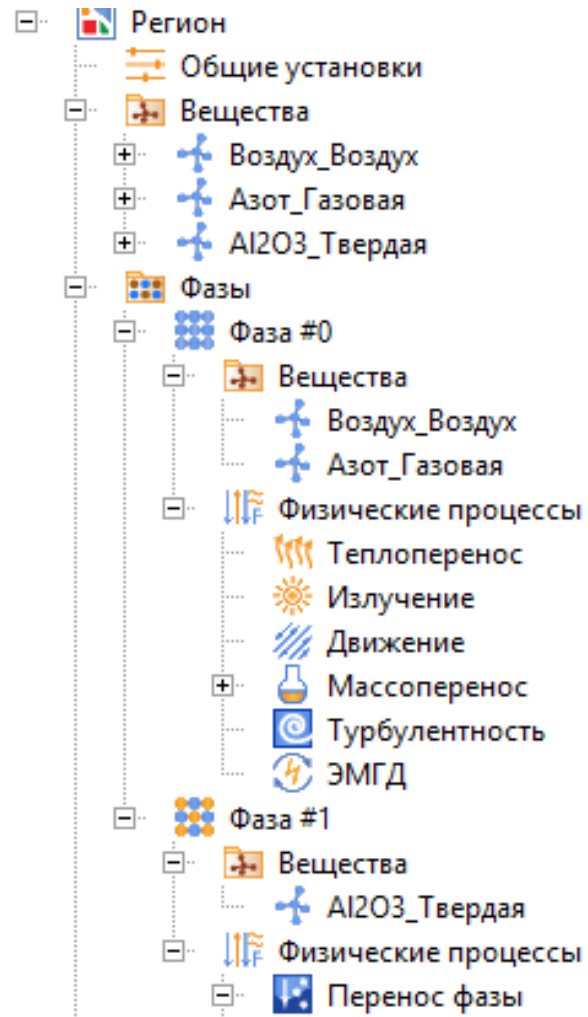


# FlowVision версия «Пи» (3.14.01)

**Сорокин К.Э., к.ф.-м.н.  
Ведущий программист ООО «ТЕСИС»**

# Универсальный программный комплекс междисциплинарного моделирования для конструкторов, технологов и расчетчиков



- **> 20 лет на рынке**
  - Первые пользователи - РКК Энергия. Первые задачи – горение метана, чистые комнаты, стартовый стол РН, обтекание ракеты на старте
  - С 2007 года полностью обновлен с использованием современных технологий разработки и не зависит от устаревшего кода
- **Развитие по рыночным законам**
  - FlowVision не создавался методом копирования решений известных зарубежных аналогов
  - Во FlowVision впервые реализован ряд передовых решений в области построения сетки, параллельных вычислений и численных методов
- **Тесное взаимодействие с заказчиком**
  - Инвестиции различных отраслей промышленности в развитие FlowVision определяло и определяет облик программы. **Пользователи создают FlowVision таким, каким он им нужен**

# Немного истории

## Версия 1 (разработка начата в 1991 г. в ИАП РАН)

- параллельность (транспьютеры) – до 128 процессоров
- ступенчатая сетка на границе
- k-E модель турбулентности, горение, несжимаемая жидкость
- оконный интерфейс, управление «мышью»



## Версия 2 (разработка начата в 1995 г. в ИАП РАН)

- последовательный код для IBM PC совместимых систем
- прямоугольная сетка с криволинейными границами
- 5 моделей турбулентности, многофазность, горение, подвижные тела
- Microsoft Windows 95 и выше

## Версия 3 (разработка начата в 2004 г. на базе компании ТЕСИС)

- параллельность MPI+OpenMP
- модульная, адаптивная к изменению и расширению, структура
- Windows, Linux
- 2016 г. – Создание версии под платформу Эльбрус/Ангара  
– Включение в Единый реестр российских программ для электронных вычислительных машин и баз данных. Рег.№ 2504 на основании Приказа Минкомсвязи России от 23.12.2016 №682
- 2019 г. - Получение Аттестационного паспорта программы для ЭВМ НТЦ ЯРБ

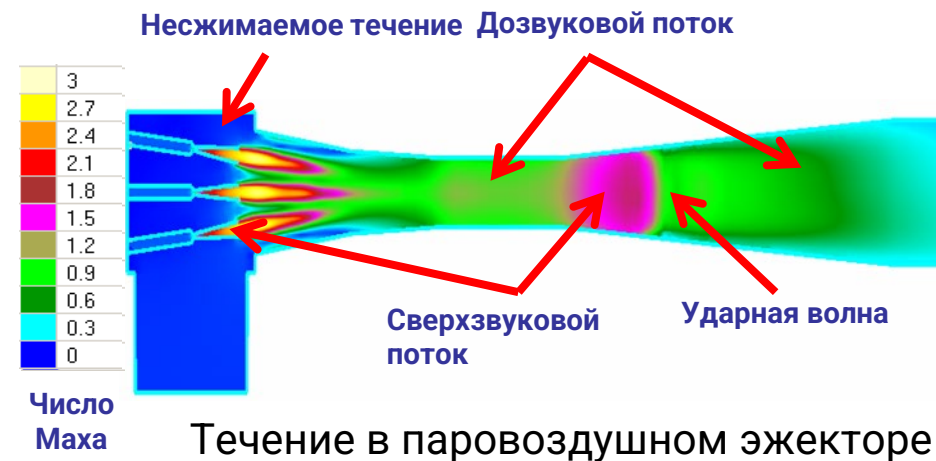


## Промышленные партнеры

РКК «Энергия им. С.П. Королева», ГРЦ Макеева, НИКИЭТ, ОКБМ, АК им. С.В. Ильюшина, ТАНТК им. Г.М. Бериева, ЦАГИ, ВТИ, GoodYear, Atlas Copco, Турбокомпрессор, Салют и прочие

# Междисциплинарное моделирование

- CFD – расчет уравнений движений жидкости и газа с учетом
  - Химических реакций/Горения
  - Турбулентности
  - Переноса дисперсных частиц и течения тонких пленок
  - Пористой среды
  - Свободной поверхности
- Лучистый теплообмен (P1, DOM)
- Электрические и магнитные поля
- Акустическая модель
- Динамика твердых и деформируемых тел
  - FSI: Взаимодействие течения и конструкции в связке с FEA-кодами Abaqus, Nastran, WinMachine, Fidesys
  - Собственный прочностной решатель (1Д, 2Д, 3Д) – в планах



## Коротко о методах FlowVision

---

- Метод конечного объема
- Динамическая локально-адаптивная расчетная сетка
- Разрешение пограничных слоев – криволинейная призматическая сетка, согласованная с основной
- Распределенная и общая память одновременно
- 2-ой порядок пространственной аппроксимации уравнений
- Явные и неявные методы расчета
- Решатели СЛАУ – мультигрид и GMRES
- Скользящие сетки
- Подвижные тела
- Интерфейс к КЭ программам (Abaqus, Fidesys и др.)

# Что нового в FlowVision «Пи»

## 3.14.01

## Что нового в FV 3.14.01

---

- Модуль «Акустика»
- Модификация и унификация методики настройки граничных условий для решения сопряженных задач
- Новые «пользовательские» модели для мультидисциплинарного моделирования (фазовые переходы в твердых телах)
- Модели разбрызгивания капель при взаимодействии с пленкой
- Существенно поменялся интерфейс программы – делаем настройку расчета более последовательной и user-friendly!
- Превращение из CFD в Междисциплинарную CAE-систему

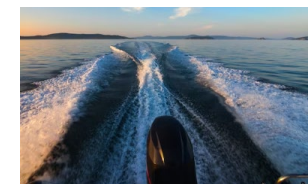
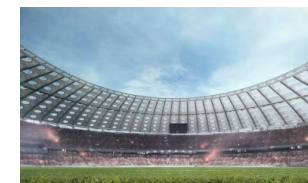
# Модуль «Акустика»



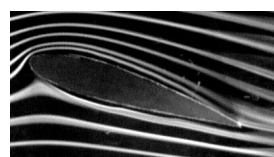
## Источники шума

Макро:

Основными источниками внешнего шума являются потоки всех видов городского транспорта, проходящего по автомобильным и железнодорожным магистралям, суда при их движении в акваториях, самолеты в зонах воздушного подхода к аэропортам, производственные, коммунальные и энергетические объекты и их отдельные установки, открытые стадионы.



На более низком уровне:



## Причины возникновения шума на примере пропеллера

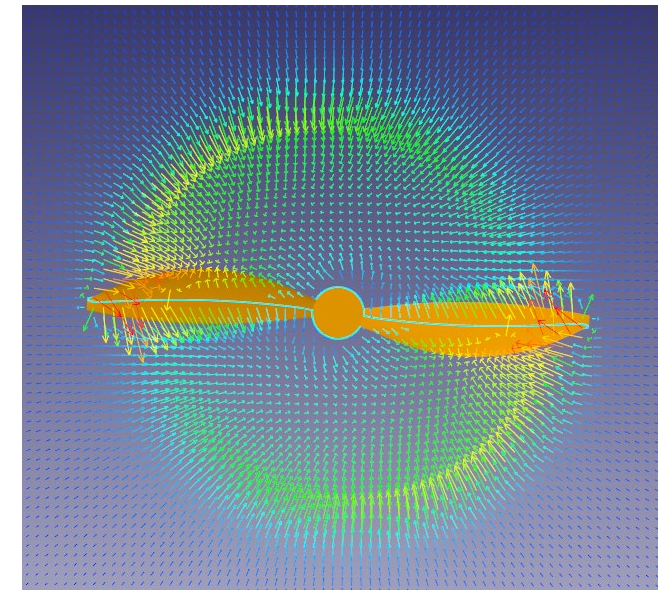
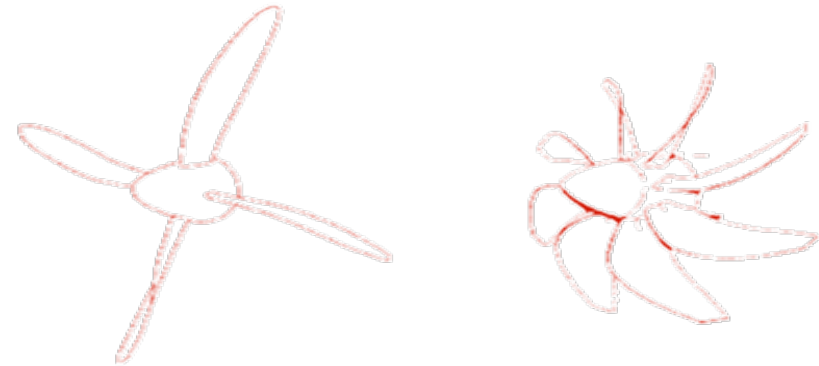
Основные источники шума:

- **Колебание лопастей**
- **Шум от стационарных нагрузок**
- **Шум от нестационарного нагружения (неравномерное распределение нагрузок по окружности)**
- **Квадруполь (турбулентность, сжимаемость)**

Если основным источником шума являются стационарные нагрузки, то для расчета акустического поля может использоваться RANS-подход.

В остальных случаях - URANS и вихреразрешающие подходы.

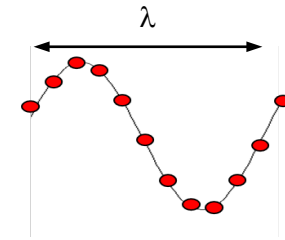
Если причиной шума является деформация конструкции (например, колебания лопастей), то необходимо решать связанную задачу с использованием FSI подхода, или программу, разработанную FlowVision – Moving-Body Connector



## Прямое моделирование акустики

На основе нестационарного моделирования сжимаемого течения

- Все интересующие волны на пути от источника к приемнику должны быть достоверно разрешены во времени и в пространстве.
  - 15-20 ячеек на длину волны с использованием схемы второго порядка
  - Необходимо чтобы  $CFL=1$
- Граничные условия не должны влиять на результаты моделирования. Некорректный выбор расположения границ или граничных условий может привести к ложным отражениям.
- Выбор размера сетки, размеров расчетной области и шага по времени должен опираться на те значения частоты, которые представляют наибольший интерес.
- Для корректного определения тонов (пиковых частот) требуется большой набор данных – накопления «статистики».



## Подходы к моделированию акустики, реализованные в FV

---

FlowVision предлагает три оригинальных подхода к моделированию акустики:

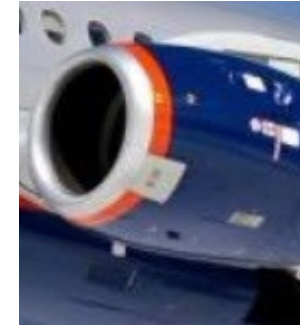
- Моделирование источников и распространения звука на основе совместного решения уравнений Навье-Стокса и акустики по методу акустико-вихревой декомпозиции
- Накопление информации об источниках в ходе решения уравнений Навье-Стокса и последующее решение уравнения акустики независимо от постановки исходной задачи и без включения уравнений Навье-Стокса
- Моделирование акустики с учетом моделирования деформации обтекаемой поверхности, используя Moving-Body Connector

## Возможности акустического модуля FV

---

### Прогнозирование характеристик при изменении параметров систем:

- Автомобильная промышленность
- Авиационная промышленность
- Судостроение



### Архитектурная акустика:

- Планировка помещений с учётом звуковых характеристик

### Задачи оптимизации(примеры):

- Шум подкапотного пространства автомобиля
- Шум в салоне самолета с учетом работы системы жизнеобеспечения
- Шум в салоне вертолета



## Акустико-вихревой метод. Теория

---

### Основные допущения

- поток дозвуковой ( $M \ll 1$ );
- течение **изоэнтропийное**;
- внутренняя энергия **не изменяется**;
- вязкая диффузия **не учитывается** для распространения акустических колебаний;
- акустические колебания (вследствие сжимаемости среды) **существенно меньше** по сравнению с вихревыми колебаниями (вихревого и поступательного движения жидкости);
- влияние акустических колебаний на вихревое течение жидкости **не учитывается**

### Литература

- Ландау Л.Д., Лифшиц Е.М. Теоретическая Физика. Гидродинамика // М.:Физматлит. – 1988.
- Артамонов К.И. Термогидро-акустическая устойчивость // М.: Машиностроение. – 1982.

## Акустико-вихревой метод. Теория

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{\partial \mathbf{V}}{\partial t} + \nabla \frac{V^2}{2} - \mathbf{V} \times (\nabla \times \mathbf{V}) = \frac{\nabla P}{\rho} + \nu \Delta \mathbf{V} \\ \frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla(\rho \mathbf{V}) = 0 \\ s = const \quad \Rightarrow \quad dh = \frac{dp}{\rho}; \quad dP = a^2 d\rho \end{array} \right. \quad \Longrightarrow \quad \left\{ \begin{array}{l} \frac{\partial \mathbf{V}}{\partial t} + \nabla \frac{V^2}{2} - \mathbf{V} \times (\nabla \times \mathbf{V}) = -\nabla h + \nu \Delta \mathbf{V} \\ \frac{1}{a^2} \left( \frac{\partial h}{\partial t} + \mathbf{V} \cdot \nabla h \right) + \nabla V = 0 \end{array} \right.$$

$\varphi$  - акустический потенциал  $|\nabla \varphi| \ll |\mathbf{U}|$

$\mathbf{V} = \mathbf{U} + \mathbf{V}' = \mathbf{U} + \nabla \varphi$  - мгновенная скорость среды

$\mathbf{U}$  - скорость основного стационарного течения

$\mathbf{V}' = \nabla \varphi$  - скорость акустического течения

$\nabla \mathbf{U} = 0; \nabla \mathbf{V}' = \nabla \times \nabla \varphi = 0 \Rightarrow \nabla \times \mathbf{V} = \nabla \times \mathbf{U};$

$$\Longrightarrow \left\{ \begin{array}{l} \frac{d\mathbf{U}}{dt} = -\nabla H + \nu \Delta \mathbf{U} + \nabla \varphi \cdot \nabla \times \mathbf{U} \\ \frac{1}{a^2} \frac{d^2 \varphi}{dt^2} - \Delta \varphi = \frac{1}{a} \frac{dH}{dt} \end{array} \right.$$

где  $H = h + \frac{d\varphi}{dt} + \frac{1}{2} (\nabla \varphi)^2$

# Акустико-вихревой метод. Теория

$$\frac{1}{a^2} \frac{d\varphi}{dt} - \Delta\varphi = \frac{1}{a^2} \frac{dH}{dt} \quad \xrightarrow{\frac{d}{dt}; \frac{d\varphi}{dt} = H - h} \quad \frac{1}{a^2} \frac{d^2h}{dt^2} - \Delta h = -\Delta H \quad \xrightarrow{M \ll 1} \quad \frac{1}{a^2} \frac{\partial^2 h}{\partial t^2} - \Delta h = S$$

Функция источника

$$-\Delta H = S = \nabla(\mathbf{U}\nabla\mathbf{U}) = \nabla\left(\frac{1}{2}\nabla U^2 - \mathbf{U} \times \nabla\mathbf{U}\right) = \nabla\left(\frac{\nabla U^2}{2} - \mathbf{U} \times \boldsymbol{\omega}\right) \quad \xrightarrow{|\mathbf{V}'| \ll |\mathbf{U}|} \quad \boxed{S = \nabla(\mathbf{V}\nabla\mathbf{V})}$$

$$h = \langle h \rangle + h' \quad S = \langle S \rangle + s'$$

$\langle h \rangle$  - осредненная энтальпия

$h'$  - акустические пульсации энтальпии

$\langle S \rangle$  - осредненная функция источника

$s'$  - нестационарная часть функции источника

$$\xrightarrow{\hspace{10em}} \boxed{\frac{1}{a^2} \frac{\partial^2 h'}{\partial t^2} - \Delta h' = s'}$$



## Акустико-вихревой метод. Граничные условия

---

1. Акустически твердая граница  $\frac{\partial h'}{\partial n} = 0$

2. Акустически мягкая граница  $h' = \text{const}$

3. Акустический импеданс  $h' = \rho_w V'_{wn} Z_w$ ,

$Z_w = \rho_w a_w$  - удельное акустическое сопротивление

4. Сопряженная граница  $Z_1 = Z_2$

5. Неотражающая граница

## Примеры расчётов. Бегущая волна

### Постановка задачи:

Длина трубы:  $L=2$  [м]

