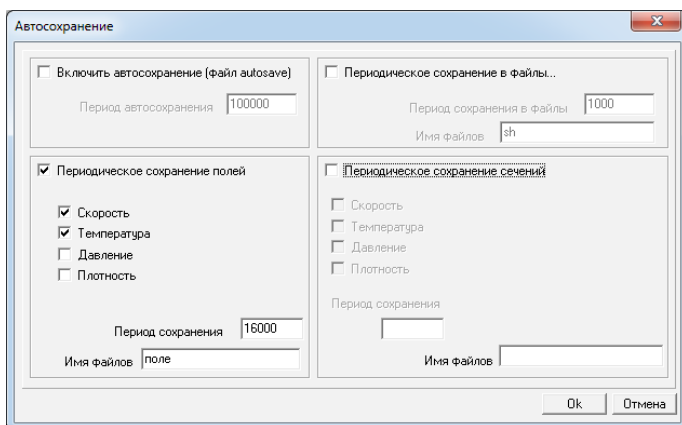


Рисунок 120. Настройка периодического сохранения полей скорости и температуры.

Период сохранения выбирается исходя из требуемой скорости ролика. В нашем случае период сохранения равен 16000 шагам, что означает, что промежуток времени между отдельными кадрами видеоролика будет составлять 0,0016

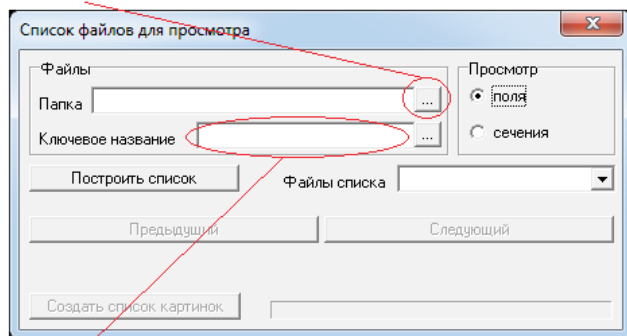
с. Также задаем имя файлов, к которому будут добавляться значения времени сохранения.

Показанные на рисунке 120 настройки означают, что через каждые 16000 шагов по времени поле скорости и поле температуры будут сохраняться в файлы с расширением .fld (специальный тип файлов в StartFlow, в котором можно сохранять поля отдельных газодинамических параметров для всей расчетной области), имена файлов будут следующие: «поле 0,0016.fld», «поле 0,0032.fld» и т.д.

б) Далее нужно запустить расчет и проводить его в течение времени, которого хватит для получения полной картины процесса обтекания. В нашем случае расчетное время будет равно 0,33 с. По истечении этого времени нужно либо остановить расчет, либо настроить его автоматическую остановку.

в) После этого создаем список загрузок. Для этого выбираем в меню «Файл» пункт «Список загрузки...». Появится окно, в котором нужно выбрать тип файлов, которые будут занесены в список (файлы полей с расширением .fld или файлы сечений с расширением .scn), выбрать папку, в которой лежат сохраненные файлы, и выбрать ключевое название (рисунок 121).

Нажимается для выбора папки, в которой лежат сохраненные файлы



Здесь вводится ключевое слово (сочетание букв, которое встречается во всех названиях файлов, из которых нужно сгенерировать ролик)

Рисунок 121. Окно создания списка загрузки

Ключевое название – это общая часть названия всех сохраненных в процессе расчета файлов, которые должны будут войти в список загрузки.

Такая, казалось бы, сложная процедура нужна для того, чтобы отличить файлы, которые должны попасть в ролик, от тех, которые не должны. Дело в том, что при трехмерном расчете могут сохраняться файлы для разных сечений, и для каждого сечения нужно сделать свой ролик. Названия файлов для разных сечений отличаются друг от друга тем, что к общему для них названию добавляется ось сечения и номер плоскости (...Y = 22). Таким образом, выбирая ключевое название «sections_Y = 22», мы создаем список загрузки из файлов (sections_Y-22_t = 0.01.scn, sections_Y = 22_t = 0.021.scn и т.д.).

В нашем случае ключевым названием является «сечение». Его можно выбрать, нажав, на кнопку  напротив строки для ввода ключевого названия. Появится список названий всех сохраненных файлов, в котором можно выбрать любой файл (рисунок 122).

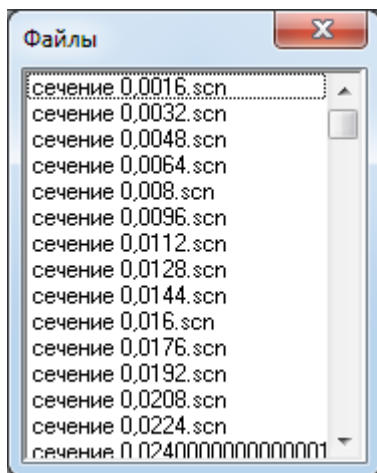
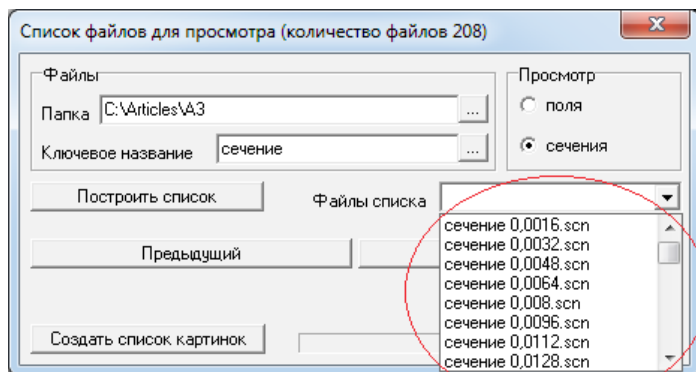


Рисунок 122. Список всех периодически сохраненных файлов

Название файла поместится в строку, в которой вводится ключевое название, и уже в этой строке в названии выбранного файла можно удалить неповторяющиеся символы (например `_t = ...`). Убрав неповторяющиеся символы, мы получим ключевое название «сечение». После чего нужно нажать на кнопку «Построить список». Файлы списка будут отображены в выпадающем меню «Файлы списка» (рисунок 123).



Список файлов

Рисунок 123. Выпадающее меню со всеми файлами списка загрузки

Выбирая любой файл из этого списка, мы сразу получаем изображение полей газодинамических параметров в главном окне программы.

г) Последний шаг – это создание последовательности картинок, которая и будет воспроизведена в последствии в программе SF BmpVideoPlayer в виде ролика.

Посмотрев на то, как будет выглядеть поле того или иного газодинамического параметра в разные моменты времени (путем выбора соответствующих этим моментам файлов из списка загрузки), можно выбрать оптимальные настройки цветовой шкалы (если параметр скалярный), либо настройки векторного поля (если просматривается поле векторов). Это является очень важным моментом, потому

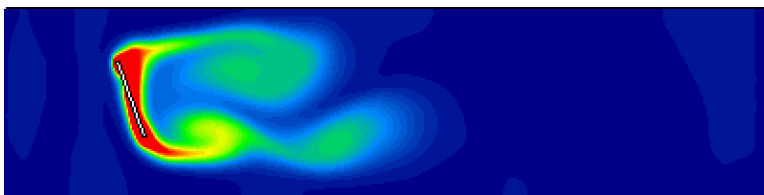
что по начальному состоянию сложно подобрать, например, оптимальную шкалу, в которой будет отображаться поле газодинамического параметра. В этом мы могли убедиться на примере распространения ударных волн, когда при распространении волны ее фронт резко «тускнеет» и изначальная цветовая шкала теряет свою наглядность.

После настройки изображения в окне списка файлов для просмотра нужно нажать на кнопку «Сохранить картинку для ролика». Появится окно, где нужно указать имя папки, которая будет создана для хранения картинок, и имя заголовочного файла, который нужно будет открыть в программе SF BmpVideoPlayer для воспроизведения видеоролика (этим же именем будут названы картинки, только с добавлением номера).

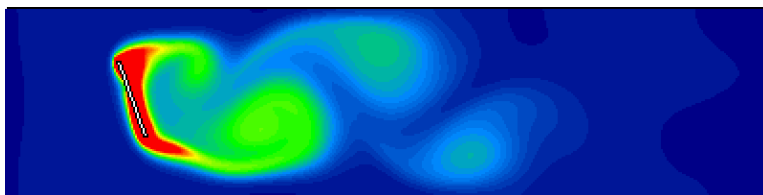
На рисунке 124 показано поле температуры в разные моменты времени.



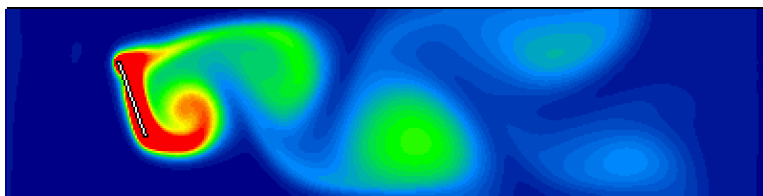
Момент времени $t = 0,066$ с



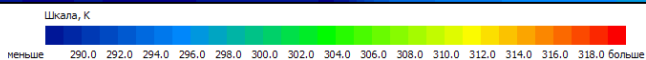
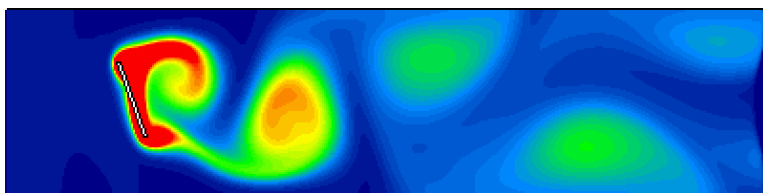
Момент времени $t = 0,13$ с



Момент времени $t = 0,198 \text{ с}$



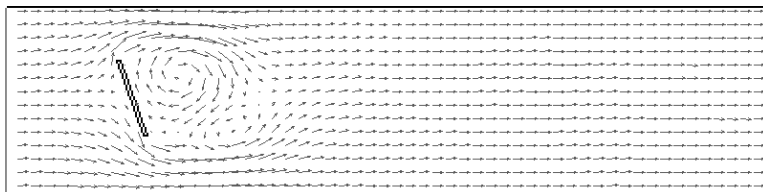
Момент времени $t = 0,264 \text{ с}$



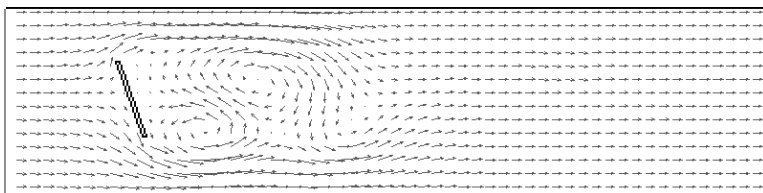
Момент времени $t = 0,33 \text{ с}$

Рисунок 124. Поле температуры при обдуве горячей пластины в разные моменты времени

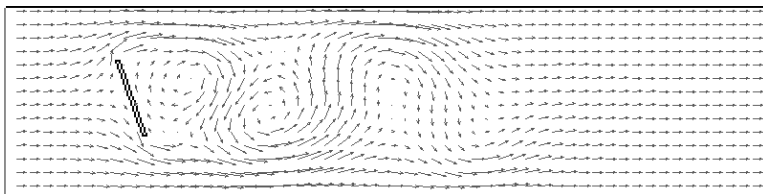
На рисунке 125 показано поле скорости в разные моменты времени.



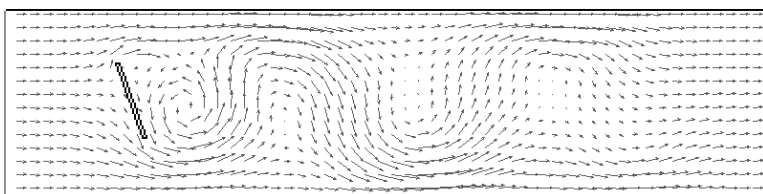
Момент времени $t = 0,066 \text{ с}$



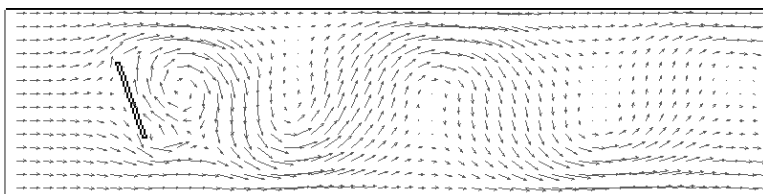
Момент времени $t = 0,13$ с



Момент времени $t = 0,198$ с



Момент времени $t = 0,264$ с



Момент времени $t = 0,33$ с

Рисунок 125. Вектора поля скорости в разные моменты времени

Из вышеприведенных рисунков видно, что при обтекании пластины течение не выходит на стационарный режим, а претерпевает постоянные изменения, генерируя все

новые и новые вихри. Вихри образуются поочередно: то с одной стороны пластины, то с другой.

На рисунке 126 изображено поле векторов скорости на момент времени 0,33 с, совмещенное с изолиниями модуля скорости.

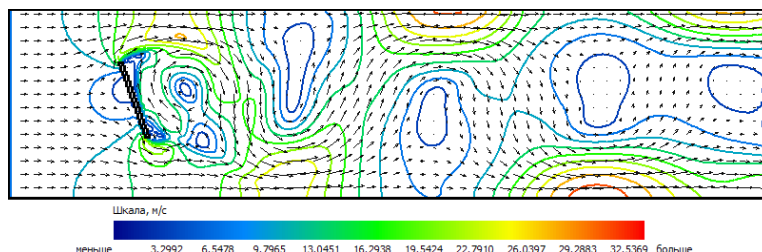


Рисунок 126. Вектора и изолинии скорости в момент времени 0,33 с

Центрам сгенерированных вихрей соответствуют области с низкими значениями модуля скорости.

На рисунке 127 приведено поле значений проекции скорости на ось Y в так называемой шкале «синий-белый-красный». Эта шкала наиболее наглядна для отображения полей с отрицательными значениями, когда она симметрична относительно нуля.

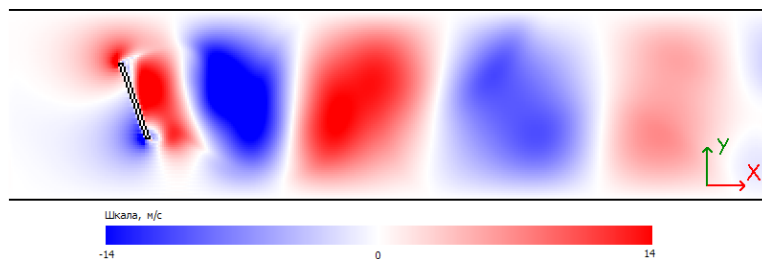


Рисунок 127. Поле значений проекции скорости на ось y

Если посмотреть на профиль скорости в сечении вдоль потока, проходящем через середину пластины (рисунок 128), то будет виден волнообразный характер этого профиля

(разрыв графика соответствует обдуваемой пластине). В StartFlow профиль скорости строится проведением соответствующей линии в режиме, включенном кнопкой «...».

