

Код Jet3D в 2019 году



ЦИАМ

Центральный институт авиационного
моторостроения имени П.И. Баранова

**Аюпов Р.Ш., Бендерский Л.А., Любимов Д.А., Терехова А.А.,
Польняков Н.А.**

Характеристики кода

Название кода:

JET3D

Что моделируется (классы течений):

несжимаемые течения

сжимаемые течения: дозвук – гиперзвук, аэроакустика

Моделирование турбулентных течений: *RANS URANS DES RANS/ILES*

Сетки и сеточные технологии:

*структурированные многоблочные криволинейные сетки,
импорт сеток и граничных условий из CFD-GEOM*

Численные методы:

Конечно-объемные

Переменные: плотность-скорость

*Порядок аппроксимации по пространству 3-5 для
несжимаемых течений, 5-9 для предраспадных параметров в
схеме Роу для сжимаемых течений*

Интегрирование по времени:

неявная схема

Ускорение вычислений:

OpenMP-MPI

Язык программирования:

FORTRAN

Модифицированный RANS/ILES метод

(Lyubimov D.A., Chestnykh A.O. Flow in a High-Velocity Mixed Compression Inlet Studied by the RANS/ILES Method in Different Operation Modes // High Temperature. 2018. V. 56. No 5. P.702-710.)

Около стенок используется URANS с моделью турбулентности Спаларта-Аллмараса.

Вдали от них - LES с неявной SGS-моделью (ILES): схемная вязкость выполняет функции подсеточной вязкости.

Переход к ILES достигается изменением модели турбулентности: модифицируется расстояние d до стенки в диссипативном слагаемом источника члена уравнения модели турбулентности.

Модифицированное расстояние d_{ILES} определяется следующим образом:

$$d_{ILES} = \max(d_{\Delta}, d_f)$$

Входящие в соотношение для d_{ILES} величины зависят от расстояния до стенки:

$$d_{\Delta} = d, \quad \text{при } d \leq C_{\Delta} \Delta_{max} \quad d_{\Delta} = 10^{-6} H, \quad \text{при } d > C_{\Delta} \Delta_{max}$$
$$d_f = d f_{dv}, \quad \text{при } f_d \geq f_{dmin} \quad d_f = 10^{-6} H, \quad \text{при } f_d < f_{dmin}$$

Функция f_d в имеет структуру аналогичную использованной в методе IDDES [Shur M.L., Spalart P.R., Strelets M.K., Travin A.K. A hybrid RANS-LES approach with delayed-DES and wall-modeled LES capabilities // Int. J. Heat Fluid Flow. 2008. V. 29. P. 1638–1649.]:

$$f_d = \max(f_{dv}, f_b)(1 + f_e \Psi)$$

В выражении для f_d функции f_b , f_e и Ψ такие же, как и в методе IDDES. Функция f_{dv} определена следующим образом:

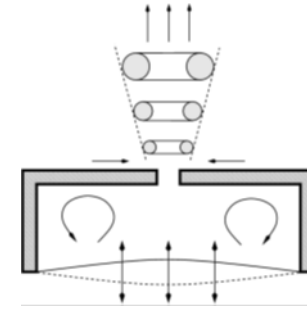
$$f_{dv} = \text{th}((C_{dt} r_{dt})^3)$$

Значения $C_{\Delta} = 1$, $C_{dt} = 8$ и $f_{dmin} = 10^{-2}$ выбирались на основе тестовых расчетов. Другие функции, входящие в выражения для f_d и f_{dv} , совпадают с аналогичными в методе IDDES.

Газодинамическое управление течениями с помощью синтетических струй

Синтетические струи (Synthetic Jets -SJs) создаются периодическим выдувом и всасыванием газа через отверстие из полости с подвижной диафрагмой – генераторе синтетических струй (ГСС).

Достоинства: не требуют специального рабочего тела и средств для его подвода, компактны, эффективны.



Вместо затратного расчета течения в ГСС
использовано модифицированное
граничное условие на стенке:

$$V_n = q \times \sin(2 \times \pi \times f \times t) \quad (\text{Любимов Д.А., ТВТ, 2011, №4, с.557-567})$$

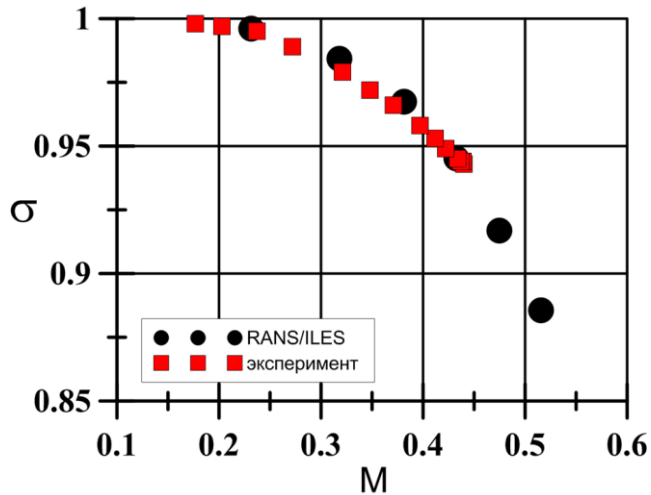
Механизм воздействия на основное течение: вихри с кромок щелей для выхода SJs сносятся основным потоком, перемешивают его, обеспечивают его поступление в отрывную зону, уменьшая ее. Подобны пластинчатому генератору вихрей. При увеличении частоты становятся похожи на обычные непрерывные струи.

Дозвуковой ВЗ в компоновке с планером летательного аппарата. Влияние дросселирования и угла атаки.

Расчетная сетка 18×10^6 ячеек
 Полное давление $P_{0in}=100$ КПа
 Полная температура $T_{0in}=300$ К
 Число Маха $M=0.41$
 Число Рейнольдса, вычисленное по высоте входа, $Re = 6.4 \times 10^5$

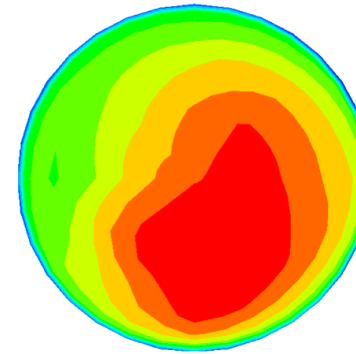


Сетка на поверхности объекта исследования

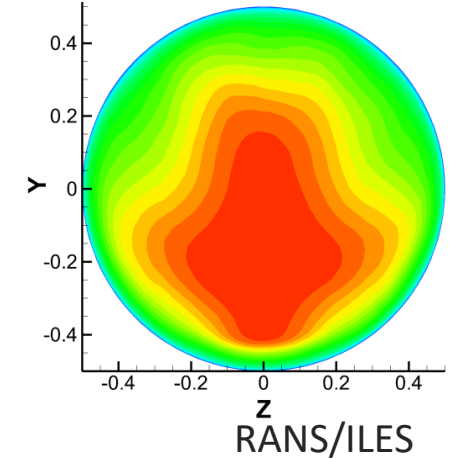


Хорошее совпадение по уровню коэффициента восстановления полного давления σ на выходе из ВЗ расчета с экспериментом при разном дросселировании.

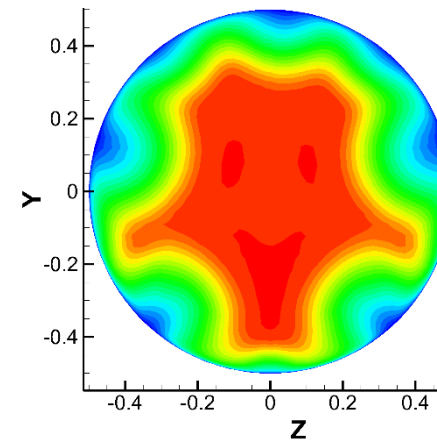
Поля σ на выходе из ВЗ при $M_{ex}=0.348$. Сравнение расчетов разными методами с экспериментом.