Скорость звука:  $a=280.25$

### Граничные условия:

Вход:  $h'_{inlet} = 100\cos(2\pi \cdot 500t)$

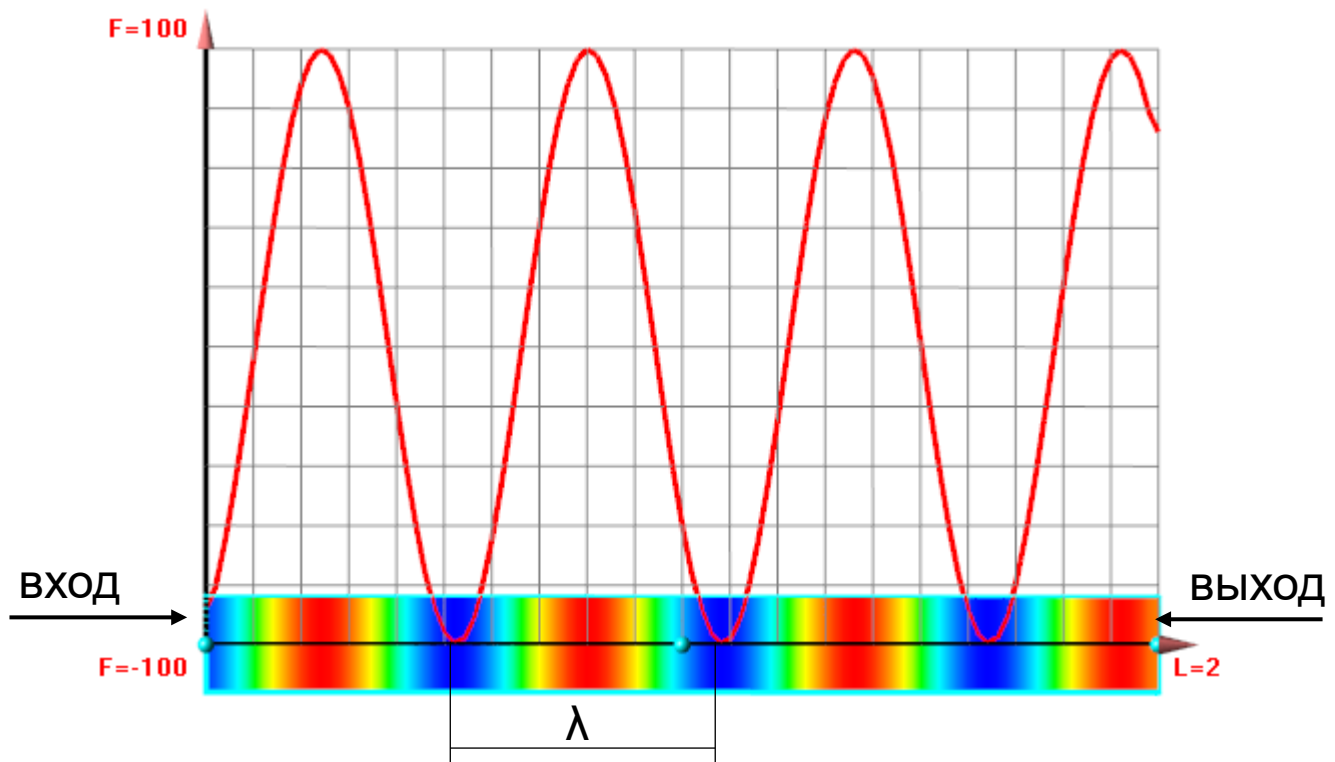
Выход: неотражающее

Длина волн:  $\lambda = a/500 = 0.5605$  [м]

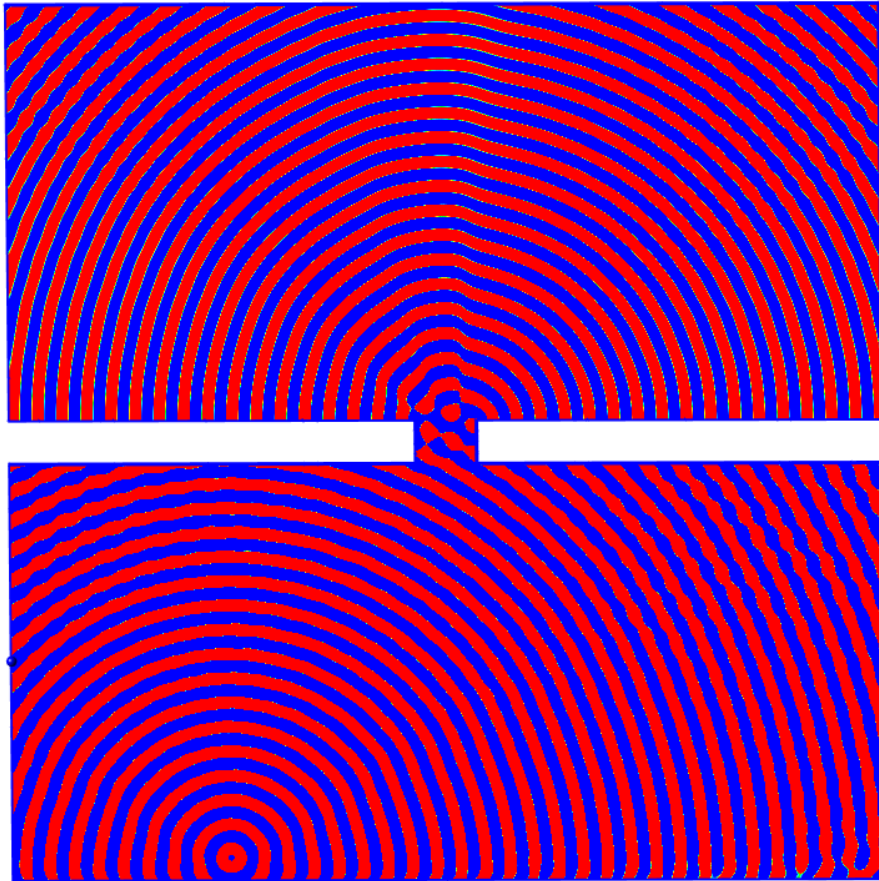
### Проверялось:

Длина волны

Амплитуда (затухание)



# Примеры расчётов. Распространение и дифракция звука от точечного акустического источника



## Постановка задачи:

Звуковая волна от точечного источника входит в узкий проем и распространяется в полупространстве за проемом

## Граничные условия:

Выход неотражающее  
Стенка нулевой градиент

Источник:  $S = A \cos(\omega t)$

## Совместный расчет гидродинамики и акустики

---

**I этап** Гидродинамический расчет без акустики

До квазистационарного режима

Оценка результатов

$$\frac{1}{a^2} \frac{\partial^2 h'}{\partial t^2} - \Delta h' = S - \langle S \rangle$$

**II этап** Накопление осредненного значения источника  $\langle S \rangle$

**III этап** Продолжение гидродинамического расчета совместно с решением уравнения акустики

Акустический источник рассчитывается на каждом временном шаге и передается в уравнение

акустики как разность между мгновенным значением  $S$  источника и осредненным значением  $\langle S \rangle$

**IV этап** Обработка полученных результатов с помощью анализа Фурье

### Плюсы

- одновременный гидродинамический и акустический расчет
- Значение источника получается из гидродинамики на каждом шаге по времени
- обрабатываем только полученное решение
- можно накапливать гидродинамический источник для последующих акустических расчетов

### Минусы

- невозможно получить решение для выделенных частот

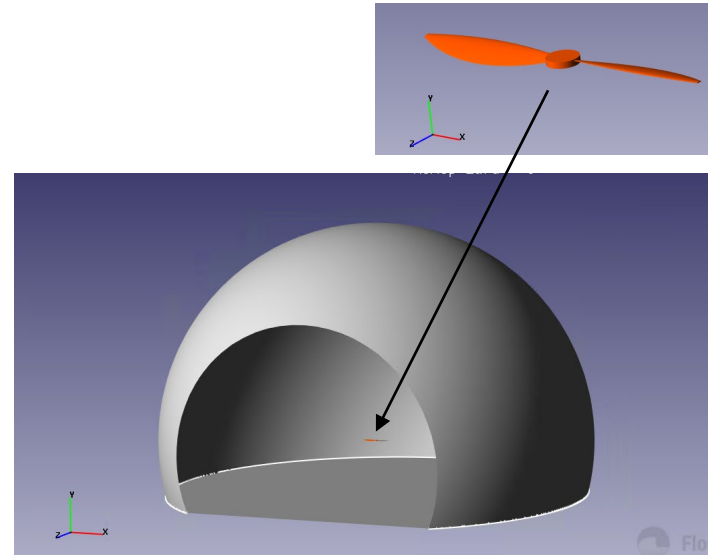
# Акустический расчёт винта

APC Slow Flyer 10x4.7 small-scale rotor  
 $D = 254$  [мм]



Figure 1: APC Slow Flyer 10x4.7 rotor (top and side view)

Геометрия винта



Постановка во FlowVision

Винт в режиме висения

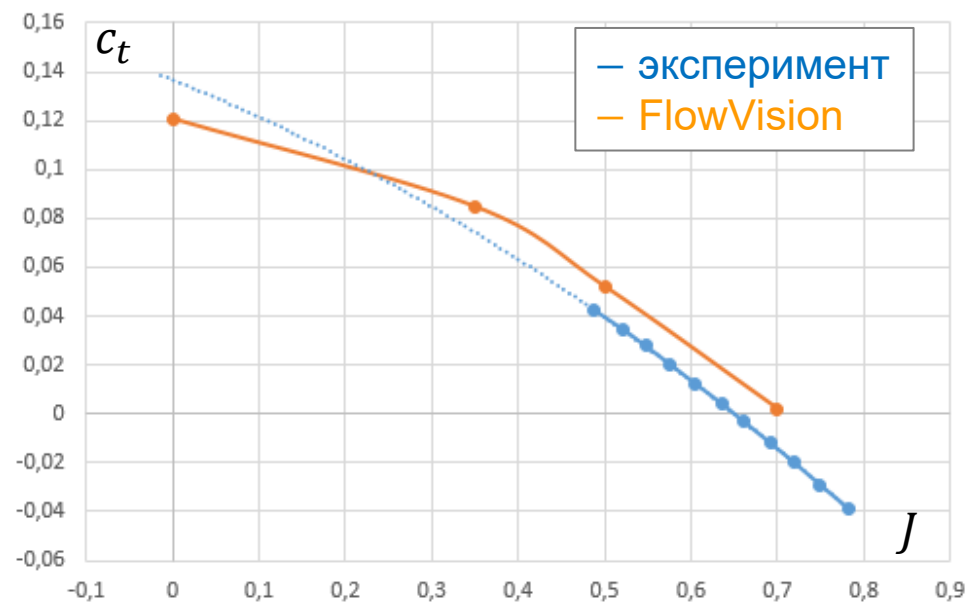
Скорость вращения  
винта  $n=81.3(3)$  [об/с]

Модель турб. SST

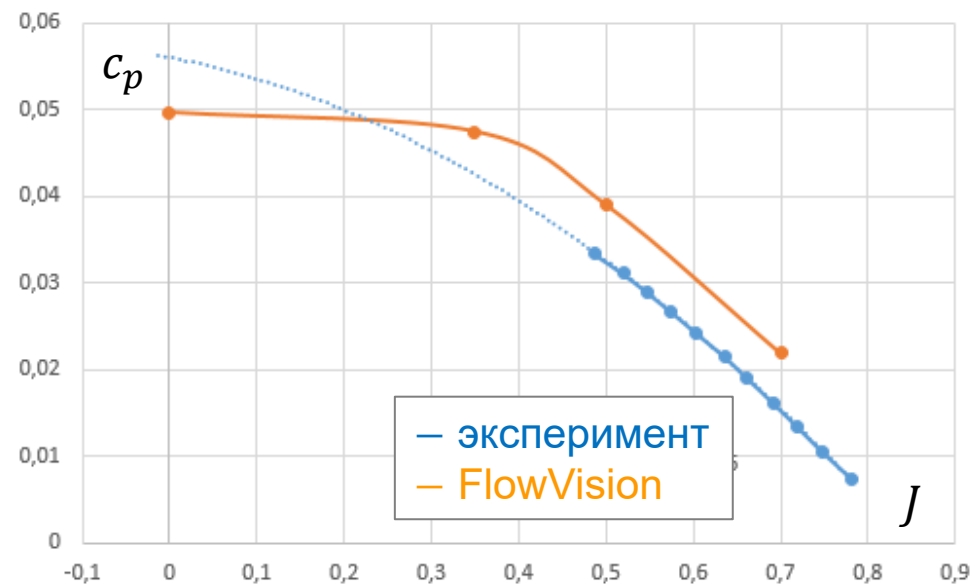
1. J. B. Brandt. Small-scale propeller performance at low speed. Master thesis, University of Illinois at Urbana-Champaign, 2005
2. Brandt, J. B., Selig, M. S. Small-Scale Propeller Performance at Low Speeds – Online Database. <https://m-selig.ae.illinois.edu/props/volume-1/propDB-volume-1.html>, 2010.
3. J. B. Brandt, M. S. Selig. Propeller performance data at low Reynolds numbers. AIAA Paper 2011-1255, 2011.

# Гидродинамика винта

С поступью,  $J = \frac{V_{\infty}^n}{nD}$

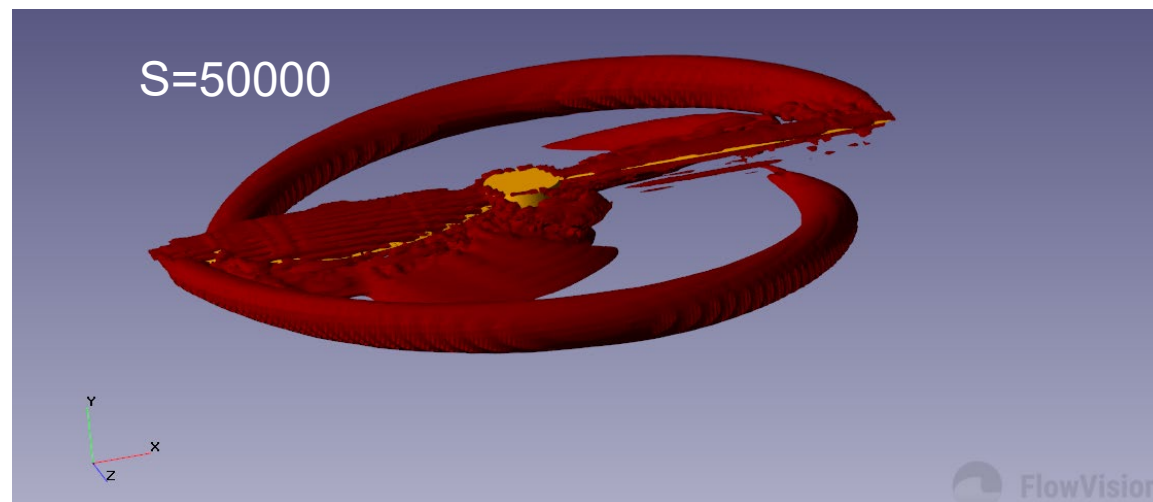
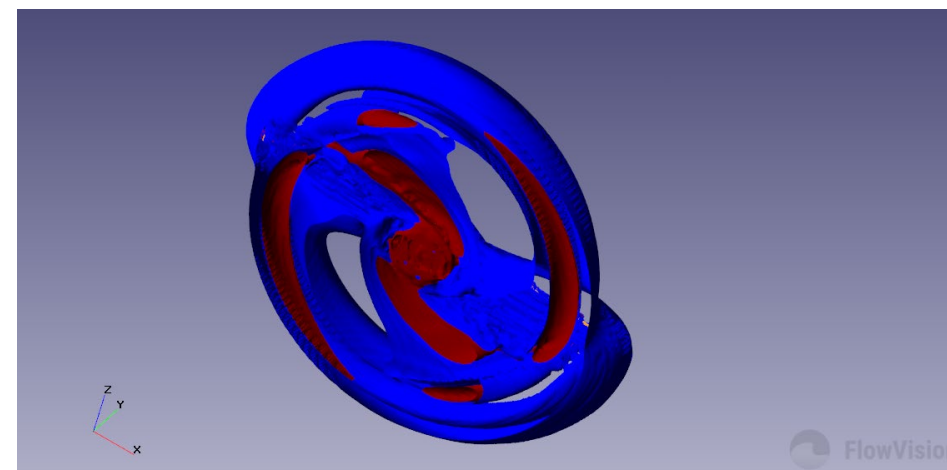
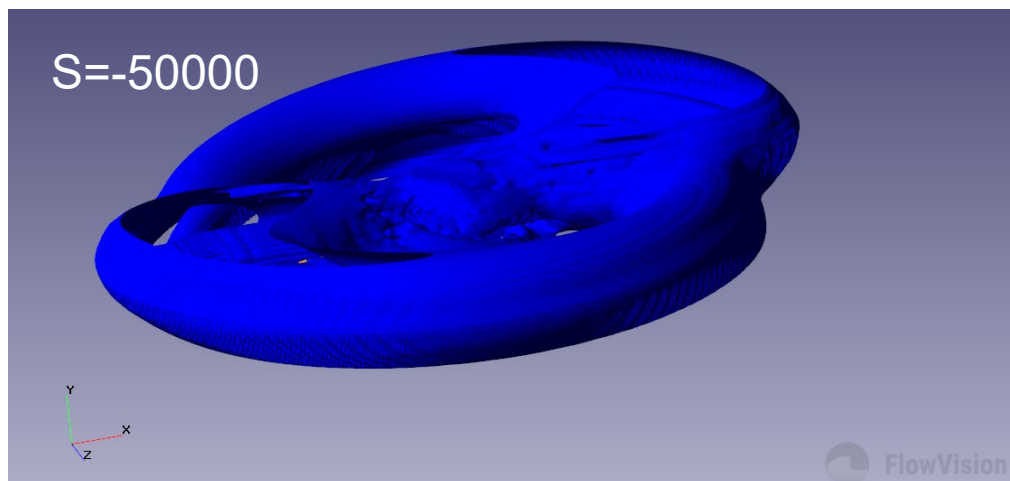


Коэффициент тяги  $c_t = \frac{T}{\rho f^2 D^4}$



Коэффициент момента  $c_p = \frac{P}{\rho f^3 D^5}$

# Акустический расчёт винта. Источник



## Акустический расчёт винта. Совместный расчет

---

- Гидродинамический расчет продолжается
- Модель турбулентности отключается
- Включается расчет волнового уравнения с акустическим источником, который рассчитывается на каждом шаге интегрирования