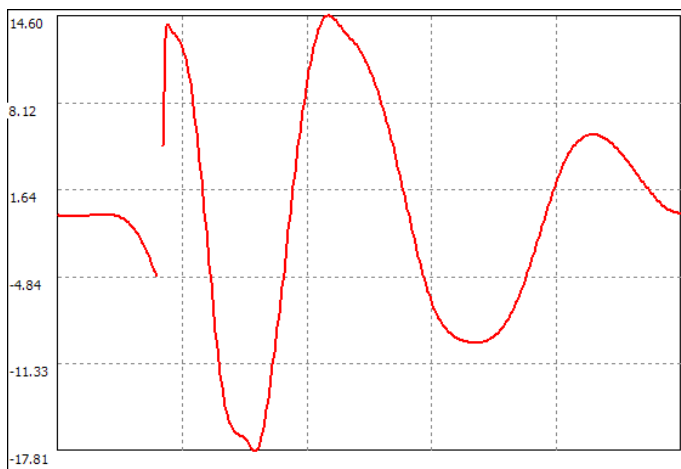


Рисунок 128. Профиль скоростей в сечении по направлению потока воздуха

Именно такое движение воздуха приводит обдуваемый ветром флаг к постоянным колебательным движениям.

9.3 Задания для самостоятельного выполнения

При выполнении заданий для самостоятельной работы не забывайте задавать на стенках обтекаемых тел температуру для того, чтобы впоследствии наглядно визуализировать характер обтекания.

1. Проведите моделирование обтекания рассмотренной выше наклоненной пластины при скорости обтекания 2 м/с. Какие отличия в характере течения появились при уменьшении скорости потока воздуха с 10 м/с до 2 м/с?

2. Проведите моделирование обтекания рассмотренной выше наклоненной пластины при скорости обтекания

50 м/с. Какие отличия в характере течения появились при увеличении скорости потока воздуха с 10 м/с до 50 м/с?

3. Проведите моделирование обтекания наклоненной пластины с углом наклона к горизонтальной плоскости 20° при скорости обтекания 10 м/с. Какие отличия в характере течения появились при уменьшении угла наклона пластины?

4. Смоделируйте обдув воздухом тела, которое имеет заведомо обтекаемую форму. Геометрия тела показана на рисунке 129, скорость воздуха равна 5 м/с.

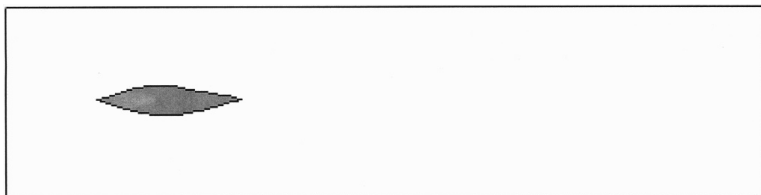
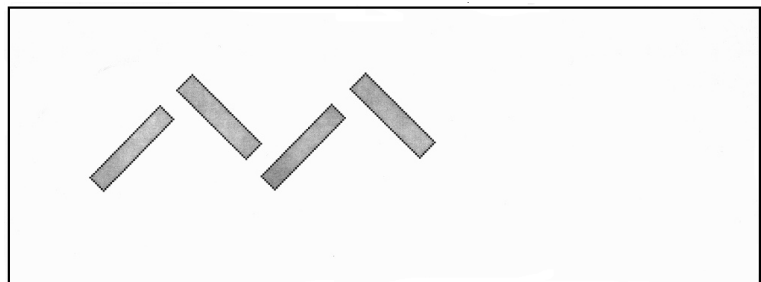
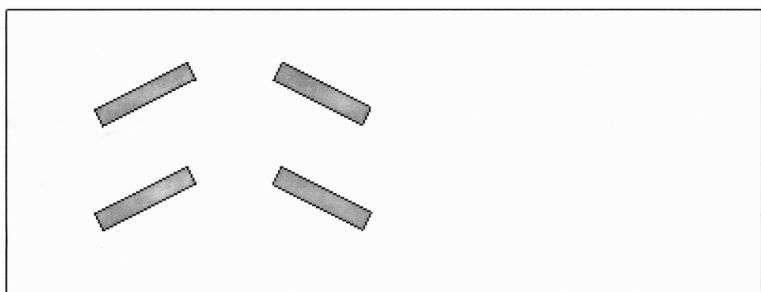
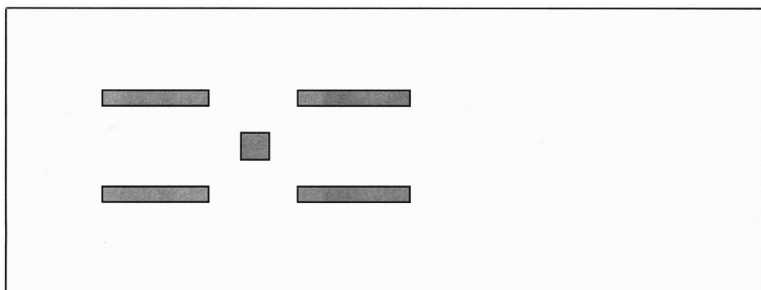


Рисунок 129. Твердое тело с обтекаемой геометрией

Увеличьте скорость до 20 м/с, посмотрите, как изменится характер течения воздуха.

5. На практике часто возникают вопросы такого рода: как будет происходить обтекание ветром той или иной группы зданий? Такого рода информация может оказаться очень важной. Например, известны случаи, что некоторые кварталы микрорайонов были спроектированы так, что ветер во дворах домов только увеличивается. В таких случаях необходимо проводить моделирование нестационарного обтекания группы тел.

Смоделируйте обтекание группы тел для нескольких вариантов их геометрии и взаимного расположения (рисунок 130).



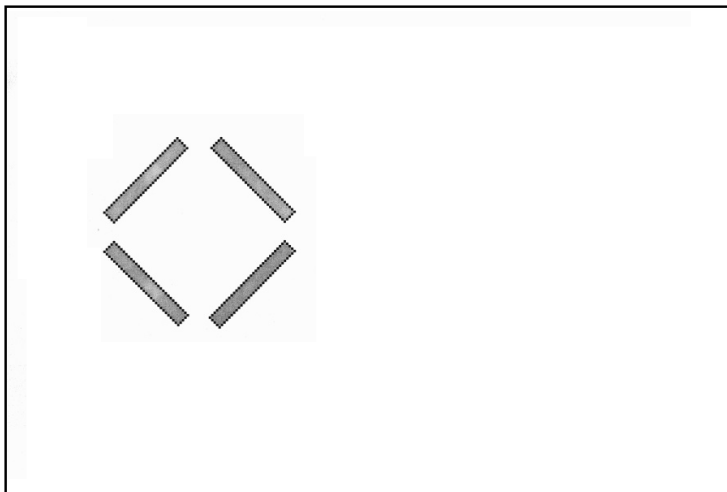


Рисунок 130. Обтекание группы тел

10. Сверхзвуковое обтекание

Обтекание воздухом тел, движущихся со сверхзвуковой скоростью, является сложным, нетривиальным процессом. Ярким примером этого могут служить фотографии самолетов, преодолевающих скорость звука (рисунок 131).



Рисунок 131. Самолет преодолевает скорость звука

Сверхзвуковое обтекание тел качественно отличается от дозвукового. Главным отличием сверхзвукового обтекания является то, что оно сопровождается так называемыми скачками уплотнения. Физический механизм скачков уплотнения схож с механизмом ударных волн. При прохождении газа через ударную волну его скорость, давление, плотность меняются разрывным образом – скачком. На рисунке 132 приведено схематичное изображение скачка уплотнения и соответствующее ему резкое

изменение направления движения газа при набегаии на тело сверхзвукового потока.

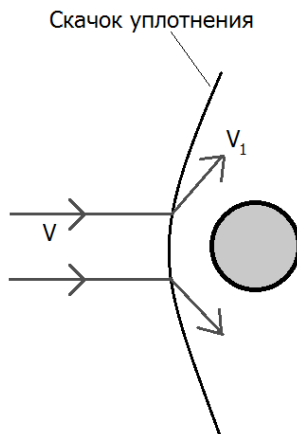


Рисунок 132. Возникновение скачка уплотнения при сверхзвуковом обтекании тела

Проиллюстрируем процесс обтекания снаряда, летящего со сверхзвуковой скоростью, в программном комплексе StartFlow. Для этого мы создадим твердое тело в форме снаряда и зададим обтекание его потоком воздуха, движущегося со скоростью 900 м/с.

10.1 Моделирование сверхзвукового обтекания

В программе Editor создаем двумерную расчетную область размерами 200×400 ячеек. Расчетная область будет вытянута вверх для того, чтобы края скачка уплотнения не коснулись верхней и нижней границы расчетной области, а ушли вслед за потоком воздуха в правую выходную границу. Первый вариант снаряда зададим с затупленной в виде сферы носовой частью. Сначала нарисуем окружность носовой части, затем – прямоугольную часть снаряда (рисунок 133).

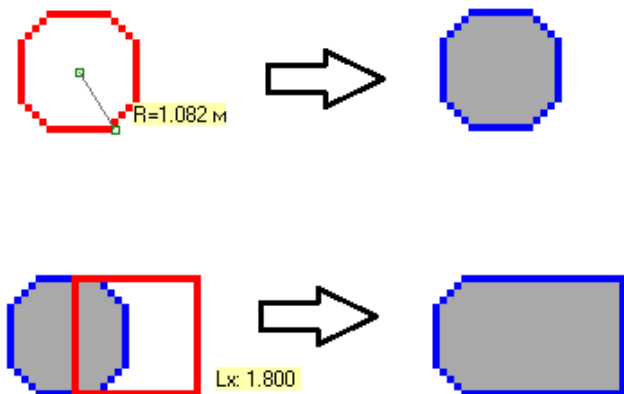


Рисунок 133. Рисование снаряда с закругленной носовой частью

После того, как снаряд нарисован, зададим входную и выходную границы расчетной области. Ячейкам на левой границе расчетной области присвоим тип «Inlet» («вход»), на правой границе – «Outlet» («выход»). Далее на входе задаем скорость воздуха 900 м/с. На выходе задаем атмосферное давление. Далее устанавливаем начальное условие о том, что весь воздух в объеме движется со скоростью 900 м/с.

В процессе решения задачи нам будет необходимо найти стационарный режим течения. Специфика данной задачи такова, что эволюция поля давления позже всего закончится (то есть давление выйдет на стационар) вблизи выходной границы. Однако, при длительном счете решение вблизи выходной границы с течением времени может начать искажаться. Поэтому, с одной стороны нам надо довести расчет до выхода на стационарный режим, с другой стороны не передержать расчет до появления искажений вблизи выходной границы.

Для отслеживания выхода поля давления на стационарный режим установим пространственно локализованные статистики следующим образом (рисунок 134):

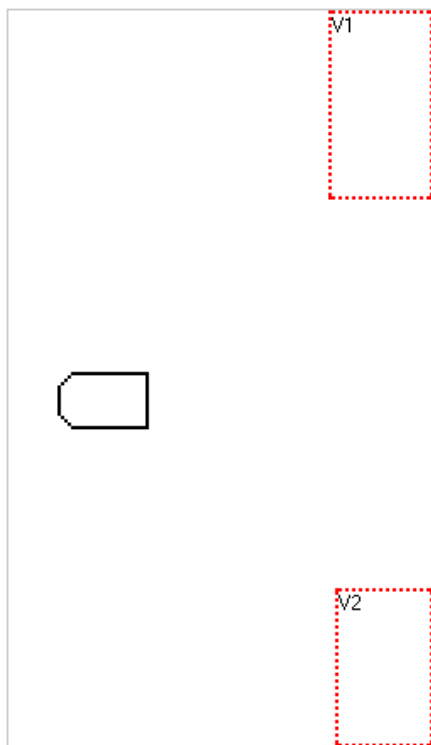


Рисунок 134. Задание контрольных объемов (пространственных статистик) для отслеживания выхода процесса на стационарный режим

Сохраняем файл геометрии и расчетный файл первого варианта снаряда с затупленной носовой частью. Открываем программу Solver и запускаем в ней расчет. О выходе решения на стационар будут говорить следующие графики пространственных статистик (рисунок 135):

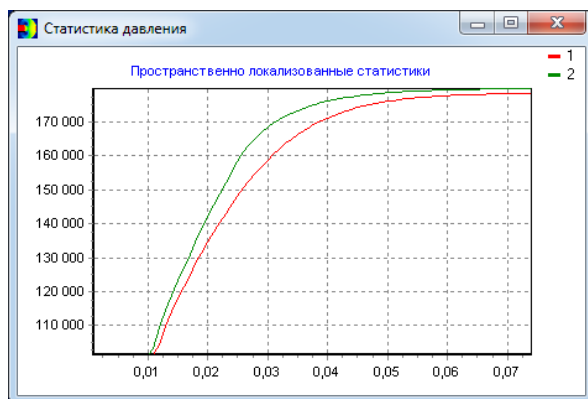


Рисунок 135. Графики пространственных статистик давления, показывающие, что процесс обтекания вышел на стационарный режим

Когда решение выйдет на стационарный режим, поле давления будет иметь следующий вид (рисунок 136):

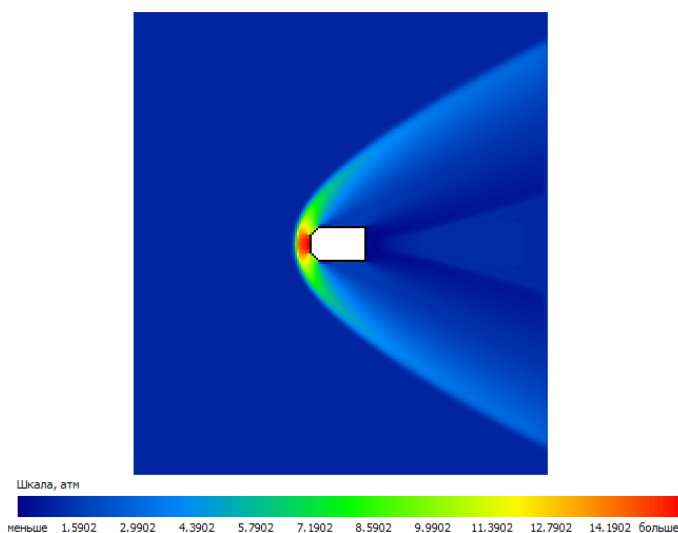


Рисунок 136. Поле давления при сверхзвуковом обтекании закругленного снаряда

Из рисунка видно, что перед снарядом образовалась зона повышенного давления, от которой в разные стороны расходятся скачки уплотнения. За хвостом снаряда в разные стороны расходятся скачки разрежения. Природа скачков уплотнения в этом случае аналогична природе ударных волн. Когда мы смотрим на поле давления воздуха, обтекающего снаряд, мы находимся в системе отсчета снаряда

Поле модулей скорости показано на рисунке 137.