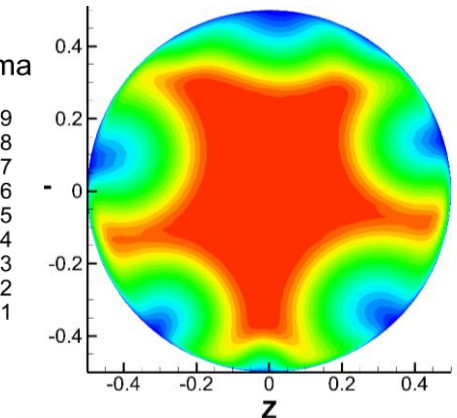
эксперимент



RANS/ILES



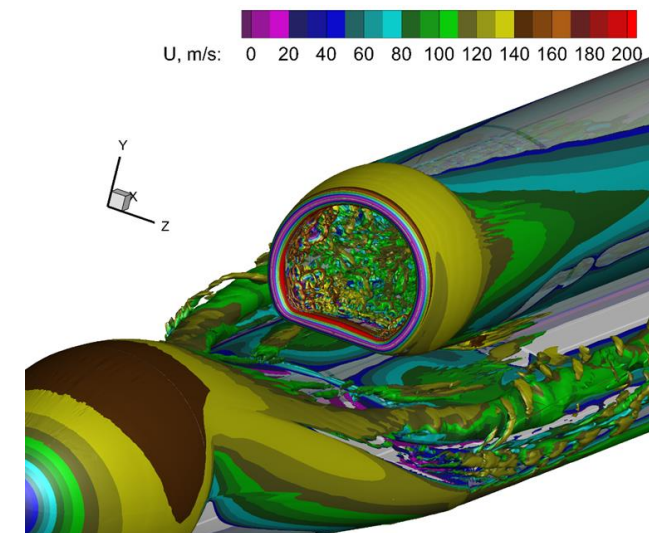
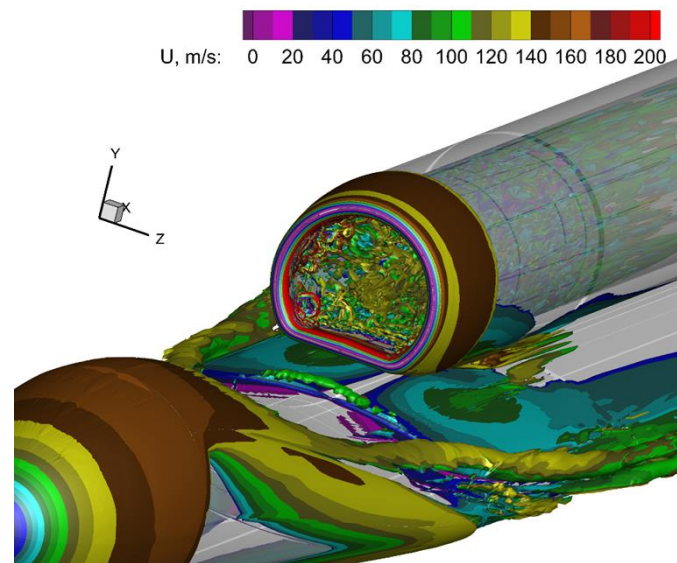
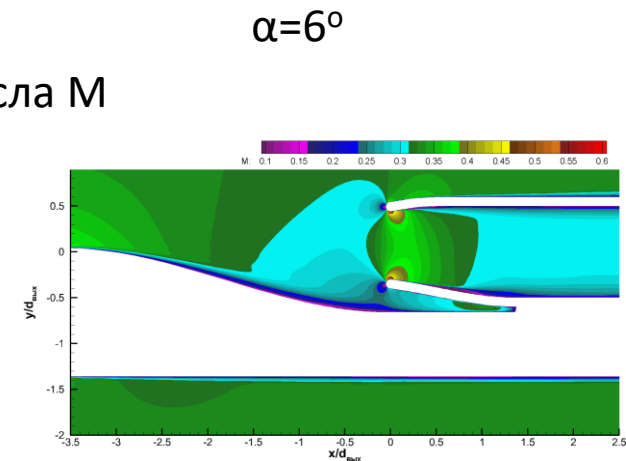
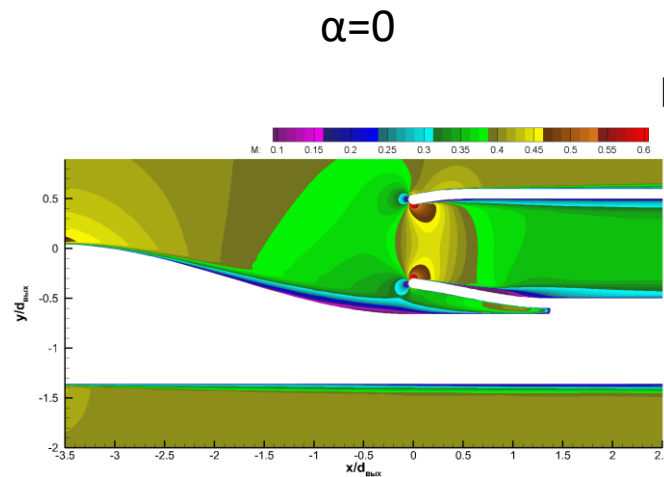
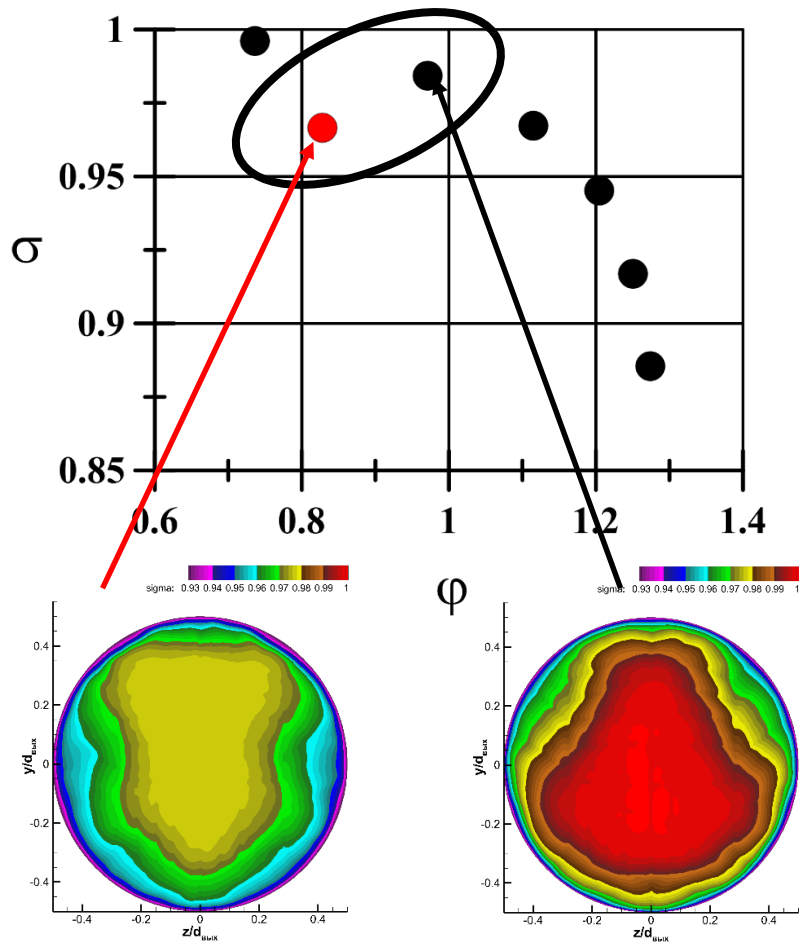
пакет ESI-Software RANS



RANS Jet3D

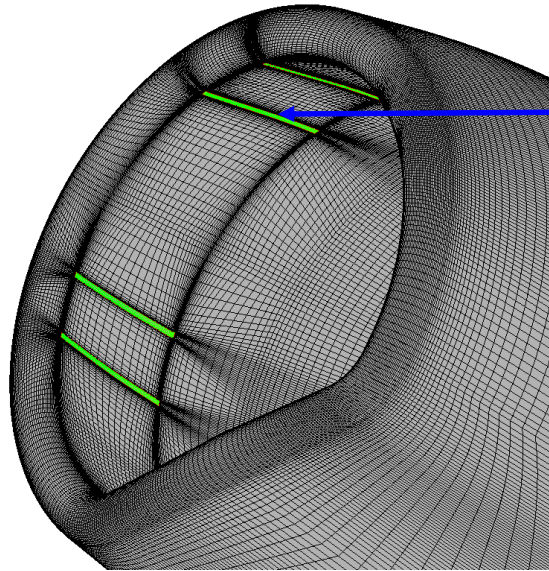
Влияние угла атаки α :

- Коэффициент восстановления полного давления σ снижается на 1.8 %
- Коэффициент расхода φ уменьшается на 15 %

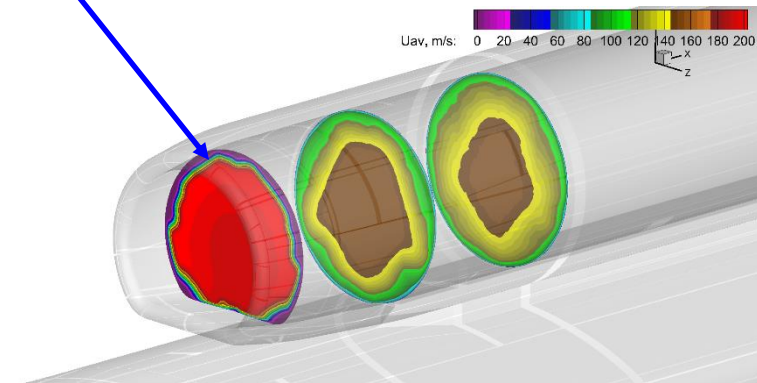


Влияние SJs на течение в ВЗ

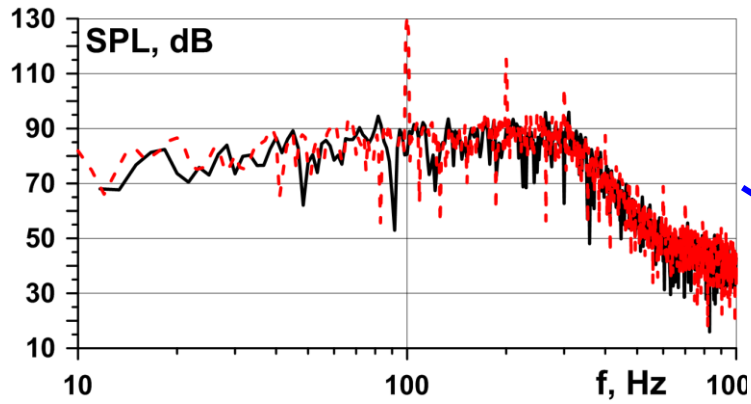
- Варьировались амплитуда $q=50-150$ м/с и частота $f=100-150$ Гц SJs.
- SJs с относительно невысокой частотой 100-250 Гц оказывают на течение действие подобное пластинчатым генераторам вихрей.



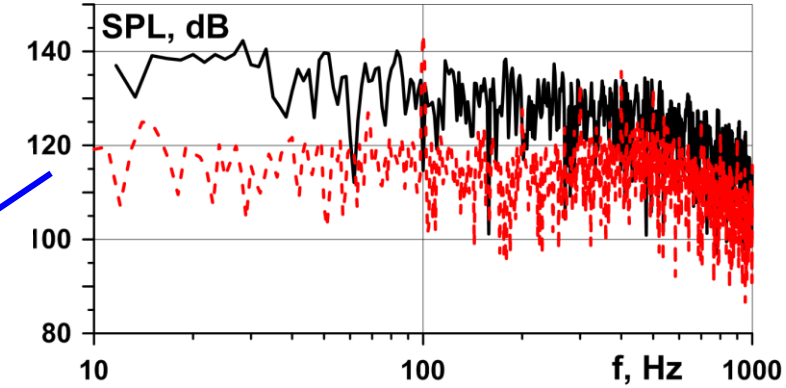
Шесть щелей для выхода SJs располагались перед низкоскоростной и отрывной зоной около входа в ВЗ, чтобы интенсифицировать смешение и уменьшить ее размеры.



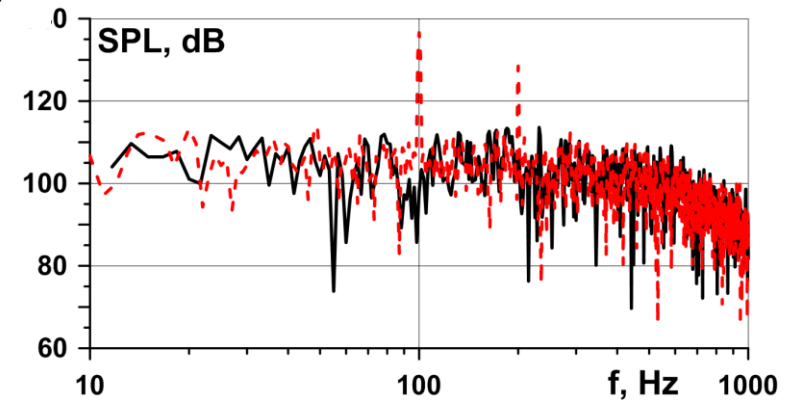
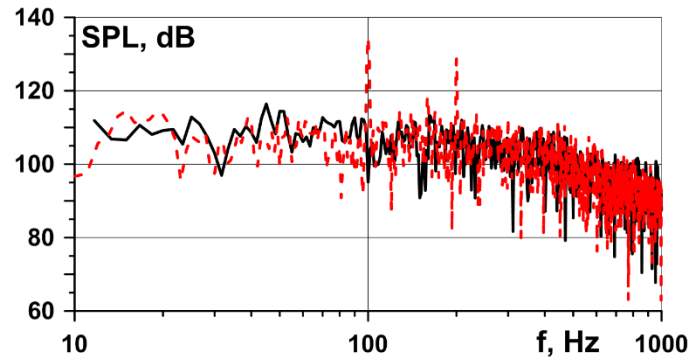
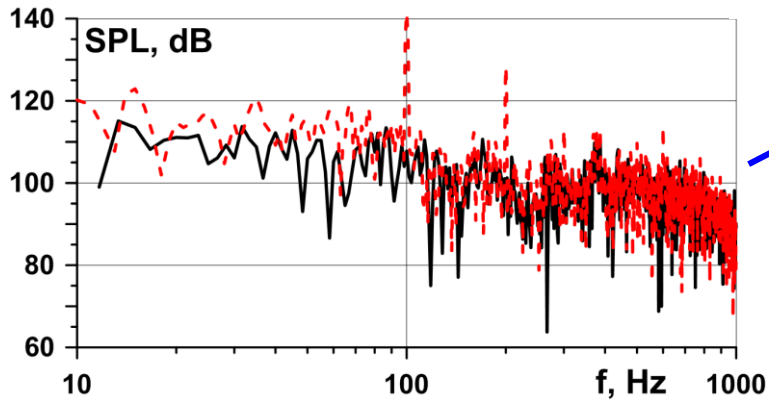
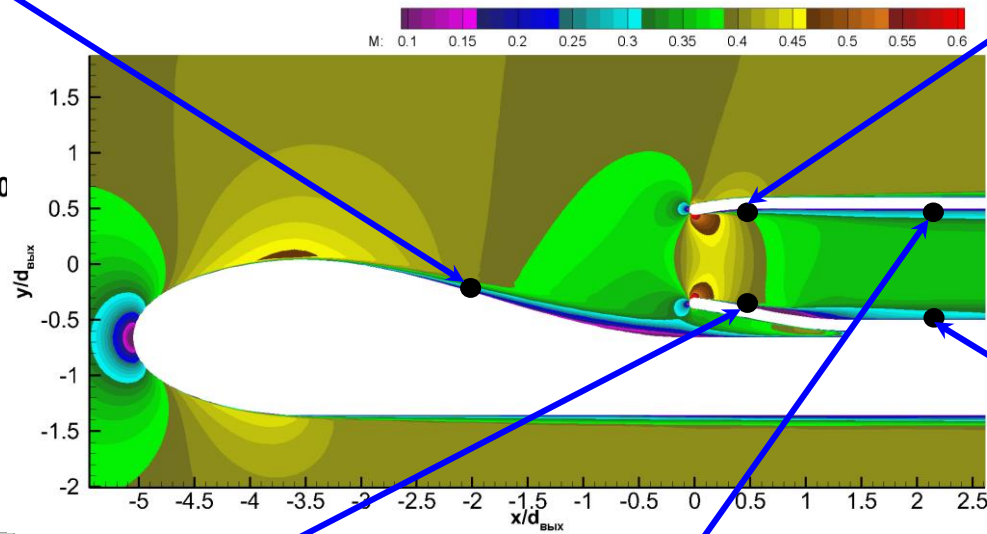
Влияние SJs на спектры пульсаций статического давления



