

# Отчёт о проделанной работе с использованием ПО FlowVision (в рамках программы «Учись, студент»).

Учащийся: Волков Лука Сергеевич

Научный руководитель: Фирсов Александр Александрович

Дата предоставления отчёта: 30.06.2023

## 1. Введение

Данная работа проведена в рамках подготовки к натурному эксперименту, в котором будет исследовано определённое внешнее воздействие на структуру особого типа течения газа в аэродинамической трубе. Это течение формируется при взаимодействии сверхзвукового воздушного потока с поперечной вторичной струёй, инжектируемой в этот сверхзвуковой поток через отверстие на плоской стенке. В зарубежной литературе для этого течения принято обозначение JISC (jet interacting with supersonic crossflow). Структура течения JISC с некоторыми характерными элементами (вихрями, скачками уплотнения) приведена на рис. 1.



Рис. 1. Течение JISC.

Натурный эксперимент предполагается провести в сверхзвуковой аэродинамической трубе ИАДТ-50. Её характеристики приведены, например, в [1].

Исследование течения JISC в аэродинамической трубе сопряжено с рядом трудностей. Одна из них заключается в следующем. В сверхзвуковом тракте формируется турбулентный пограничный слой в области около стенок. Для

шлирен-метода и метода теневой фотографии наличие такого турбулентного слоя является негативным явлением, т.к. наличие такого слоя приводит к появлению на получаемых изображениях помех, мешающих наблюдению за объектом исследования. А ввиду того, что шлирен-метод и теневая фотография являются основными методами исследования в вышеупомянутом предполагаемом эксперименте, нами было принято решение организовать эксперимент таким образом, чтобы течение JISC было расположено в области с минимальной толщиной пограничного слоя.

## **2. Постановка задачи**

Требуется спроектировать жёсткую вставку в канал аэродинамической трубы ИАДТ-50. Эта конструкция должна разрезать ядро сверхзвукового потока с помощью плоской пластины с острым краем. На верхней поверхности пластины должно находиться отверстие для инъекции газа вторичной струи (что требуется для формирования течения JISC). Пластина должна быть снабжена жёсткой трубочкой для подвода инжектируемого газа. Конструкция должна крепиться с помощью стоек ко дну канала аэродинамической трубы. Необходимо избежать формирования лишних скачков уплотнения над пластиной, торможения потока воздуха под пластиной до дозвуковых скоростей, а также искривления линий тока, при котором порции воздуха, первоначально находившиеся ниже острого края пластины, оказывались бы над её верхней поверхностью.

Таким образом, проектируемая вставка должна состоять из следующих частей, названия которых используются в дальнейшем тексте отчёта: пластина, стойки, трубочка.

Предполагается, что при формировании течения JISC на верхней поверхности пластины пограничный слой будет создавать меньше помех при исследовании данного течения теневым методом, чем при инъекции вторичной струи непосредственно через стенку канала аэродинамической трубы.

## **3. Расчётная задача**

Требуется с помощью FlowVision построить распределение числа Маха в пространстве при сверхзвуковом обтекании нескольких моделей вставки в канал ИАДТ-50, чтобы на основании результатов расчёта выбрать наиболее оптимальную геометрическую конфигурацию.

#### **4. Основные стадии проделанной работы**

1. Построение геометрических модели сверхзвукового тракта и пластины
2. Двумерное моделирование обтекания пластины
3. Трёхмерное моделирование обтекания пластины
4. Добавление в трёхмерную модель стоек и трубочки
5. Оптимизация геометрической конфигурации пластины, трубочки и стоек

#### **5. Стадия 1. Построение геометрических моделей**

В стороннем ПО были построены следующие геометрические модели: канал аэродинамической трубы, несколько вариантов пластины, несколько вариантов боковых стоек. Во всех моделях, упомянутых в данном отчёте, была учтена только половина канала аэродинамической трубы ввиду предположения о симметрии течения при обтекании проектируемой конструкции.