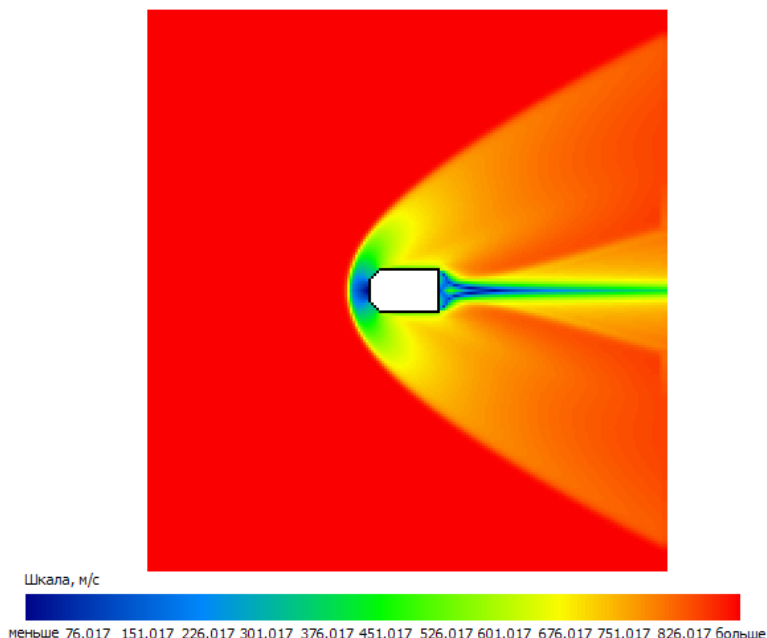


Рисунок 137. Поле модуля скорости при сверхзвуковом обтекании закругленного снаряда

Видно, что скачок уплотнения соответствует резкому замедлению потока воздуха (если смотреть, конечно, из системы отсчета, привязанной к снаряду). Если посмотреть на поле векторов скорости (рисунок 138), то можно увидеть,

что при входе в скачок уплотнения направление векторов скорости также претерпевает скачкообразное изменение.

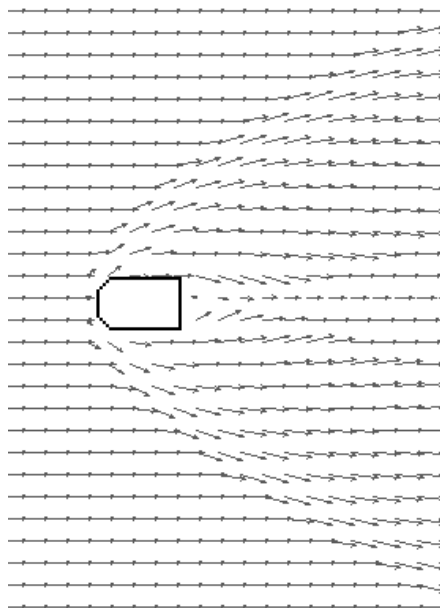


Рисунок 138. Поле векторов скорости при сверхзвуковом обтекании закругленного снаряда

Теперь изменим геометрию снаряда, и посмотрим, как изменится скачок уплотнения, создаваемый им. В программе Editor меняем скругленную носовую часть снаряда на заостренную (рисунок 139).



Рисунок 139. Заостренная форма снаряда

Сохранив файл новой расчетной геометрии, открываем его в программе Solver и запускаем расчет. На рисунке 140 показано поле давления после нахождения стационарного решения задачи.

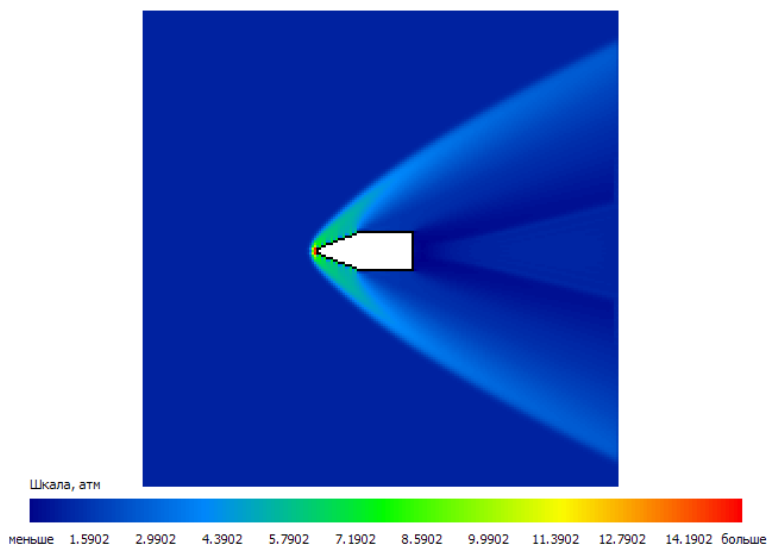


Рисунок 140. Поле давления при сверхзвуковом обтекании заостренного снаряда

Если сравнить рисунки 136 и 140, то можно увидеть, насколько сильно уменьшилась область высокого давления в носовой части снаряда. Это говорит о том, что вторая заостренная конструкция снаряда будет встречать намного меньшее сопротивление воздуха, чем первая конструкция с закругленной носовой частью.

10.2 Задания для самостоятельного выполнения

1. Смоделируйте сверхзвуковой обдув закругленного снаряда при сниженном давлении набегающего потока до 40000 Па (скорость набегающего потока 900 м/с). Сравните

полученные результаты с результатами обдува этого же снаряда воздухом с атмосферным давлением.

2. Смоделируйте сверхзвуковой обдув заостренного снаряда (его геометрия приведена на рисунке 139), повернутого относительно направления обдувающего потока. Давление воздуха равно атмосферному (101320 Па).

3. Смоделируйте сверхзвуковое обтекание снаряда в атмосфере вблизи поверхности Земли (рисунок 141). Скорость обдува 900 м/с.

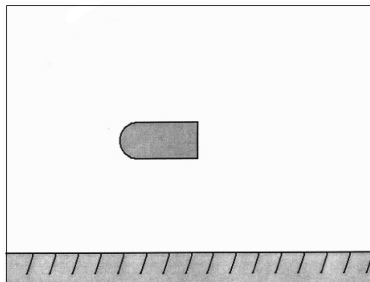


Рисунок 141. Снаряд, летящий со сверхзвуковой скоростью вблизи поверхности Земли

4. Изучите поле давления, образующееся под обтекаемым телом, которое движется со скоростью 900 м/с вблизи поверхности земли и повернуто относительно направления своего движения (рисунок 142).

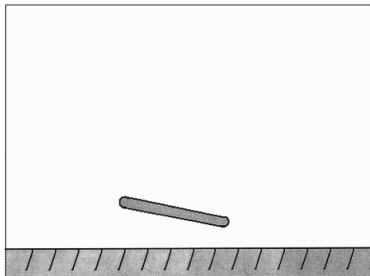


Рисунок 142. Крыло вблизи земли

5. Смоделируйте обтекание астероида, вошедшего в верхние слои атмосферы. Скорость движения астероида 3000 м/с, давление воздуха 20000 Па, температура – 243 К. Астероид имеет неправильную форму (рисунок 143). Вследствие нагрева из астероида выбрасываются раскаленные газы, скорость выброса газов 1000 м/с, температура газов – 3000 К. Схема выброса газов из астероида показана на рисунке 143.

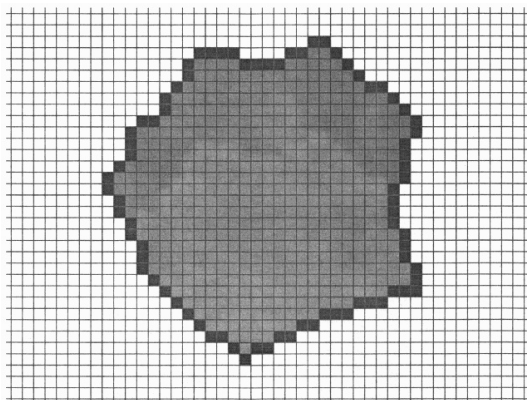
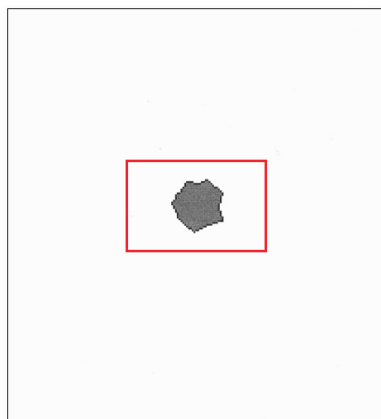


Рисунок 143. Движение метеорита в атмосфере

6. Смоделируйте движение ракеты, скорость которой составляет 1000 м/с. Давление окружающего ракету воздуха – атмосферное. Расчетная схема показана на рисунке 144.

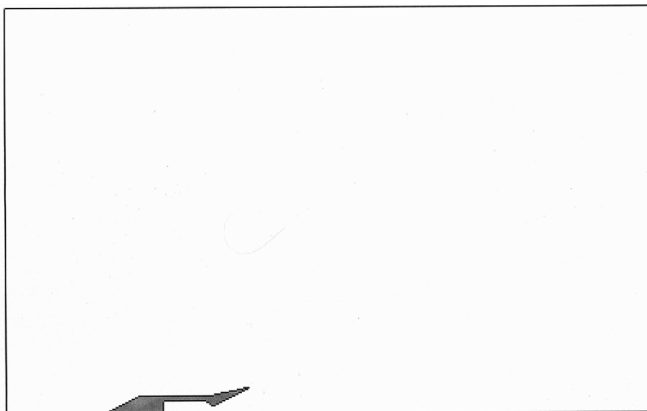


Рисунок 144. Схема расчетной области для моделирования обтекания симметричной половины ракеты

Так как задача осесимметричная, то для экономии расчетного времени проведите моделирование только для одной половины ракеты и окружающего ее пространства (рисунок 145).

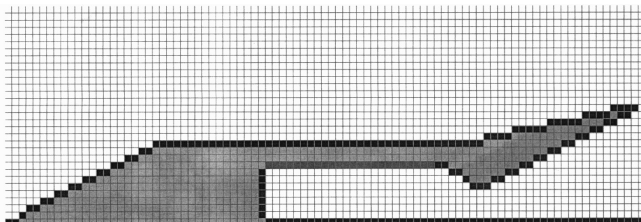


Рисунок 145. Расчетная схема движения ракеты

Как показано на рисунке 145, в данной задаче происходит моделирование не только сверхзвукового обтекания

ракеты, но и процессов, происходящих в ракетном двигателе. Продукты сгорания поступают в полость двигателя ракеты, где сжимаются, а затем выносятся наружу через сопло.

Общий размер расчетной области возьмите 500×350 ячеек. При рисовании расчетной геометрии постарайтесь максимально точно воспроизвести геометрические параметры ракеты, изображенной на рисунке 145, особенно в части полости двигателя и сопла. На входной границе продуктов сгорания задайте скорость 100 м/с , температуру задайте равной 3000 К .

После того, как будет запущена программа Solver, нее необходимо **зафиксировать значение плотности** на входных границах. Это нужно для того, чтобы не допустить неограниченный рост давления в полости двигателя ракеты. Более подробно об этом написано в разделе 12.1, где рассматривается сверхзвуковое истечение из резервуара с повышенным давлением. Здесь только отметим, что для фиксации плотности на входных границах нужно в меню «Параметры» выбрать пункт «Параметры вычислений», поставить галочку напротив строки «Постоянная плотность на входе» и ввести значение 1,225.

По результатам расчета изучите поле давления, его особенности, связанные со сверхзвуковым обтеканием корпуса ракеты воздухом и со сверхзвуковым истечением продуктов сгорания из сопла ракеты. Также проведите анализ поля скорости.

Как изменится картина течения, если давление окружающего ракету воздуха понизить до $0,3 \text{ атм}$ ($\sim 30000 \text{ Па}$)?

11. Течения в воздуховодах систем вентиляции

Системы вентиляции в настоящее время имеют широкое распространение. Это могут быть системы вентиляции крупных офисных, торговых помещений, или же заводских цехов (рисунк 146).



Рисунок 146. Воздуховоды вентиляционных систем

Для того, чтобы обеспечить нужный воздухообмен в помещении, к каждому конкретному тракту подбирается свой вентилятор с электродвигателем определенной мощности. Главной характеристикой любого воздуховода является его гидравлическое сопротивление, выражающееся в падении давления по ходу течения в воздуховоде. Чем гидравлическое сопротивление воздуховода больше, тем больше нужен напор вентилятора, а, следовательно, и большая мощность его электродвигателя.

Поэтому с целью экономии электроэнергии при проектировании воздуховода обязательно учитывается геометрия элементов, входящих в него (например, геометрия поворотов). Выбираются элементы с наиболее оптимальными геометрическими параметрами, потому как именно они определяют гидравлическое сопротивление воздуховода.

Для того, чтобы понять, как именно геометрия элементов тракта (поворотов, переходников с одного сечения на другое и т.д.) влияет на гидравлическое сопротивление, нужно знать причину его возникновения. Главной причиной возникновения гидравлического сопротивления при изменении формы потока (в поворотах, расширениях или сужениях тракта и т.д.) является появление вихревых течений. Затраты механической энергии на создание вихрей (с последующим переходом кинетической энергии их вращения в тепловую энергию под действием сил внутреннего трения) обуславливают значительную часть падения давления, то есть возникновения гидравлического сопротивления.

Снижение гидравлического сопротивления при изменении формы потока может быть достигнуто лишь за счет уменьшения зон с вихревым течением.

С помощью программного комплекса газодинамических расчетов StartFlow покажем, как можно подавлять вихреобразование с помощью оптимизации геометрии воздухопроводов.

11.1 Моделирование течения в двойном резком повороте

Рассмотрим течение воздуха в двойном резком повороте на угол 90° (рисунок 147).