— без струй
- - - амплитуда 100 м/с, частота 100 Гц



SJs снижают уровень пульсаций в самом напряженном месте диффузора

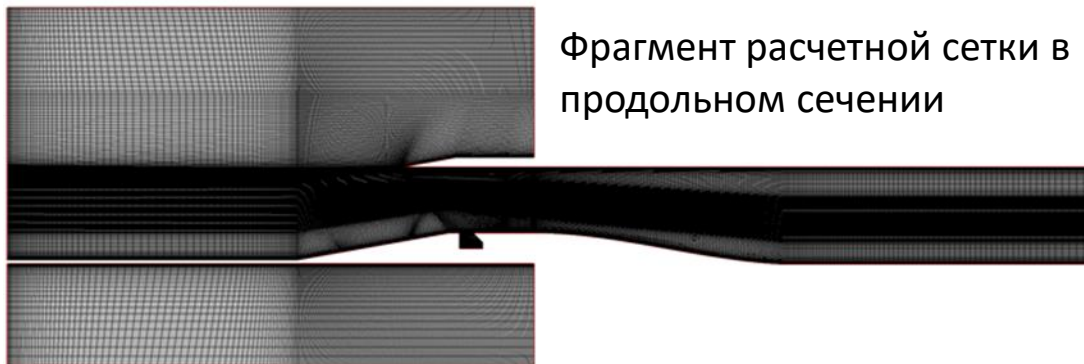


ВЗ, интегрированный с планером сверхзвукового делового самолета (СДС)



Схема легкого сверхзвукового делового самолета [1] с интегрированной с планером силовой установкой

1. Кажан В.Г., Дунаевский А.И., Косушкин К.Г., Поляков А.В., Теперин Л.Л. «Концепция легкого сверхзвукового административного самолета», в кн. Проблемы создания перспектив авиационно-космической техники. Москва, Физматлит, 2005г.

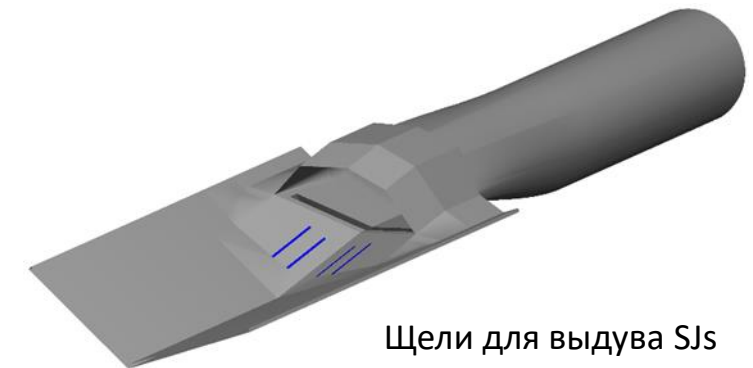
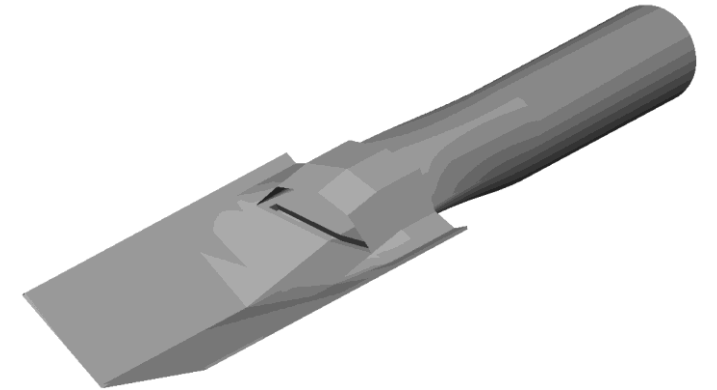


Фрагмент расчетной сетки в продольном сечении

Параметры набегающего потока:
число Маха $M = 1.9$,
статическая температура: 174 К,
число Рейнольдса по высоте
входа в ВЗ: 2.0×10^6

Число ячеек расчетной сетки: 16.7×10^6

Интегрированный с имитатором планера ВЗ с пространственным торможением потока и щелью для слива пограничного слоя

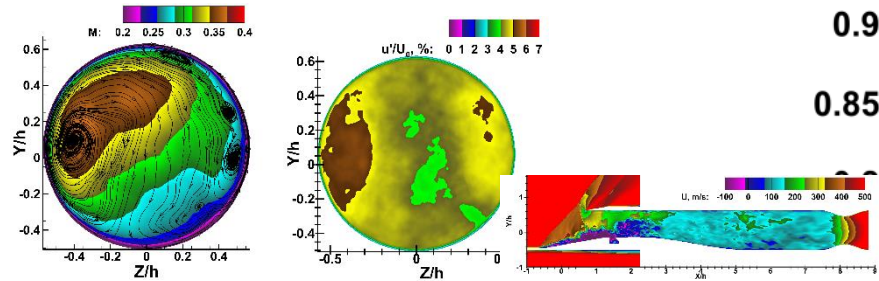


Щели для выдува SJs

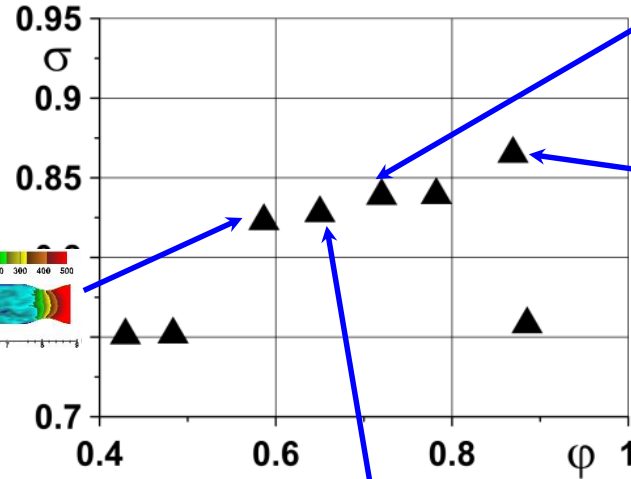
Влияние дросселирования на параметры течения и турбулентности на выходе из ВЗ

Парных вихрей в нижней части сечения нет. Асимметрия течения свидетельствует о его неустойчивости, вызванной отрывом пограничного слоя при взаимодействии со скачками уплотнения. Центр вихря справа.

Развитый помпаж

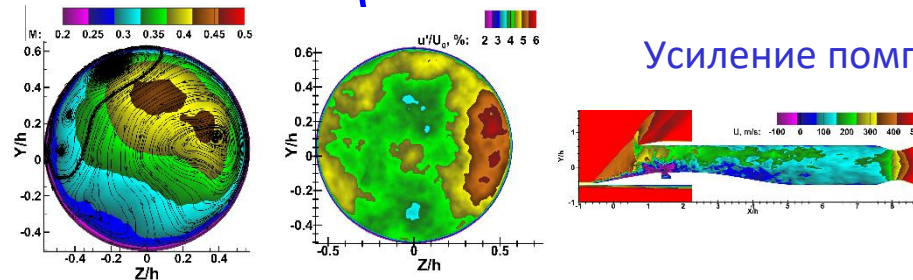


В левой части у стенки вихрь с большой интенсивностью. С другой стороны у стенки несколько вихревых жгутов противоположной закрученности.



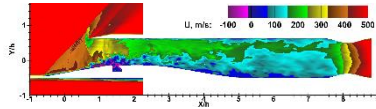
Течение близко к симметричному. Парные вихри в нижней части течения. Вихревые жгуты с боков.

Усиление помпажа

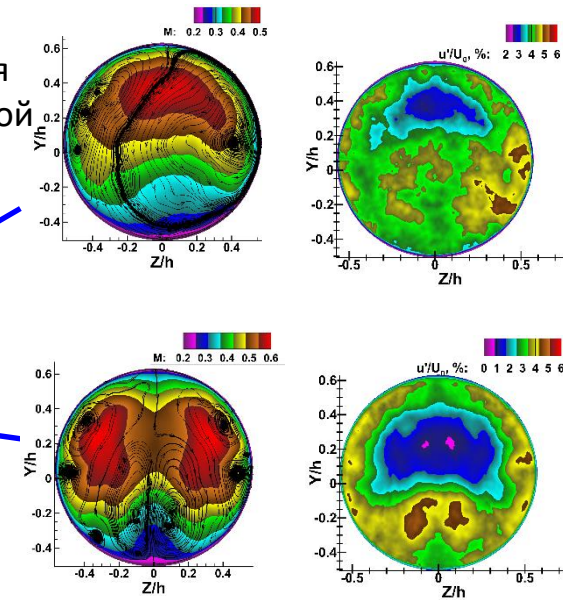
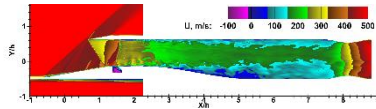


Почти все течение закручено против часовой стрелки. В левой верхней части вихрь с большой интенсивностью, противоположной закрученности. Центр вихря справа.

Начало помпажа

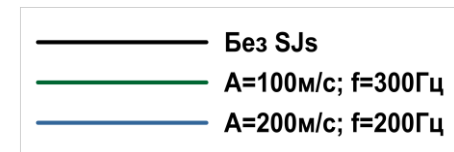
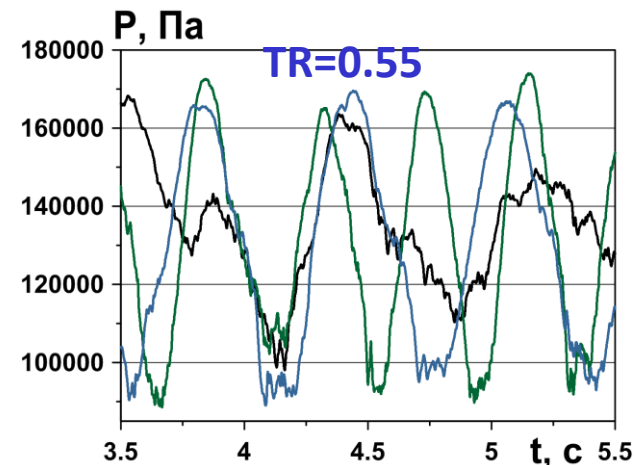
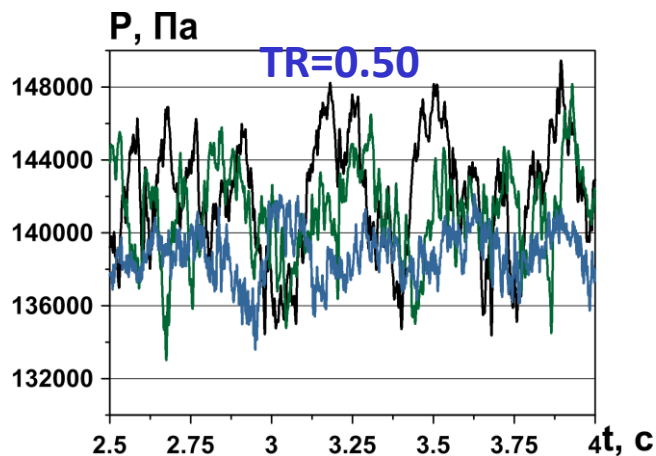
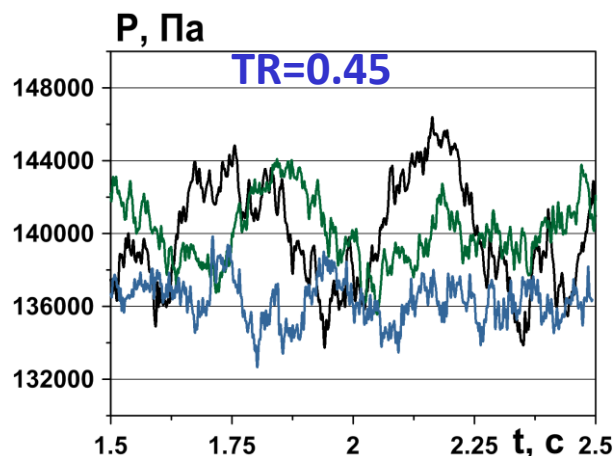