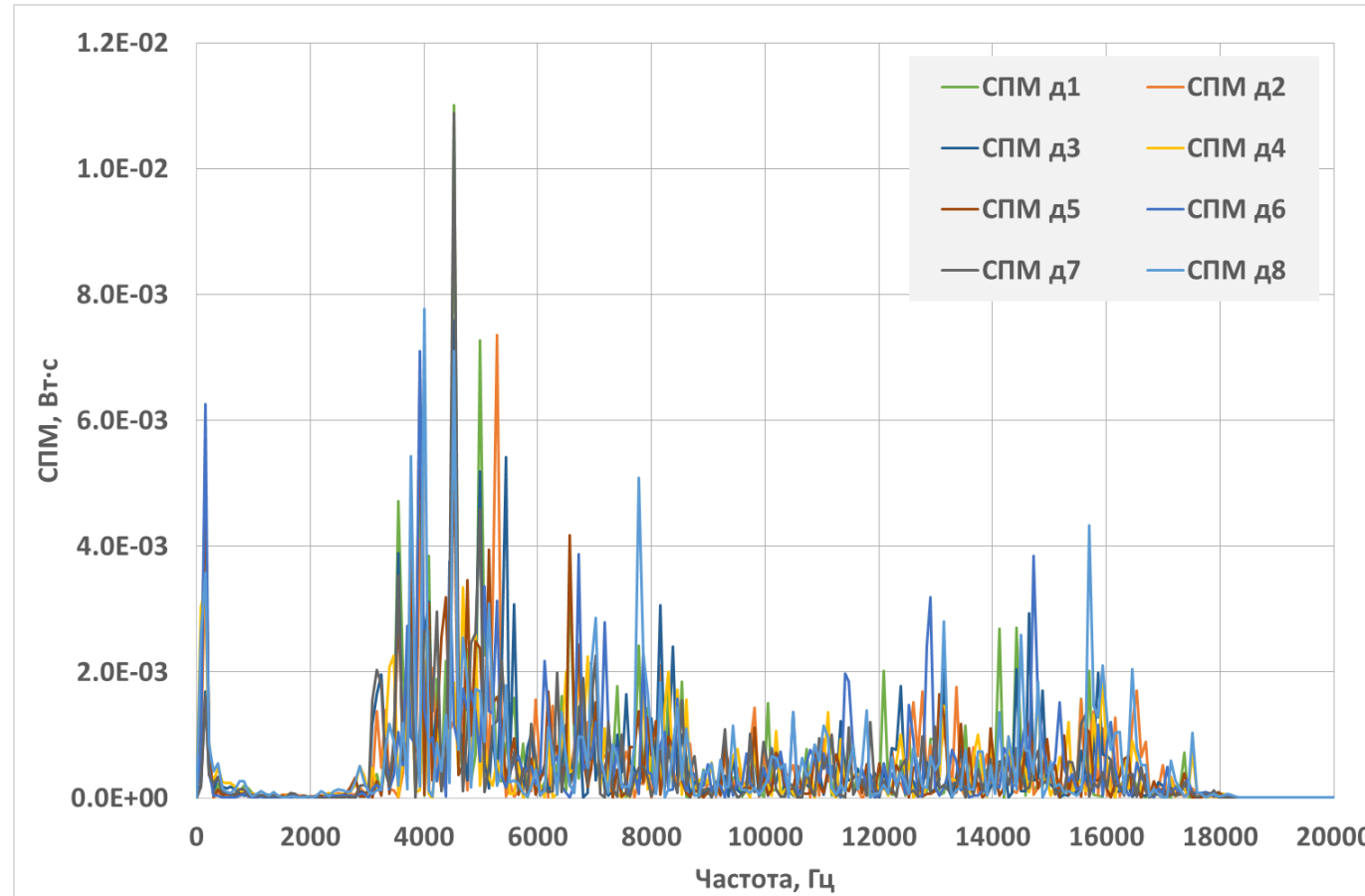
Граничные условия для волнового уравнения:

Стенка(винт) – бесконечный импеданс,

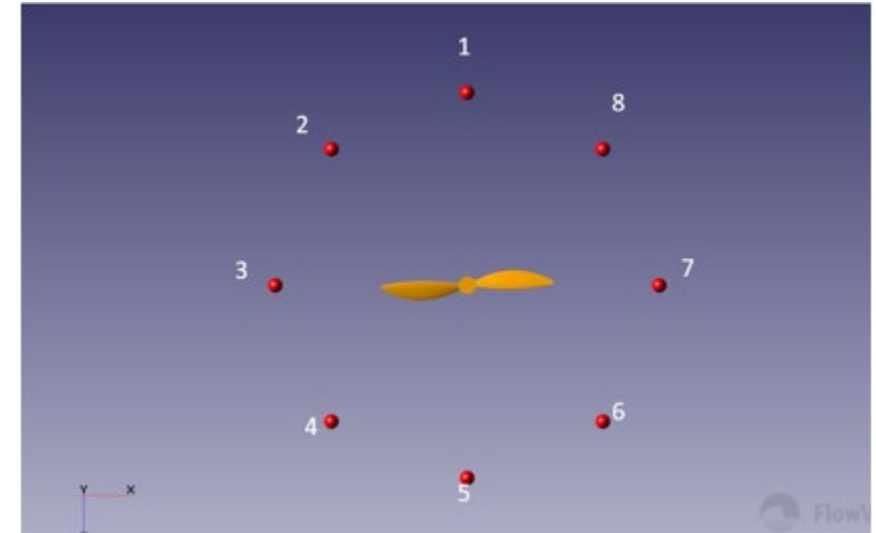
Выход – неотражающая граница



# Акустический расчёт винта. Совместный расчет



Спектральная плотность мощности



Контрольные датчики на  
окружности  $r \approx 0.3$  [м]

## Накопление источника и расчет акустики

---

**I этап** Гидродинамический расчет

До квазистационарного режима

Оценка результатов

$$\frac{1}{a^2} \frac{\partial^2 h'}{\partial t^2} - \Delta h' = s'$$

**II этап** Накопление источника  $s'$  (без осреднения),

Обработка накопленных результатов с помощью **быстрого преобразования Фурье** и запись коэффициентов ряда Фурье для каждой ячейки вспомогательной сетки в файл

**III этап** Расчет акустики **в произвольной расчетной области и на произвольной сетке** с накопленным источником, значение рассчитывается **обратным преобразованием Фурье** на каждом шаге

**IV этап** Обработка полученных результатов с помощью анализа Фурье

### Плюсы

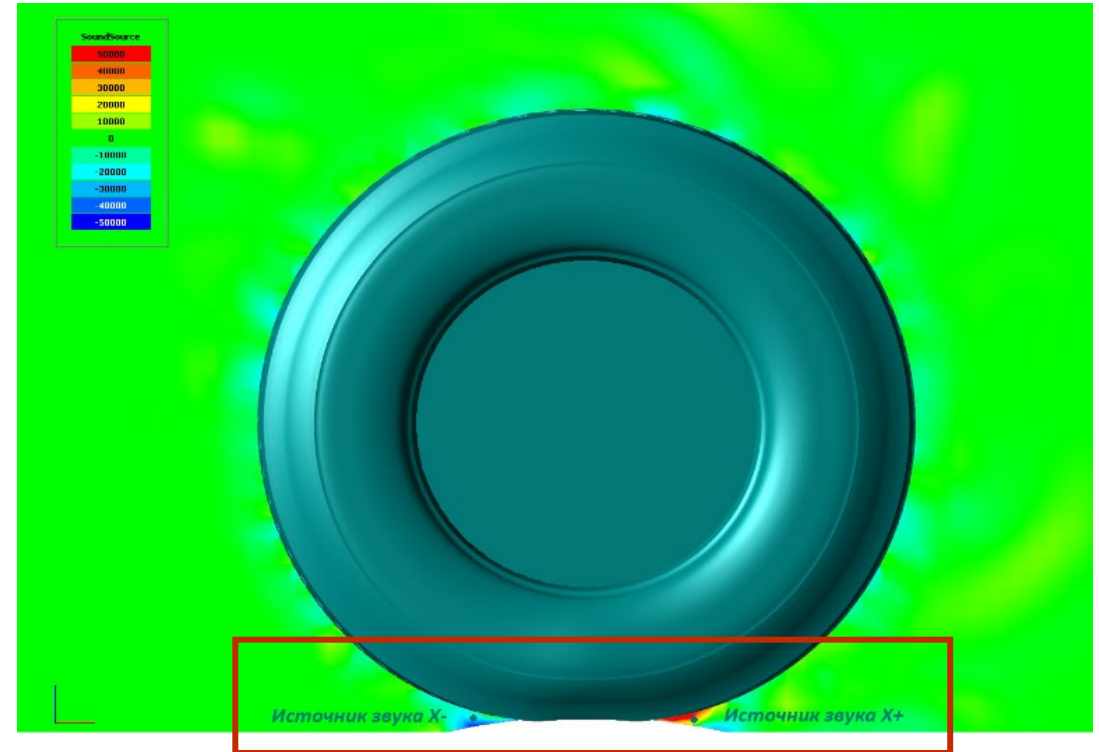
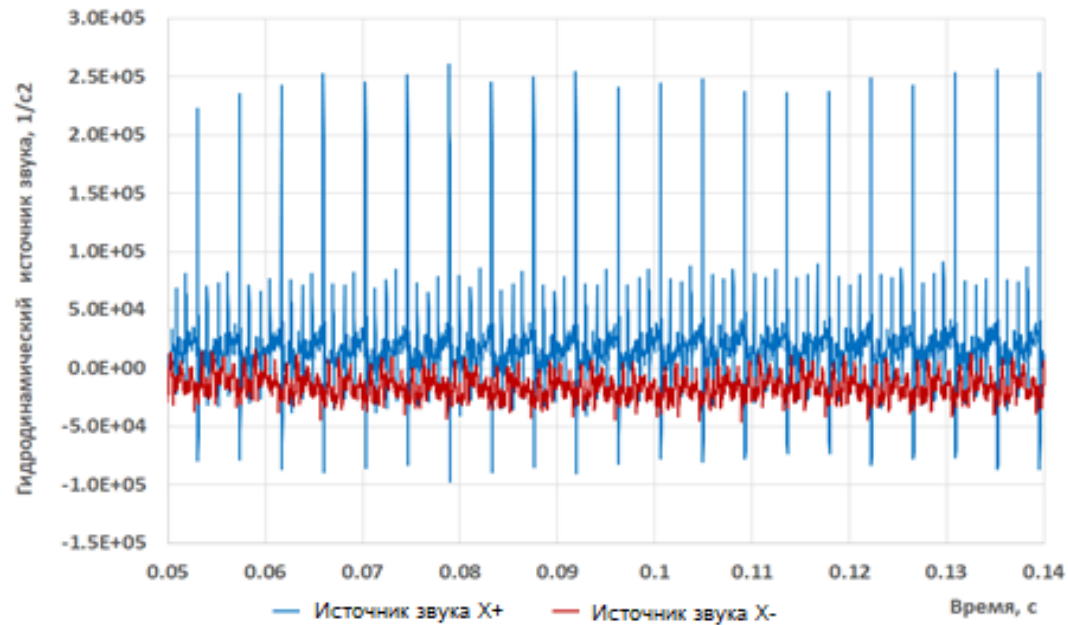
- Источник можно помещать в произвольных точках пространства (4 колеса или винта)
- Можно разложить источник в ряд Фурье и рассчитать акустику для отдельного спектра частот

### Минусы

- Потеря точности
- Дополнительная обработка данных

# Акустика автомобильной шины

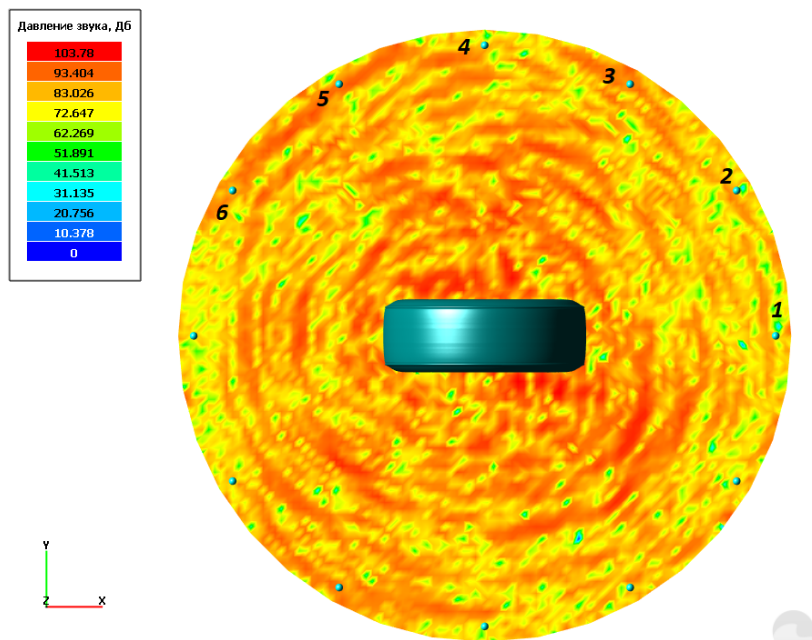
Гидродинамический источник шума шины,  
временная зависимость в датчиках



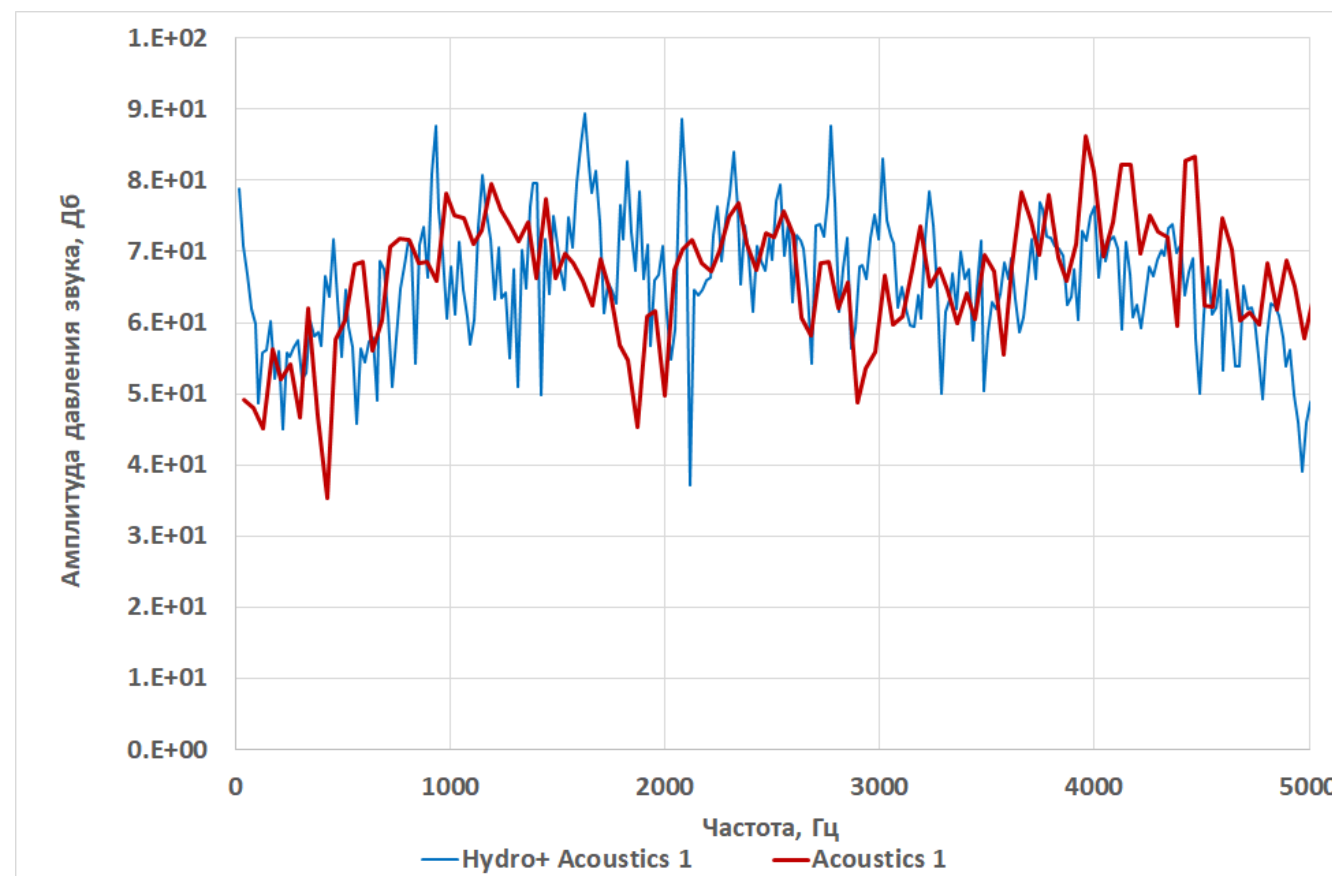
Мгновенное распределение источника

А.А. Аксенов, В.С. Каширин, С.Ф. Тимушев, Е.В. Шапоренко Развитие метода акустико-вихревой декомпозиции для моделирования шума автомобильных шин // КиМ, 2023, Т. 15, № 4, с. 979-993