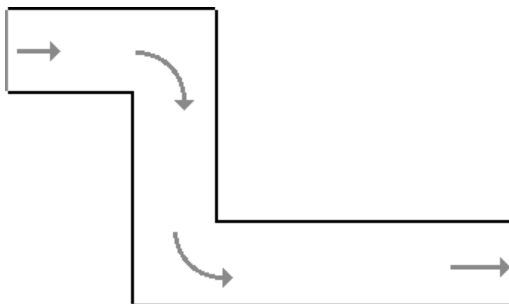


Рисунок 147. Проточный канал с двойным резким поворотом на угол 90°

Для простоты будем проводить моделирование течения в двумерной постановке. Запускаем программу Editor, создаем расчетную область размером 170 на 100 ячеек. Размер ячейки зададим равным 0,01 м, величину расчетного шага по времени зададим равной 1×10^{-7} с. Далее с помощью примитива «прямоугольник с заливкой» рисуем воздуховод. Геометрические размеры воздуховода показаны на рисунке 148. Ширина воздуховода одинакова по всей его длине и равна 27 ячейкам.

На левой торцевой стенке воздуховода задаем входную границу, скорость воздуха здесь установим равной 10 м/с. На правой торцевой стенке задаем выходную границу, однако, вместо давления **задаем скорость истечения воздуха**. Так как ширина воздуховода на выходе равна ширине воздуховода на входе, то скорость на выходе также задаем равной 10 м/с.

В ходе данного численного эксперимента мы постараемся отследить выход течения воздуха на стационарный режим, если таковой вообще будет иметь место. Для отслеживания выхода расчета на стационар зададим точечные статистики, как это показано на рисунке 148. Точечные статистики задаем как раз тех в местах, где предполагается образование вихревых структур. Для нас важно отследить эволюцию вихревых структур и установить момент выхода их на стационарный режим.

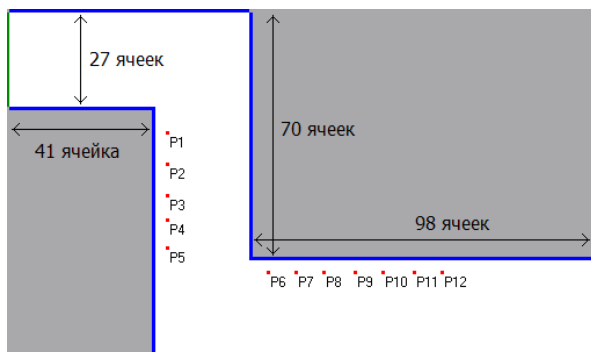


Рисунок 148. Установка точечных и объемных статистик в рассчитываемом воздуховоде

Сохраняем файл геометрии и расчетный файл. Расчетный файл открываем в программе Solver. Как показано на практике, достижение стационарного решения в задаче с продувкой канала с неизменной площадью посредством прямого нестационарного счета приводит к колебаниям давления в канале. Для того, чтобы свести колебания давления к минимуму, мы будем постепенно повышать скорость на входе и на выходе от нуля до номинального значения (в нашем случае 10 м/с).

Для этого в программе Solver в меню «Параметры» выбираем пункт «Параметры вычислений». Появится окно, в котором указываем то, что скорости на входе и на выходе будут постепенно выходить на номинальный режим, и указываем время, за которое этот выход будет осуществлен (рисунок 149). В нашем случае время выхода скорости на номинальный режим зададим равным 0,03 с.

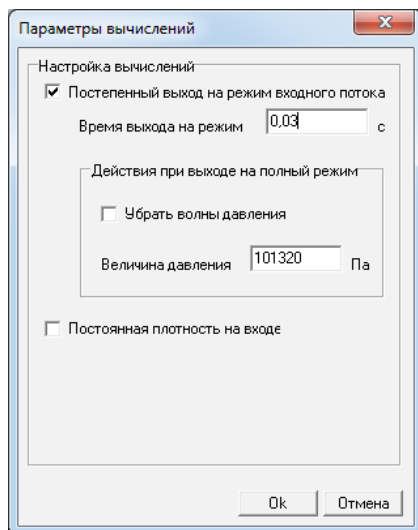


Рисунок 149. Окно задания параметров вычисления

Далее запускаем расчет. В принципе, для такого рода задач не обязательно искать выход на полный стационарный

режим. На рисунке показаны виды графиков статистик, при которых расчет можно остановить.



Рисунок 150. Графики статистик, при которых расчет можно остановить

Видно, что значения и давления и модуля скорости испытывают колебания с течением времени, однако на общей картине течения это уже никак не сказывается.

На рисунке 151 показано поле векторов скорости, полученное для времени 0,12 с.

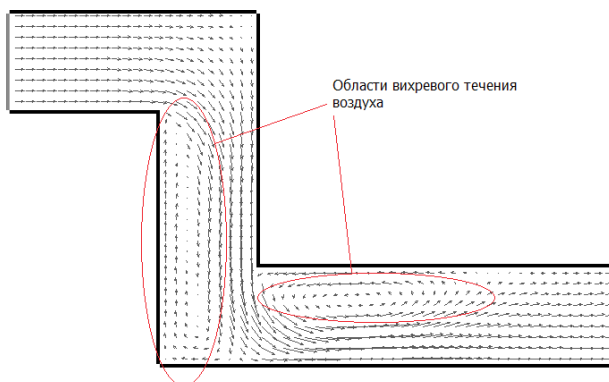


Рисунок 151. Поле векторов скорости в канале с двумя резкими поворотами

На рисунке 151 показаны области вихревого течения воздуха, которые образуются после первого и второго поворота. Как видно из рисунков, вихревые течения занимают существенную долю проходного сечения канала.

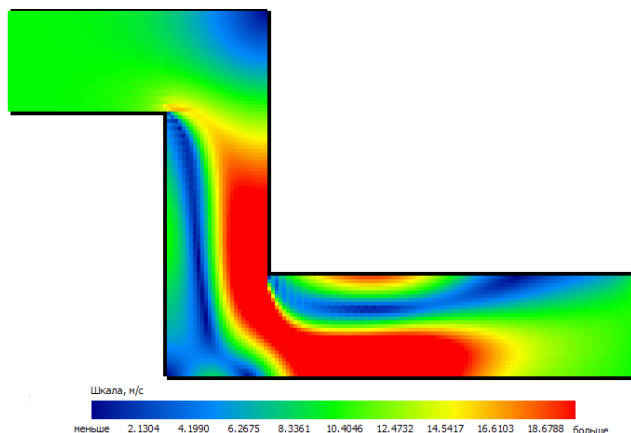


Рисунок 152. Поле модуля скорости

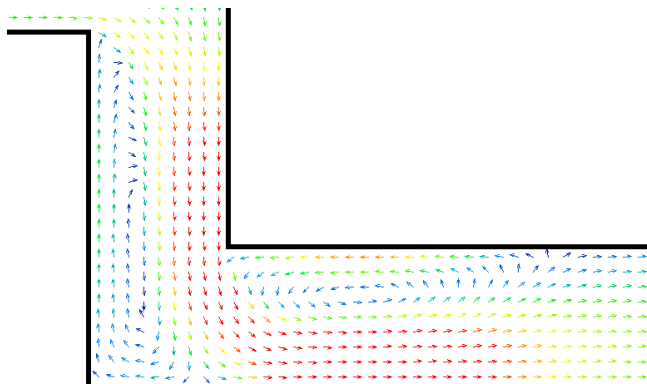


Рисунок 153. Изображение поля скорости с помощью векторов одинаковой длины, модуль скорости задается по цвету векторов

На рисунке 152 изображено поле значений модуля скорости. Из него видно, как в изначально однородном воздушном потоке (входная часть окрашена в равномерный зеленый цвет) после поворота появляются области с пониженными и повышенными скоростями. В некоторых областях скорости воздуха близки к нулю, в других областях они в два раза больше скорости на входе.

В StartFlow можно выбрать такой режим отображения поля скорости, при котором все вектора будут иметь одинаковую длину, а модуль скорости будет отображаться за счет цвета векторов (рисунок 153). Такое отображение помогает четче увидеть границы вихрей.

Посмотрим, как ведут себя графики точечных статистик. На рисунке 154 показаны графики изменения модуля скорости в контрольных точках после первого поворота, на рисунке 155 – графики скорости в точках после второго поворота.

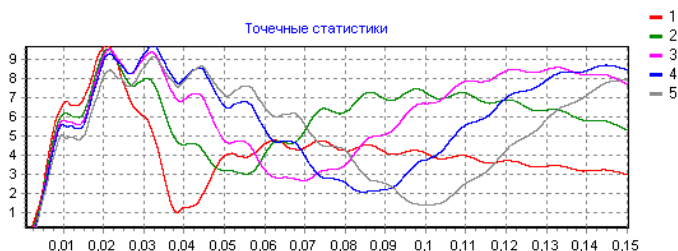


Рисунок 154. Графики точечных статистик в вихревой зоне после первого поворота.

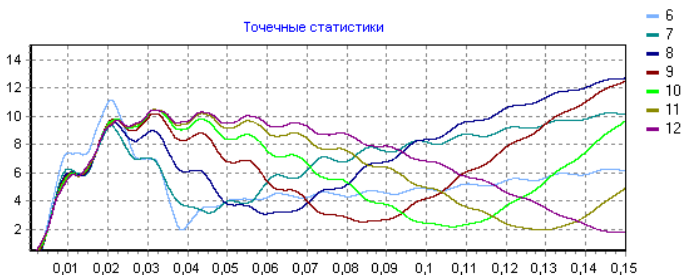


Рисунок 155. Графики точечных статистик в вихревой зоне после второго поворота.

Если вы обратили внимание на то, как зарождаются и эволюционируют вихревые зоны, то могли обратить внимание на то, что вихри появляются вблизи резкого поворота твердой границы. Их зарождение обусловлено резким отрывом течения от твердой границы. С течением времени вихрь начинает расти в основном вдоль по потоку. Графики точечных статистик показывают нам эволюцию вихрей, происходит ли их дальнейший рост, изменяется ли их форма. Из рисунков 154 и 155 видно, что графики точечных статистик, начиная от поворота, имеют последовательное снижение, а затем восстановление (не учитывая периодических колебаний). Снижение обусловлено прохождением края вихря через данную точку.

В целом, исходя из характера графиков скоростей, можно сделать вывод о том, что стационарного режима в полном смысле этого слова достичь не удастся. Вихревые структуры продолжают эволюционировать. Вихрям свойственно «отрываться» от мест их зарождения, как, например, в задаче о нестационарном обтекании в разделе 9.

11.2 Моделирование течения в двойном скругленном повороте

Теперь посмотрим на то, какой характер течения образуется в таком же двойном повороте, но со скругленной геометрией. Скруглять повороты мы будем с помощью таких инструментов, как «разметка» (которая в StartFlow называется «маркированием» ячеек) и «фиксирование» ячеек.

Открываем в Editor файл с геометрией двойного резкого поворота. Сначала надо определить центры окружностей скругления. Выбираем тип ячеек «Mark» (маркирование ячеек), ставим курсор мыши на угол поворота и рисуем квадрат, стороны которого и будут равны радиусу скругляющей окружности (рисунок 156). Во время рисования четырехугольника следим за тем, чтобы у нас получился именно квадрат.

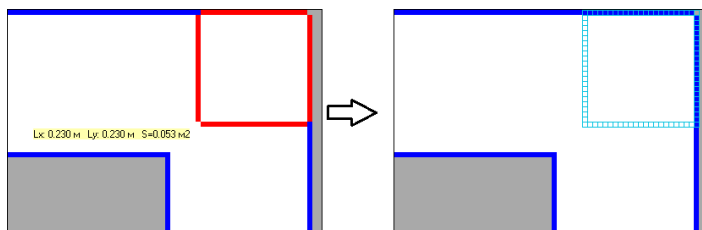


Рисунок 156. Рисование заготовочного квадрата для скругляющей окружности

Аналогичные заготовочные квадраты рисуем для всех острых углов поворотов (рисунок 157).

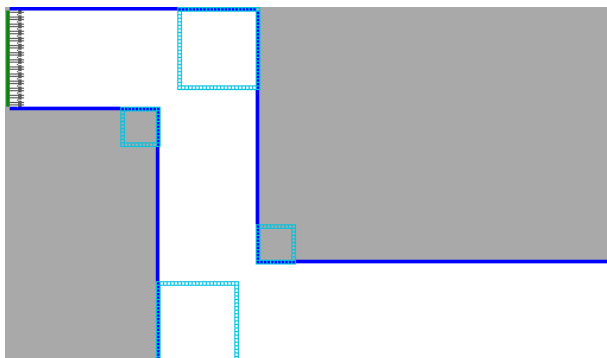


Рисунок 157. Заготовочные квадраты для всех углов

Далее во всех больших квадратах, которые заготовлены для рисования скругляющих окружностей большого диаметра, будем отсекай лишние газовые ячейки. Делать это мы будем с помощью рисования окружности типом ячеек «Wall». Во всех маленьких квадратах мы будем наоборот дорисовывать ячейки типа «Gas».

Для большой окружности делаем следующие операции:

1. Выбираем тип ячеек «Fix» и фиксируем пространство вокруг квадрата, чтобы скругляющая окружность про-рисовалась только в квадрате (рисунок 158 а).

2. Выбираем тип ячеек «Wall» и примитив «окружность без заливки», встаем курсором на нижний левый угол заготовочного квадрата и рисуем из него окружность так, чтобы ее стороны в конечном итоге совпали со стенками канала (рисунок 158 б).

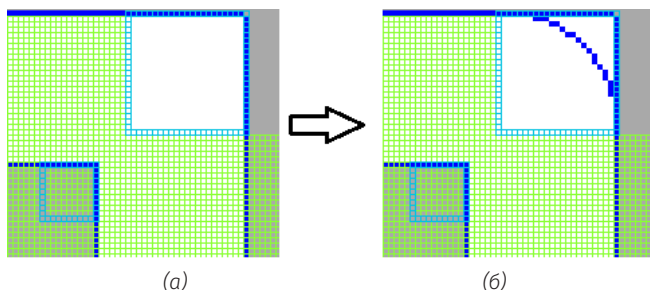


Рисунок 158. Рисование скругляющих окружностей

3. Нажатием на кнопку  убираем фиксирование ячеек, выбираем примитив «заливка» (кнопка ) , заливаем им ненужный участок ячеек типа «Gas». Далее убираем лишние ячейки типа «Wall» кнопкой .

Скруглив все углы исходного проточного канала, получим следующую расчетную геометрию (рисунок 159).