Рабочий режим



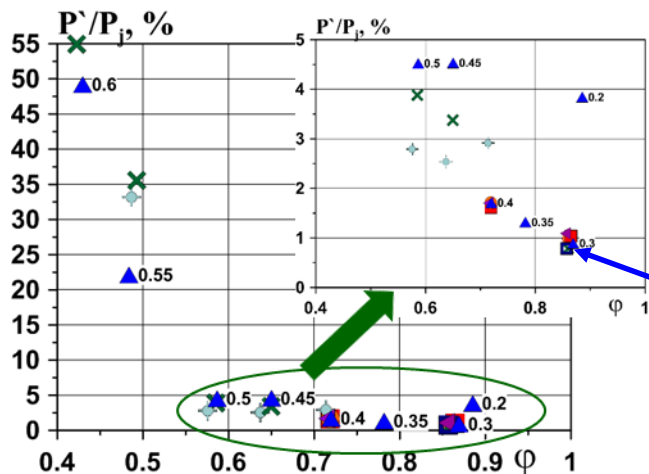
Зависимость параметров течения на выходе ВЗ от амплитуды и частоты SJs

Увеличение дросселирования →

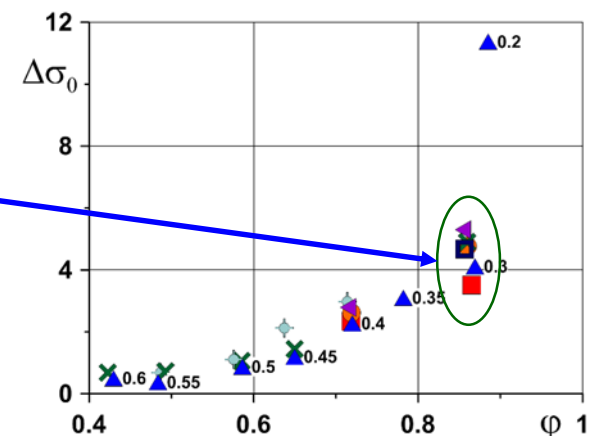


SJs уменьшают амплитуду и увеличивают частоту помпажных колебаний. Эффективность возрастает с ростом амплитуды.

При сильном помпаже SJs увеличивают амплитуду колебаний и их частоту.

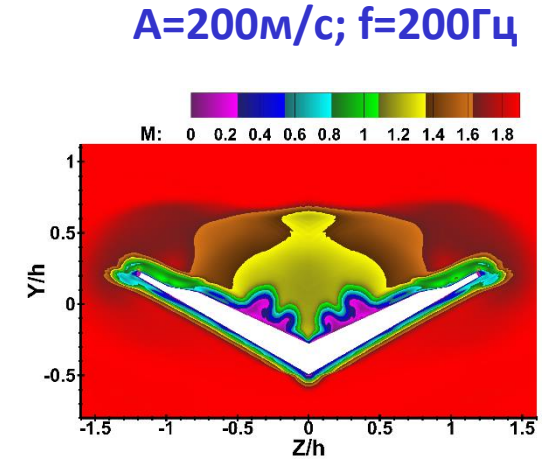
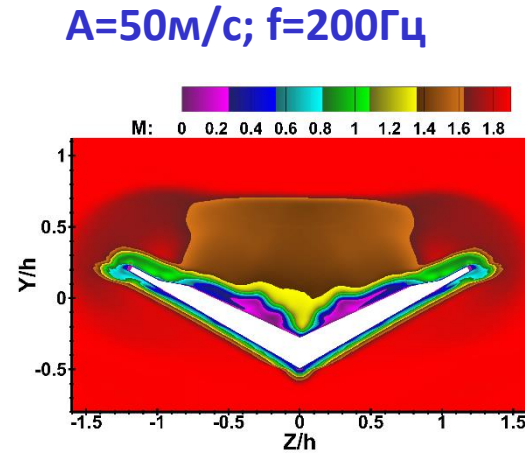
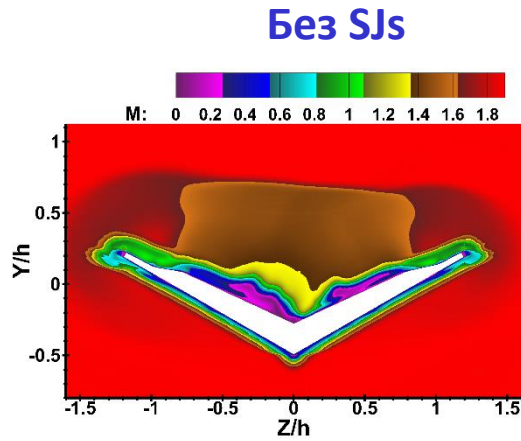


SJs снижают окружающую неравномерность уровень полного давления на рабочем режиме и пульсации давления на дроссельных режимах.



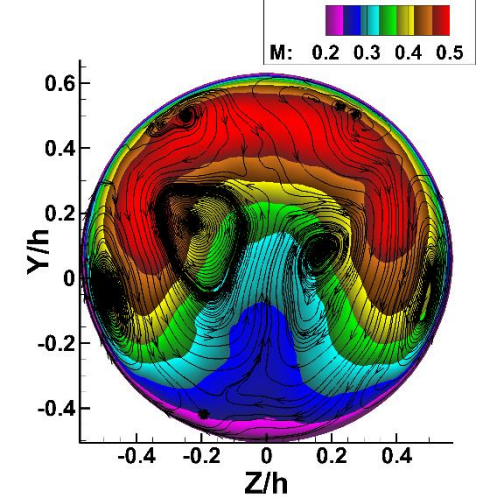
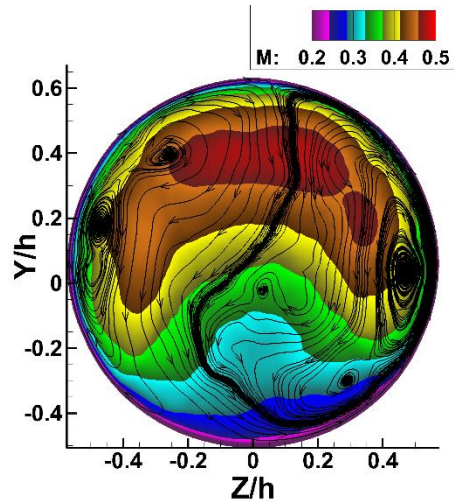
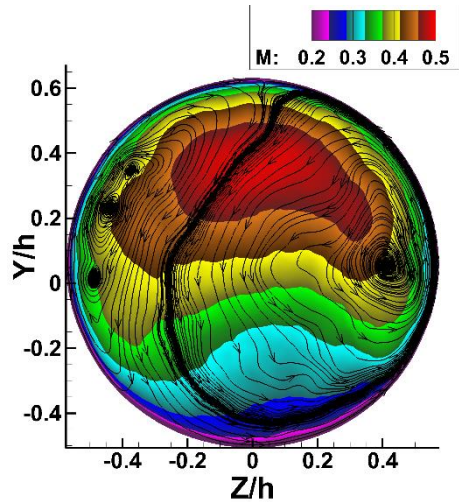
Влияние SJs на течение в ВЗ. Начало помпажа, TR=0.4.

Сечение через щели для выхода SJs



С ростом амплитуды SJs уменьшаются размеры отрывных зон около входа в ВЗ. Они становятся симметричными

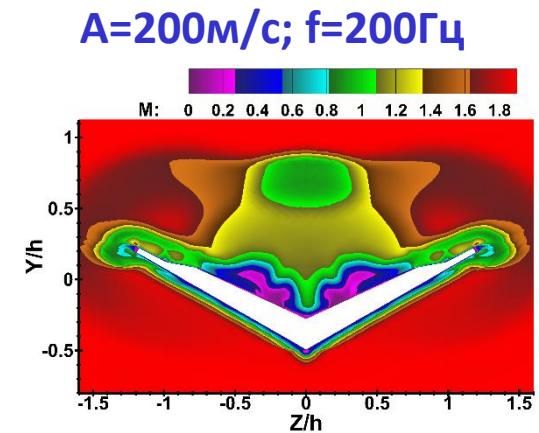
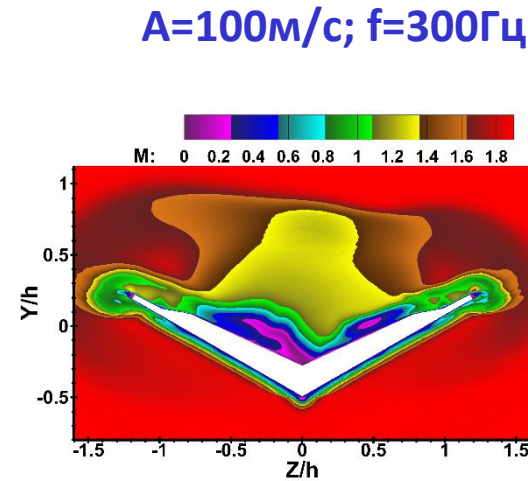
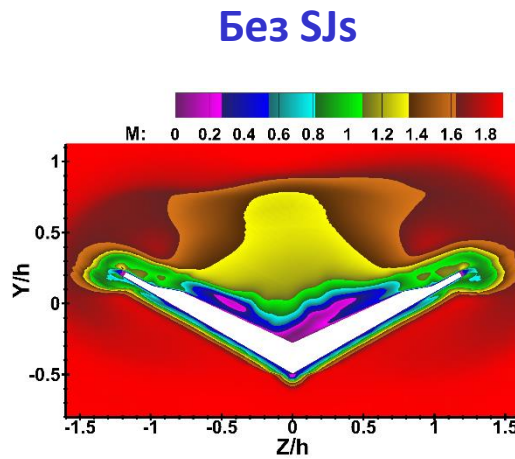
Выходное сечение ВЗ



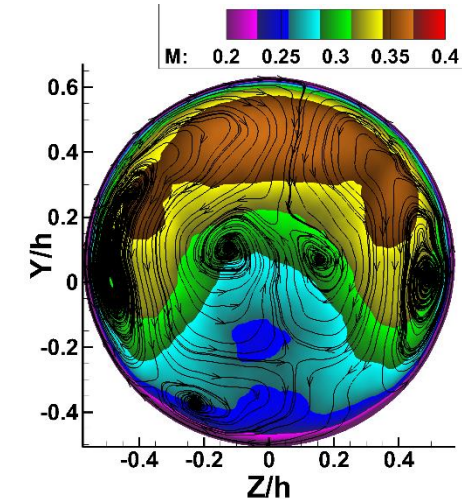
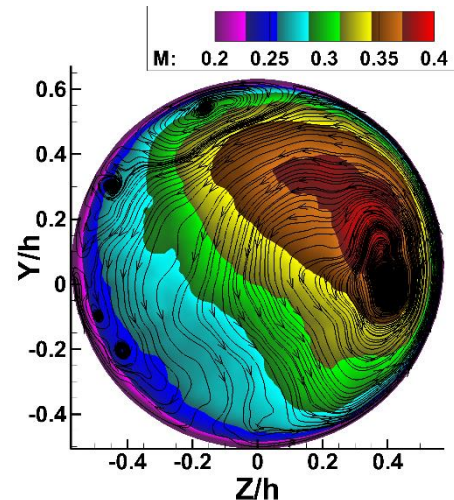
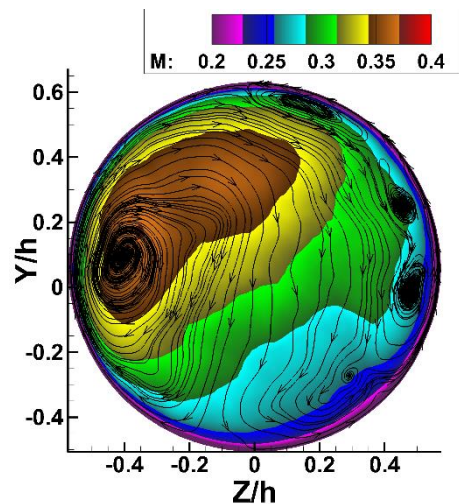
При увеличении амплитуды SJs в ядре потока появляются разнозакрученные вихревые жгуты. В конце концов они приводят к образованию двух больших вихрей, центры которых расположены в верхней части выходного сечения ВЗ (при A=200м/с).