На рис. 2 представлены скомпонованные во FlowVision геометрические тела. Это канал аэродинамической трубы, а также части конструкции вставки (которые были введены в проект как подвижные тела с отключенным обновлением): пластина, боковая стойка, трубочка и дополнительное препятствие в форме полушария на верхней поверхности пластины (которое имитирует вторичную поперечную струю, инжектируемую в поток воздуха). Геометрии для двух последних объектов были созданы не в сторонних редакторах, а непосредственно во FlowVision с помощью доступных геометрических примитивов (цилиндр, шар).

*Размеры расчётной области* соответствуют размерам канала аэродинамической трубы ИАДТ-50 в ОИВТ РАН: высота 60 мм, полуширина 36 мм (половина реальной ширины), длина 300 мм.

*Размеры избранного варианта пластины:* полуширина 36 мм, толщина 3 мм, длина 80 мм, острый угол на передней кромке составляет 10 градусов, угол на задней кромке составляет 30 градусов.

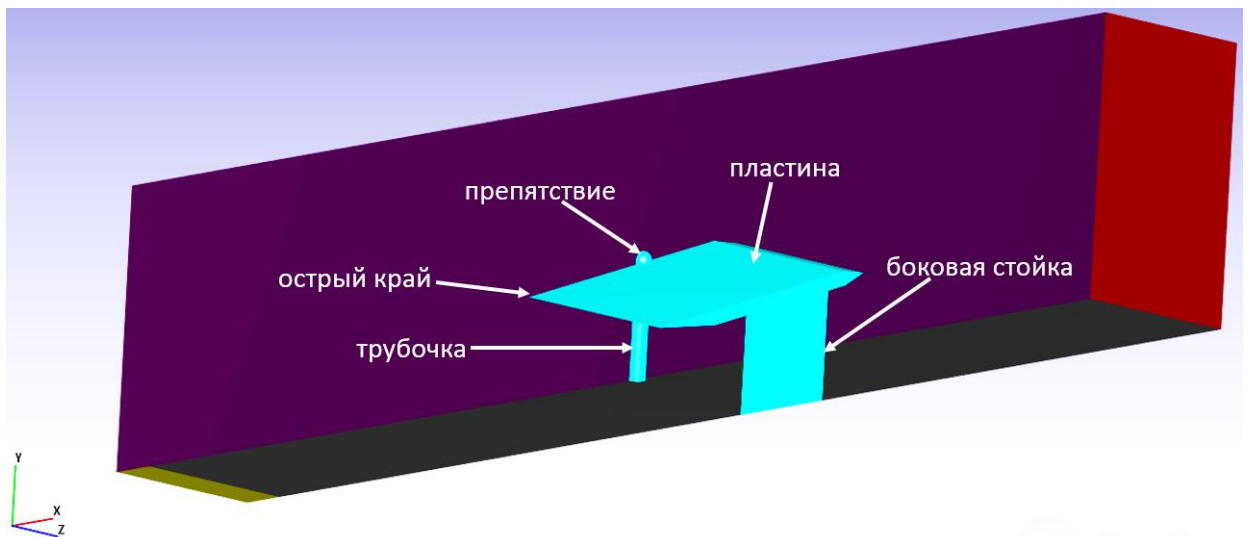


Рис. 2. Скомпонованные геометрические модели: канал, пластина, боковая стойка, трубочка, препятствие (имитация вторичной поперечной струи).

## 6. Стадия 2. Двумерное моделирование обтекания пластины

На этой стадии было исследование двумерное обтекание пластины в отсутствии каких-либо дополнительных элементов: стоек, трубочки и т.п.

### 6.1. Расположение пластины

Передний край пластины находился на расстоянии 20 см от начала тракта. Пластина плотно, без зазоров, входила в сверхзвуковой тракт. Высота пластины над дном сверхзвукового тракта являлась варьируемым параметром. За переменную  $H$  было принято расстояние между дном тракта и верхней поверхностью пластины.

### 6.2. Физическая модель

*Вещество:* воздух (из БД FlowVision).

*Уравнения модели:* УНС, уравнение энергии (теплоперенос через  $H$ ), уравнения модели турбулентности KEFV. Выбор модели турбулентности был обусловлен допустимостью RANS-приближения для данной задачи, а также приемлемым соотношением требуемой мелкости расчётной сетки и требуемого процессорного времени для осуществления расчёта.