# Акустика автомобильной шины . Сравнение двух подходов

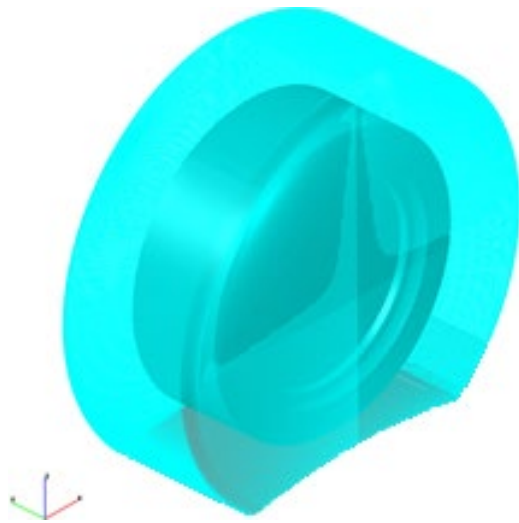


Звуковое давление

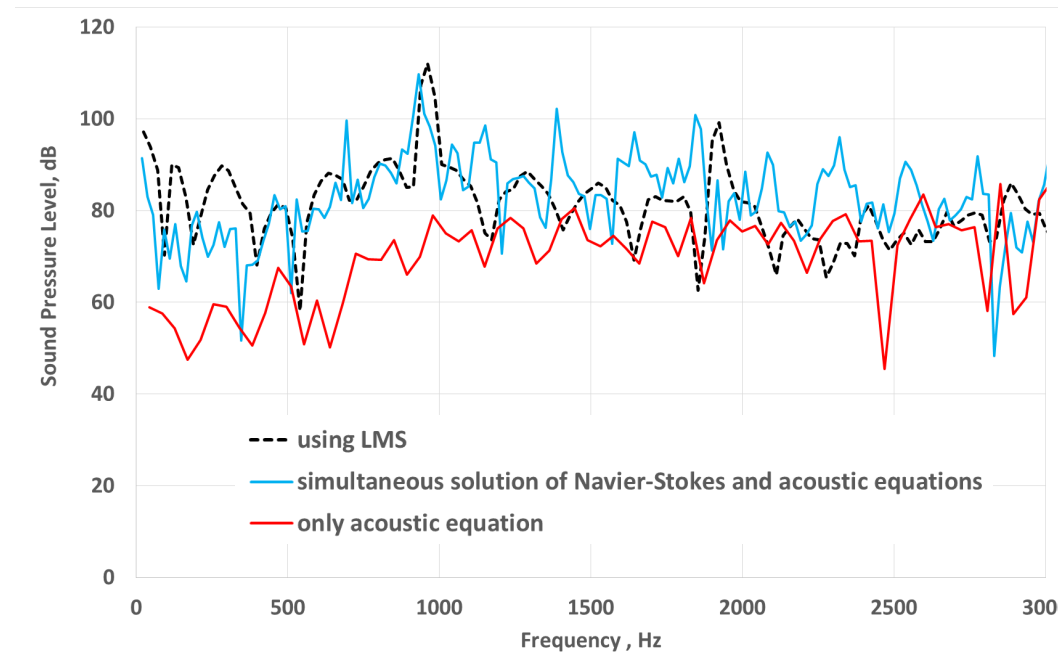


## Акустика автомобильной шины. Валидация

- Сравнение результатов моделирования акустики разными методами



Поверхность накопления давления  
для расчета в пакете LMS

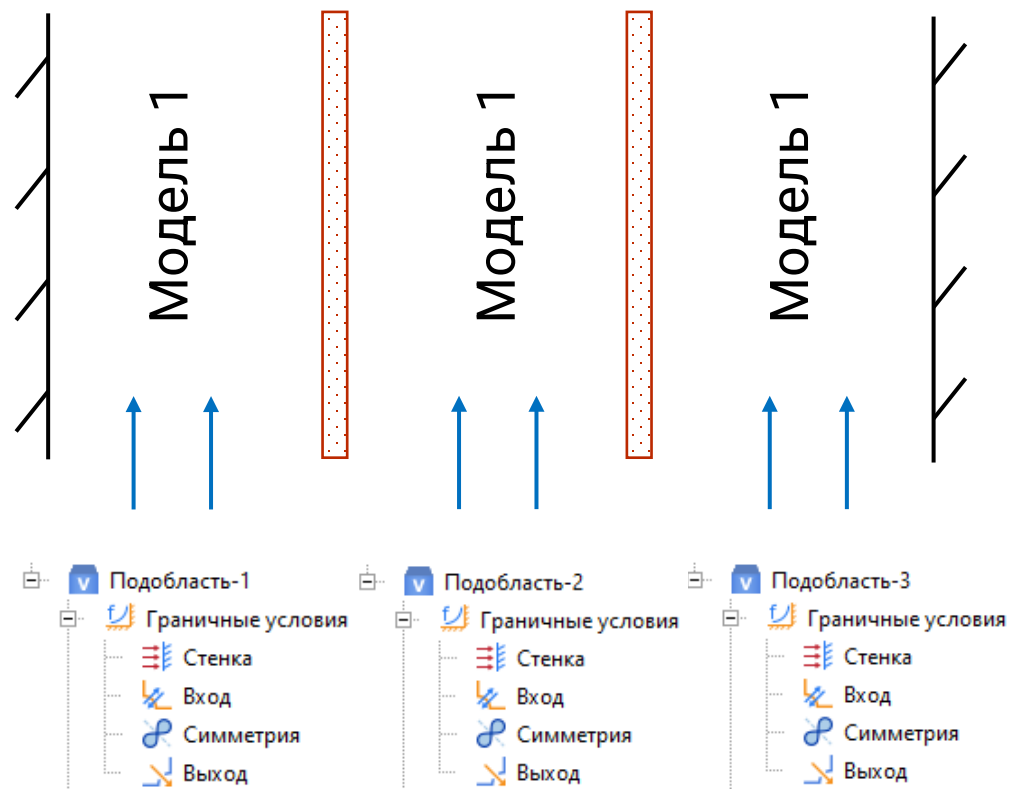


- Результаты расчетов акустики в FlowVision хорошо согласуются с результатами расчетов по другим методам

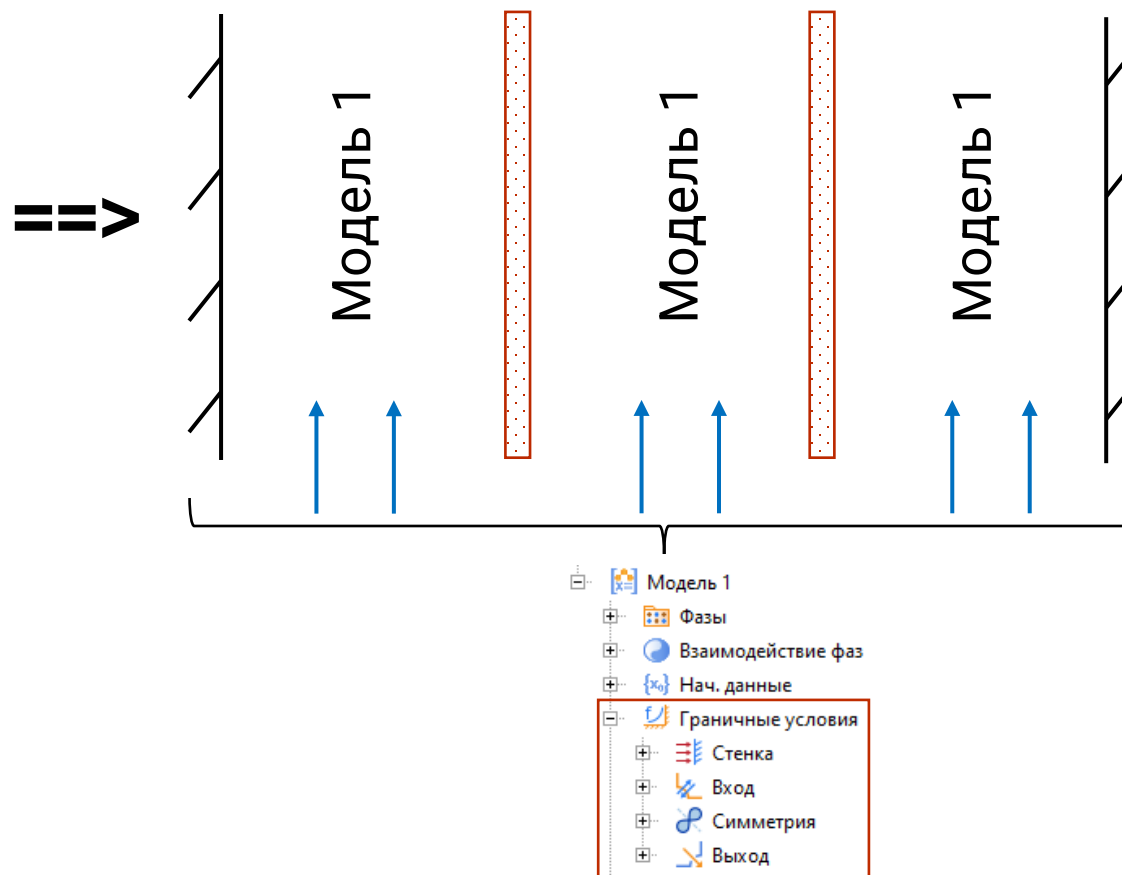
# Унификация процесса настройки сопряженных граничных условий

# «Переезд» и унификация настройки ГУ в FV

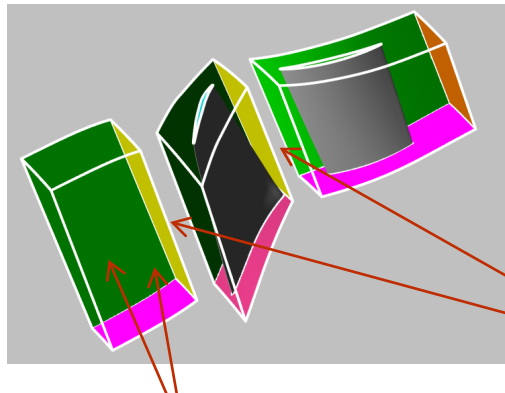
Было



Стало



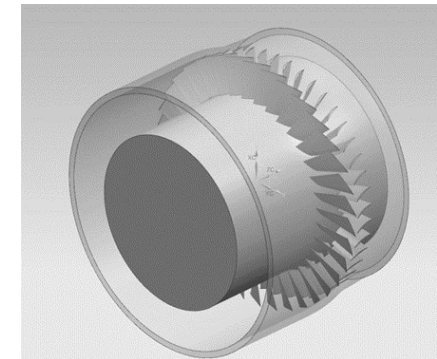
# Настройка сопряженных ГУ (слайдинг, периодика)



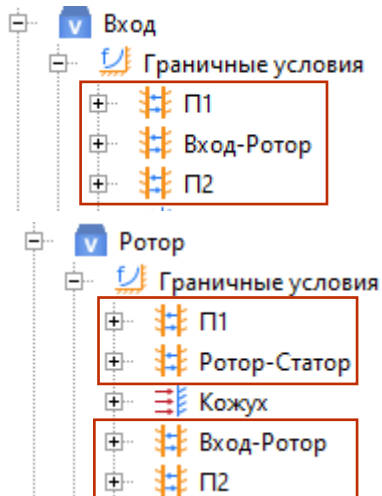
Расчет ступени осевого компрессора NASA rotor 37

скользящие поверхности

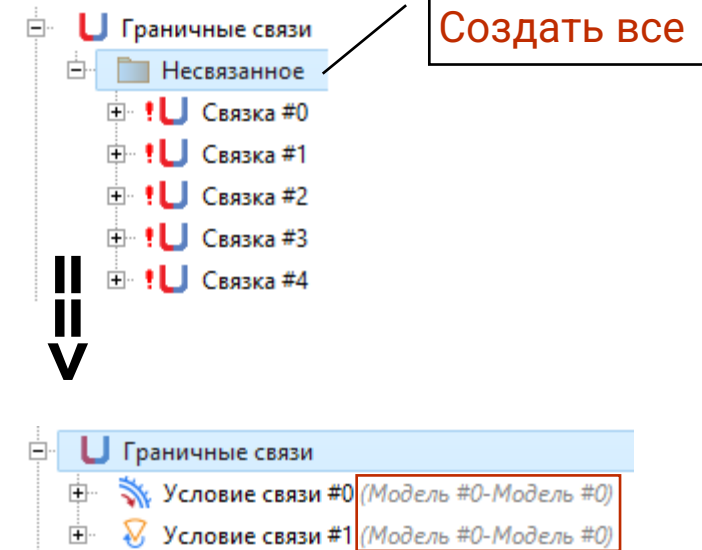
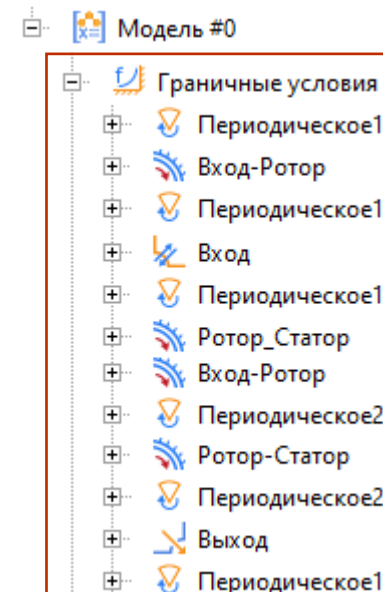
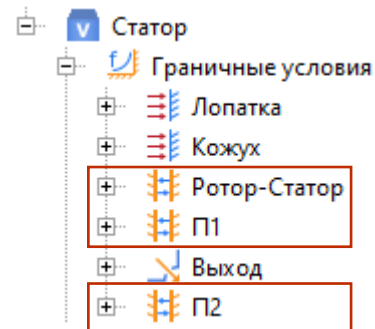
периодические поверхности



Было



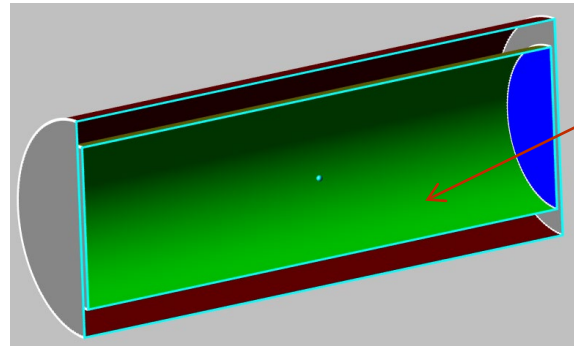
Стало



Создать все

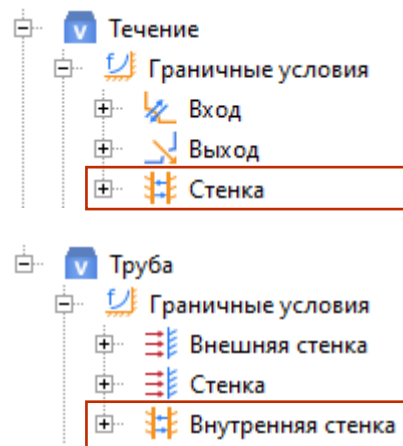


# Настройка сопряженных ГУ (тепловое сопряжение)

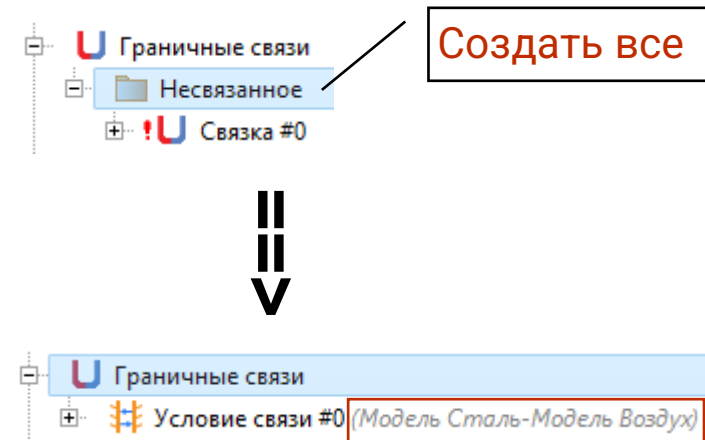
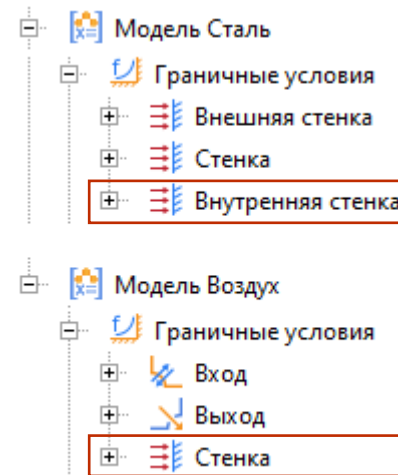


сопряженная поверхность

Было



Стало



Собственные модели для  
мультидисциплинарного  
моделирования во FlowVision

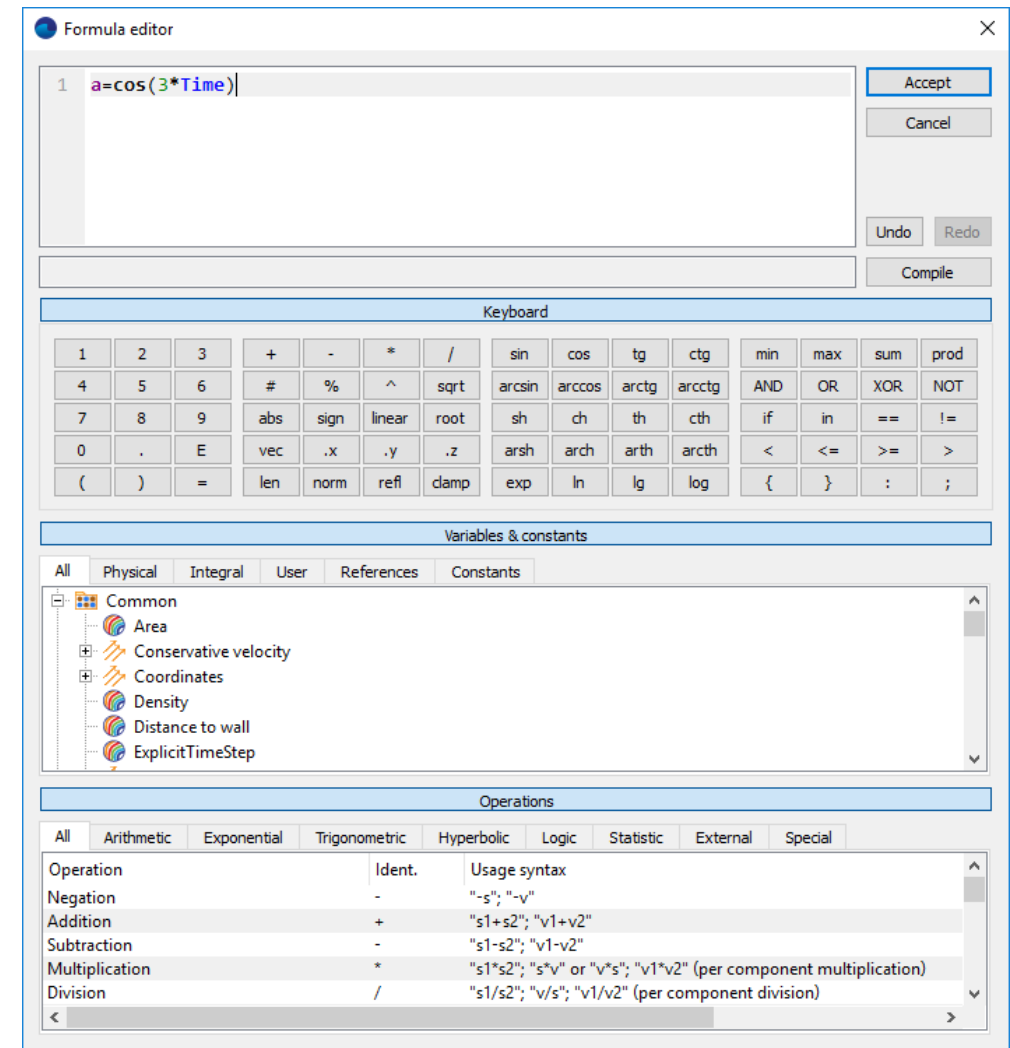
## Создание собственных моделей во FlowVision

Хотя FV3.14.01 еще не 4-е поколение, но оно уже 3+

Используя калькулятор FlowVision, можно создать собственные сложные модели

Новые решенные задачи

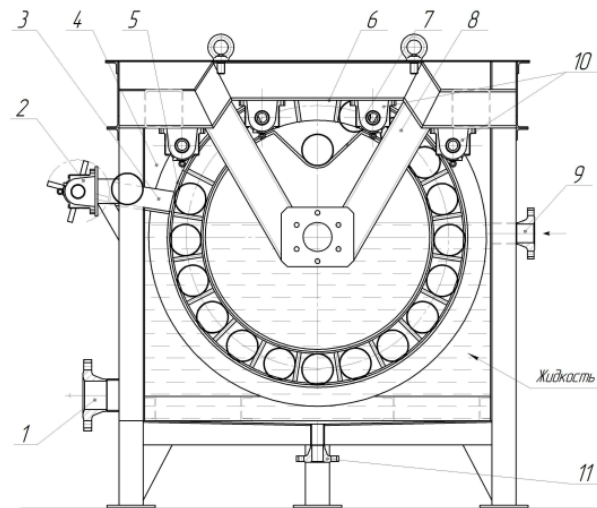
- Моделирование процесса закалки стали



# Закалка стали. Постановка задачи

## Постановка задачи

Шар из стали 652СХ диаметром 120 [мм] нагревают до температуры полной аустенизации (выше температуры  $A_{e3} \approx 760$  °С). Далее шар помещается в закалочную камеру, где остужается с помощью проточной воды до температуры  $\approx 50$  °С.