Влияние SJs на течение в ВЗ. Развитый помпаж, TR=0.5.

Сечение через щели
для выхода SJs



Выходное сечение ВЗ



SJs с A=100м/с, f=300Гц зеркальным образом меняют распределение числа M и закрутку течения на выходе ВЗ . SJs с A=200м/с, f=200Гц делают течение более симметричным. Образуются противоположно закрученные вихри в центре течения и около стенок.

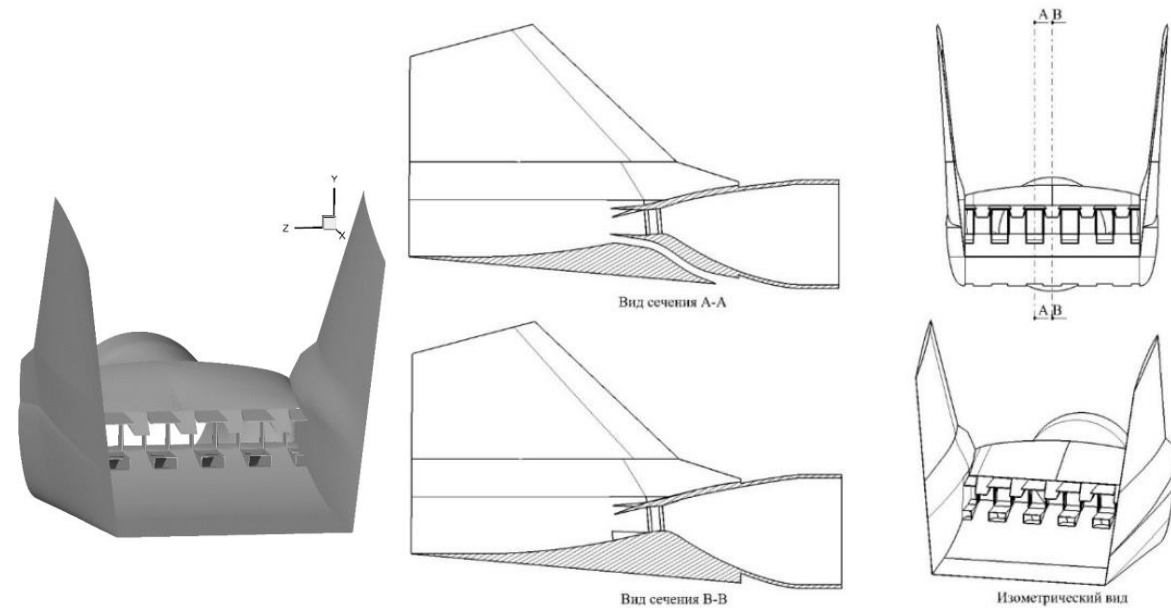
Модельное сопло СДС/СПС

Особенности геометрии:

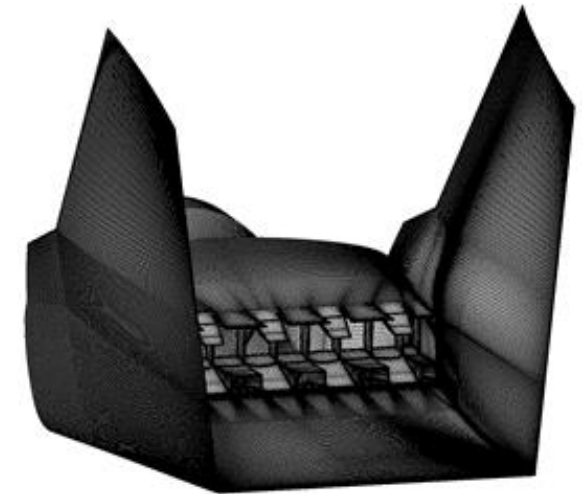
- переходит из круглого на входе ($D_{in} = 150$ мм) в прямоугольное на выходе с соотношением сторон 6.85;
- имеются отражающие поверхности (кили);
- 10 пилонов (высотой $h = 35.6$ мм), образующих 11 каналов прямоугольного сечения;
- разнонаправленные шевроны;
- 6 эжекторных каналов, работающих за счет разницы статического давления.

Параметры на входе в сопло и на выходе из него:

NPR	TTR	$U_j, \text{m/s}$	T_j, K	M_j	Re	M_a
1.7	1.78	387	455	0.905	5.2×10^5	1.16
2.4	2.21	541	514	1.192	6.5×10^5	1.57



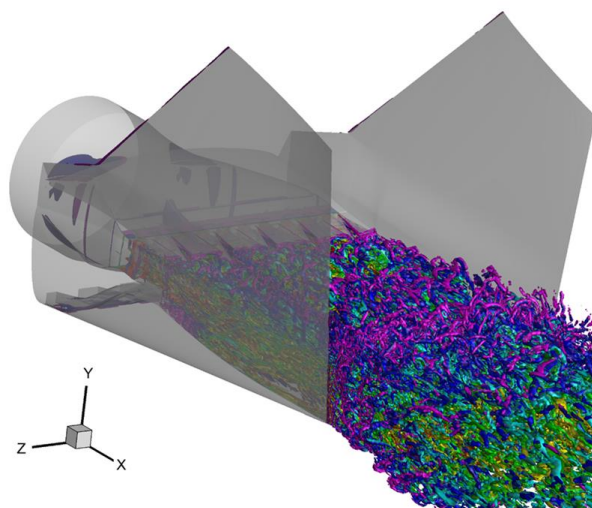
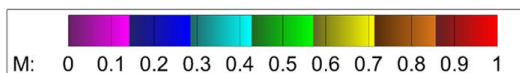
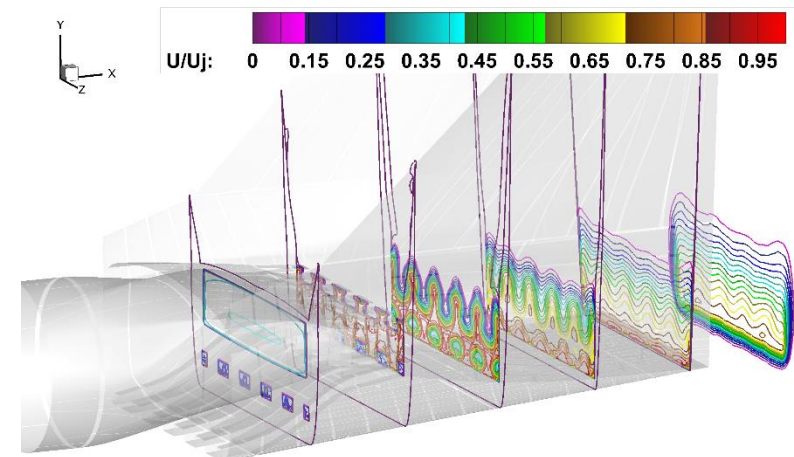
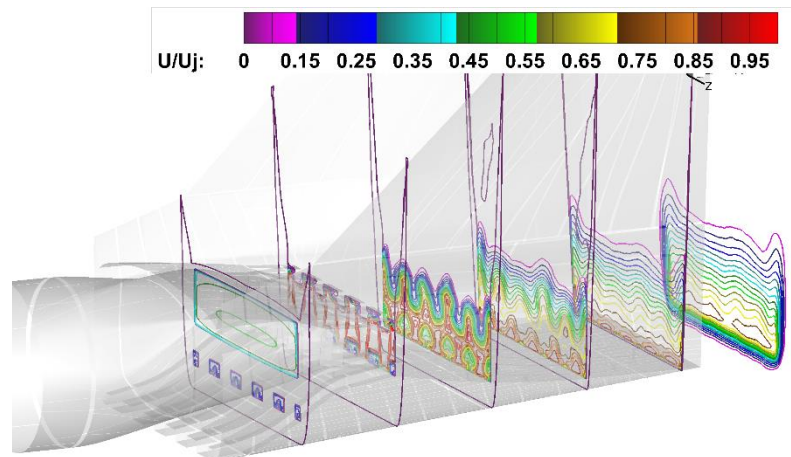
Расчетная сетка
содержала около
 97×10^6 ячеек



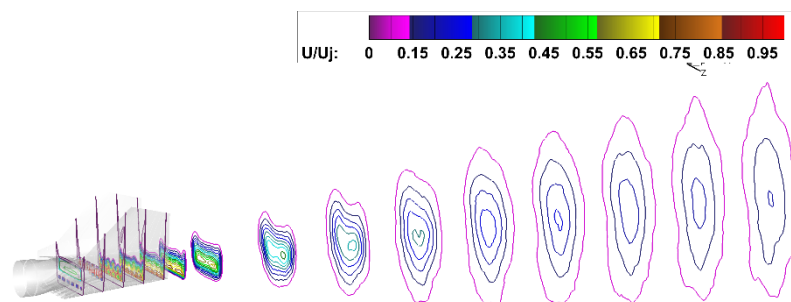
Сетка на поверхности сопла

Особенности течения в струе:

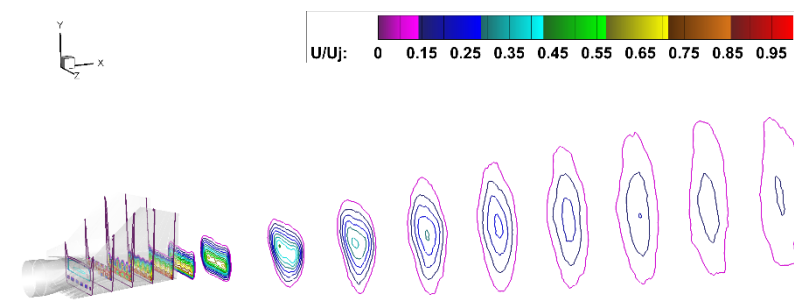
- активное смешение струи в области, ограниченной отражающими поверхностями;
- разрушение потенциального ядра струи происходит быстро – на расстоянии высоты пилона h как в холодном, так и в горячем случае;
- поворот осей на обоих режимах истечения.



Изоповерхности Q-критерия в цветах числа Маха



Дозвуковой перепад



Сверхзвуковой перепад

Диаграмма направленности и спектры пульсаций давления в ближнем поле

- Диаграммы направленности общего уровня шума имеют похожий характер.
- Для сверхзвуковой струи уровень звукового давления на 8 – 11 % выше, чем для дозвуковой.
- С увеличением угла общий уровень шума снижается.
- На всех углах наблюдения виден локальный подъем характеристики на частоте 200 Гц.
- В высокочастотной области пик PSD смещается в сторону низкочастотной области (2000Гц – 600Гц) в зависимости от угла наблюдения.