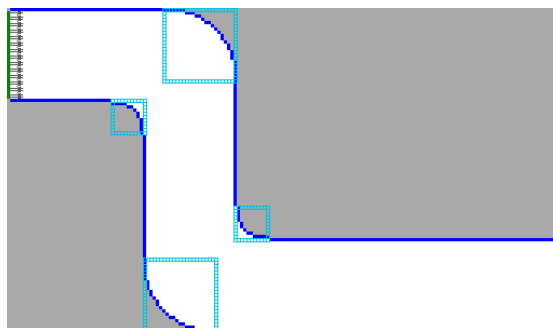


Рисунок 159. Канал со скругленными поворотами

Далее сохраняем файл геометрии и расчетный файл. Расчетный файл открываем в программе Solver. Как и для предыдущей конструкции, мы будем постепенно повышать скорость на входе и на выходе от нуля до номинального значения за 0,03 с, задав это в окне параметров вычислений. Далее запускаем расчет.

Когда графики статистик примут вид, как на рисунке (расчетное время 0,16–0,18 с) расчет можно остановить.

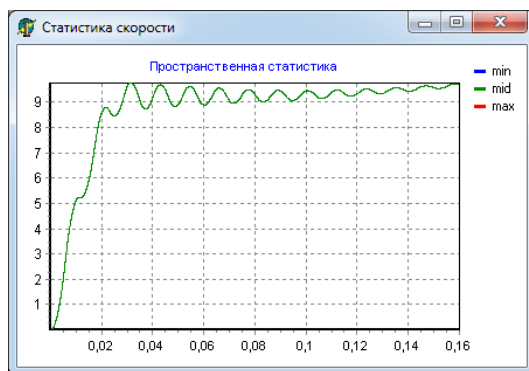


Рисунок 160. Графики статистик, при которых можно остановить расчет

На рисунке 161 показано поле векторов скорости в новой скругленной конструкции канала.

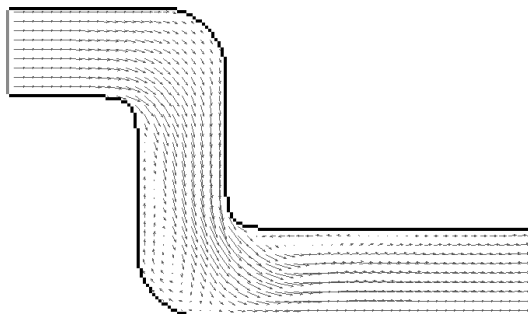


Рисунок 161. Поле векторов скорости в скругленном канале

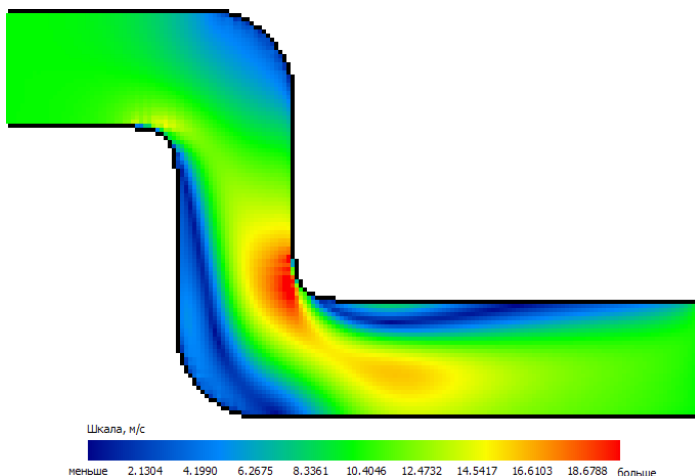


Рисунок 162. Поле модуля скорости в скругленном канале

Если сравнить поле скорости в исходном и скругленном канале (рисунок 151 и рисунок 161), то будет видно, что области с вихревым течением воздуха значительно уменьшились. Также значительно уменьшилась область с повышенными скоростями течения воздуха (рисунок 162), что также свидетельствует об уменьшении вихреобразования.

Если провести расчет гидравлического сопротивления в исходном резком повороте и скругленном повороте, то гидравлическое сопротивление скругленного поворота будет **в пять раз меньше**, чем сопротивление резкого поворота.

Скругление углов – это не единственный способ подавления вихреобразования при поворотах и уменьшения их гидравлического сопротивления. Можно применять уменьшение угла поворота, использовать направляющие лопатки.

11.3 Задания для самостоятельного выполнения

1. Возьмите за основу исходный вариант резкого двойного поворота. Измените его так, чтобы поворот воздуха осуществлялся под 45° , как показано на рисунке 163.

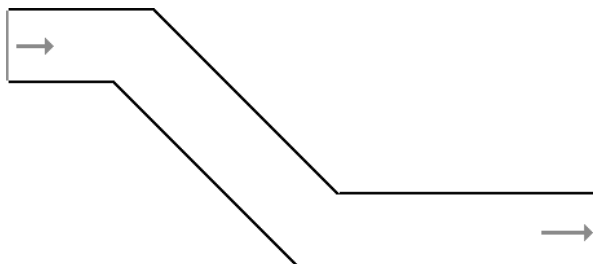


Рисунок 163. Двойной резкий поворот на 45°

Результаты расчета для этой конструкции сравните с результатами расчетов для исходной. Как сказалось изменение угла поворота на вихреобразование?

2. Возьмите за основу исходный вариант резкого двойного поворота на 90° .

Придайте ему небольшое скругление и нарисуйте в поворотах направляющие лопатки, как показано на рисунке 164.

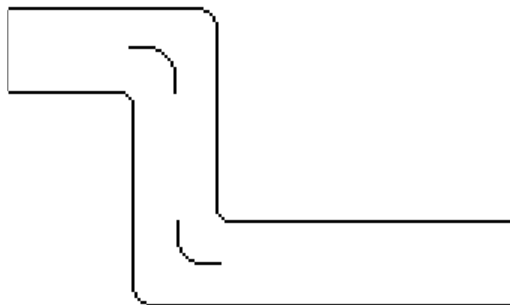


Рисунок 164. Конструкции двойного поворота с направляющими лопатками

Смоделируйте течение воздуха сначала в конструкции с направляющими лопатками. Затем уберите лопатки и посмотрите, как изменится структура течения. В результате этих двух вычислительных экспериментов определите, какой эффект с точки зрения вихреобразования дает установка в поворотах направляющих лопаток.

3. Сравнение резкого расширения и оптимального диффузора.

При проектировании систем вентиляции всегда стараются избегать резких расширений или сужений тракта. Если есть необходимость расширить проходное сечение воздуховода, то это делается с помощью плавных переходников, называемых диффузорами (рисунок 165). Смоделируйте течение воздуха в резком расширении и в диффузоре. Геометрические параметры резкого расширения и диффузора приведены на рисунке.

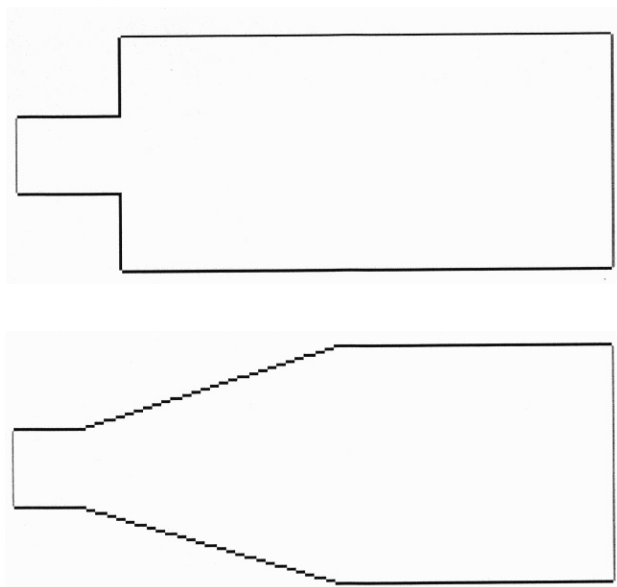


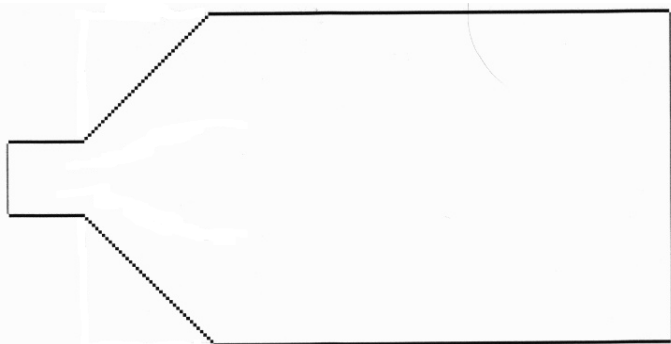
Рисунок 165. Геометрические характеристики резкого расширения и диффузора

По результатам расчетов сравните интенсивность вихреобразования при прохождении воздуха резкого расширения и диффузора.

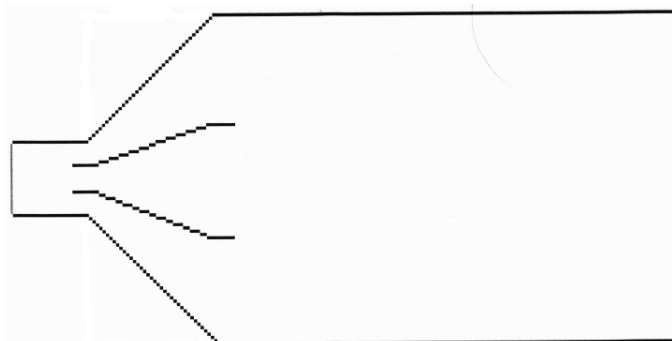
4. Сравнение резкого диффузора и диффузора с направляющими лопатками.

Из практики известно, что применение диффузоров с углом раскрытия $\geq 60^\circ$ (рисунок 166) малоэффективно. Потери полного давления в этом случае практически такие же, как и при резком расширении. Но иногда габаритные ограничения не позволяют выполнить угол раскрытия меньше, чем 60° . В этих случаях можно использовать специальные направляющие лопатки, которые отклоняют часть потока с большими скоростями из средней части диффузора к его стенкам и этим самым препятствуют отрыву потока от стенок и дальнейшему вихреобразованию (рисунок 166).

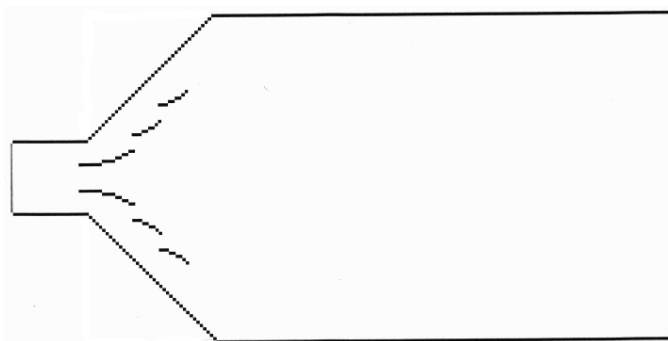
На рисунке 166 даны геометрические параметры двух одинаковых по габаритам диффузоров с большими углами открытия, первый из которых не содержит направляющих лопаток, а второй – содержит.



а) Резкий диффузор без направляющих лопаток



б) Резкий диффузор с прямыми направляющими лопатками



в) Резкий диффузор с изогнутыми направляющими лопатками

Рисунок 166. Диффузор без направляющих лопаток и с ними

Проведите газодинамический расчет течения воздуха для этих двух вариантов диффузоров. Сравнив полученные результаты, сделайте вывод о том, как сказалась на интенсивности вихреобразования установка направляющих лопаток.

5. Моделирование лабиринтного уплотнения

В технических устройствах нередко возникает ситуация, когда невозможно обеспечить абсолютную герметичность некоторых узлов. Например, есть некоторый вал, который проходит через стенку устройства (это может быть торцевая

часть центробежного компрессора). Стенка разделяет область высокого и низкого давления, как показано на рисунке.

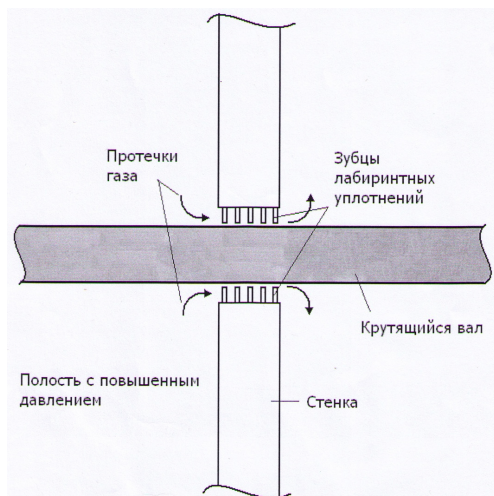


Рисунок 167. Вал, проходящий через стенку

Сделать соединение вала и стенки герметичным по некоторым техническим причинам не удастся. Поэтому, чтобы минимизировать утечку воздуха через зазор между валом и стенкой, применяют так называемые лабиринтные уплотнения. Схема лабиринтного уплотнения показана на рисунке.

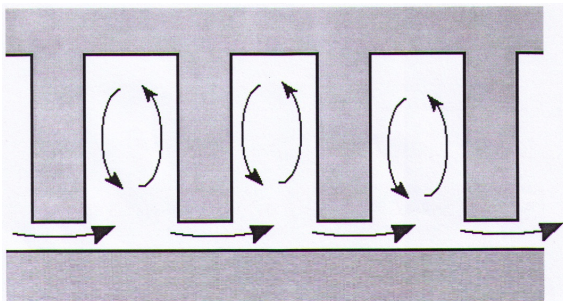
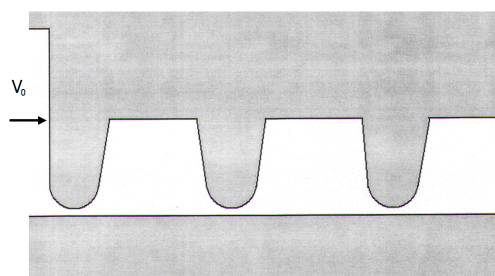


Рисунок 168. Схема лабиринтного уплотнения

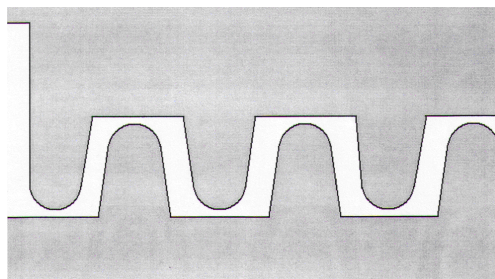
Задача конструкции лабиринтного уплотнения заключается в максимизации вихреобразования в потоке воздуха, что в свою очередь приводит к резкому увеличению гидравлического сопротивления. Высокое гидравлическое сопротивление в проточном канале лабиринтного уплотнения приводит к минимизации утечки воздуха через него.