### 6.3. Граничные условия

Подробности граничных условий приведены в табл. 1. Входные данные выбраны с учётом реальных характеристик аэродинамической трубы ИАДТ-50. Расстановка граничных условий отображена на рис. 3.

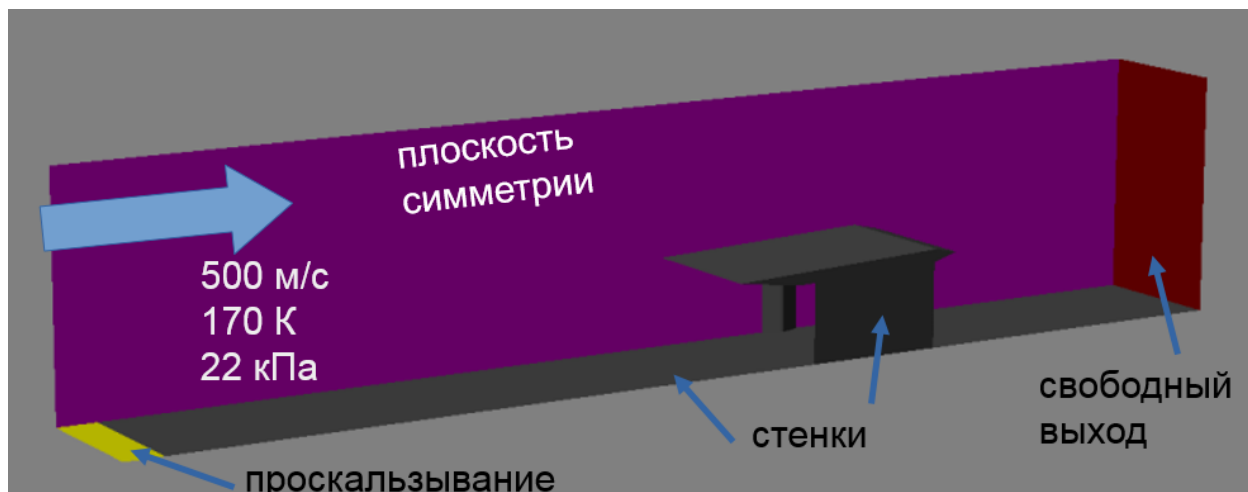


Рис. 3. Граничные условия. На верхней, невидимой на рисунке, поверхности установлено ГУ «Стенка». На боковой невидимой поверхности, обращённой к нам, установлено ГУ «Симметрия».

Табл. 1. Граничные условия.

ГУ	Цвет	Параметры / комментарий
Вход	зеленый	скорость 500 м/с, температура 170 К, давление 22 кПа, пульсации 0.03, масштаб турбулентности 0.5 мм
Выход	красный	сверхзвуковой выход
Стенка	серый, голубой	стенка с равновесными пристеночными функциями и логарифмическим законом распределения скорости
Сим-метрия	фиолетовый	плоскость симметрии системы $z=0$ , а также (для 2D) боковая поверхность
Проскальзывание	желтый	фактически, то же, что и Симметрия. Обеспечивает сглаживание конфликта граничных условий на ребре между ГУ Вход и ГУ Стенка

### 6.4. Начальные условия

Во всём объёме: скорость 500 м/с, температура 170 К, давление 22 кПа, пульсации 0.03, масштаб турбулентности 0.5 мм.

## 6.5. Расчётная сетка

Мелкость расчётной сетки была подобрана таким образом, чтобы параметр  $Y^+$  на основных поверхностях (дно, потолок, косая передняя поверхность пластины, верхняя и нижняя стороны пластины) принимал значения преимущественно в диапазоне от 5 до 40 (что необходимо для корректной работы модели турбулентности KEFV). В двумерном моделировании была применена адаптация третьего уровня к решению по градиенту давления в области, ограниченной параллелепипедом под пластиной. Пример двумерной расчётной сетки с адаптацией к решению приведён на рис. 4.

