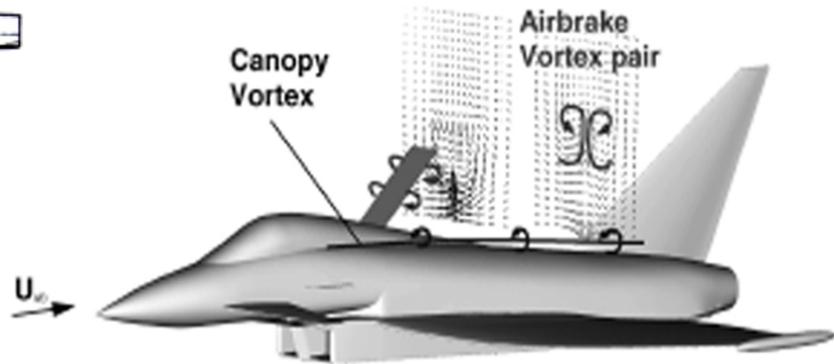
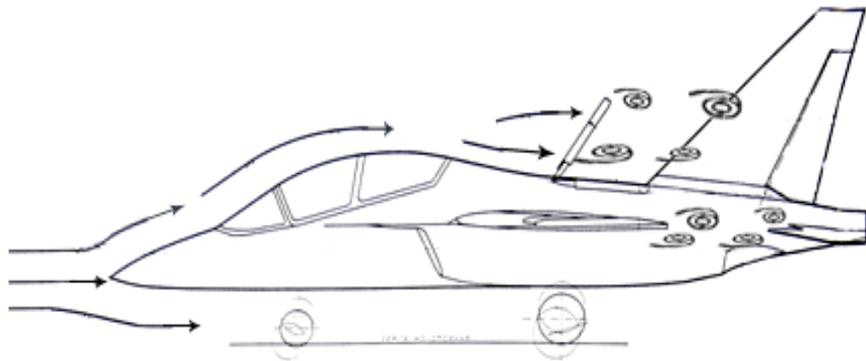


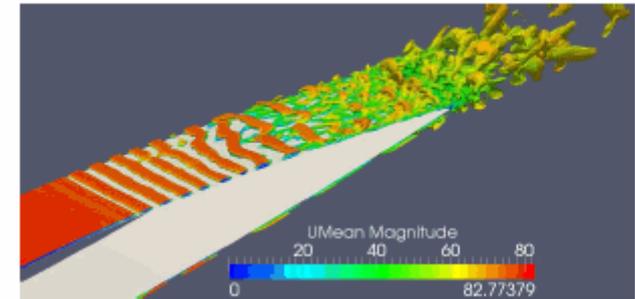
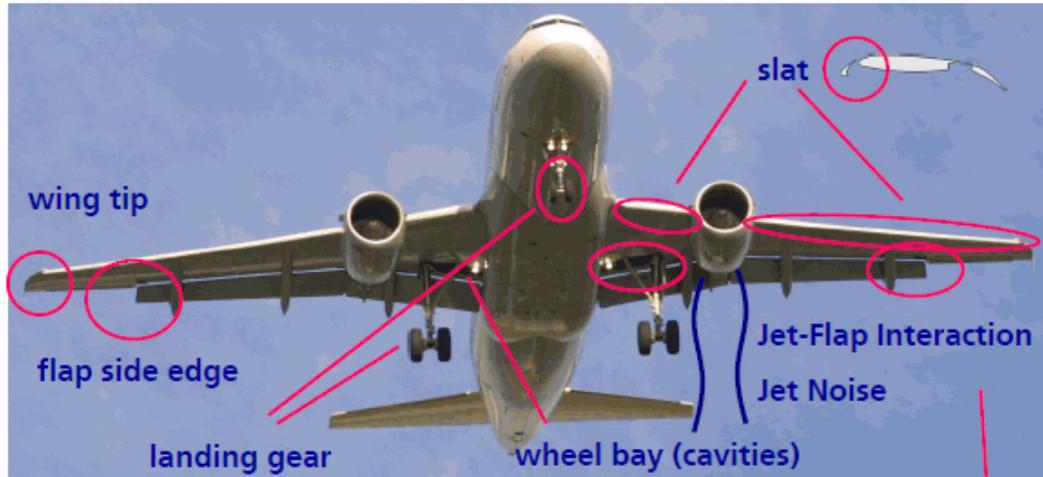
Возможности применения
открытого пакета OpenFOAM для
численного моделирования
нестационарных вихревых течений
и акустических полей при
дозвуковых скоростях обтекания
летательных аппаратов

Актуальность исследуемой проблемы

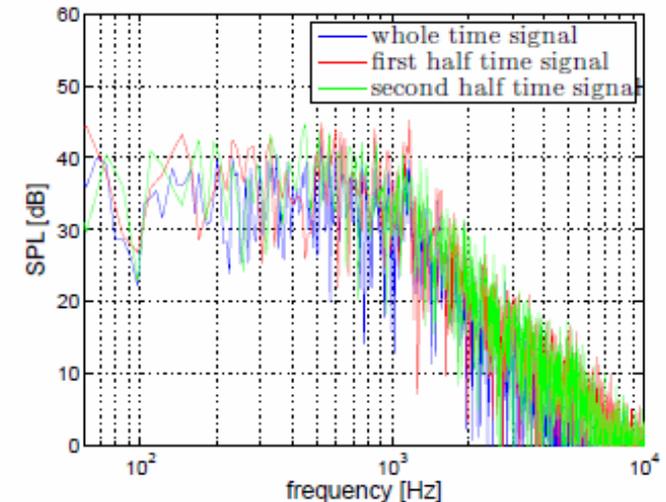
Рассмотрена задача о моделировании вихревых течений для случая обтекания тормозного щитка, расположенного перед килем летательного аппарата и воздействие вихрей на стабилизирующие поверхности