Конструкция лабиринтного уплотнения состоит из зубцов и полостей. Зубцы создают минимальные зазоры, в которых воздух ускоряется и приобретает максимальную скорость. Полости предназначены для создания эффекта вихреобразования.

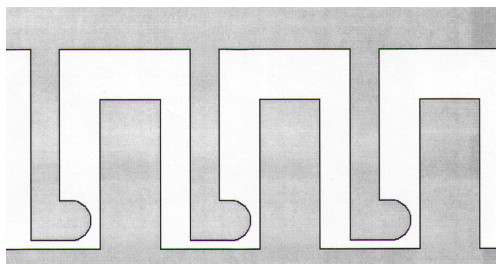
На рисунке 169 приведены три схемы лабиринтных уплотнений, применяемых на практике с полными геометрическими характеристиками.



(а)



(б)



(в)

Рисунок 169. Три схемы лабиринтных уплотнений, применяемых на практике

Смоделируйте течения воздуха для каждого варианта.

Минимальный зазор между зубцами лабиринтного уплотнения и валом равен 1 мм. Скорость на входе V_0 (перед лабиринтным уплотнением) задайте равной 5 м/с для всех трех вариантов конструкции. При расчетах включите режим постепенного увеличения скорости воздуха на входной границе. Время выхода скорости на номинальный уровень задайте равным 0,0004 с.

Для первого и третьего вариантов (рисунок 169 а и в) подойдет расчетная сетка с размером расчетной ячейки 0,0002 м (0,2 мм). Зазор в 1 мм в этом случае будет соответствовать пяти расчетным ячейкам. Расчетный шаг по времени будет равен 2×10^{-9} с. Общий размер расчетной области равен 250×100 расчетных ячеек.

Для второго варианта (рисунок 169 б) подойдет расчетная сетка с размером расчетной ячейки 0,0001 м (0,2 мм). Зазор в 1 мм в этом случае будет соответствовать десяти расчетным ячейкам. Расчетный шаг по времени будет равен 1×10^{-9} с. Общий размер расчетной области равен 500×200 расчетных ячеек.

12. Сверхзвуковые течения в каналах

Во множестве современных технических устройств возникают такие сложные газодинамические процессы, как трансзвуковые и сверхзвуковые течения в проточных трактах. Например, при сбросе газа из области с давлением в несколько атмосфер в отверстие, через которое осуществляется сброс, реализуется переход от дозвукового течения к сверхзвуковому. Протекание сверхзвуковой струи в трубах приводит к появлению систем скачков уплотнения. Такие явления сопровождают исключительно сверхзвуковые течения и являются весьма сложными с точки зрения их изучения.

Попробуем с помощью программного комплекса StartFlow исследовать поведение сверхзвуковых струй в проточных трубах.

12.1 Моделирование сброса газа из полости с высоким давлением

Рассмотрим вытекание воздуха из полости с давлением в несколько атмосфер через прямую трубу. Для экономии расчетного времени будем моделировать течение лишь в одной половине трубы, которая симметрична другой (рисунок 170).

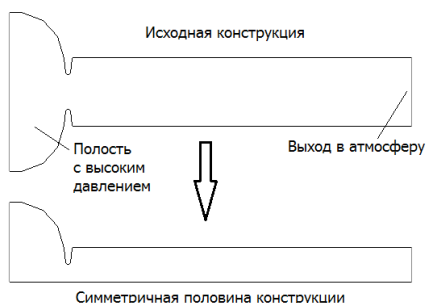


Рисунок 170. Схема расчетной области (симметричная часть трубы опускается из расчета)

Для этого в программе Editor создаем расчетную область размерами 500 на 100 ячеек. При создании области выбираем ее тип – «пустая область». Выбираем тип ячеек «Gas», рисуем трубу, по которой воздух будет выходить в атмосферу. Далее рисуем резервуар, в котором будет высокое давление. После этого скругляем объем и рисуем заужение проходного сечения трубы в месте соединения ее с резервуаром. Заужение сечения проходного сечения моделирует дроссельную шайбу, применяющуюся в таких случаях для регулирования массового расхода воздуха.

На левой границе организуем вход воздуха, присвоив соответствующим ячейкам тип «Inlet», на правой границе – выход воздуха, присвоив ячейкам тип «Outlet».

На рисунке 171 а показана готовая геометрия расчетной области.

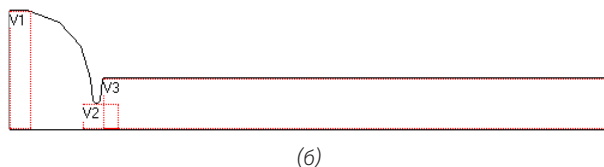
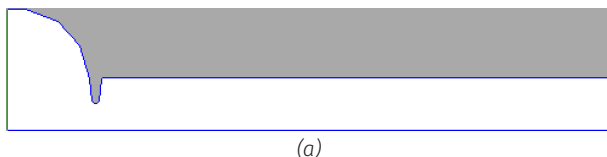


Рисунок 171. Геометрия расчетной области трубы, по которой воздух из полости под высоким давлением сбрасывается в атмосферу, и области, для которых устанавливаются объемные статистики

Теперь установим граничные условия. На входе задаем скорость 400 м/с, температуру 500 К, на выходе – атмосферное давление (101320 Па). Также в качестве начального условия можно установить давление в резервуаре 800000 Па (~8 атмосфер). В процессе расчета давление в резервуаре сначала будет меняться, затем оно должно выйти на стационар.

Стационарный режим может быть обеспечен только за счет постоянного расхода на входе в резервуар. В программе Editor мы можем задать только скорость и температуру входящего потока. Плотность же потока вычисляется автоматически в зависимости от давления. **Для того, чтобы массовый расход газа в процессе расчета был постоянным, необходимо в программе Solver зафиксировать значение плотности на входе.** Это задаваемое значение плотности не будет соотноситься с давлением и температурой по закону Менделеева-Клапейрона, но в данном случае это несоответствие вполне допустимо. Газ будет поступать в резервуар и сжиматься до того давления, которое в резервуаре будет реализовываться в процессе сверхзвукового истечения из него.

Для контроля за выходом течения на стационарный режим устанавливаем объемные статистики, которые будут показывать среднее давление на различных участках трубы (рисунок 171 б).

Далее сохраняем область, открываем ее в расчетной программе Solver. Сейчас нужно **зафиксировать плотность на входе**. Для этого в меню «Параметры» нужно выбрать пункт «Параметры вычислений», поставить галочку напротив строки «Постоянная плотность на входе» и ввести значение 0,7.

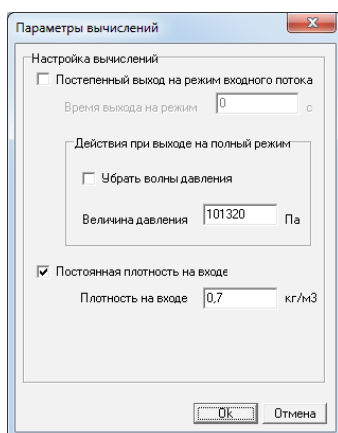


Рисунок 172. Задание фиксированного значения плотности на входе

Далее запускаем расчет. После выхода на стационар графики статистики давления и скорости примут следующий вид (рисунок 173).

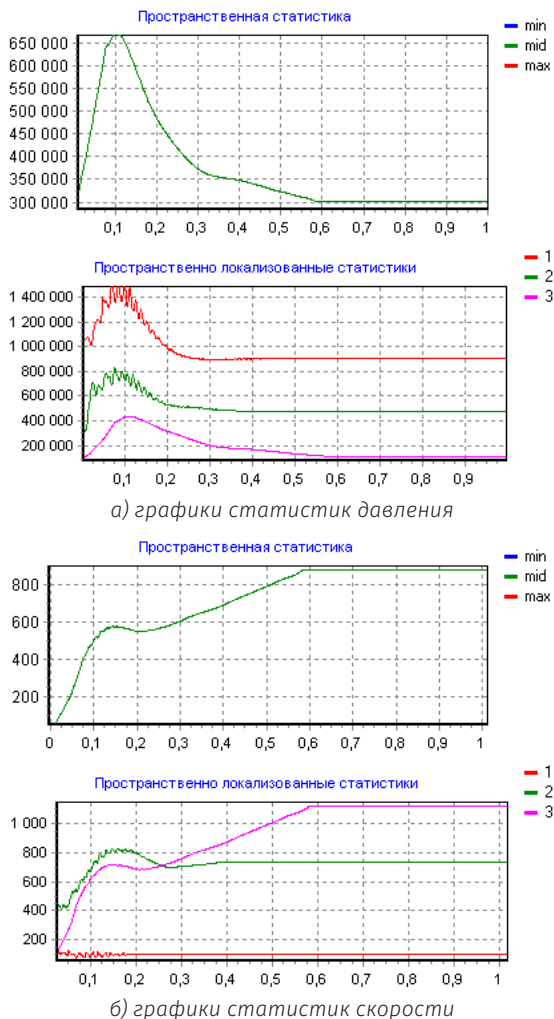


Рисунок 173. Графики статистики при выходе течения на стационарный режим

При достижении стационарного режима течения расчет можно остановить. На рисунке 174 изображено поле давления, получившееся в трубе.

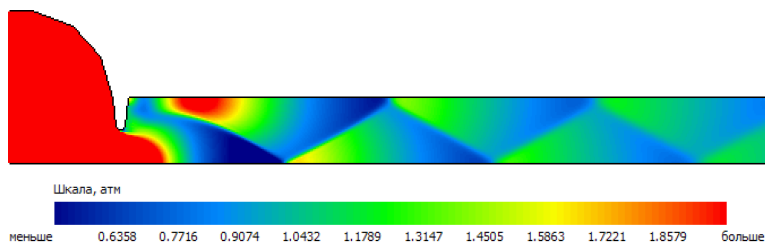


Рисунок 174. Поле давления при трансзвуковом течении воздуха в трубе

Мы наблюдаем систему скачков уплотнения. Если по середине трубы провести линию сечения по направлению оси трубы и построить по этой линии график давления, то он будет иметь следующий вид (рисунок 175):

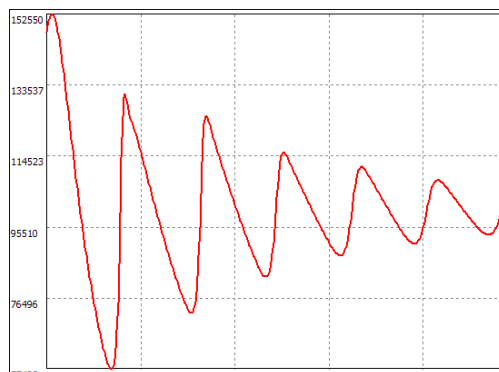


Рисунок 175. График давления вдоль линии сечения

Видно, что при движении от выхода из резервуара к выходу из трубы давление испытывает резкие скачки, которые и отображают скачки уплотнения.

Теперь посмотрим на поле модулей скорости (рисунок 176).

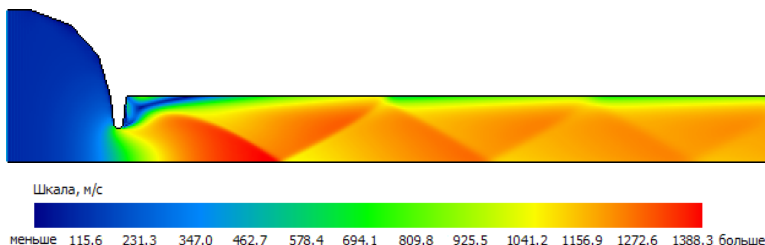


Рисунок 176. Поле скорости при трансзвуковом течении в трубе

Видно, что распределение модуля скорости также претерпевает скачки, которые геометрически соответствуют скачкам уплотнения.

На рисунке 177 изображено поле векторов скоростей вблизи первого скачка уплотнения.

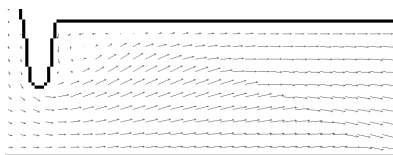


Рисунок 177. Поле векторов скорости в области первого скачка уплотнения

Видно, что поток воздуха, проходя через скачок уплотнения, претерпевает резкое, хотя и не очень большое, изменение направления движения.

12.2 Моделирование течения в трубе с дроссельной шайбой

Теперь проведем численный эксперимент по моделированию течения в длинной прямой трубе, в которой установлена так называемая дроссельная шайба. Суть дроссельной шайбы заключается в регулировании расхода воздуха, протекающего через трубу. Мы будем рассматривать случай, когда на дроссельной шайбе осуществляется переход от дозвукового к сверхзвуковому течению.

На входе, соответствующем левой границе расчетной области, задаем скорость 680 м/с, температуру 500 К. На выходе (правая граница расчетной области) задаем давление, равное атмосферному (103200 Па). Для того, чтобы расход на входе был постоянным и не зависел от плотности, которая в свою очередь зависит от давления, при запуске Solver необходимо будет зафиксировать плотность равной 0,7 кг/м³. Скорость 680 м/с можно считать условной: в совокупности с фиксированной плотностью она служит лишь для задания расхода воздуха. На самом деле в пространстве перед дроссельной шайбой из-за сжатия газа скорость резко упадет.

Для отслеживания установления течения, то есть выхода на стационарный режим, зададим пространственные статистики давления и скорости, как показано на рисунке.

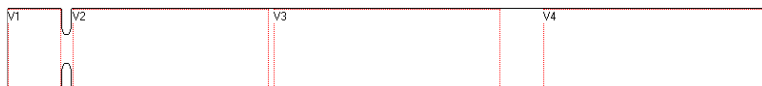


Рисунок 178. Задание объемных статистик

При моделировании сверхзвукового течения в канале в данном случае нас интересует не только стационарное решение задачи, но и процесс выхода на стационарный режим. Поскольку расчет занимает довольно много времени, нагляднее всего отобразить нестационарный процесс в виде видеоролика.

Подробное описание того, как создается видеоролик, приводится в разделе 9, посвященном нестационарному обтеканию предметов. Здесь же только отметим, что период сохранения файлов с полями газодинамических параметров следует задать равным 500 шагам. Сохранять будем все газодинамические параметры (скорость, температуру, давление и плотность). После того, как все настройки автосохранения заданы (имя файла, которое будет в основе сохраненных файлов, период сохранения), можно запускать расчет. После того, как течение выйдет на стационарный

режим, о чем можно судить по графикам статистик (рисунок 179), расчет можно остановить.