Шведов К. Н., Галимьянов И. К., Казаковцев М. А. Получение мелющих шаров с высокой поверхностной и нормированной объемной твердостью //Металлург. – 2020. – №. 6. – С. 16-22.

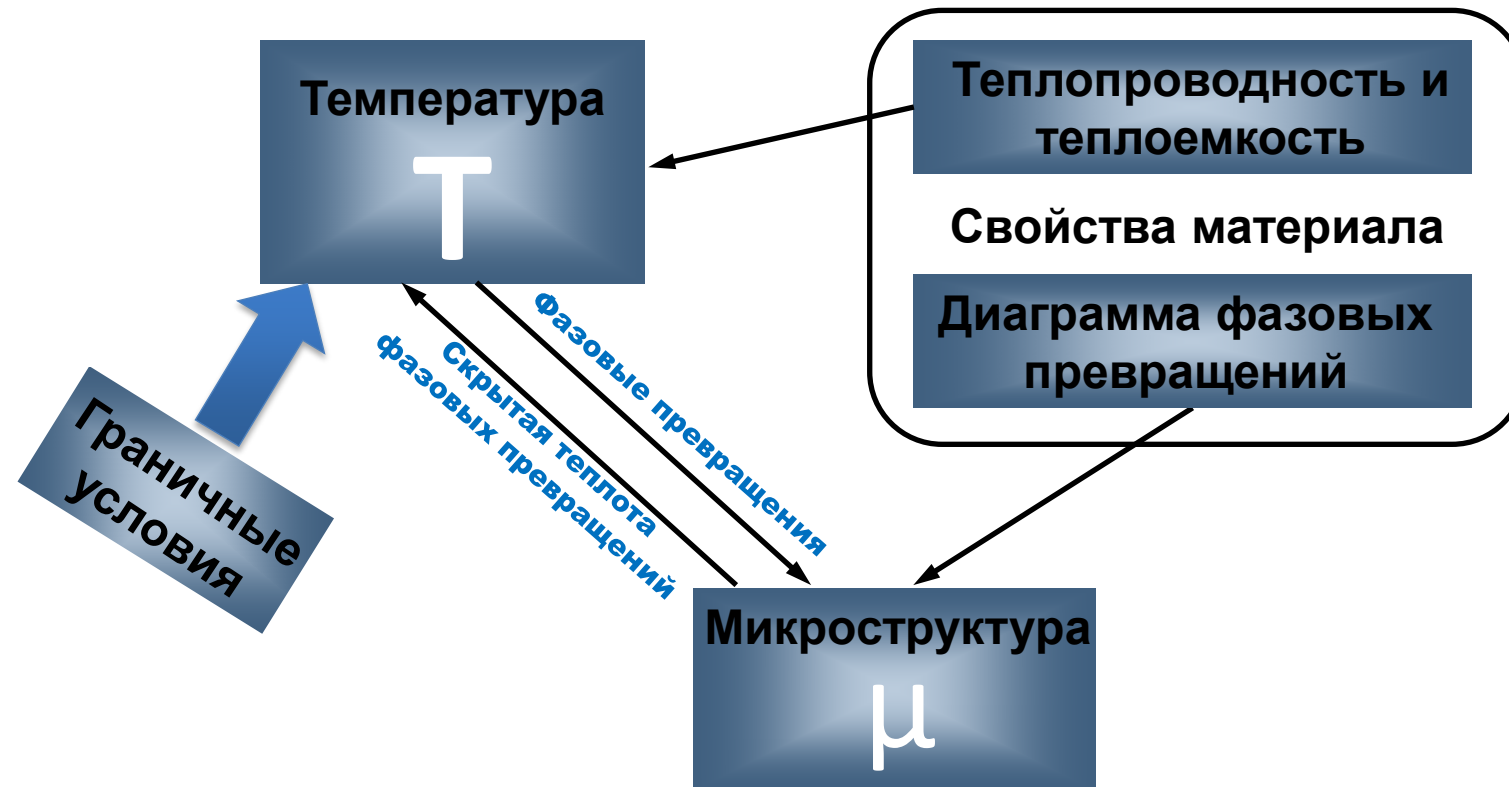
## Цель работы

### Определить:

- глубину закаленного слоя мелющего шара, т.е. глубину слоя мартенсита на поверхности;

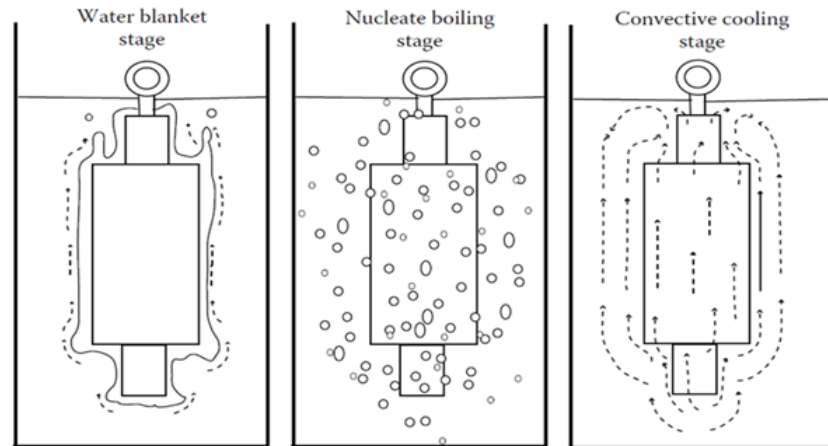


# Моделирование процесса закалки



Без учета напряжений и деформаций

# Проблема 1: граничные условия (эффект Лейденфроста)



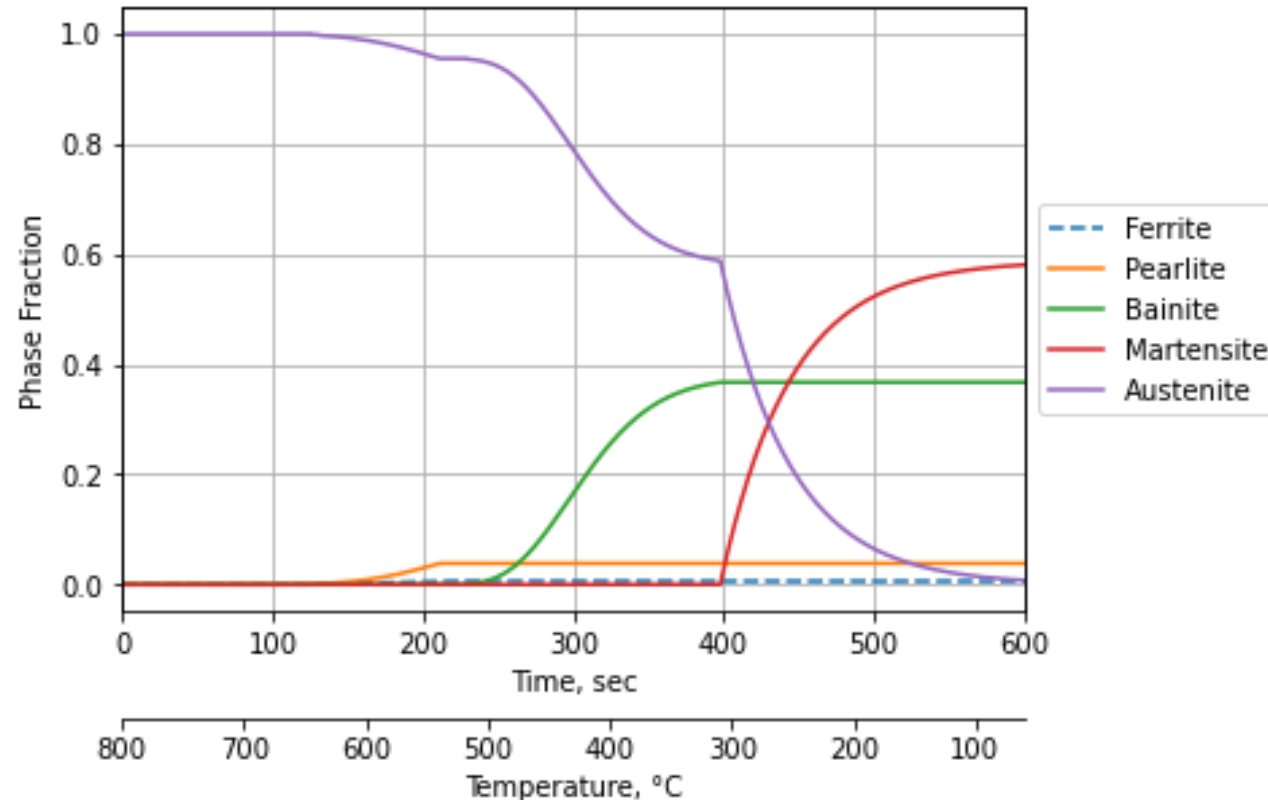
Thermal process modeling of steel, 2009  
by Taylor & Francis Group, LLC p. 350

Есть эксперимент => «подбор» коэффициента теплоотдачи для ГУ

Время, с	Температура поверхности, °C	Скорость охлаждения поверхности, °C/с	Агрегатное состояние жидкости	Коэффициент теплоотдачи, Вт/м²K
0 - 3.5	≈ 800 – 400	≈100	Пленочное кипение	5000-6000
3.5 - 4.8	≈ 400 – 80	≈250	Пузырьковое кипение	10000-12000
4.8 – 240	≈ 80-52	≈0.1	Конвективная теплоотдача	1

Компьютерное моделирование процесса термической обработки мелющих шаров. *Мет аллург 7* (2021): 35-43.

## Проблема 2 : описание фазовых превращений



**Расчетный фазовый состав стали 3140 при охлаждении  $\approx 1.25$  [°C/сек]:**

Ferrite	0.006159
Pearlite	0.038398
Bainite	0.367369
Martensite	0.580598
Austenite	0.007476

//\*\*\*Chemical composition\*\*\*

```
// {'GrainSize': 7.0, 'C': 0.41, 'Mn': 0.86,
'Si': 0.26, 'Ni': 1.28, 'Cr': 0.71, 'Mo': 0.0,
'W': 0.0, 'As': 0.0, 'V': 0, 'Cu': 0.0}
```

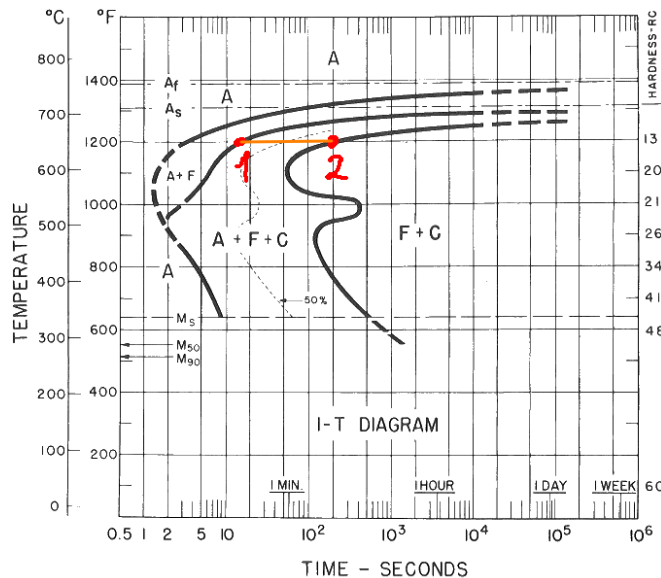
Austenisation Temperature = 800.00;

Cooling time = 600.00;

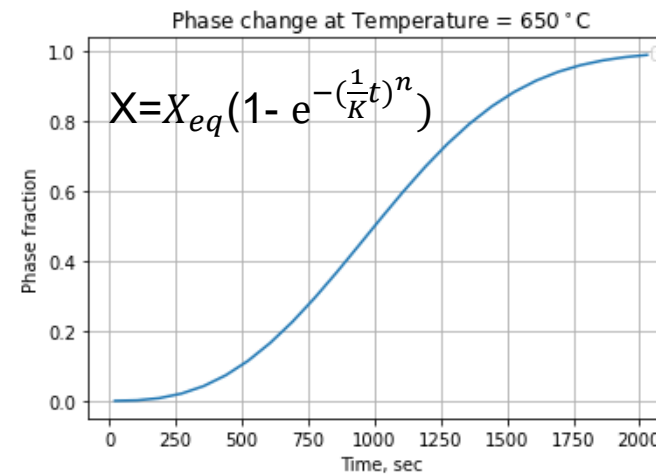
Cooling rate = 1.23;

## Проблема 2 : описание фазовых превращений

**При наличии** у пользователя экспериментальной ТТТ (Time Temperature Transformation) диаграммы:



С шагом 1 °С или больше ТТТ диаграмма может быть представлена в виде системы уравнений Аврами-Колмогорова:



X - объемная доля дочерней фазы,  
 $X_{eq}$  - объемная доля дочерней фазы в равновесном состоянии,  
 K и n - коэффициенты, которые находят для каждой температуры отдельно, зная X в точках 1 и 2.

При изотермической выдержке при T = 650 [°C]:  
 Точка 1 - начало образование перлита  
 Точка 2 - окончание образования перлита

**ПРАВАЯ ЧАСТЬ** для уравнения массопереноса во FlowVision:

$$\frac{dX}{dt} = \frac{X_{eq} - X}{K} \mathbf{n} \left( -\ln \left( 1 - \frac{X}{X_{eq}} \right) \right)^{1 - \frac{1}{n}}$$



# Постановка задачи во FlowVision

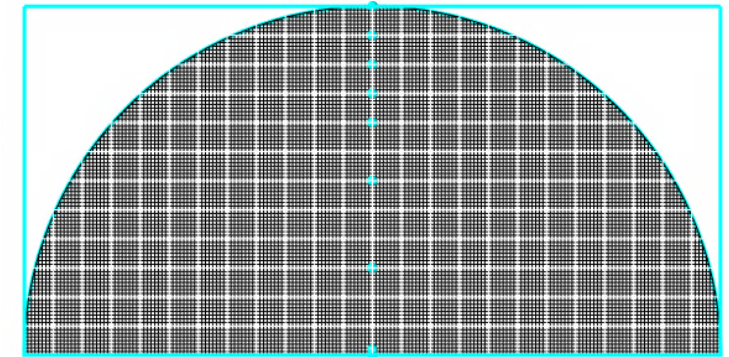
- [-] Вещества
  - [+] Austenite
  - [+] Pearlite
  - [+] **Bainite**
  - [+] Martensite
  - [+] Ferrite
- [-] Фазы
  - [+] Сталь
    - [-] Вещества
      - [+] Ferrite
      - [+] Pearlite
      - [+] Bainite
      - [+] Martensite
      - [+] Austenite
    - [-] Физические процессы
      - [+] Теплоперенос
      - [+] Массоперенос
        - [-] Вещества
          - [+] Ferrite
          - [+] Pearlite
          - [+] Bainite
          - [+] Martensite

Каждая фаза стали задается в виде самостоятельного вещества со свойствами зависящими от температуры, но не зависящими от давления.

Через коэффициент теплоотдачи

Мат. модель	Перемешивание
Коэффициент шага п...	1
Явная схема	Нет
Dens * D	0
Абляция	(нет)

Расчетная сетка



(секторная постановка)

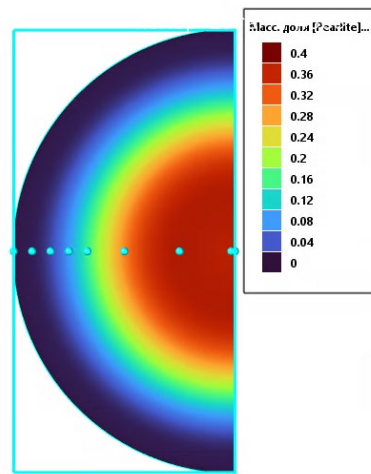
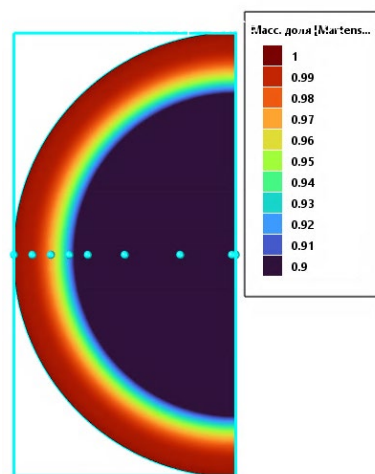
Операции	
Структура сетки	2D
Плоскость	YZ
nX	1
[+] X	[Количество=2]
nY	24
[+] Y	[Количество=25]
nZ	12
[+] Z	[Количество=13]

## Результаты. Глубина закаленного слоя

Моделирование с расчетной для стали 652СХ ТТТ диаграммой и вышеописанными граничными условиями показывает глубину прокаливания не менее 15 мм:

Мартенсит

Перлит



Экспериментально глубина закаленного слоя определяется из условия, что объемная доля мартенсита > 90% и составляет 14-18 мм.