Аэроакустические источники шума



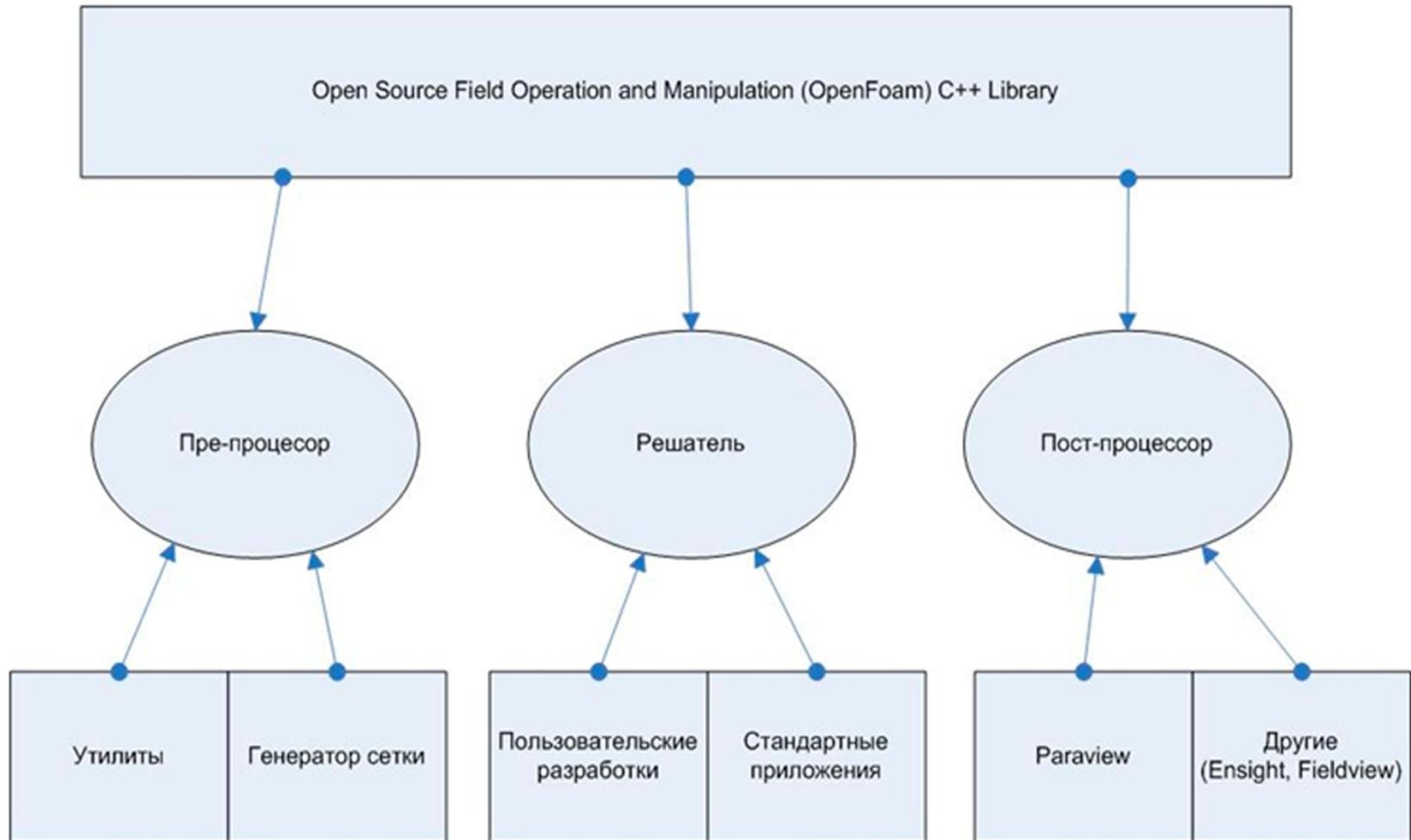
Снижение шума в авиации и на транспорте также является актуальной задачей. Образование, развитие и распространение вихрей оказывает существенное влияние не только на аэродинамические характеристики, но и на акустические эффекты, поэтому при расчете обтекания ЛА необходим комплексный подход.



Описание пакета OpenFOAM

OpenFOAM — свободно распространяемое программное обеспечение для проведения численных расчетов.

OpenFOAM — объектно-ориентированная платформа, реализованная на языке программирования C++.



Модель турбулентности LES (Моделирование крупных вихрей)

Метод моделирования крупных вихрей основан на двух предположениях.

Одно из них состоит в возможности разделения поля течения на движение крупных и мелких вихрей. Крупные вихри, находящиеся под прямым воздействием граничных условий и несущие в себе максимум рейнольдсовых напряжений, рассчитываются. Мелкомасштабная турбулентность считается изотропной и имеющей универсальные характеристики, а потому менее критичной и более поддающейся моделированию.

Другое предположение заключается в возможности аппроксимации нелинейных взаимодействий между крупными и мелкими вихрями только по крупным вихрям с использованием подсеточных моделей. Иначе говоря, принимается гипотеза о статистической независимости крупных и мелких вихрей

Описание математической модели для расчета нестационарных турбулентных течений

Задача связывания RANS и LES моделей, включает в себя три процедуры:

- 1) выбор RANS-модели для вычисления турбулентной вязкости;
- 2) выбор LES-модели для вычисления подсеточной вязкости;
- 3) процедура связывания параметров потока, рассчитанных с помощью модели крупных вихрей и модели осреднения по Рейнольдсу.

Модуль гибридных моделей турбулентности для переключения между RANS и LES моделями использует сравнение между интегральной величиной вихря и длины смешения Прандтля.

Длина пути смешивания Прандтля вычисляется через кинетическую энергию турбулентности и турбулентную вязкость по соотношению:

$$l^{Pr} = \frac{1}{0.55} v^t / \sqrt{k}$$

Вычисляется интегральный масштаб вихря:

$$l^I = \frac{l^{Pr}}{C \bullet d}$$

Вычисление смешанной вязкости*:

$$v^{t,b} = (v^t - v^{Sgs}) / \pi \arctan \left(-40 \frac{l^k}{l^2 - l^1} + 10 \frac{l^2 + l^1}{l^2 - l^1} + 0.5(v^t + v^{Sgs}) \right)$$

* Шевчук И.В, Корнев Н.В. «Опыт использования OpenFOAM для решения инженерных задач в университете Ростова». Режим доступа: <http://www.unicluster.ru/conf/2012/docs/203-experience-using-OpenFOAM-University-Rostock.pdf>

Описание методики расчета акустического давления и спектра шума*

Для расчета акустического давления использовалась аналогия Керла:

$$p'(\tilde{x}, t) = \frac{1}{4\pi c_0} \frac{x_i}{r^2} \left[\frac{\partial F_i}{\partial t} + \frac{c_0 F_i}{r} \right]$$

Для расчета значения уровня звукового давления SPL (Sound Pressure Level) использовалась формула

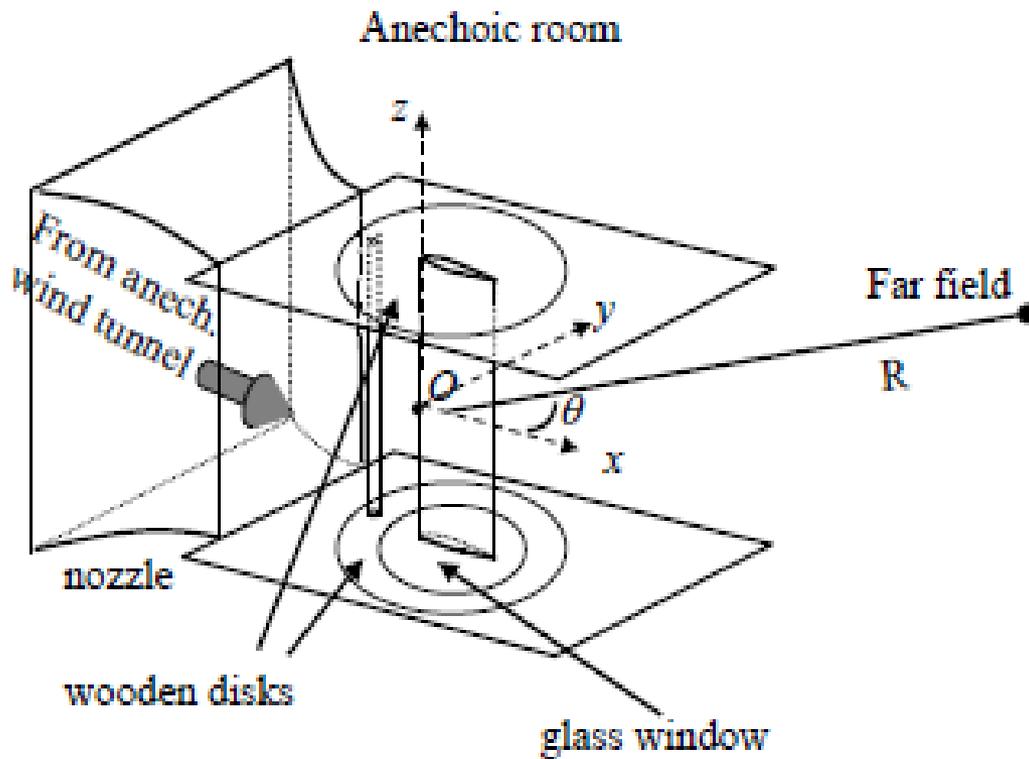
$$SPL(dB) = 20 \log_{20} \left(\frac{p'}{2 \times 10^{-5}} \right)$$

*Крапошин М. В., Сибгатуллин И. Н., Стрижак С. В. Расчет параметров обтекания и акустического шума тандема цилиндров // Электронное научно-техническое издание Наука и Образование. # 09, сентябрь 2013.