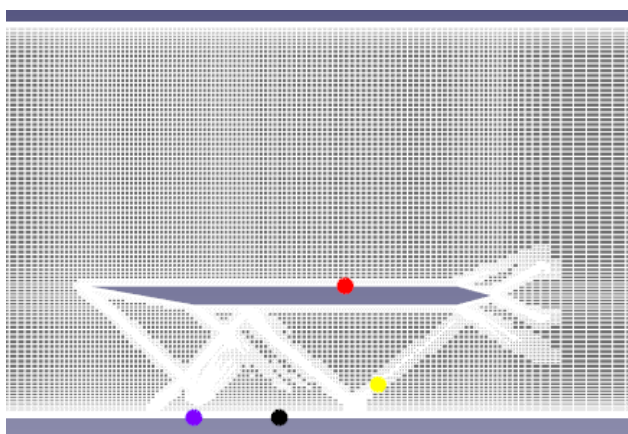


Рис. 4. Расчётная сетка и расположение «датчиков».

## 6.6. Сведения о численном значении мелкости ячеек на поверхностях и адаптация

Табл. 2. Мелкость ячеек

По высоте (вдоль оси Y)	По длине (вдоль оси X)
<i>Верхняя и нижняя границы расчётной области: <math>h = 0.00015</math>, адаптации нет.</i>	<i>Клиновидная передняя часть пластины (передний край пластины) <math>h=0.0003</math>. Адаптация N=2 (вокруг острия N=3).</i>
<i>Верхняя и нижняя поверхности пластины: <math>h = 0.0005</math>, адаптация уровня N=2.</i>	<i>Остальная часть пластины: <math>h &lt; 0.0008</math>. Адаптация N=2.</i>
<i>Острый край пластины: <math>h = 0.0005</math>, адаптация уровня N=3.</i>	

## 6.7. Шаг по времени

Шаг по времени был задан числом CFL = 50, поскольку интерес представляет только установившееся течение. Фактически шаг по времени составлял порядка  $2e-6$  сек.

## 6.8. Сохраняемые данные

В файлы визуализации выводились распределения следующих величин: векторы скорости, давление, Турб.Энергия, x-компонента скорости, число Маха. Для контроля за применимостью модели KEFV выводились графики параметра  $Y^+$  на основных поверхностях: дно, потолок, верхняя и нижняя поверхности пластины, косая передняя поверхность пластины.

## 6.9. Критерий останова

В некоторых местах на стенках были расположены «датчики» давления (рис. 4). Критерием останова расчёта являлся выход показаний «датчиков» на стабильный уровень.

## 6.10. Результаты двумерного моделирования

На рис. 5 приведены распределения чисел Маха для четырёх трёх Н: (а)  $H=0,025$ , (б)  $H=0,022$ , (в)  $H=0,02$ , (г)  $H=0,015$ .