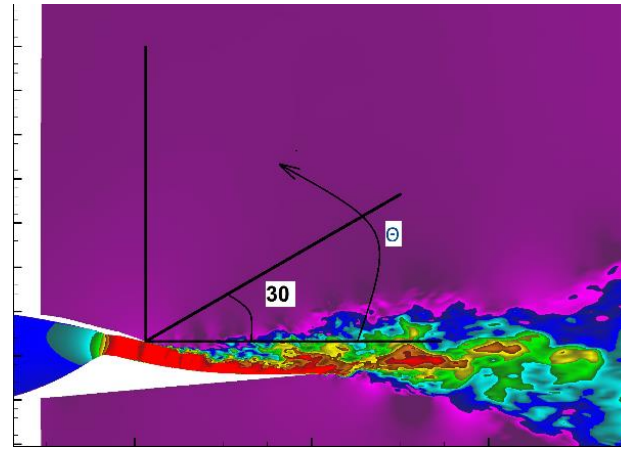
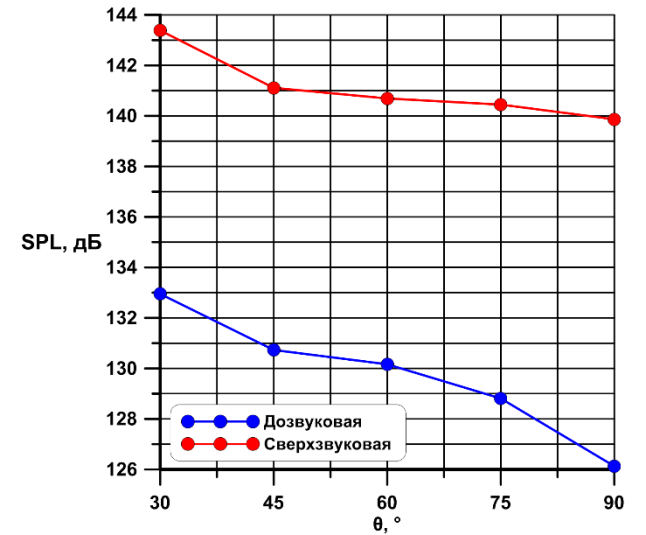
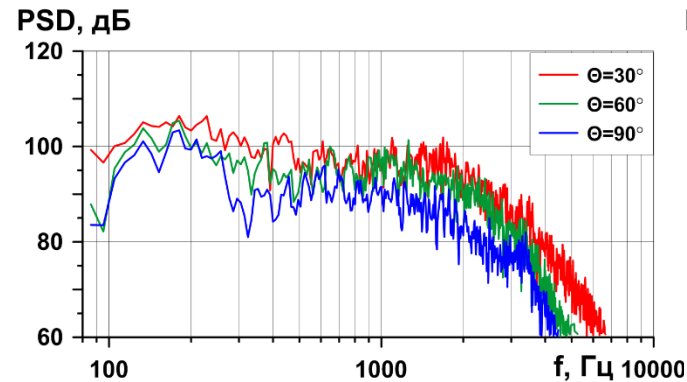


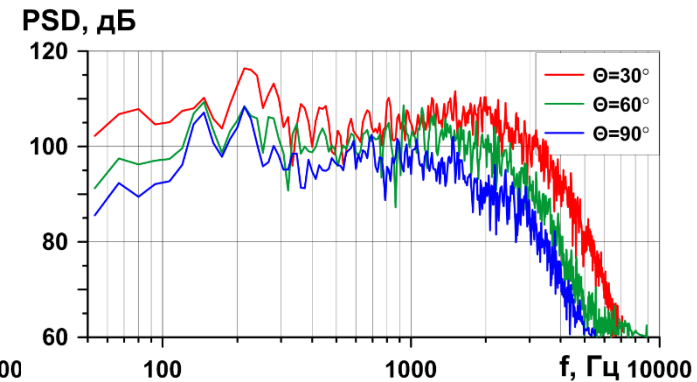
Диаграмма направленности



Дозвуковой перепад

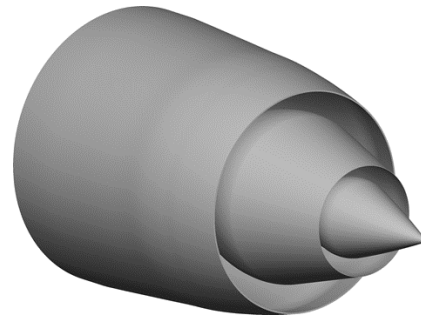


Сверхзвуковой перепад

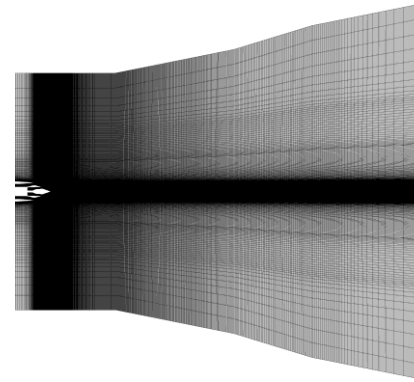


Дозвуковая струя из модельного сопла CoJen

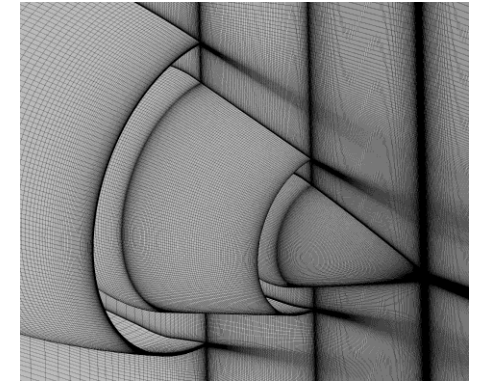
Исследованный режим	
P_{∞} , Па	99703
T_{∞} , К	288.14
$M_{j \text{ Core}}$	0.877
$U_{j \text{ Core}}$, м/с	480.7
Re_{Core}	0.85×10^6
$M_{j \text{ Bypass}}$	0.902
$U_{j \text{ Bypass}}$, м/с	306.8
Re_{Bypass}	5.5×10^6
$G_{\text{Bypass}}/G_{\text{Core}}$	5.183
$U_{j \text{ экв.}}$, м/с	334.93



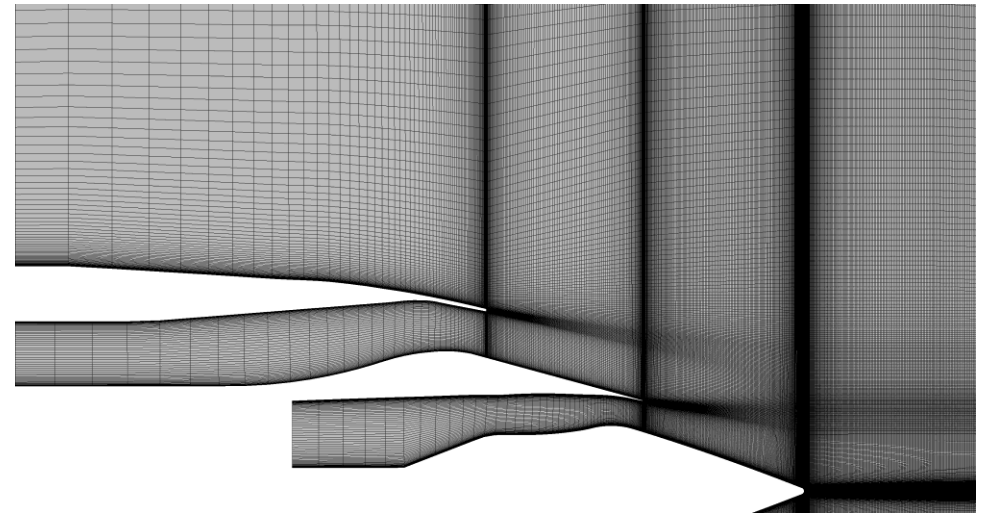
Число ячеек 78×10^6



Продольное сечение сетки



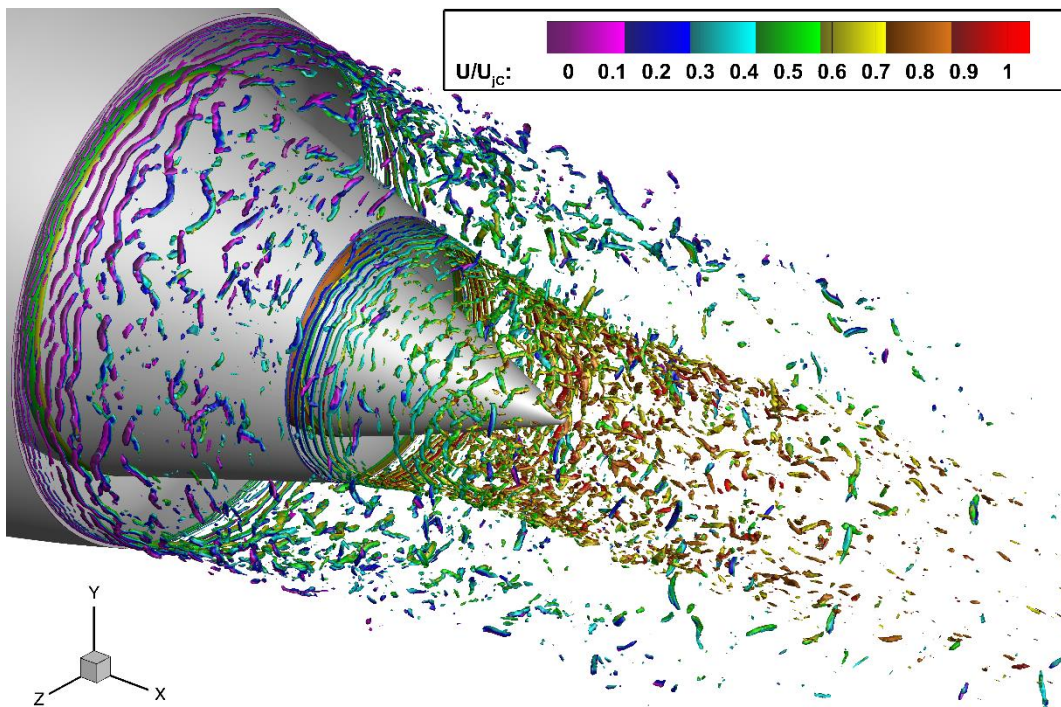
Сетка на стенках сопла



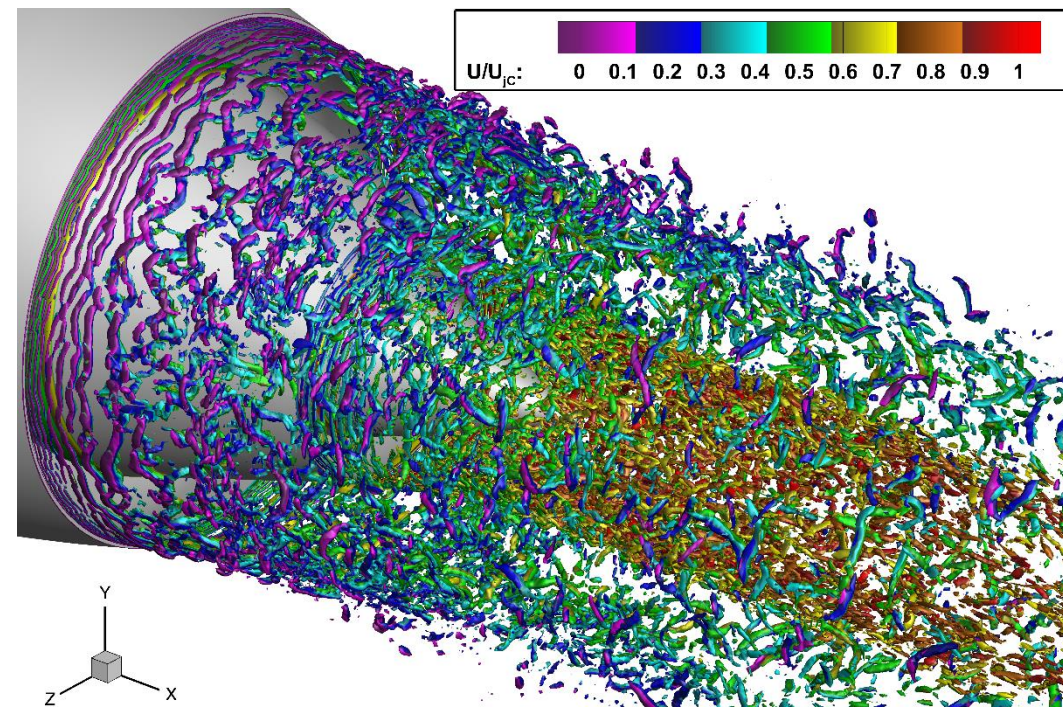
Продольное сечение сетки вблизи сопла

Визуализация течения с помощью Q-критерия

У кромок сопла видны двумерные когерентные структуры, вытянутые в окружном направлении, и переход к трёхмерным турбулентным вихревым структурам вниз по течению. Отсутствие турбулентных вихрей у кромок сопел вызвано недостаточным разрешением сетки в окружном направлении и отсутствием турбулентного контента на срезах сопел.