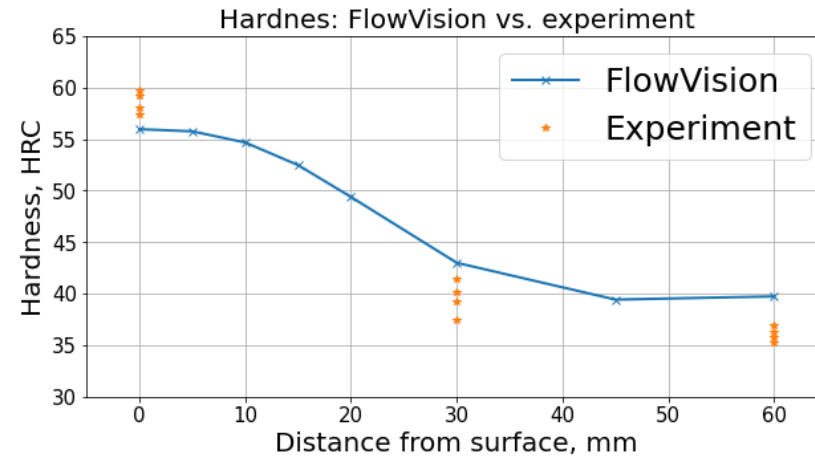
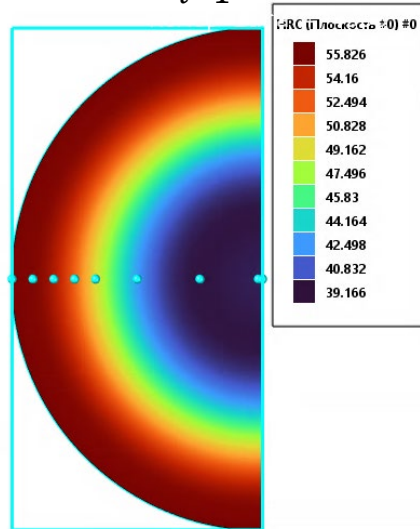


Шведов К. Н., Галимьянов И. К., Казаковцев М. А. Получение мелющих шаров с высокой поверхностной и нормированной объемной твердостью //Металлург. – 2020. – №. 6. – С. 16-22.

# Результаты. Распределение твердости по сечению

Твердость в каждой точке шара рассчитывается по правилу смеси, т.е.:

$$HRC_{\Sigma} = \sum_{i=1}^5 X_i \times HRC_i$$



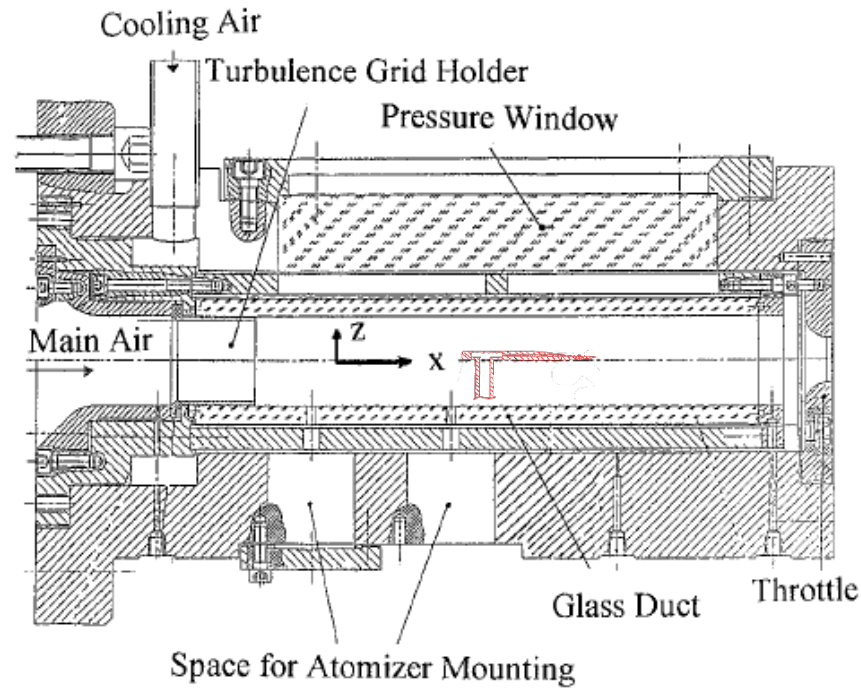
Твердость на поверхности шара, HRC		Твердость на расстоянии 0.5R, HRC		Объемная твердость, HRC	
FV	Эксп.	FV	Эксп.	FV	Эксп.
57	57-60	42.76	37-42	50.86	43-47

Шведов К. Н., Галимьянов И. К., Казаковцев М. А. Получение мелющих шаров с высокой поверхностной и нормированной объемной твердостью //Металлург. – 2020. – №. 6. – С. 16-22.

Некоторые последние  
валидационные тесты  
FlowVision

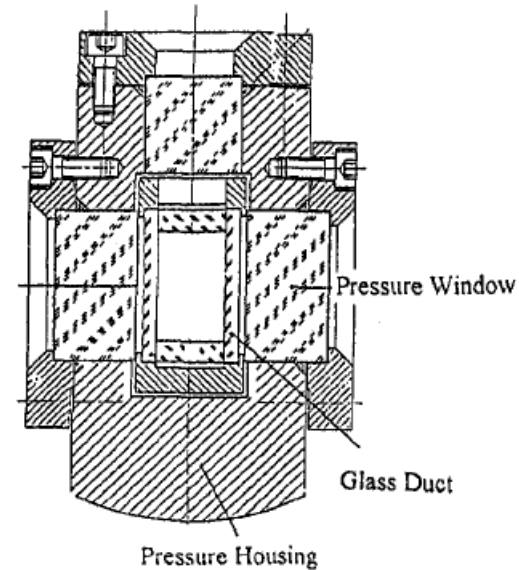
# Испарение керосина

# Испарение керосина. Испытательный стенд



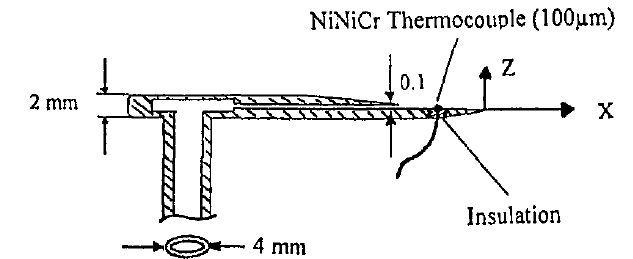
Продольное сечение

длина участка наблюдения 180 мм

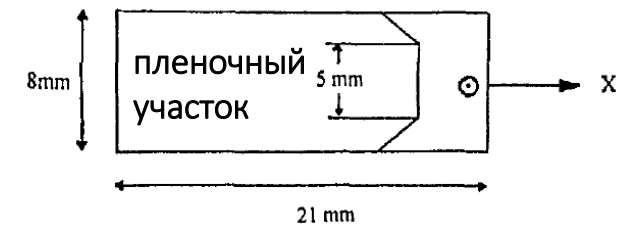


Поперечное сечение

25 мм x 40 мм



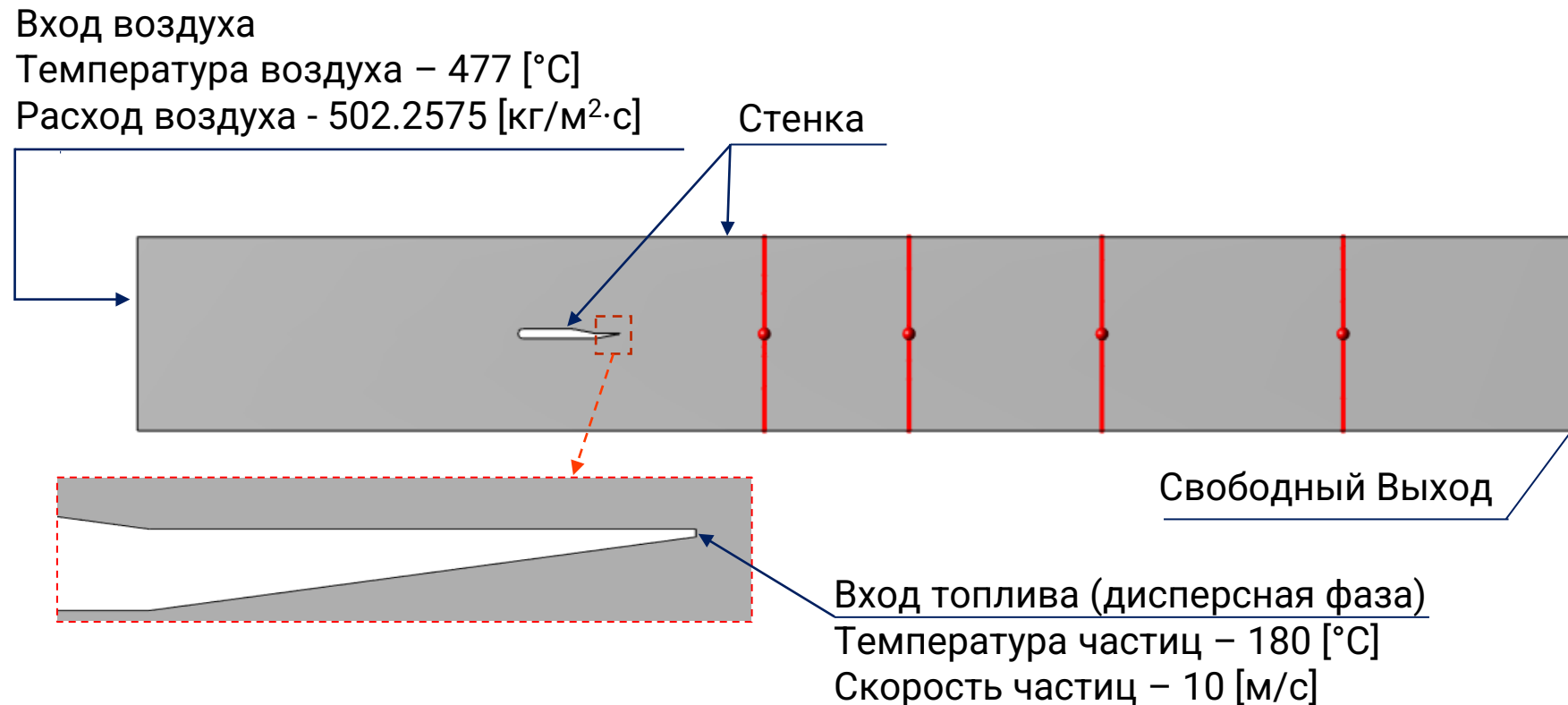
Распылитель топлива



Вид сверху

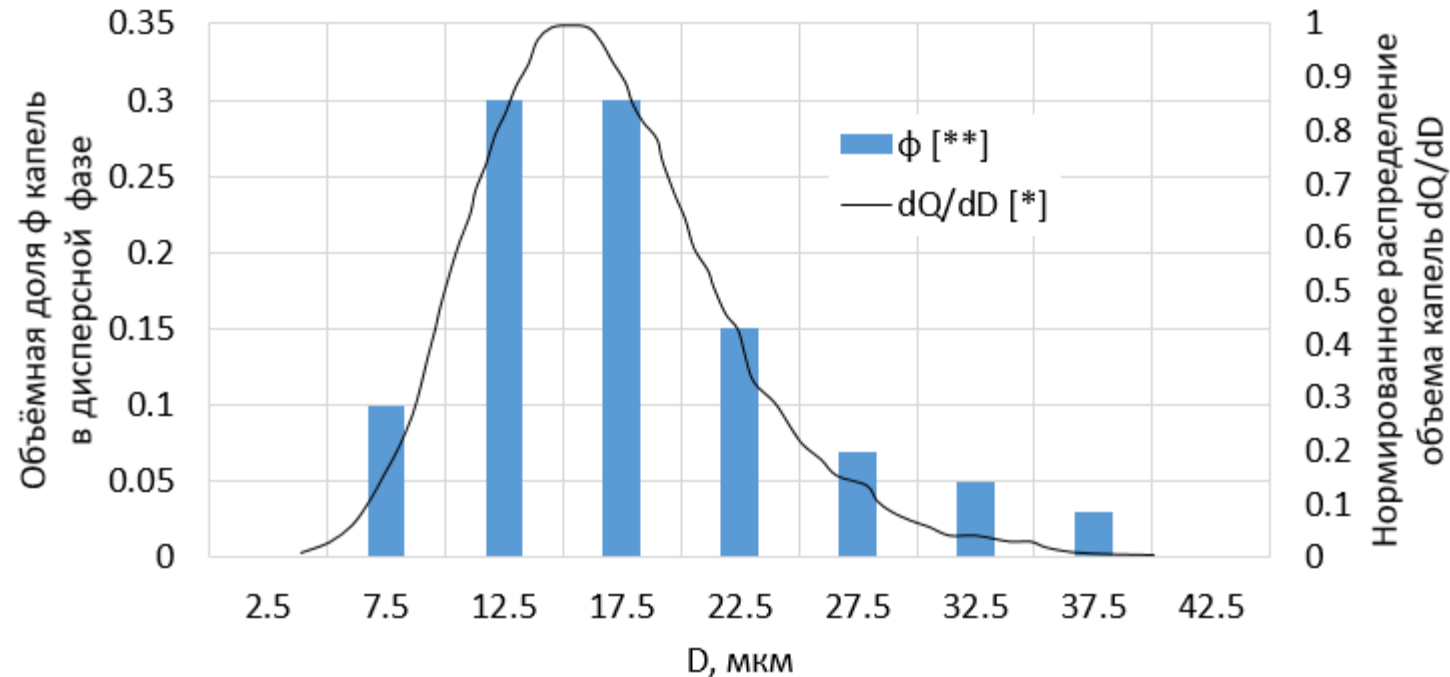
M. BRANDT , M. RACHNER & G. SCHMITZ (1998): An Experimental and Numerical Study of Kerosine Spray Evaporation in a Premix Duct for Gas Turbine Combustors at High Pressure, Combustion Science and Technology, 138:1-6, 313-348

# Испарение керосина. Постановка задачи во FlowVision



**Контрольные сечения:**  $x_k = 30$  [мм], 60 [мм], 100 [мм], 150 [мм]

# Испарение керосина. Спектр размерных семейств



Спектр размеров капель на входе расчётной модели

D, мкм	$\phi$
7.5	0.1
12.5	0.3
17.5	0.3
22.5	0.15
27.5	0.07
32.5	0.05
37.5	0.03

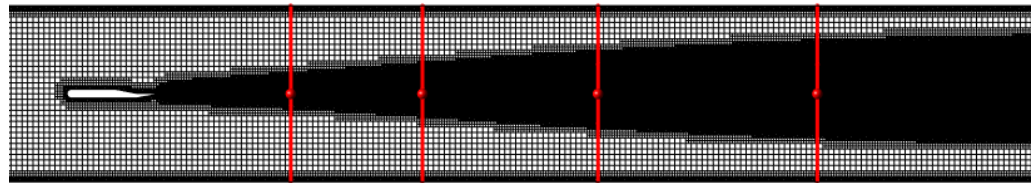
[\*] – функция распределения диаметров капель с **холодного эксперимента** по материалам М. BRANDT , М. RACHNER & G. SCHMITZ (1998): An Experimental and Numerical Study of Kerosine Spray Evaporation in a Premix Duct for Gas Turbine Combustors at High Pressure, Combustion Science and Technology, 138:1-6, 313-348

[\*\*] – выбор значений для расчета FlowVision

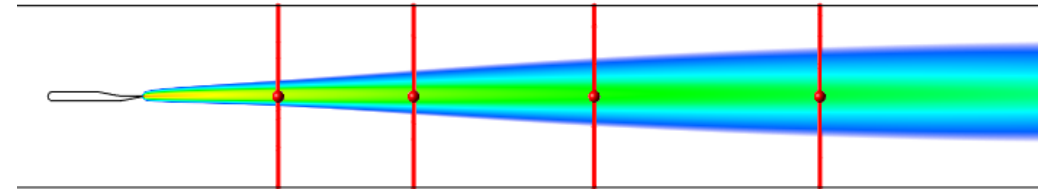


# Испарение керосина. Результаты

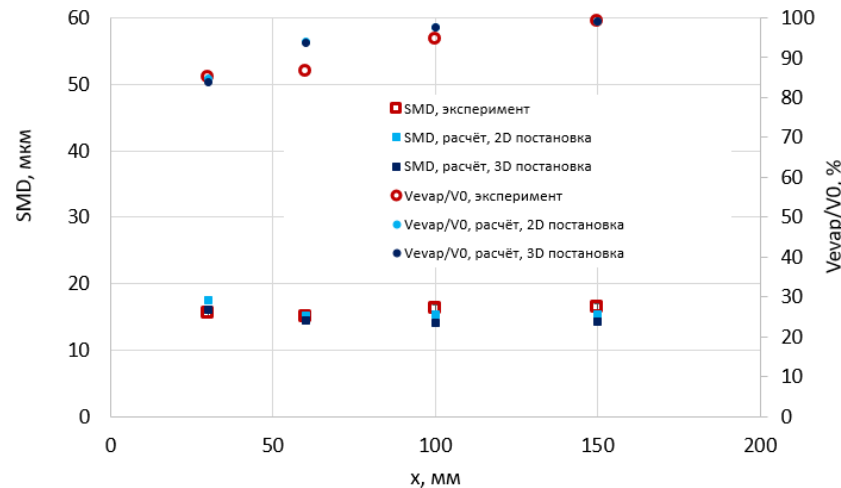
Расчетная сетка



Объем фазы



Распределение среднего Сотеровского диаметра / скорости испарения капель

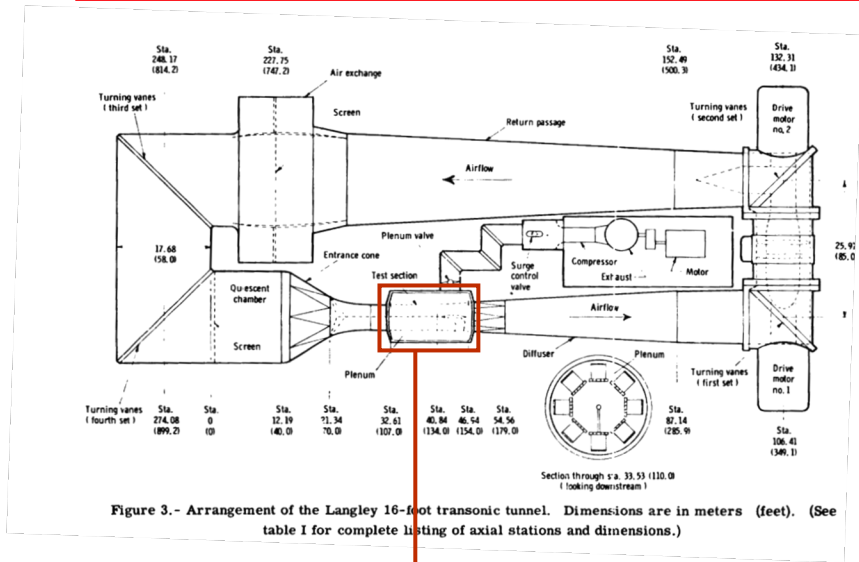


Скорость испарения - отношение разности объёмных потоков капель в сечениях  $x_0$  и  $x_k$  к потоку в  $x_0$ :