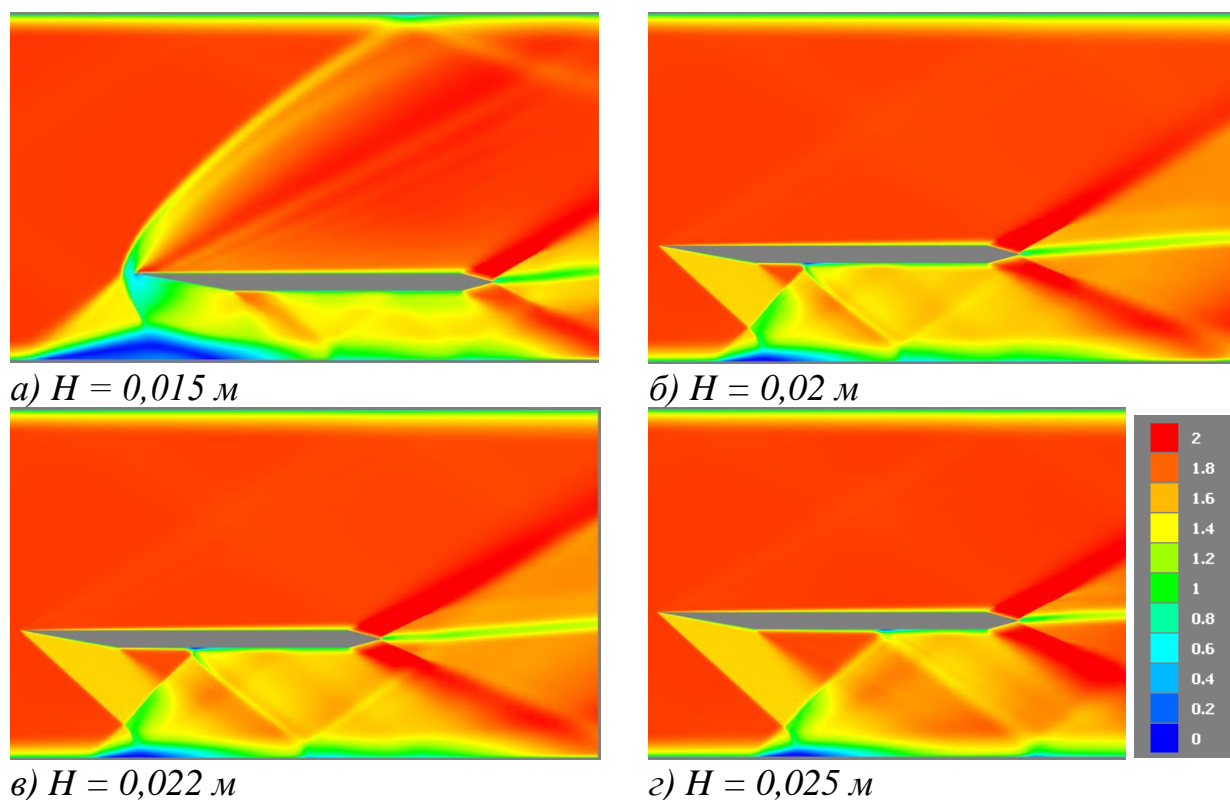


Рис. 5. Распределение числа Маха в пространстве в зависимости от  $H$ .

## **6.11. Промежуточные выводы**

Размещение пластины на уровне ниже  $H = 0,02$  м приводило к «запиранию» области под пластиной и формированию скачка уплотнения под пластиной, при этом над пластиной формировался явно выраженный головной скачок уплотнения. При  $H > 0,02$  под пластиной сохранялась область сверхзвукового течения, а над пластиной прослеживались лишь очень слабые скачки уплотнения.

## **7. Стадия 3. Трёхмерное моделирование обтекания пластины**

На этой стадии при переходе от 2D к 3D в модель были внесены следующие изменения:

- 1) на боковой грани расчётной области было выставлено граничное условие «Стенка»,
- 2) была изменена расчётная сетка (с двумерной на трёхмерную). Исходя из опыта работы над двумерной моделью, предпочтение было отдано сетке с меньшим уровнем адаптации ( $N=1$ ) около стенки и без адаптации к решению.

Принципиально новых результатов на данном этапе не было получено.

## **8. Стадия 4. Добавление в трёхмерную модель стоек и трубочки.**

В трёхмерную модель были добавлены следующие подвижные тела: трубочка, боковая стойка, препятствие на верхней поверхности пластины (имитирующее вторичную струю инжектируемого газа). Качественно о расположении этих подвижных тел в расчётной области можно судить по изображению на рис. 3, однако было протестировано несколько вариантов позиционирования подвижных тел.

Было обнаружено, что даже при достаточно большой высоте пластины ( $H=0.025$  м) проявляются негативные эффекты, похожие те, которые ранее были продемонстрированы на рис. 5а. А именно: над верхней поверхностью пластины наблюдались лишние скачки уплотнения, под пластиной воздух замедлялся до дозвуковых скоростей, формировалась обширная застойная зона, линии тока около острой кромки пластины были сильно искривлены.