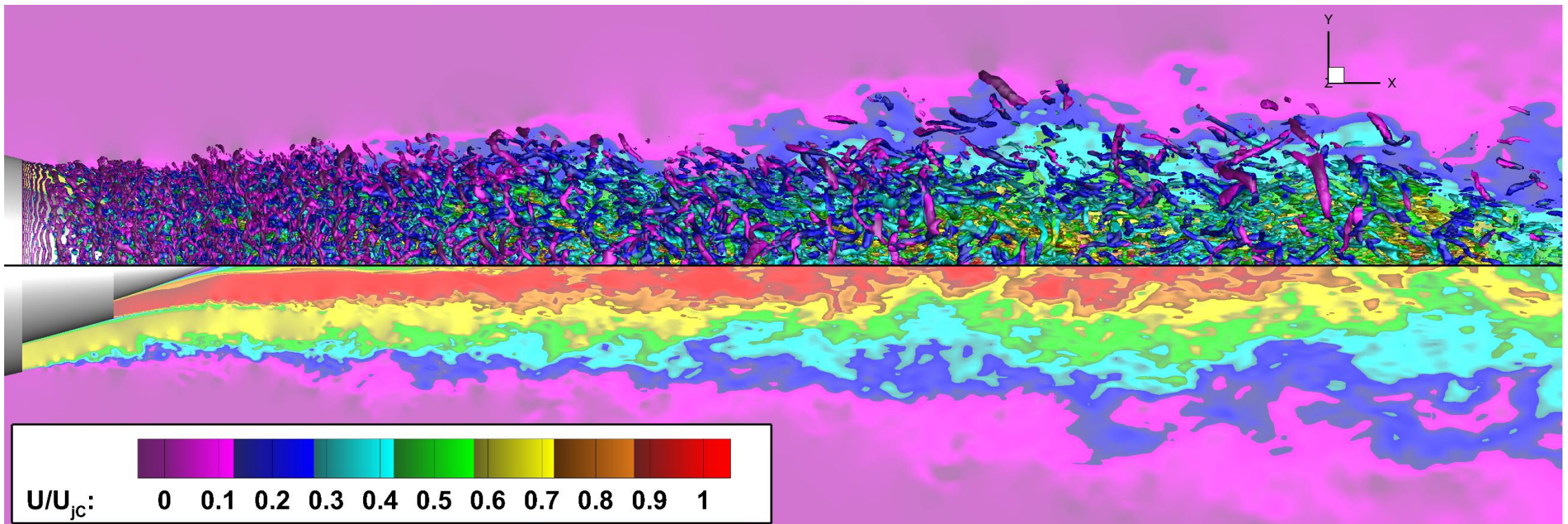
Изоповерхности $Q_{cr}=3000$



Изоповерхности $Q_{cr}=1000$

Мгновенная картина течения

С увеличением толщины слоя смешения увеличиваются самые крупные вихри в нём. Для разрешения наиболее влияющих на течение крупных турбулентных вихрей пропадает необходимость в столь подробной сетке, как в начале слоя смешения. С увеличением размеров ячеек сетки ухудшается разрешение мелкомасштабных вихрей. Это видно по изоповерхностям Q-критерия в конце начального участка.

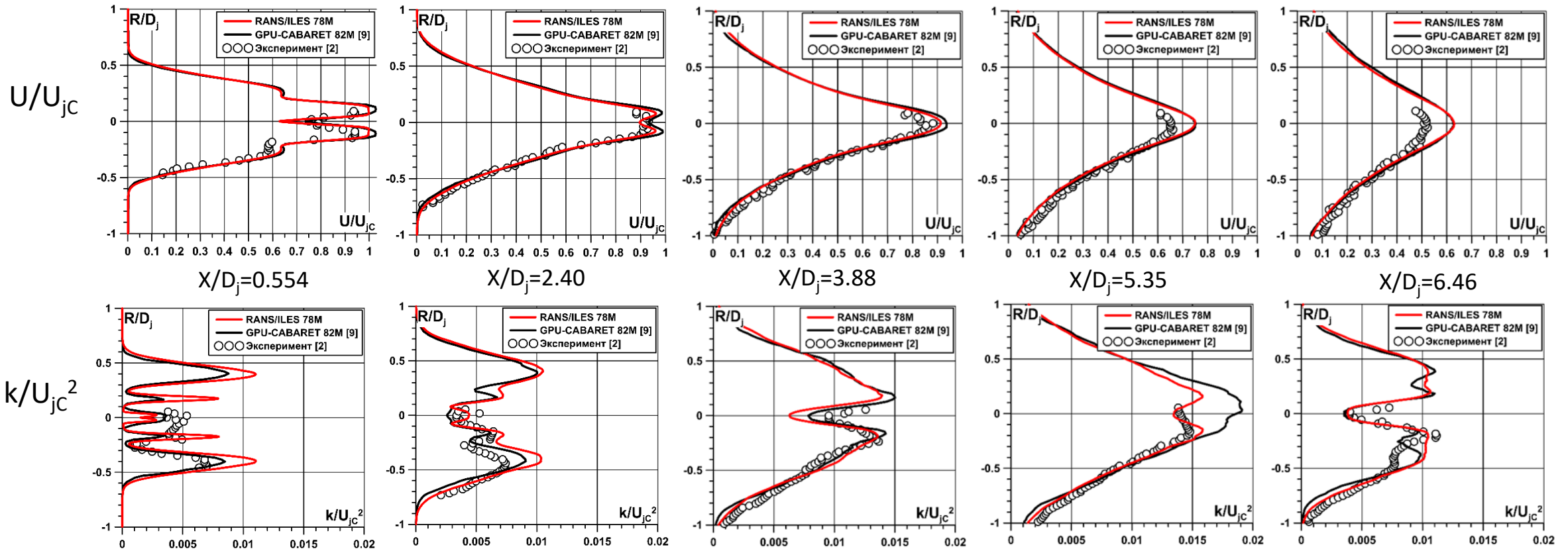


Изоповерхности $Q_{cr}=100$ поверх сечения поля продольной скорости

Распределение параметров в радиальных сечениях струи. Сравнение с экспериментом и расчетом CABARET.

Хорошее совпадение по распределению скорости. Во внешнем слое смешения максимум кинетической энергии турбулентности превышает экспериментальные значения до 50%, в ядре хорошо совпадает с $X/D_j=1.66$.

К сечению $X/D_j=3.51$ влияние численного перехода на интенсивность пульсаций во внешнем слое смешения уменьшилось, совпадение с экспериментом улучшилось.



Расчёт шума в дальнем поле струи методом FWH

Использовалась поверхность с тремя замыкающими дисками.