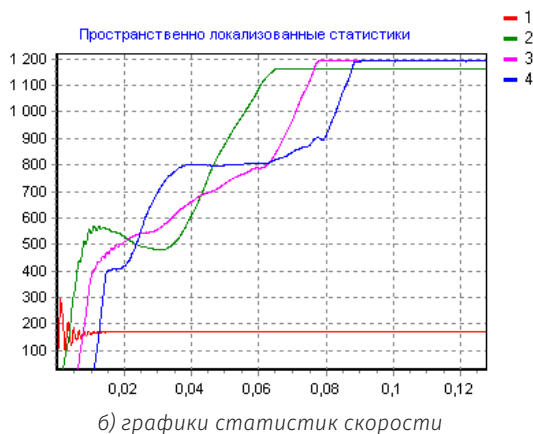
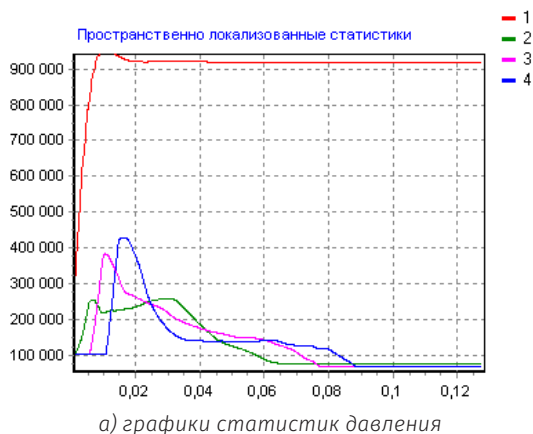


Рисунок 179. Графики объемных статистик при выходе течения на стационарный режим

На рисунке 180 приведено поле давления, получившееся при выходе течения на стационарный режим. Цветовая шкала настроена в диапазоне от 15000 Па до 160000 Па (~1,58 атм).

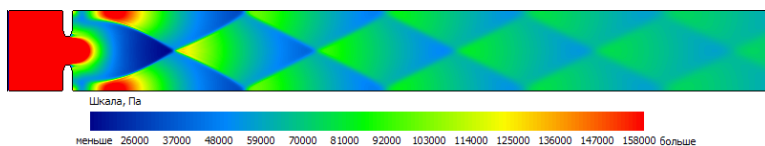


Рисунок 180. Поле давления при течении сверхзвуковой струи в трубе

Мы видим, что образовалась структура скачков уплотнения, подобная той, что мы получали для процесса истечения из объема (рисунок 174). Если обратить внимание на то, какое давление получилось на выходе из трубы, то мы увидим, что его значение находится в диапазоне от 62000 Па (0,61 атм) до 73500 Па (0,73 атм). Это при том, что мы на выходе задавали атмосферное давление. Здесь дело в том, что особенностью сверхзвукового течения является то, что вверх по потоку возмущения не передаются. То есть выходная граница не оказывает влияния на структуру потока при достаточно развитом сверхзвуковом течении. Сверхзвуковая струя, выходящая из трубы в атмосферу, имеет в своем ядре давление меньше атмосферного.

Однако, если уменьшить расход воздуха, то даже при наличии транзвукового течения режим течения может измениться. На выходе из трубы давление может стать равным атмосферному. На рисунке 181 показано поле давления сверхзвуковой струи с уменьшенной скоростью на входной границе. В отличие от предыдущего случая, где на входе задавалась скорость воздуха, равная 680 м/с, здесь задается скорость на входе **400 м/с** (скорость на входе также является условной, она задает лишь массовый расход при фиксированной плотности 0,7 кг/м³).

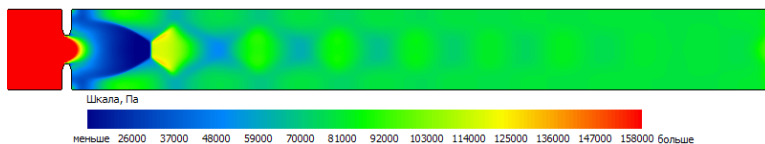


Рисунок 181. Поле давления сверхзвуковой струи в трубе при уменьшено величине скорости на входе до **400 м/с**

Как видно из рисунка 181, при наличии сверхзвукового течения, о чем свидетельствуют так называемые «бочки» давления, структура потока совершенно изменилась по сравнению с предыдущим случаем. Система прямолинейных скачков уплотнения при уменьшении расхода исчезла. Давление на выходе из трубы равно атмосферному.

На рисунке 182 приведено сравнение поля давления возле дроссельной шайбы для скорости на входе 680 м/с и 400 м/с. Видно, что структура поля давления имеет существенные различия.

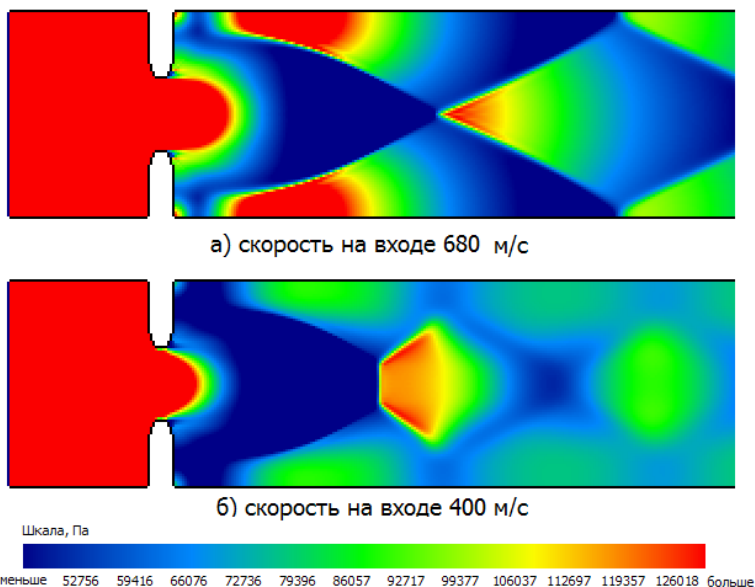
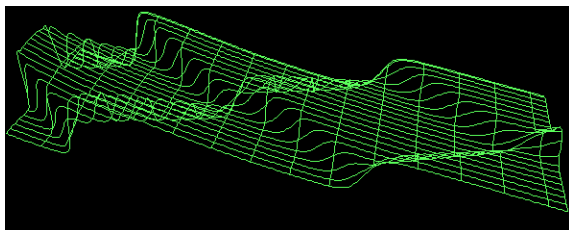
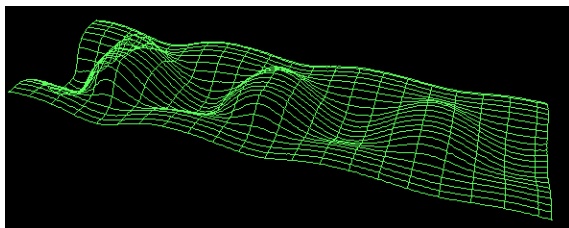


Рисунок 182.

На рисунке 183 приведено сравнение трехмерных графиков поля давления для этих двух случаев.



а) скорость на входе 680 м/с



б) скорость на входе 400 м/с

Рисунок 183. Трехмерные графики поля давления сверхзвуковых струй при скорости на входе 680 м/с и 400 м/с

На рисунке 184 показано поле значений модуля скорости исходной задачи с большим массовым расходом воздуха (условная скорость на входе 680 м/с).

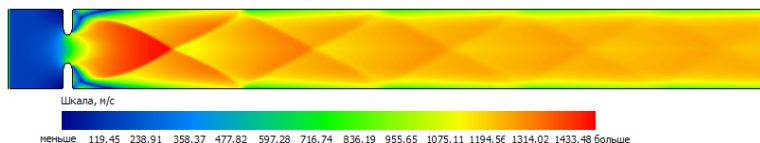


Рисунок 184. Поле модуля скорости при условной скорости на входе 680 м/с

На этом рисунке мы видим развитое сверхзвуковое течение со скачками уплотнения, средняя скорость которого составляет ~ 1250 м/с.

На рисунке 185 показано поле значений модуля скорости задачи с уменьшенным массовым расходом воздуха (условная скорость на входе 400 м/с).

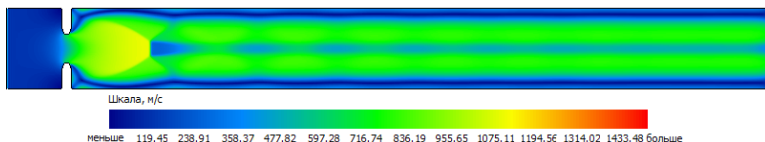


Рисунок 185. Поле модуля скорости при условной скорости на входе 400 м/с

На этом рисунке мы видим также сверхзвуковое течение, однако сверхзвуковая струя не заполняет полностью пространство трубы – скорость в ядре струи составляет ~800 м/с. Структура поля скорости также кардинально отличается от исходной задачи.

Теперь посмотрим, как формировалось сверхзвуковое течение газа в исходной задаче (условная скорость на входе 680 м/с). На рисунке 186 показана эволюция поля давления от начала течения до выхода его на стационарный режим



$t = 0,0013 \text{ c}$



$t = 0,0095 \text{ c}$



$t = 0,019 \text{ c}$



$t = 0,029 \text{ c}$

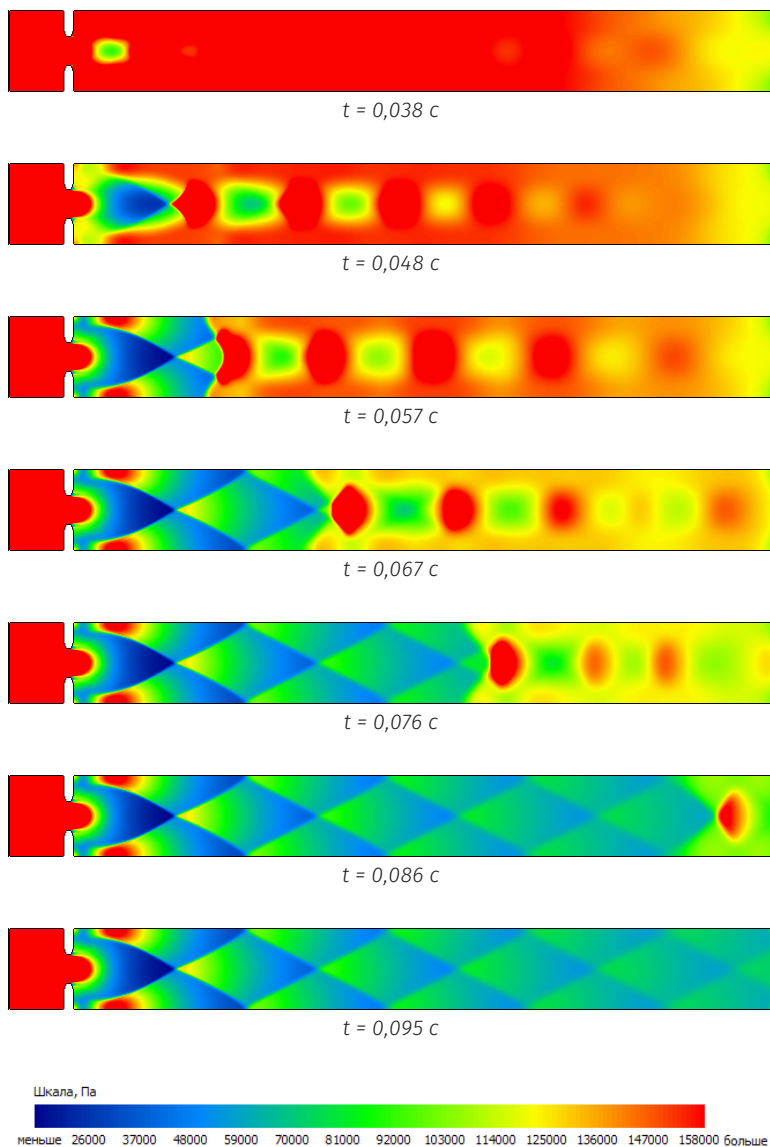
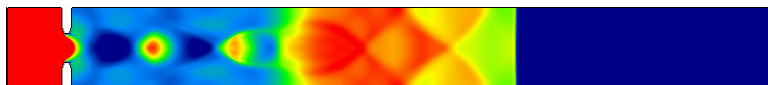
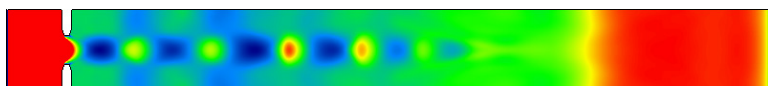
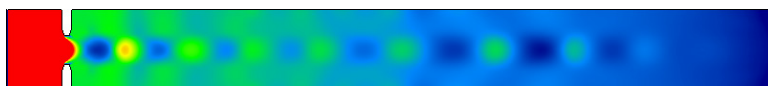
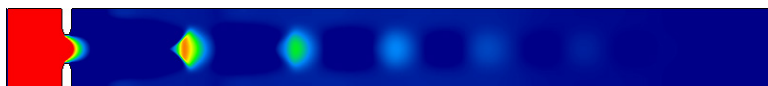
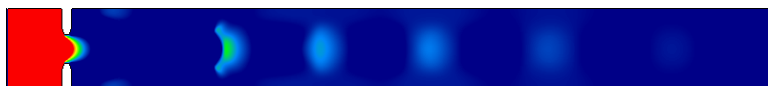


Рисунок 186. Эволюция поля давления при выходе на стационарный режим трансзвукового течения в длинной прямой трубе с дроссельной шайбой

На рисунке 187 показана та же самая эволюция поля давления, но показанная в другой цветовой шкале.