## 9. Стадия 5. Оптимизация геометрической конфигурации пластины, трубочки и стоек

Было обнаружено, что вышеупомянутые негативные эффекты исчезают, если пластина расположена под небольшим углом к направлению набегающего потока воздуха. Ниже перечислены все геометрические параметры компьютерной модели, включая найденные оптимальные размеры частей вставки в канал аэродинамической трубы и их взаимное расположение. Клиентская часть проекта FlowVision, в котором было рассчитано сверхзвуковое обтекания этой вставки, должна быть приложена к данному отчёту.

*Расчётная область (участок канала аэродинамической трубы):*

длина - 300 мм,  
полуширина - 36 мм,  
высота - 60 мм.

*Пластина:*

длинна (от передней кромки до задней кромки  
в проекции верхней грани пластины) - 60 мм,  
полуширина - 36 мм,  
толщина - 3 мм,  
передний угол скоса - 10 градусов  
задний угол скоса - 30 градусов.

*Боковая стойка:*

длина (от кромки до кромки) - 25 мм  
толщина - 2 мм  
углы скоса передней и задней кромки - 20 градусов.

*Трубочка:*

диаметр - 4 мм.

*Расположение пластины в канале аэродинамической трубы:*

высота передней кромки пластины над дном - 22 мм  
высота задней кромки пластины над дном - 26 мм  
угол атаки (угол между верхней гранью пластины и направлением  
свободного сверхзвукового потока) - 5 градусов

*Расположение трубочки инжектора и боковых стоек относительно пластины:*

расстояние от передней кромки пластины до центра трубочки  
(в проекции плоскости XZ) - 35 мм.  
расстояние от передней кромки до передней кромки боковых стоек  
(в проекции плоскости XZ) - 27 мм.

На рис. 6 и 7 приведены распределения числа Маха, давления, а также линии тока при сверхзвуковом обтекании вышеописанной конструкции.