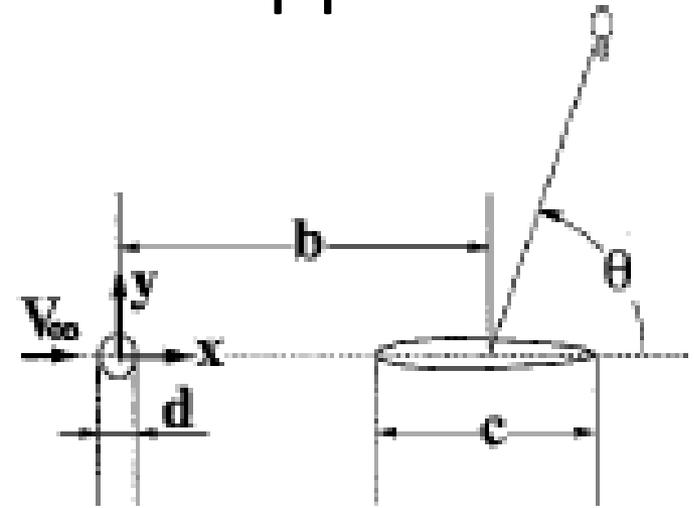
Применение SnappyHexMesh для построения сеток в OpenFOAM

- подготовить файлы содержащие поверхность в формате STL. Файлы должны располагаться папке **/constant/triSurface**.
- создать «фоновую» гексаэдральную сетку, которая определяет расчетную область и является базовым уровнем плотности сетки.
- создать в папке system файл snappyHexMeshDict с соответствующими данными и настроить его.