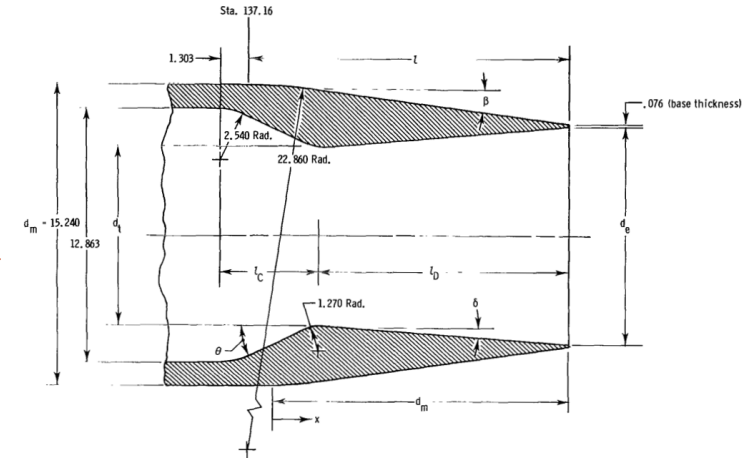
$$\frac{V_{evap}}{V_0} = \frac{q_{V,k}^d - q_{V,0}^d}{q_{V,k}^d}$$

# Течение из сверхзвукового сопла

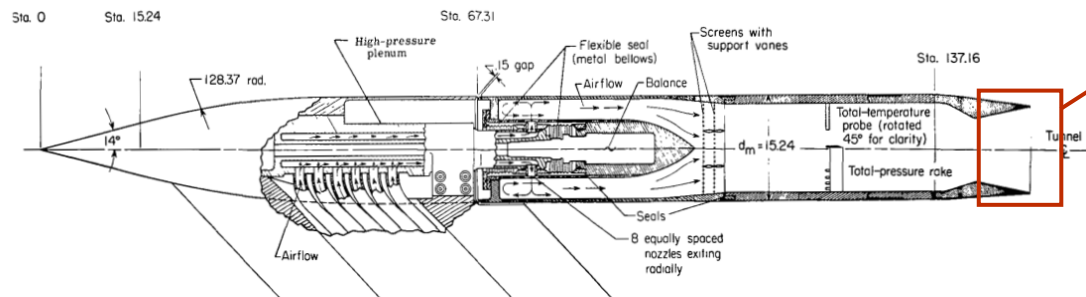
# Течение из сопла. Испытательный стенд



## Геометрия сопла (Case 2)



## Рабочий участок (обтекаемый аппарат)



Configuration	Flight segment	Power setting	$(P_{t,i}/P_{t,\infty})_{des}$	Design dimensions										
				$A_0/A_1$	$A_1/A_m$	$A_0/A_m$	$d_0/d_m$	$L_c/d_m$	$L_D/d_m$	$\theta$ , deg	$\delta$ , deg	$L/d_m$	$d_e/d_m$	$\beta$ , deg
1	Subsonic cruise	Dry	4.25	1.250	0.250	0.312	0.500	0.286	0.800	42.35	2.12	1.000	0.559	15.05
2	Supersonic cruise	Dry	21.23	3.000	.250	.750	.500	.286	.779	42.35	13.18	.979	.866	3.82

Carson, Lee, Experimental and analytical investigation of Axisymmetric supersonic cruise nozzle geometry at Mach numbers from 0.60 to 1.30 // 1981

# Течение из сопла. Постановка задачи во FlowVision

## Вход набегающий поток

Температура =  $T_\infty$

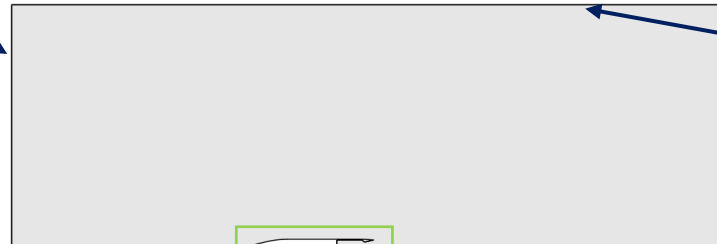
Скорость =  $M_\infty \sqrt{kRT_\infty}$

Давление (статическое) =  $p_\infty$

Интенсивность пульсаций = 0.01

Масштаб турбулентности  
=  $0.1 \cdot D_{\text{ВХ}} = 2.87$  [мм]

(секторная постановка)



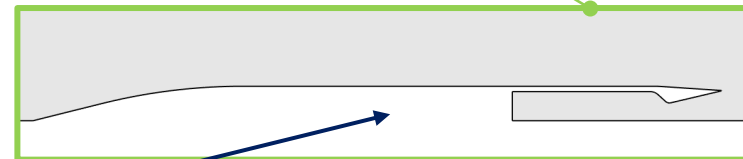
## Свободный выход

Температура  
= нулевой градиент

Давление =  $p_\infty$

Интенсивность пульсаций  
= нулевой градиент

Масштаб турбулентности  
= нулевой градиент



## Вход сопло

Полная температура = 300 [К]

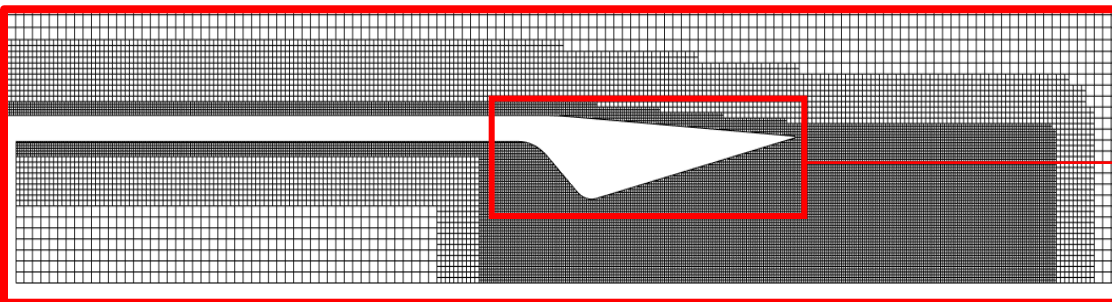
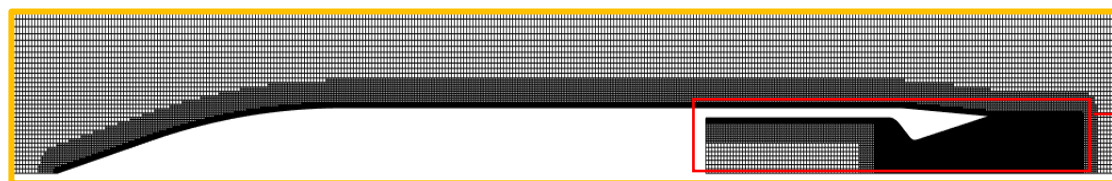
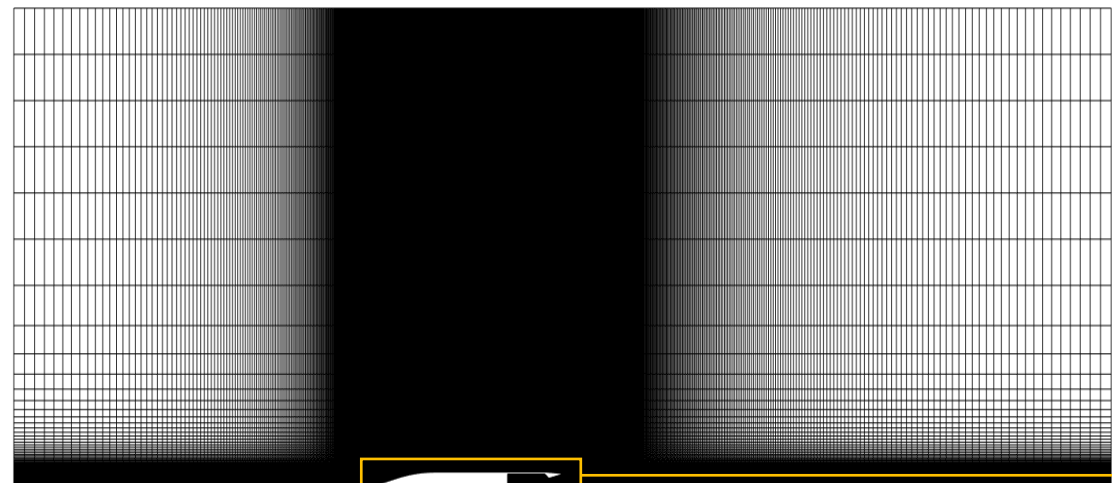
Полное давление =  $\text{NPR} \cdot p_\infty$

Интенсивность пульсаций = 0.03

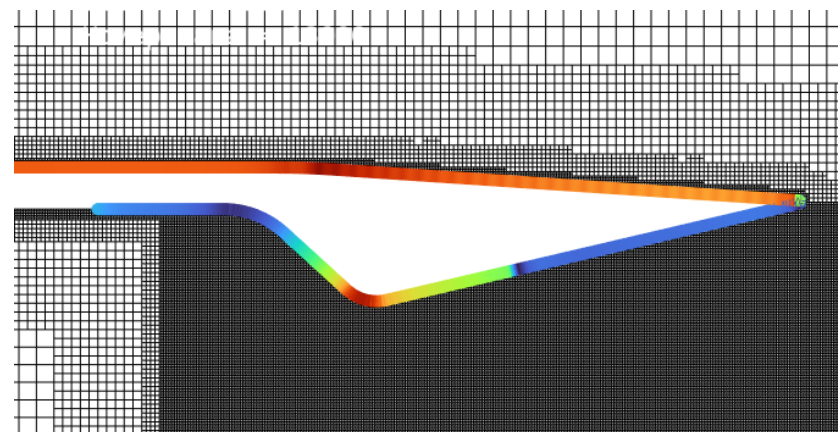
Масштаб турбулентности  
=  $0.1 \cdot D_{\text{ВХ}} = 15.24$  [мм]

Ограничивающие поверхности сектора – ГУ Симметрия  
Поверхности исследуемого объекта – ГУ Стенка (без шероховатости)

# Течение из сопла. Расчетная сетка



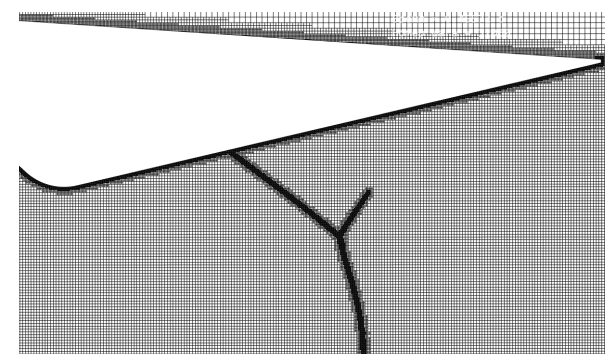
Ячейки вблизи сопла: 5x5 [мм]  
 Ячейки около стенки: 0.15625 x 0.15625 [мм]



60
54.1
48.2
42.3
36.4
30.5
24.6
18.7
12.8
6.9
1

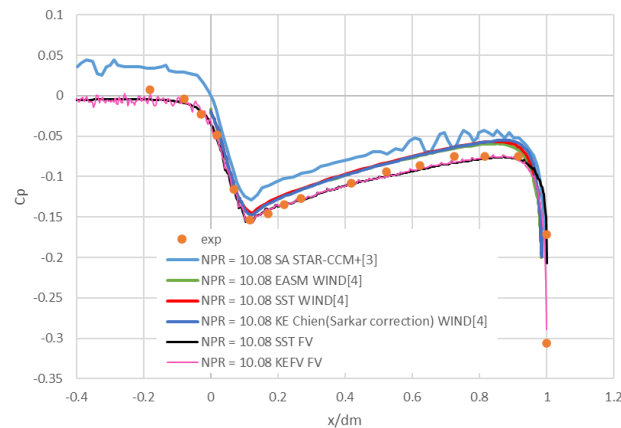
У +

+ адаптация по условию



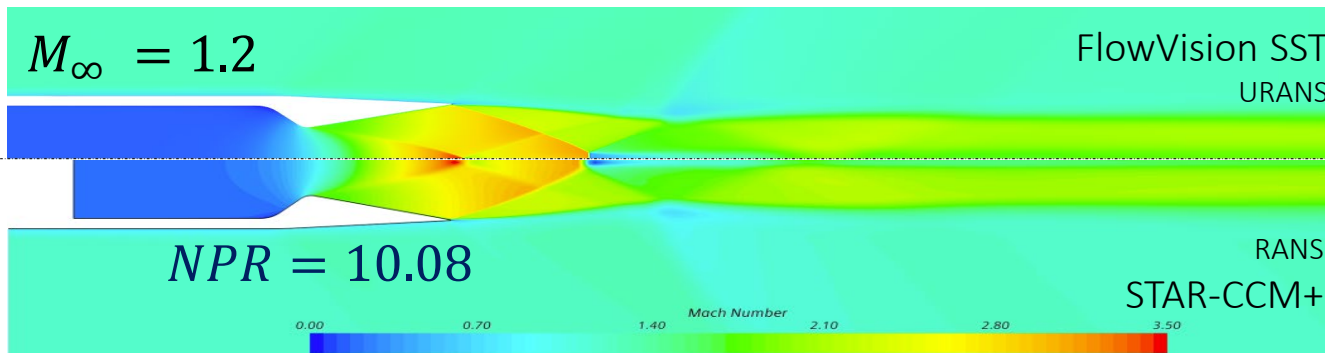
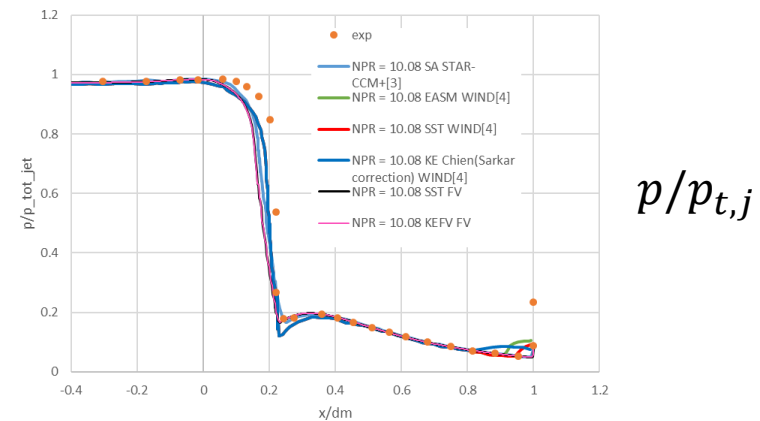
# Течение из сопла. Результаты

Распределение локального коэффициента давления по внешней поверхности аппарата при  $M_\infty = 1.2, NPR = 10.08$



$$C_{p,\beta} = \frac{2(p_\beta - p_\infty)}{\rho_\infty U_\infty^2}$$

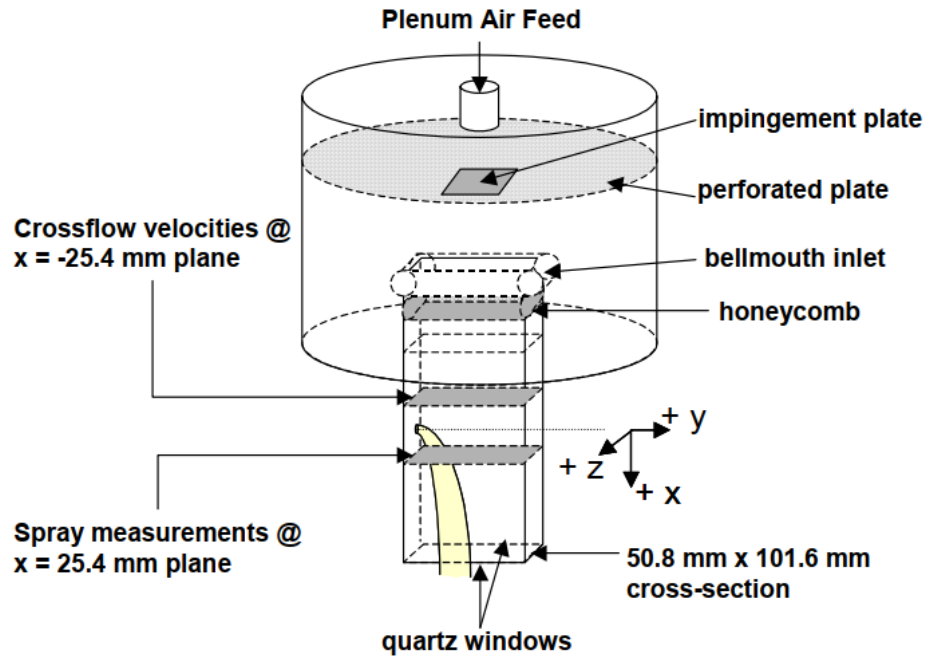
Распределение отношения локального статического давления к полному давлению на входе по внутренней поверхности сопла