 $t = 0,0013 \text{ c}$  $t = 0,0095 \text{ c}$  $t = 0,019 \text{ c}$  $t = 0,029 \text{ c}$  $t = 0,038 \text{ c}$  $t = 0,048 \text{ c}$  $t = 0,057 \text{ c}$

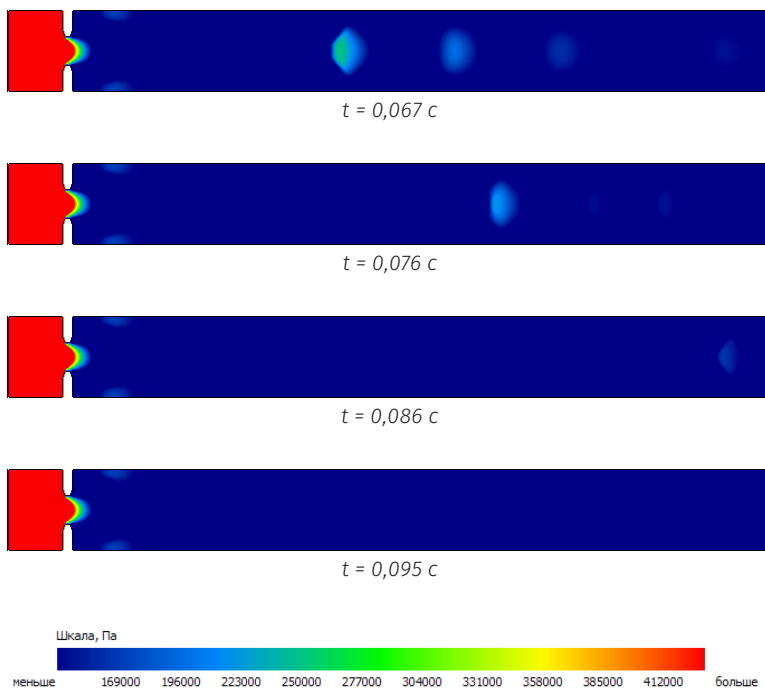
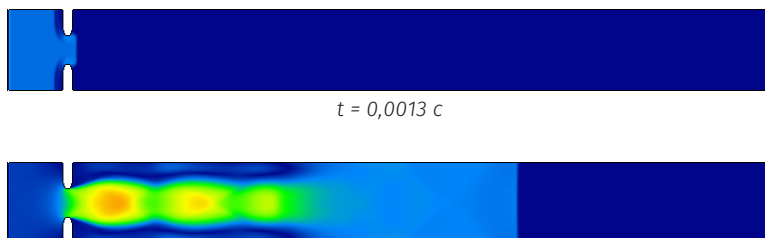
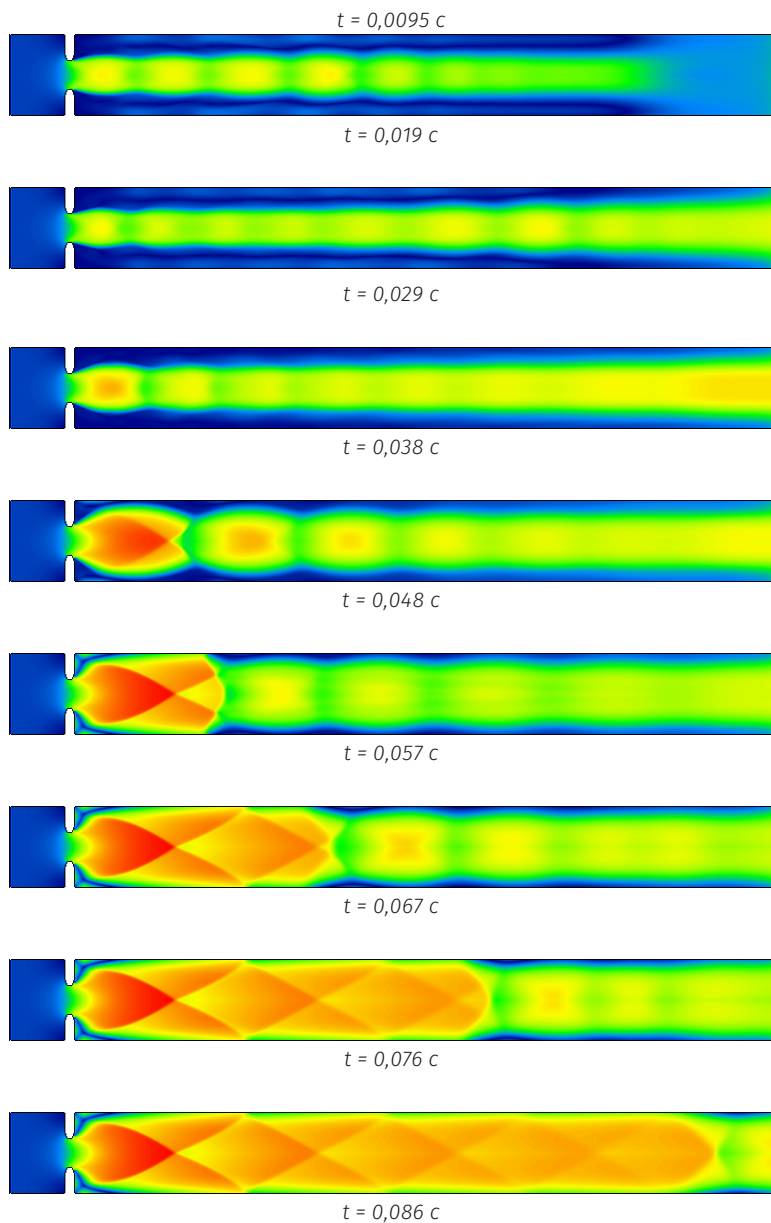


Рисунок 187. Эволюция поля давления при выходе на стационарный режим трансзвукового течения в длинной прямой трубе с дроссельной шайбой в цветовой шкале от 140000 Па до 430000 Па.

На рисунке 188 показана эволюция поля модуля скорости от начала течения до выхода его на стационарный режим





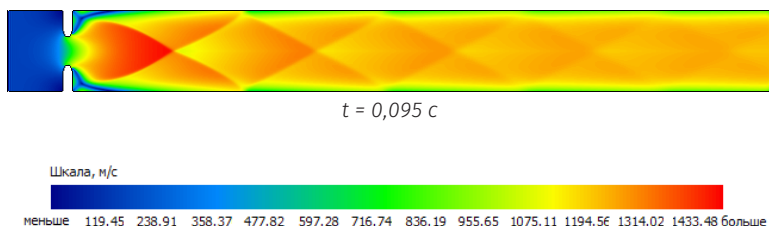


Рисунок 188. Эволюция поля модуля скорости при выходе на стационарный режим транзвукового течения в длинной прямой трубе с дроссельной шайбой

Как видно из эволюции поля давления и поля скорости, показанных на рисунках выход на стационарный режим, течения можно условно поделить на два этапа. Первый этап – это распространение области высокого давления на участке трубы после дроссельной шайбы и образование «пробки давления» (с 0 по 38 с). Структура поля давления на этом этапе схожа со структурой, которая была получена в задаче с пониженным расходом газа: наблюдаются «бочки» давления и отсутствуют прямолинейные скачки уплотнения. Структура поля скорости на первом этапе также сходна с задачей, в которой понижен расход: формируется сверхзвуковая струя, не захватывающая все проходное сечение с скоростями потока ~1000 м/с. Конец первого этапа характеризуется постепенным падением давления в «пробке».

Второй этап – это резкая перестройка структур полей давления и скорости, переход от «бочковатости» к прямолинейным скачкам уплотнения (с 0,057 с по 0,095 с). Данная перестройка режима течения характеризуется наличием четкой границы между старой и новой структурой. Эта граница зарождается вблизи выхода газа из дроссельной шайбы и перемещается вправо, вытесняя старую структуру течения новой.

12.3 Задания для самостоятельного выполнения

1. Исследуйте структуру течения в трубе с дроссельной шайбой (пункт 12.2), в которой отверстие дроссельной шайбы

смещено относительно оси трубы. Смещение отверстия задайте в три расчетные ячейки, как показано на рисунке 189.

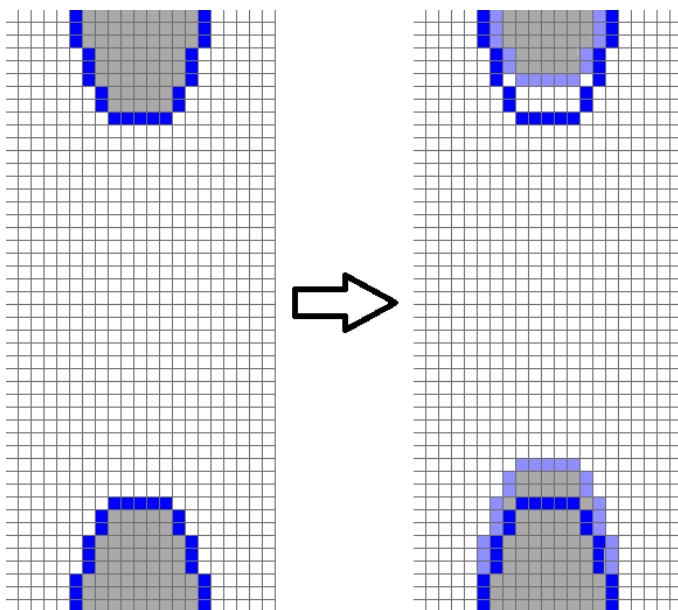


Рисунок 189. Смещение отверстия дроссельной шайбы на три ячейки вверх

Скорость и другие параметры входящего потока задайте такими же, как и в задаче в разделе 12.2. По результатам расчетов сделайте видеоролик эволюции поля давления и поля скорости.

2. Поместите в трубу с дроссельной шайбой небольшое препятствие (рисунок 190).

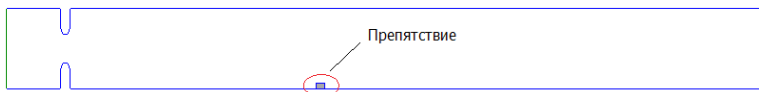


Рисунок 190. Труба с препятствием

Изучите, как это препятствие скажется на течении в трубе. Скорость и другие параметры входящего потока задайте такими же, как и в задаче в разделе 12.2 (условная скорость на входе 680 м/с). По результатам расчетов сделайте видеоролик эволюции поля давления и поля скорости.

3. Проведите моделирование течения в трубе с двумя дроссельными шайбами (рисунк 191).

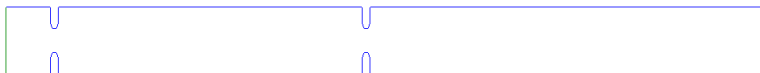


Рисунок 191. Труба с двумя дроссельными шайбами

Скорость и другие параметры входящего потока задайте такими же, как и в задаче в разделе 12.2. Размеры расчетной области задайте 1200 на 85 расчетных ячеек. По результатам расчетов сделайте видеоролик эволюции поля давления и поля скорости.

4. Исследуйте структуру течения в трубе с дроссельной шайбой, которая поворачивает на угол 90° (рисунк 192).

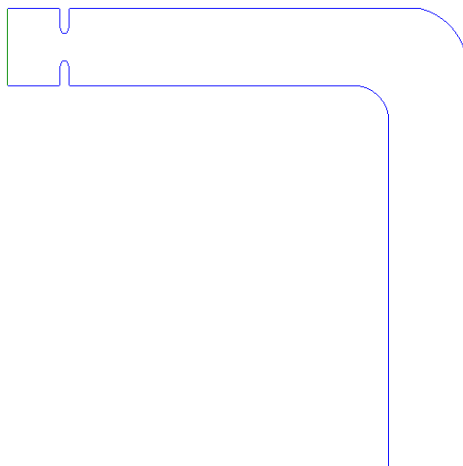


Рисунок 192. Труба с дроссельной шайбой и поворотом на угол 90°

Скорость и другие параметры входящего потока задайте такими же, как и в задаче в разделе 12.2. Размеры расчетной области задайте 500 на 500 расчетных ячеек. По результатам расчетов сделайте видеоролик эволюции поля давления и поля скорости.

5. Проведите моделирование течения в трубе с дроссельной шайбой, как в предыдущей задаче, но только не с одним, а с двумя поворотами на угол 90° (рисунок 193).

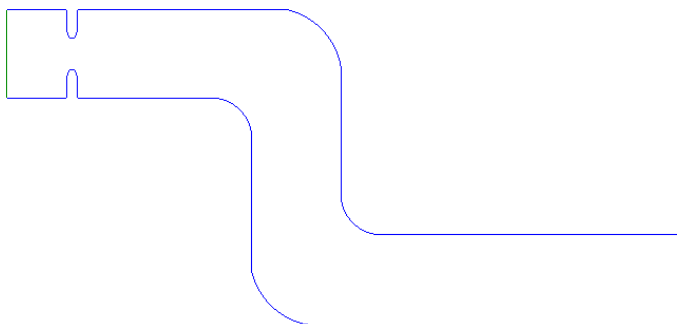


Рисунок 193. Труба с дроссельной шайбой и двумя поворотами на угол 90°

Содержание

Предисловие	3
О чем эта книга.....	6
1. Основные понятия газодинамических расчетов.....	8
2. Программный пакет StartFlow и его математическая начинка	10
3. Пространственное представление расчетной области в StartFlow и расчетный шаг по времени	13
3.1 Задание расчетной сетки	13
3.2 Задание расчетного шага по времени и обеспечение устойчивости счета.....	16
4. Общие принципы постановки, проведения и обработки результатов численного эксперимента в StartFlow.	19
4.1 Подготовка к расчету.....	19
4.1.1 Создание «расчетного объема».....	20
4.1.2 Рисование расчетной области.....	22
4.1.3 Задание начальных и граничных условий	28
4.1.4 Установка контрольных точек и объемов	30
4.1.5 Сохранение файлов для расчета	32
4.2 Проведение расчетов и обработка результатов	33
5. Пример моделирования нестационарного газодина- мического процесса в StartFlow.....	38
6. Ударные волны	80
6.1 Моделирование двумерной ударной волны	81

6.2 Моделирование взаимодействия двумерной ударной волны с твердым предметом	90
6.3 Моделирование трехмерной ударной волны.....	93
6.4 Задания для самостоятельного выполнения	95
7. Глушение выстрела	102
7.1 Моделирование выстрела из ствола в двумерной постановке.....	104
7.2 Моделирование процесса глушения в двумерной постановке.....	107
7.3 Моделирование глушения выстрела в трехмерной постановке.....	110
7.4 Задания для самостоятельного выполнения.....	120
8. Взрывы вулканов.....	126
8.1 Извержения реальных вулканов	126
8.2 Вычислительный эксперимент по моделированию извержения вулкана	127
8.3 Задания для самостоятельного выполнения.....	131
9. Нестационарное обтекание предметов	136
9.1 Моделирование нестационарного обтекания	137
9.2 Создание видеороликов в StartFlow	139
9.3 Задания для самостоятельного выполнения	147
10. Сверхзвуковое обтекание	151
10.1 Моделирование сверхзвукового обтекания	152
10.2 Задания для самостоятельного выполнения	158
11. Течения в воздуховодах систем вентиляции	163

11.1 Моделирование течения в двойном резком повороте...	164
11.2 Моделирование течения в двойном скругленном повороте.....	170
11.3 Задания для самостоятельного выполнения.....	175
12. Сверхзвуковые течения в каналах.....	182
12.1 Моделирование сброса газа из полости с высоким давлением.....	182
12.2 Моделирование течения в трубе с дроссельной шайбой	187
12.3 Задания для самостоятельного выполнения	198