Постановка тестовой задачи



$$z=3d=0.03 \text{ м}$$



$$c = 0.1 \text{ м}$$

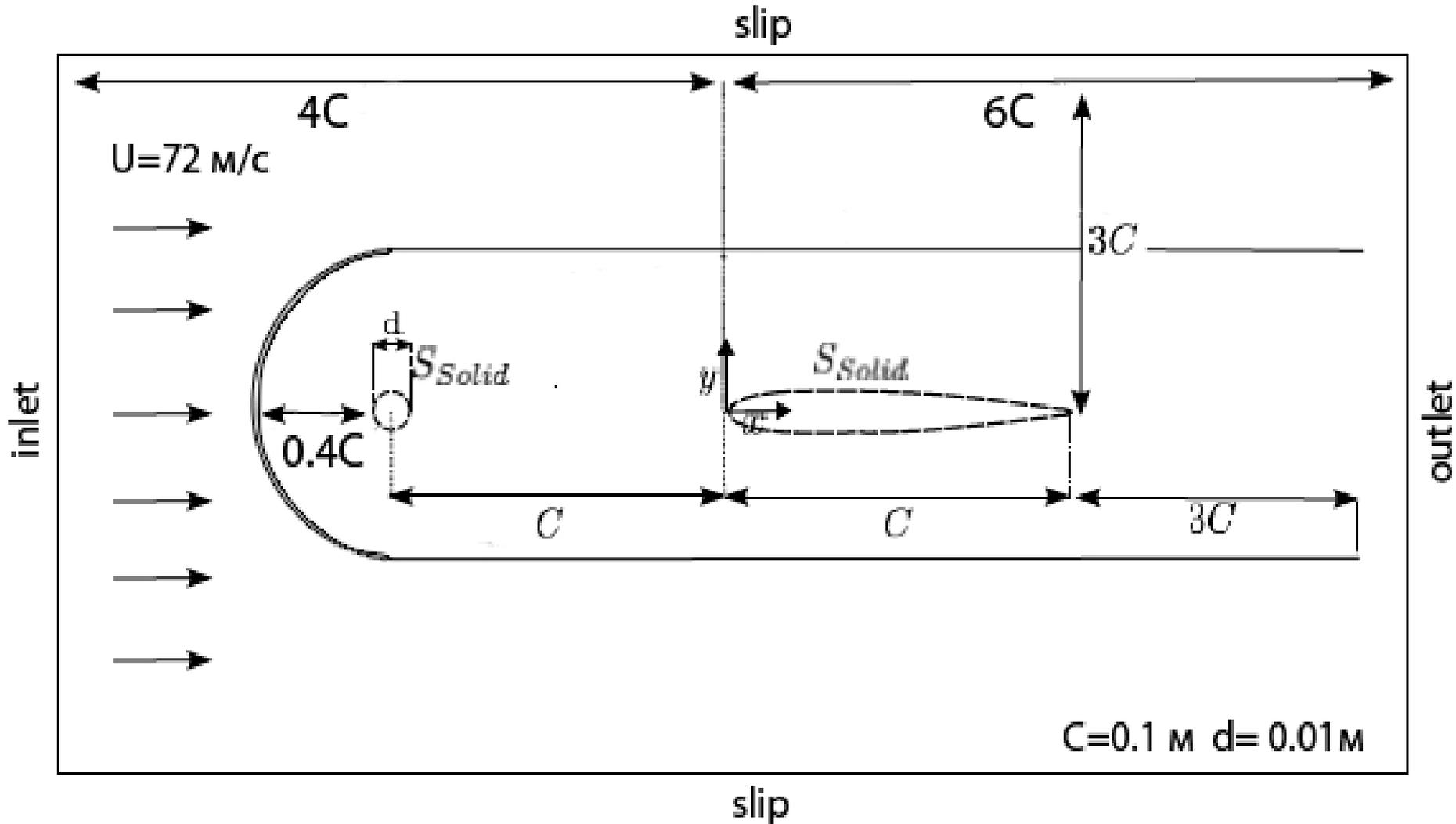
$$d = 0.1c = 0.01 \text{ м}$$

$$V = 72 \text{ м/с}$$

$$\rho = 1.2 \text{ кг/м}^3$$

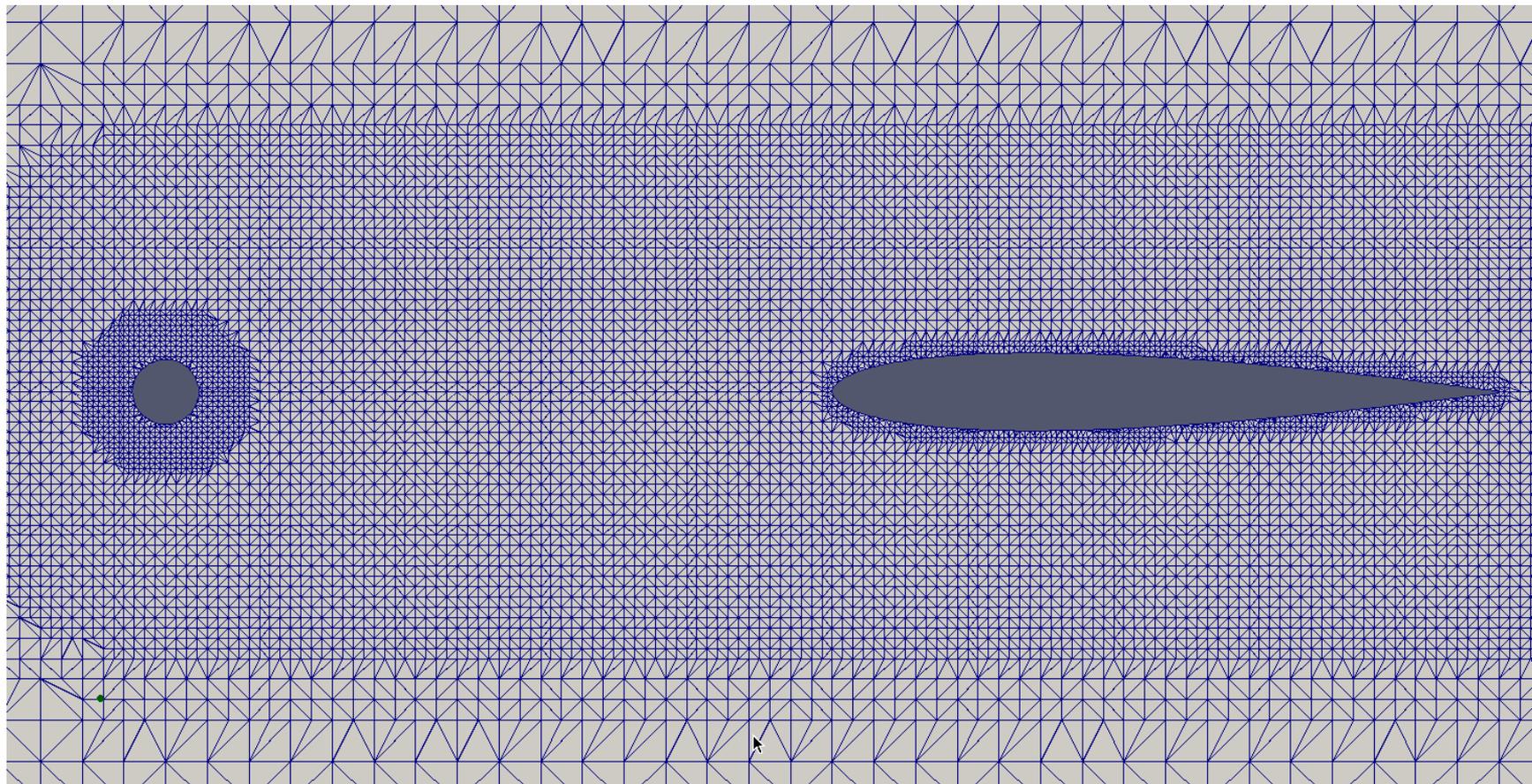
$$\mu = 1.5 \cdot 10^{-5}$$

Эскиз расчетной области



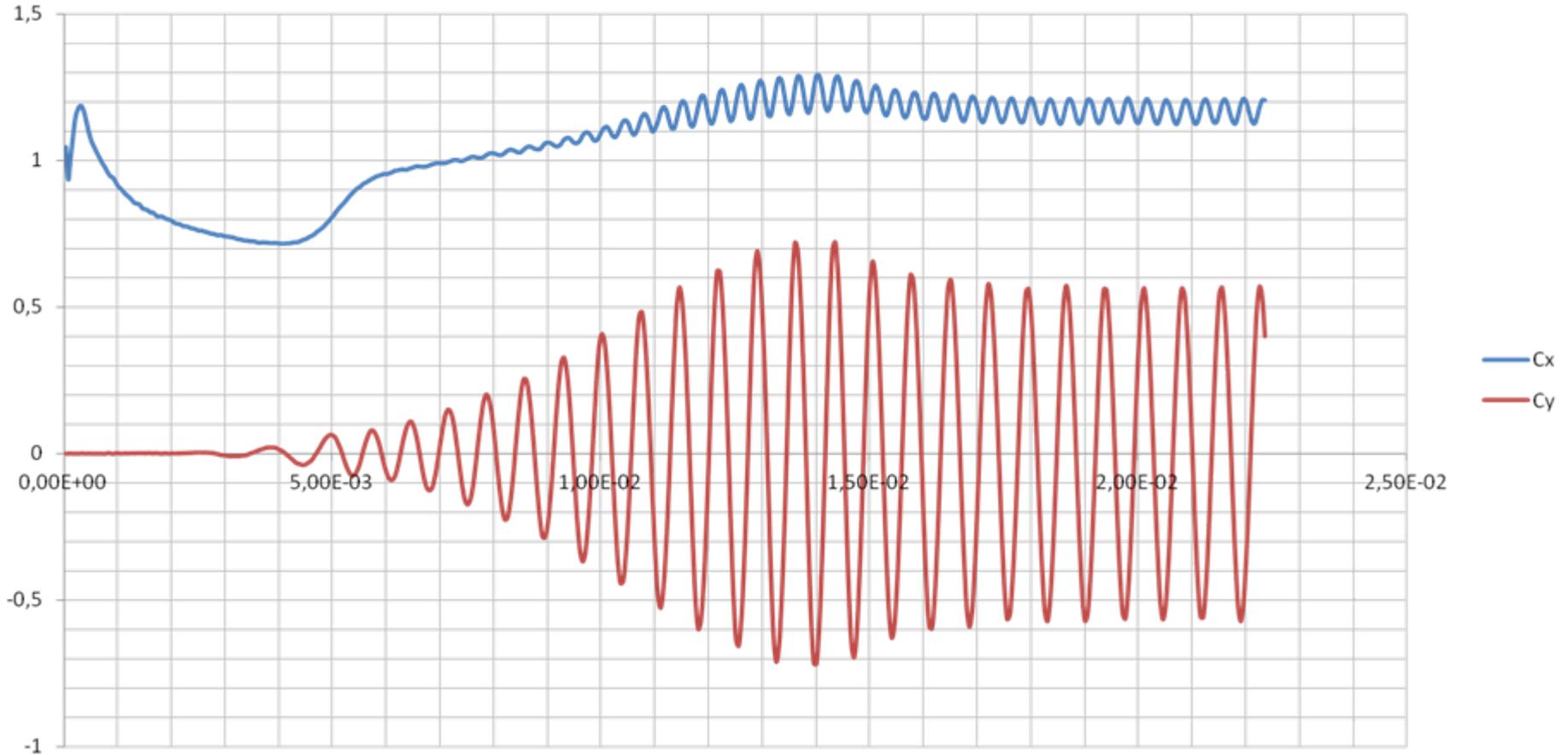
* Prediction of the sound generated by a rod-airfoil configuration using a compressible unstructured LES solver and a FW-H analogy, 2009