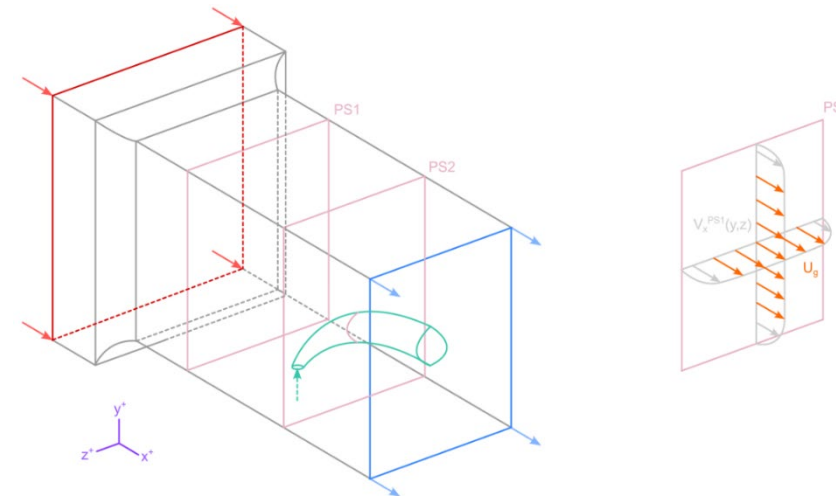
$NPR = p_{t,j}/p_\infty$  -  
Nozzle pressure ratio.  
Значения  $NPR, M_\infty, p_\infty, T_\infty$  задаются согласно расчетным случаям

# Разрушение струи в поперечном потоке

# Разрушение струи. Испытательный стенд



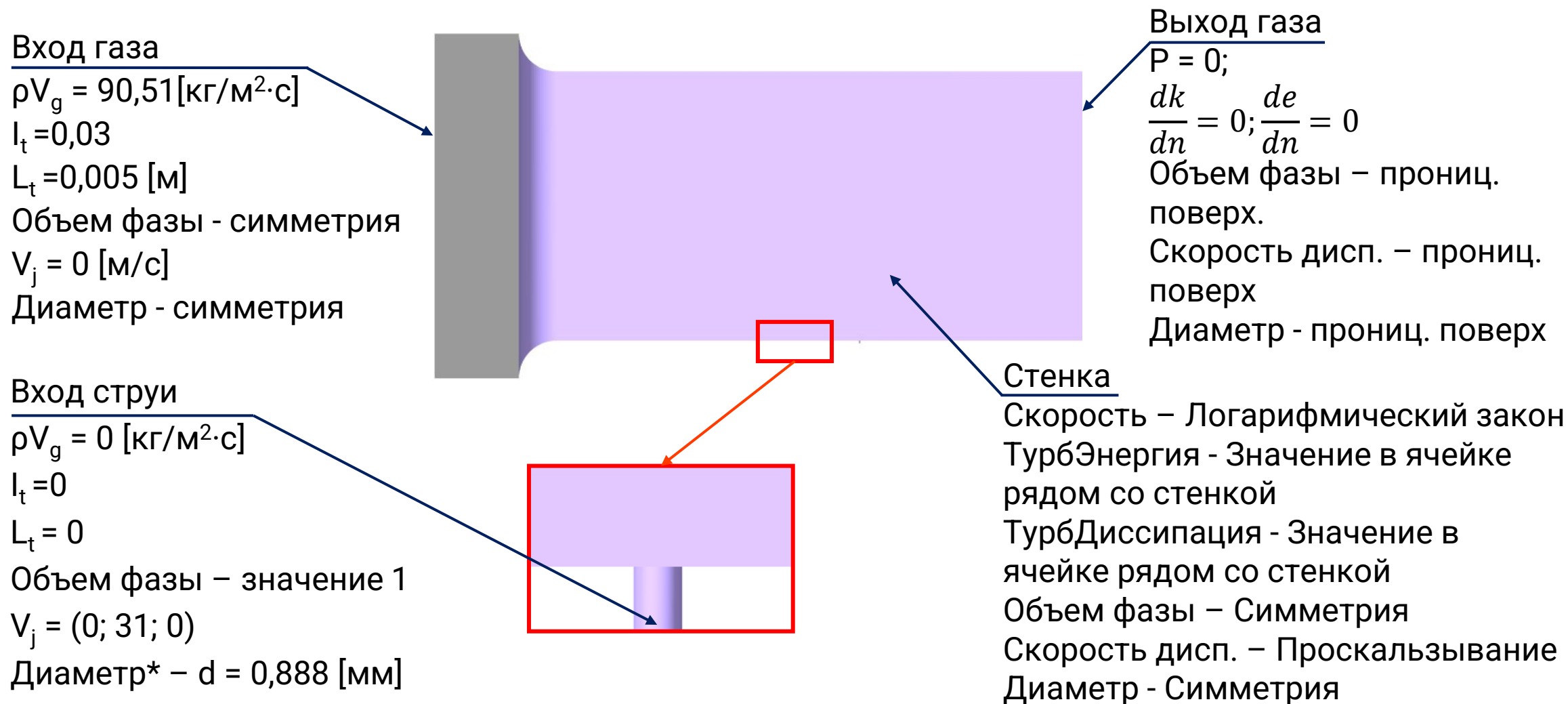
## Геометрия трубы



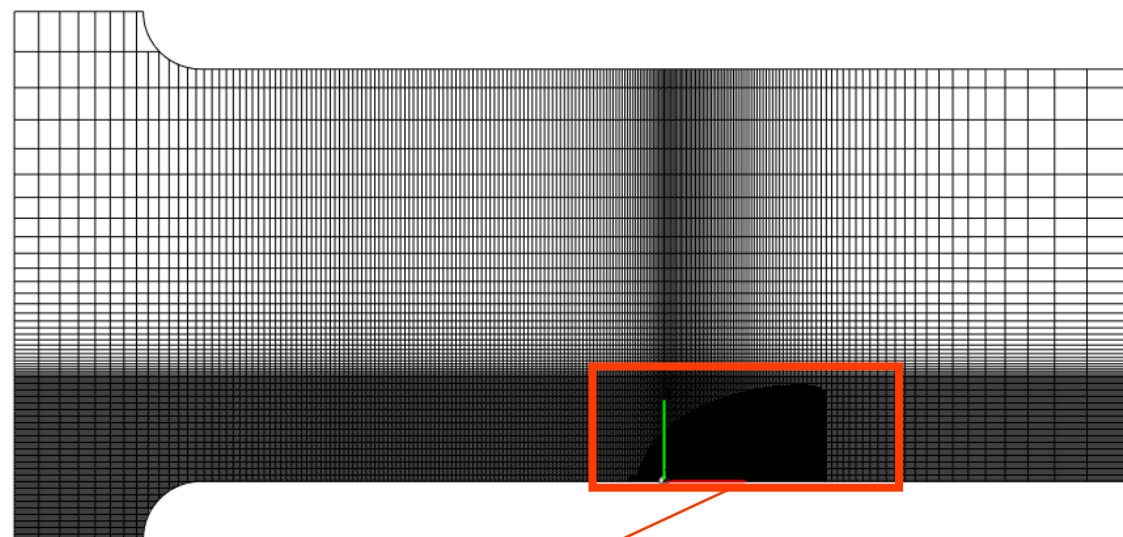
R.K. Madabhushi, M.Y. Leong, D.J. Hautman (2004): Simulation of the break-up of a liquid jet in crossflow at atmospheric conditions, ASME Turbo Expo 2004, GT2004-54093



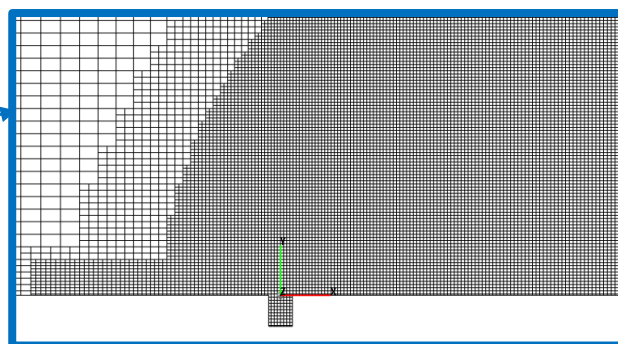
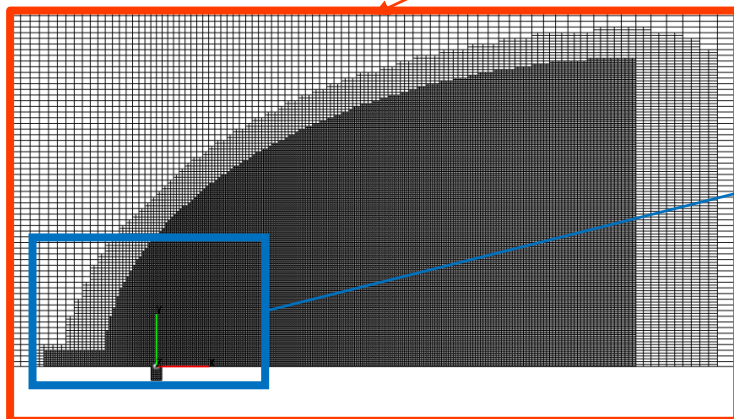
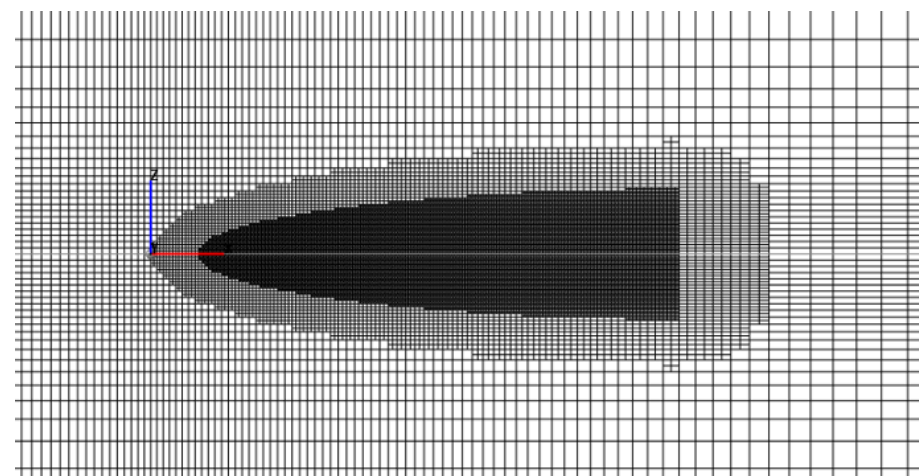
# Разрушение струи. Постановка задачи во FlowVision



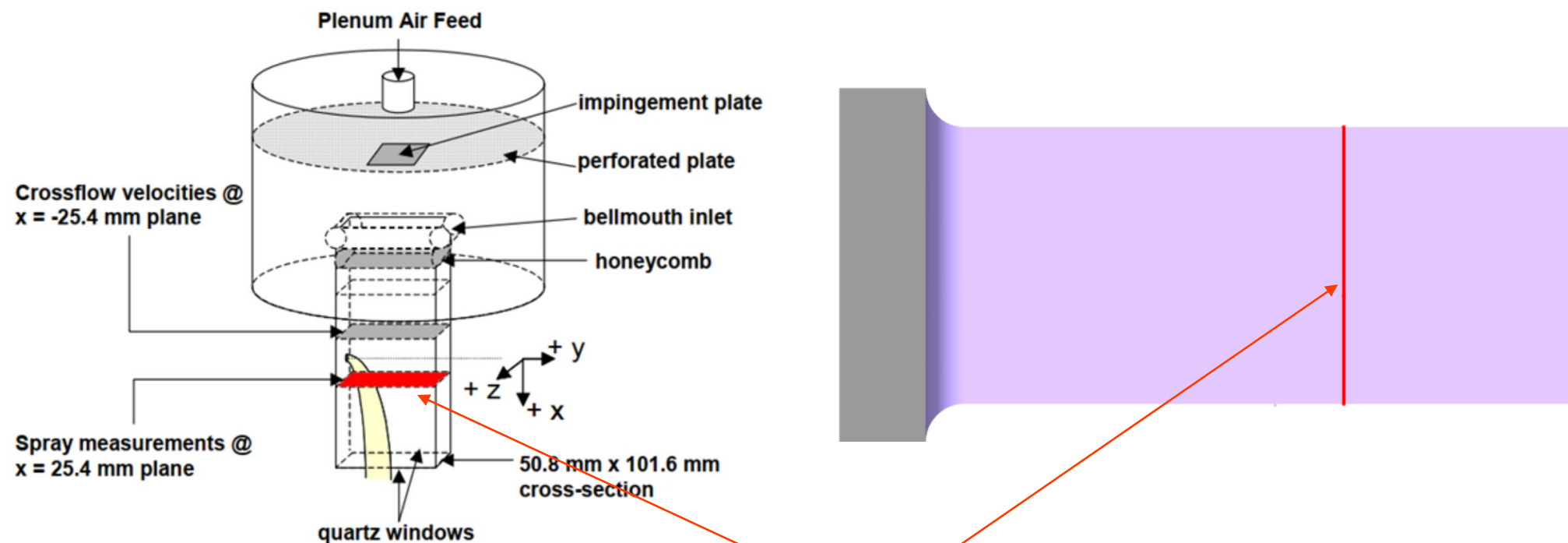
# Разрушение струи. Расчетная сетка



Вид сверху



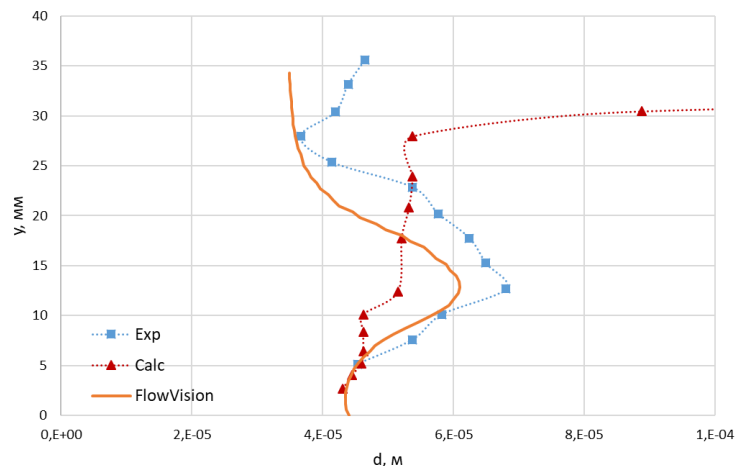
# Разрушение струи. Результаты



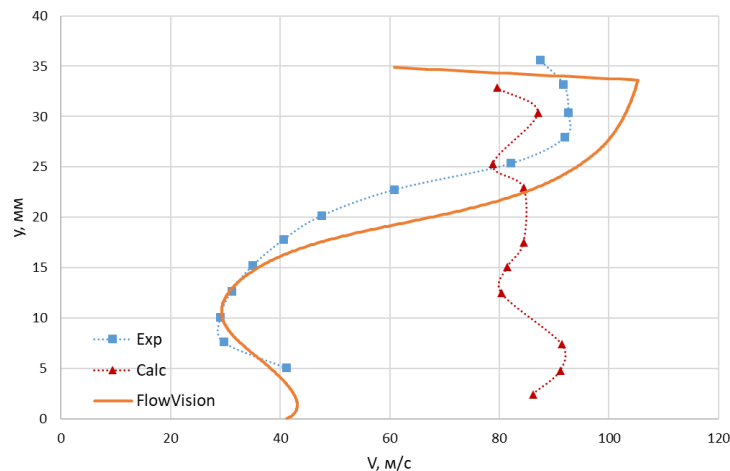
Контрольное сечение  
(диаметр и скорость частиц)

# Разрушение струи. Результаты

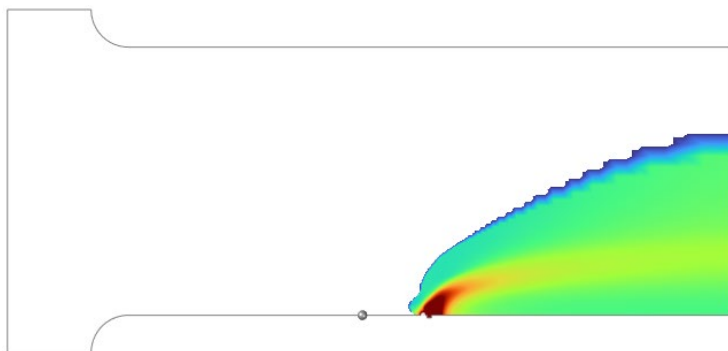
## Диаметр частиц в контрольном сечении



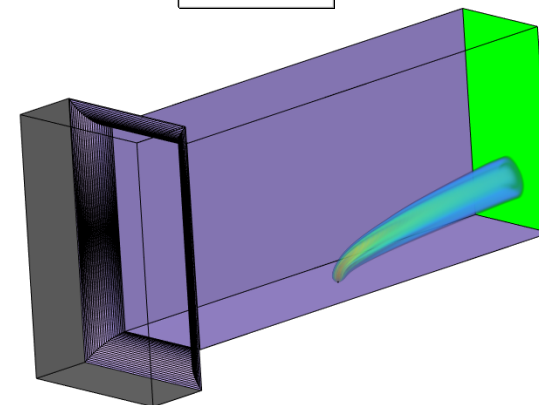
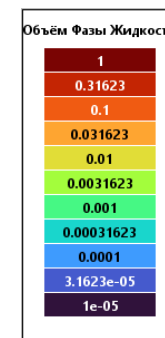
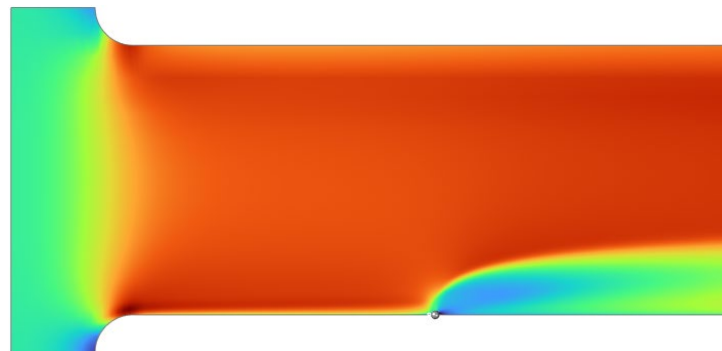
## Скорость частиц в контрольном сечении



## Диаметр частиц



## Скорость воздуха



Спасибо за внимание

**Ищем разработчиков для  
развития ПК FlowVision**



Сорокин Константин Эдуардович  
к.ф.-м.н., ведущий программист ООО ТЕСИС

[info@flowvision.ru](mailto:info@flowvision.ru)