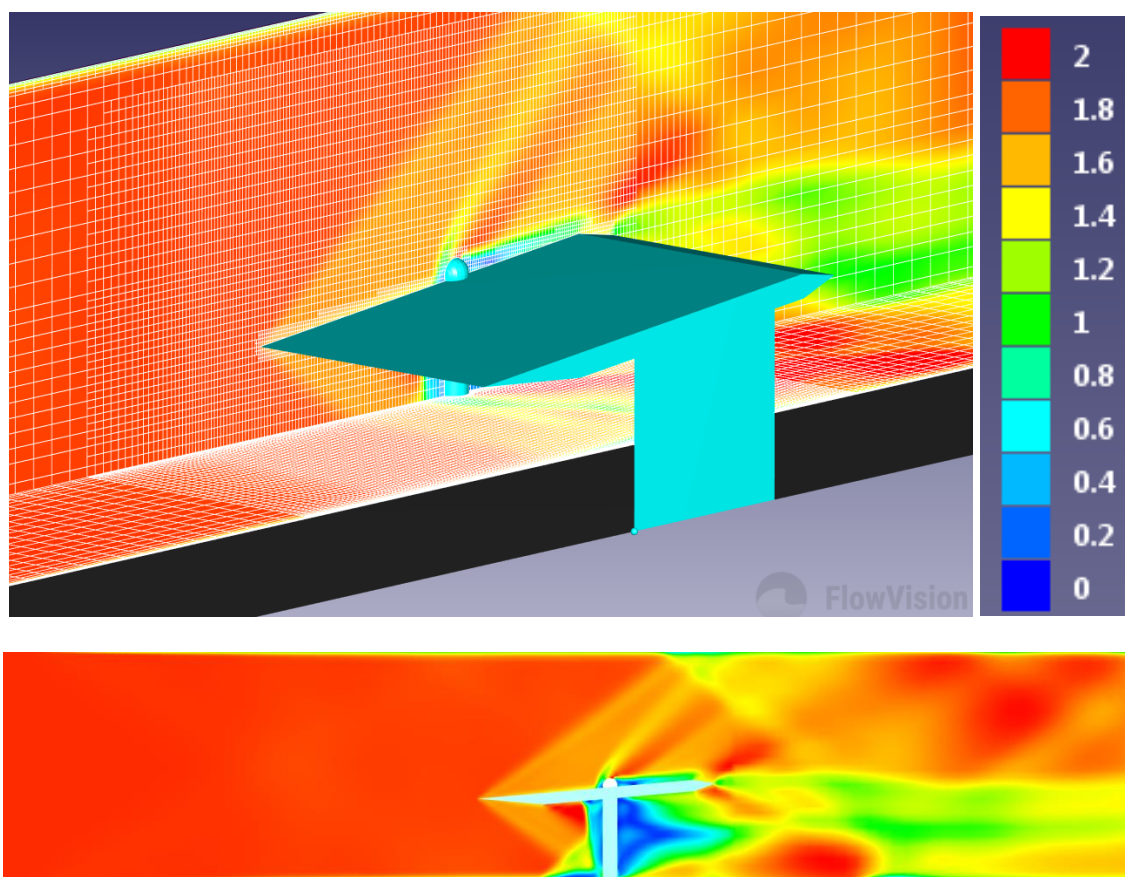


Рис. 6. Расчётная сетка и распределение числа Маха при сверхзвуковом обтекании спроектированной вставки с оптимальной формой в аэродинамической трубе: вид 3D в двух плоскостях (сверху), вид в плоскости симметрии системы  $z=0$  (снизу).

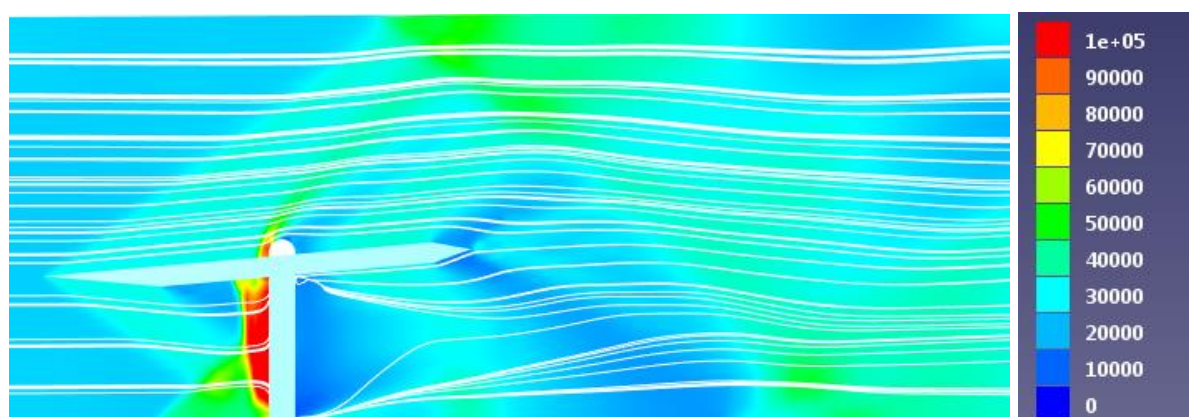


Рис. 7. Распределение давления (в паскалях) и линии тока при сверхзвуковом обтекании спроектированной вставки с оптимальной формой в аэродинамической трубе. Вид в плоскости симметрии системы  $z=0$ .

## **10. Выводы**

С помощью ПО FlowVision методом последовательных усложнений была спроектирована вставка в канал аэродинамической трубы ИАДТ-50, удовлетворяющая всем заданным требованиям к сверхзвуковому обтеканию.

## **11. Апробация работы**

Некоторые из представленных в данном отчёте результатов были доложены на XLVII Академических чтениях по космонавтике («Королёвские чтения») [2].

## **12. Список литературы**

[1] Firsov A. [et al.]. Longitudinal DC Discharge in a Supersonic Flow: Numerical Simulation and Experiment // Energies. 2022. V. 15. N. 19. P. 7015.

[2] Волков Л.С., Фирсов А.А. Моделирование воздействия импульсно-периодического источника тепловой энергии на поперечную струю в сверхзвуковом потоке / Л.С.Волков, А.А.Фирсов. – Москва, 2023. – (Препринт / XLVII Академические чтения по космонавтике) – <https://korolev.bmstu.press/preprints/7675/>