Фрагмент расчетной сетки



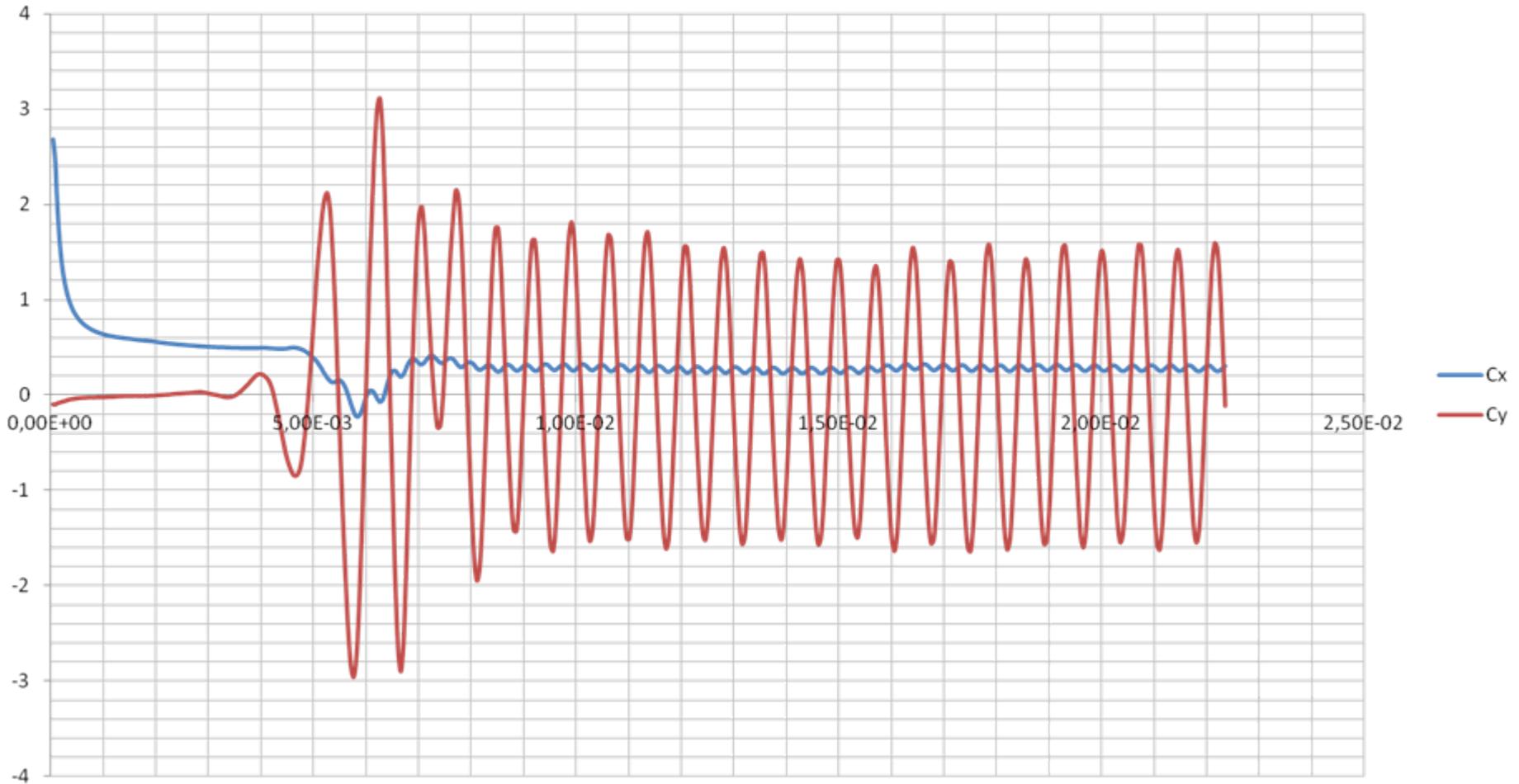
Полученные результаты

ROD



$\langle C_d \rangle = 1.17$ $\Delta C_d = 0.08$ $St = 0.194$
 $\Delta C_l = 0.57$

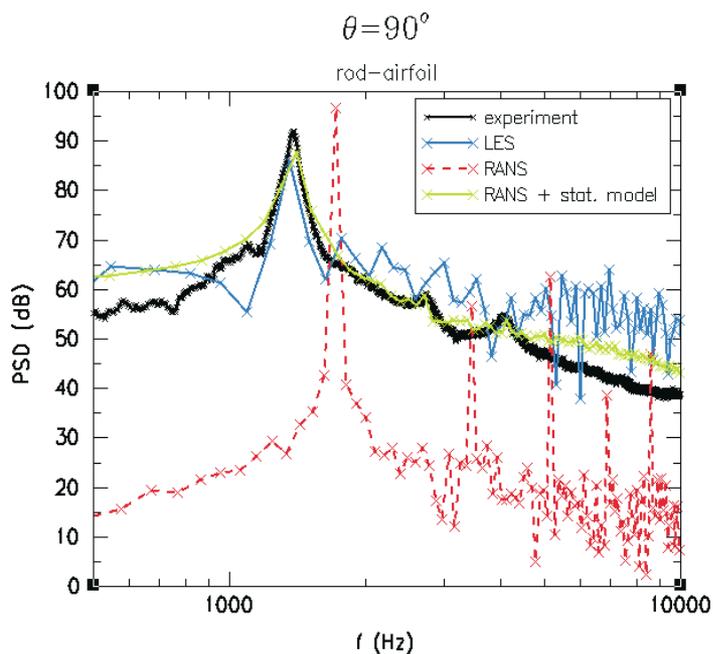
Airfoil



$$\langle C_d \rangle = 0.23 \quad \Delta C_d = 0.03$$

$$\Delta C_l = 1.6$$

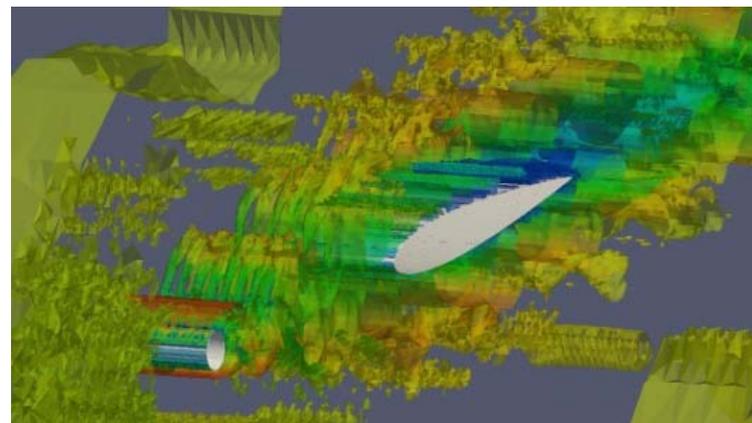
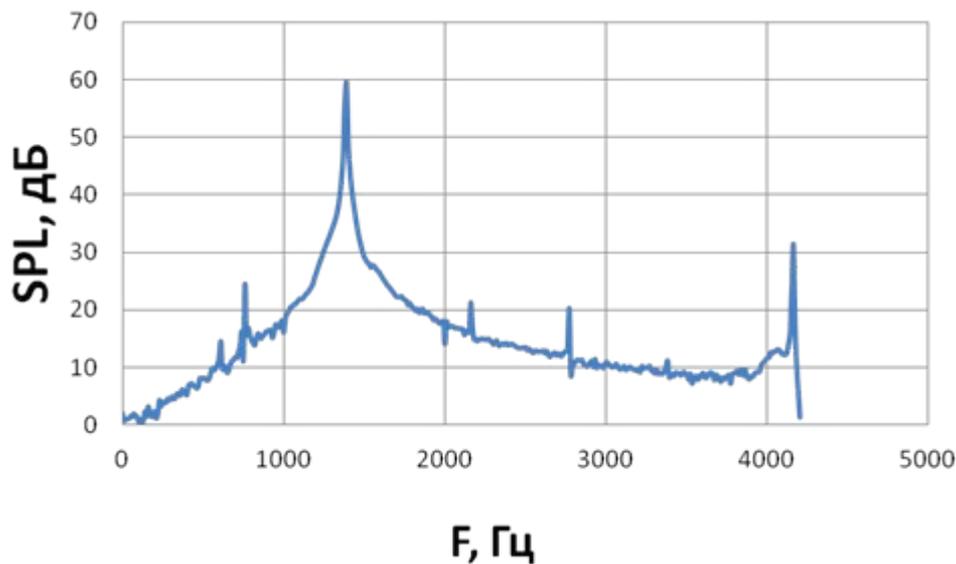
Сравнение с экспериментом



$St = 0.194$
 $\langle C_D \rangle = 1.17$
 $\Delta C_D = 0.08$
 $\Delta C_L = 0.57$

Rod results

	U-RANS (rod-airfoil)	LES (rod-airfoil)	Measurements
St	0.24	0.19	0.19
$\langle C_D \rangle$	0.79 – 1.03	1.17	[1.0 ; 1.35]
C_D'	0.012 – 0.079	0.12	[0.08 ; 0.16]
C_L'	0.34 – 0.76	0.57	[0.4 ; 0.8]



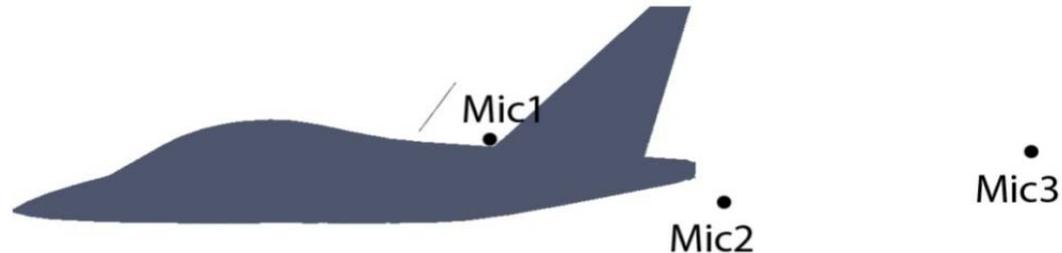
Постановка задачи обтекания ЛА с тормозным щитком

$U=50$ м/с

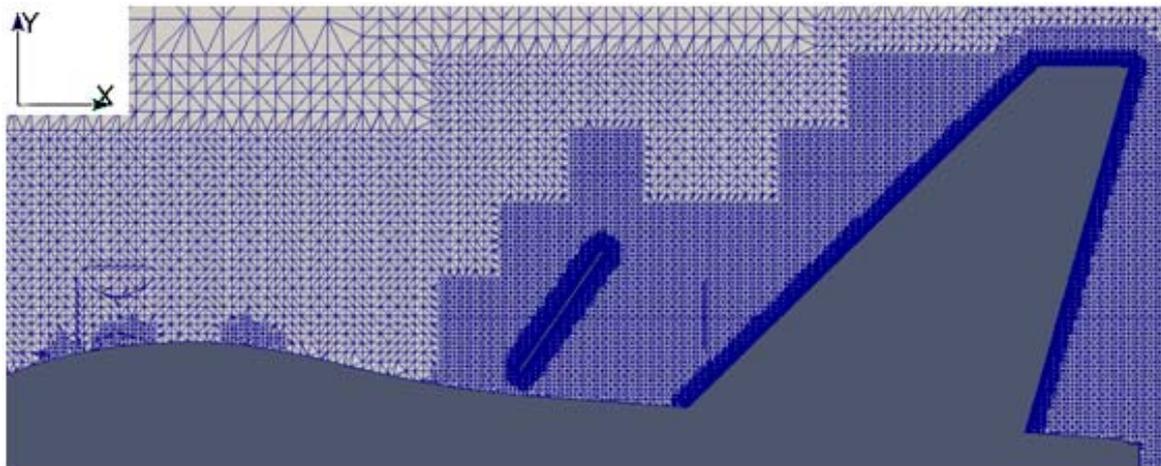
$Re=4 \times 10^6$

$dt = 1,5 \times 10^{-6}$

$C = 300$ м/с



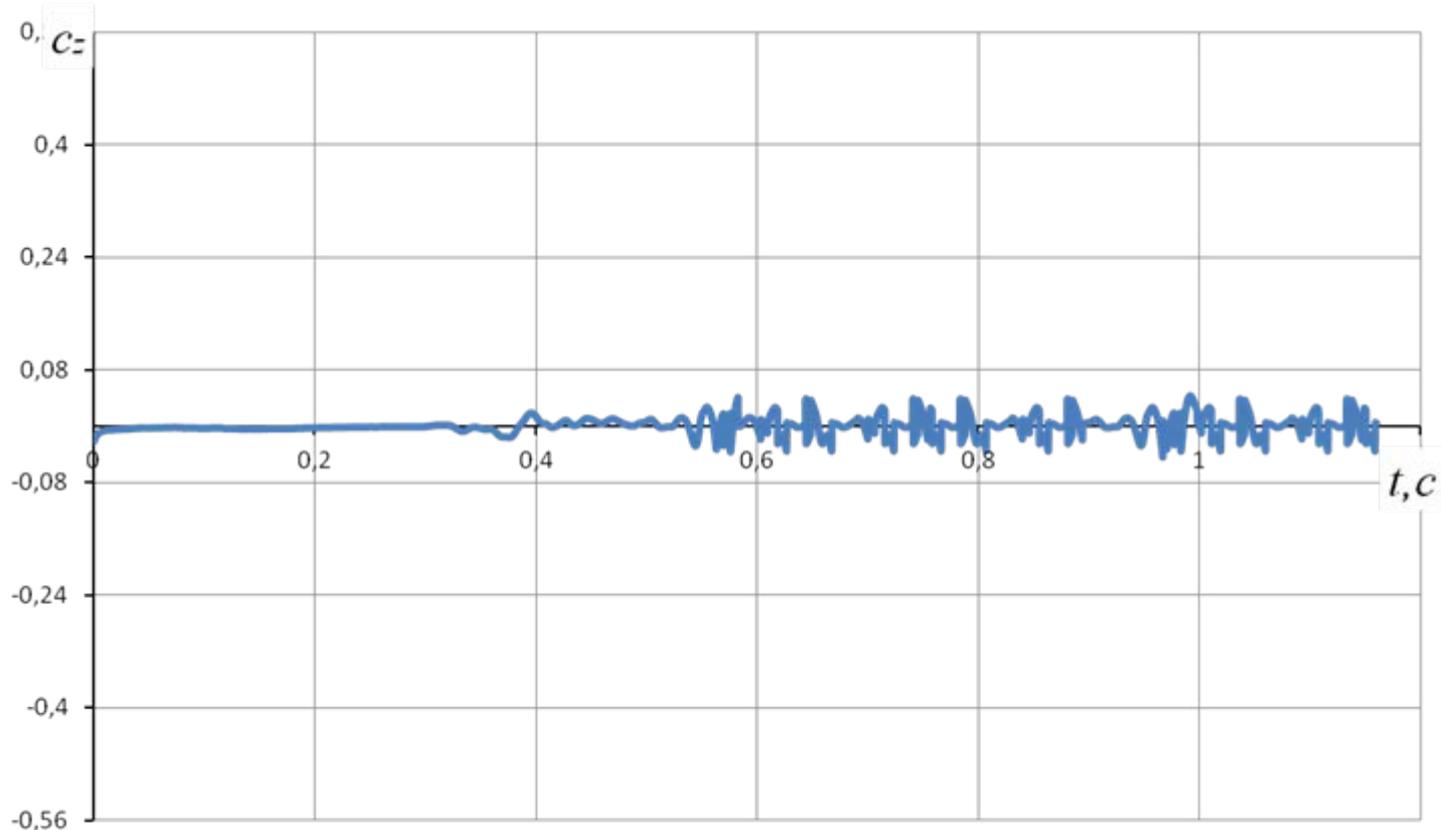
Конфигурации модели и расположение микрофонов в задаче обтекания ЛА с тормозным щитком в сечении плоскостью xOy



Фрагмент расчетной сетки для расчета обтекания ЛА с тормозным

Результаты решения задачи

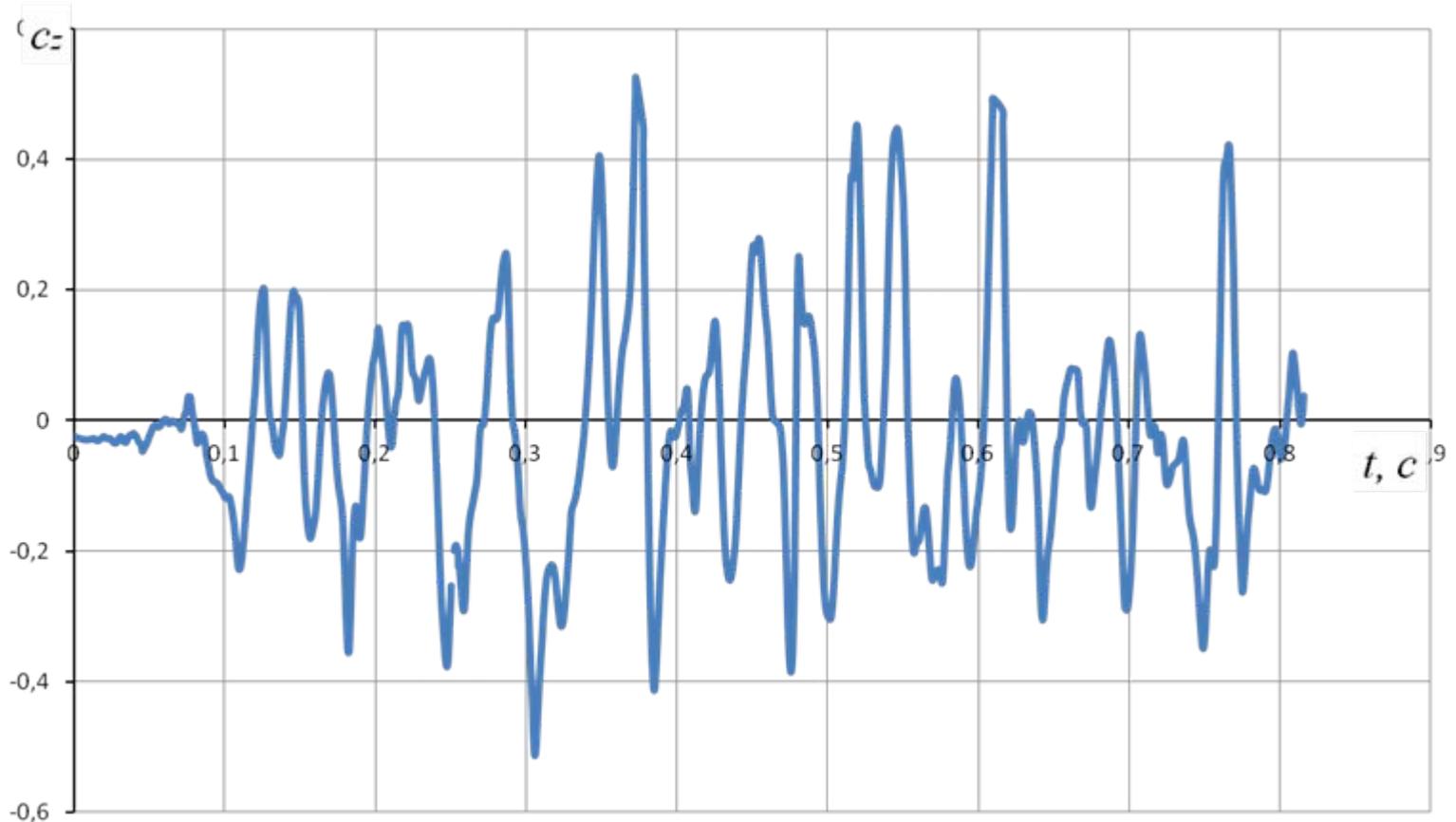
Пульсации коэффициента поперечной силы при обтекании
киля без тормозного щитка



$$c_z = \frac{F_z}{qS} \quad (S = 1\text{м}^2)$$

$$c_z = \pm 0.035$$

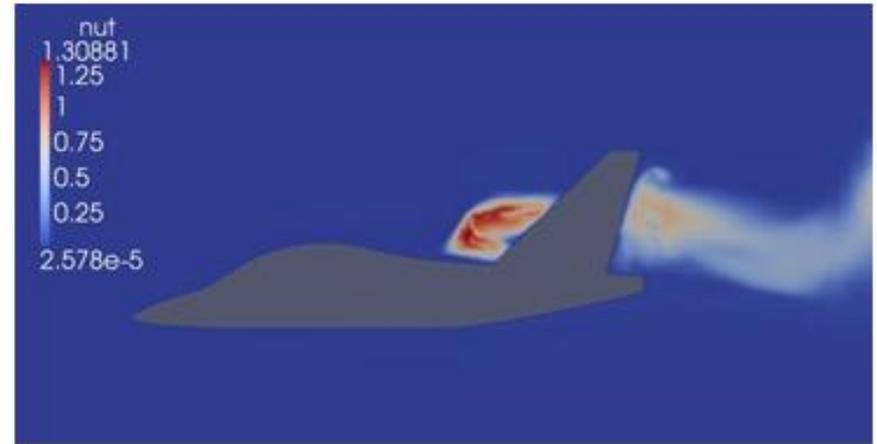
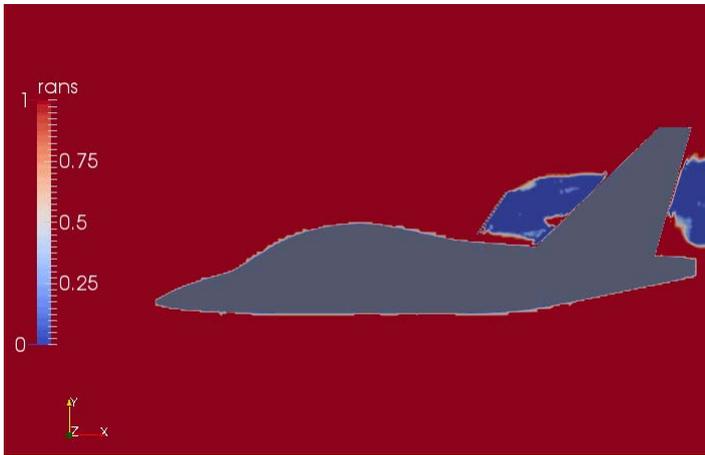
Пульсации коэффициента поперечной силы при обтекании кия высокотурбулентным потоком, формируемым тормозным щитком



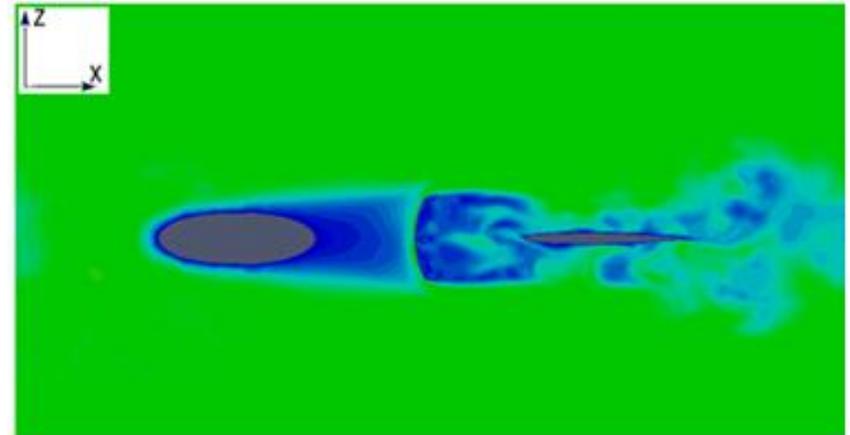
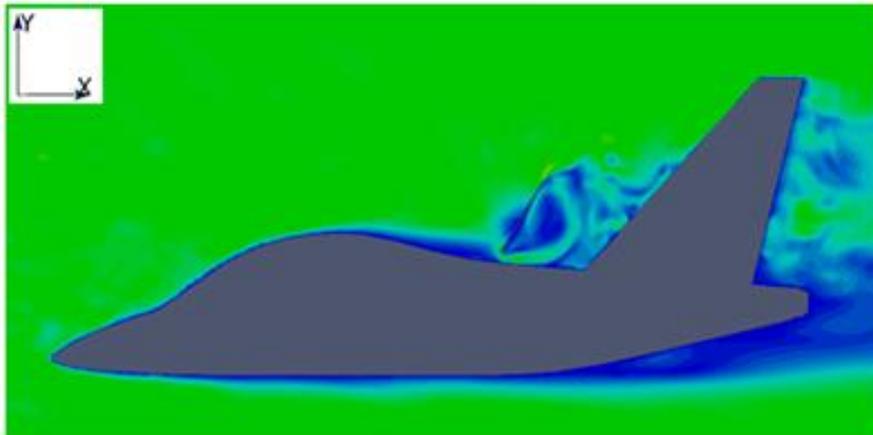
$$c_z = \frac{F_z}{qS} \quad (S = 1\text{m}^2)$$

$$c_z = \pm 0.27$$

Область применения RANS, LES подходов и поле турбулентной вязкости в плоскости xOy

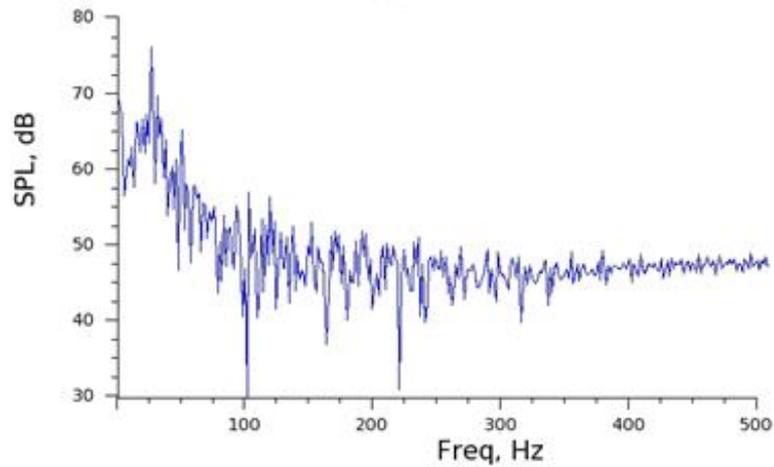


Мгновенная структура обтекания тормозного щитка в плоскости xOy и в плоскости xOz

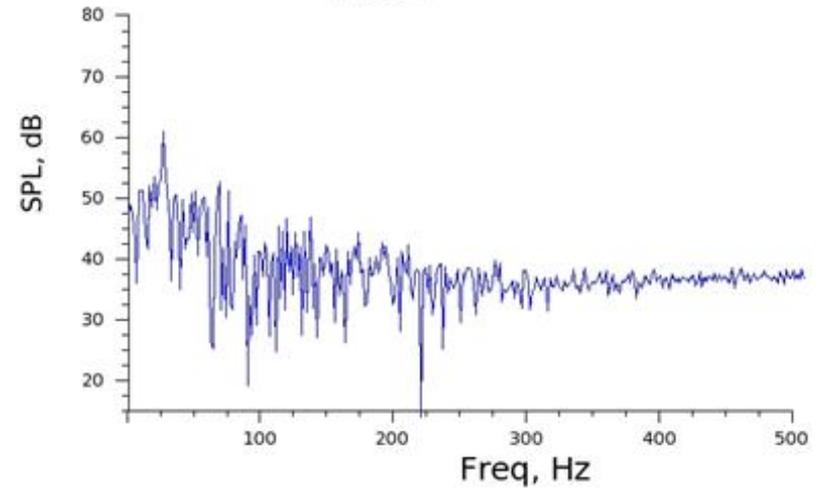


Спектр шума в расчетных точках

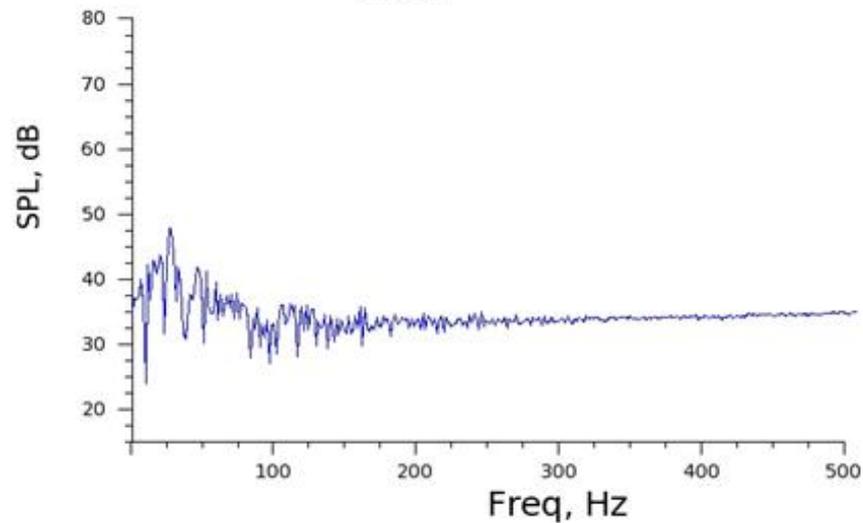
Mic1



Mic2



Mic3



Заключение

Результаты проведенных в данной работе исследований по изучению возможности численного моделирования вихревых нестационарных турбулентных течений газа и генерируемых ими акустических полей позволяют говорить о принципиальной возможности применения методов математического моделирования и суперкомпьютерных технологий для решения широкого круга научных задач авиационной промышленности.