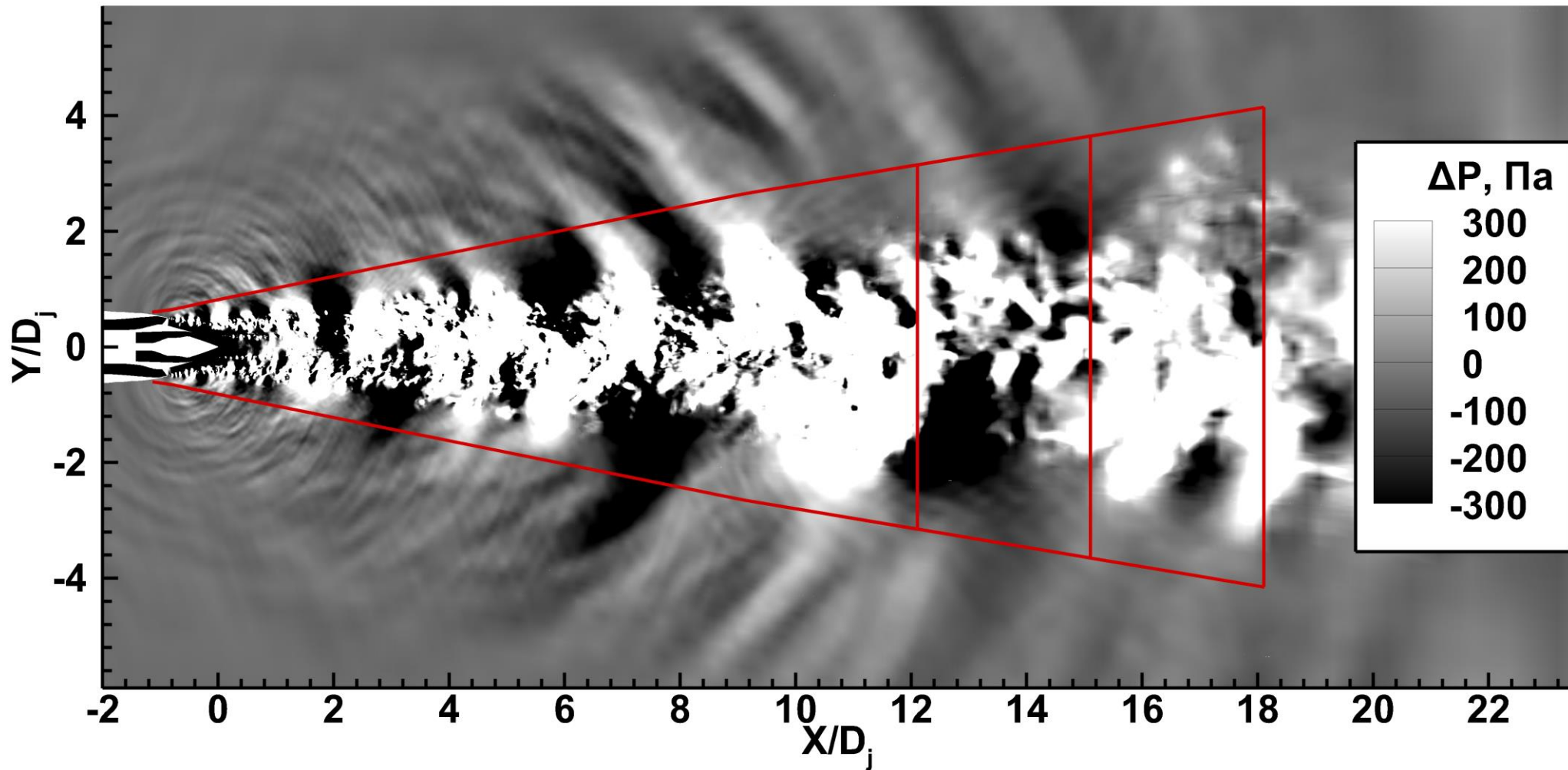
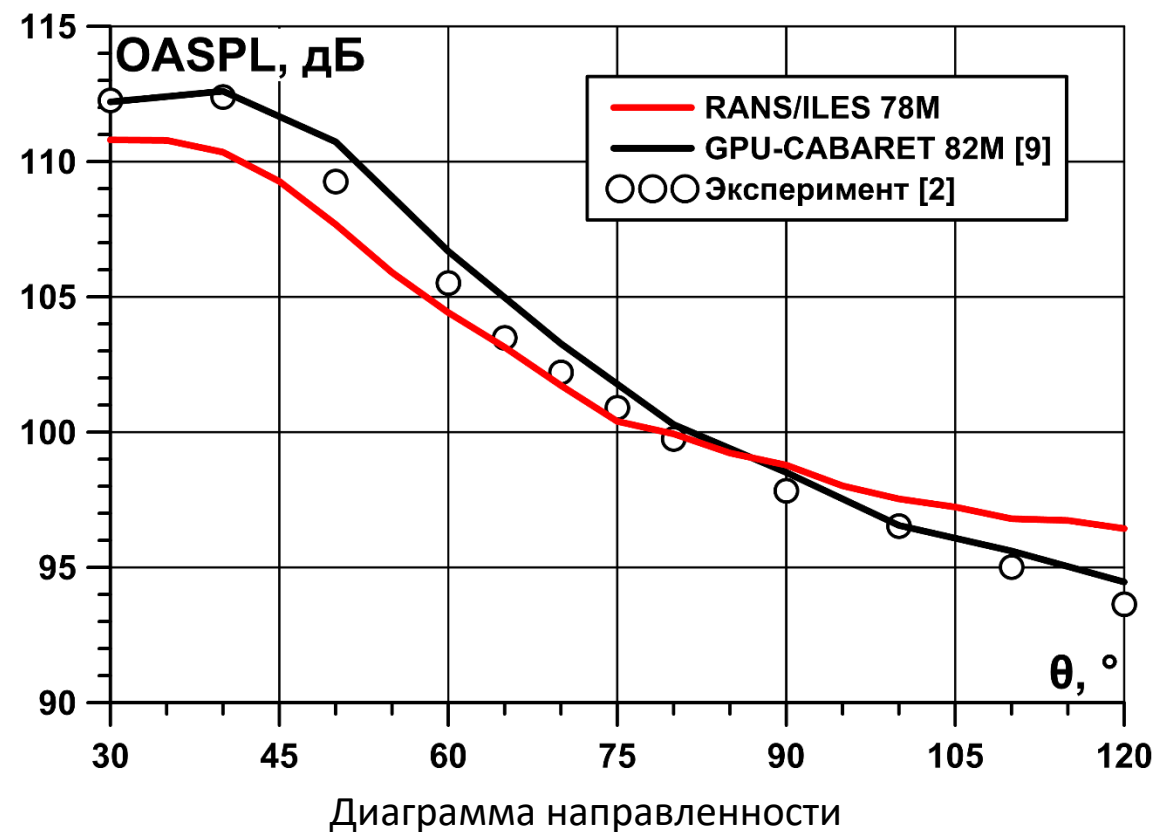
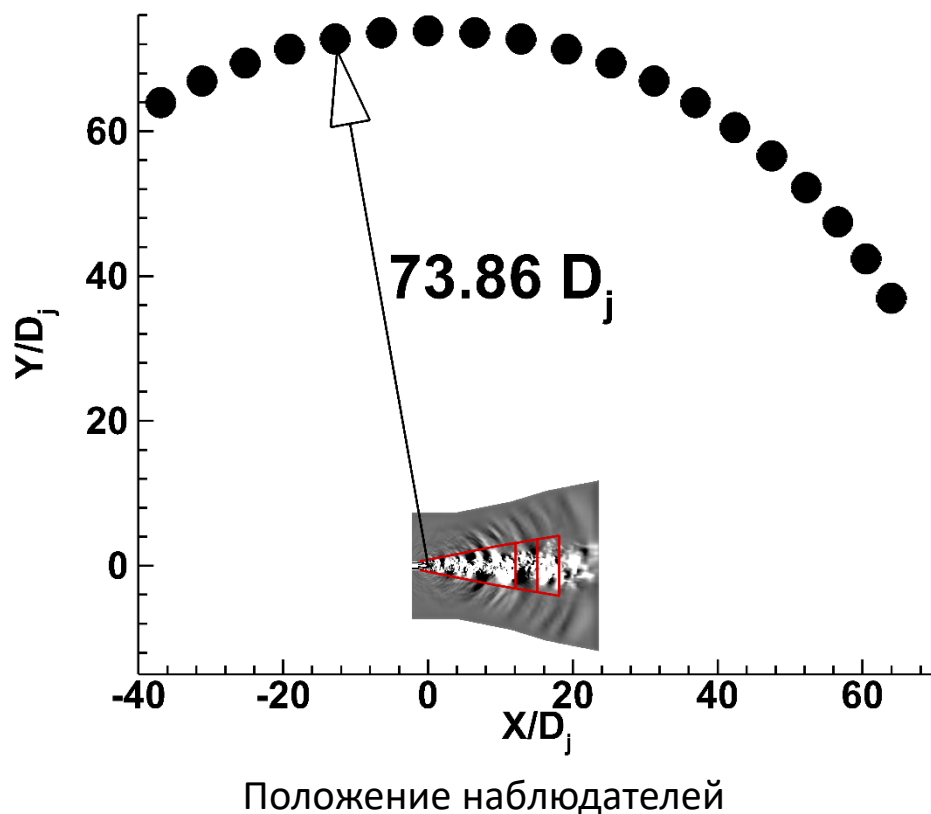
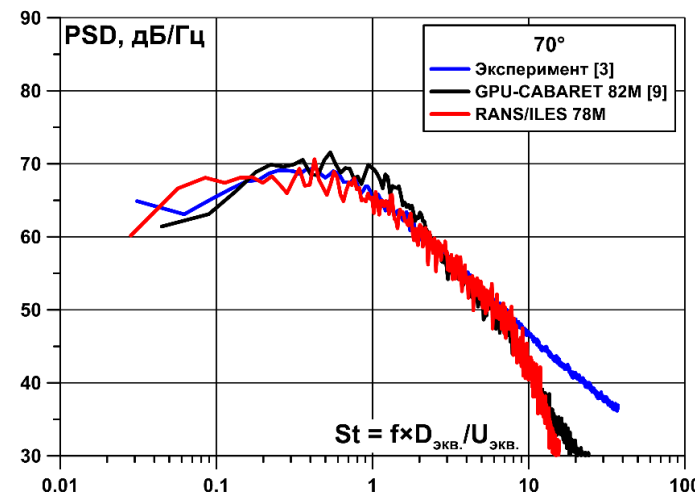
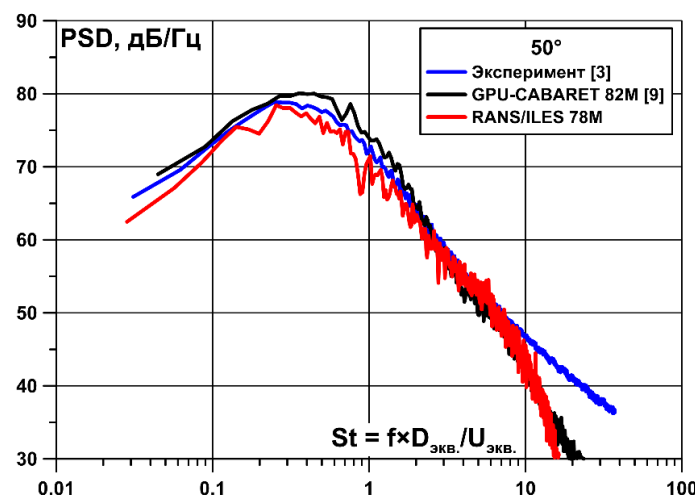
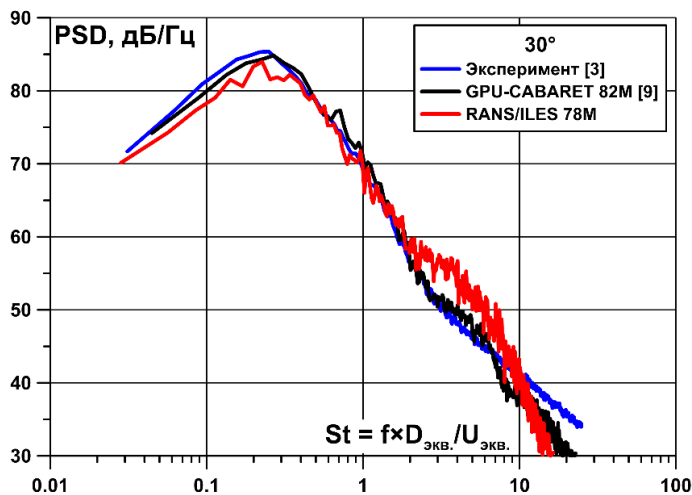


Диаграмма направленности в дальнем поле

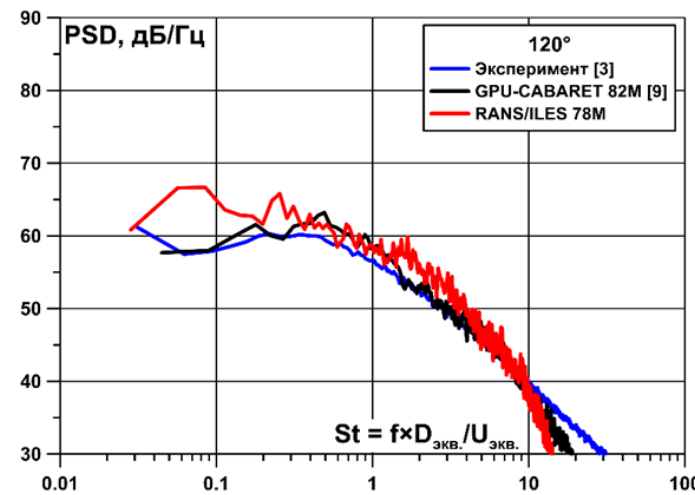
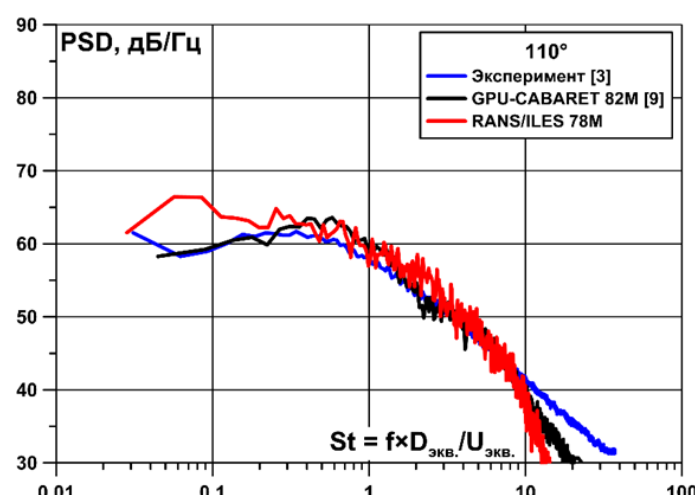
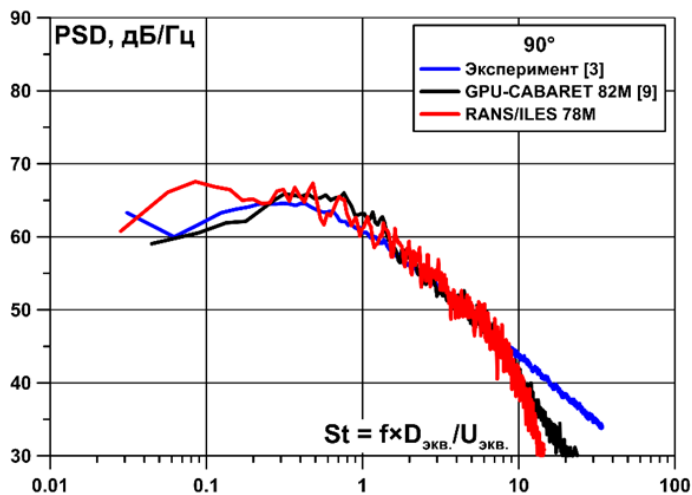
Для пересчета параметров с поверхности Кирхгофа на удаленную точку наблюдения был использован **forward time stepping method**: при пересчете на дальнее поле определяется время, за которое акустические волны доходят до точки наблюдения, после этого вклад от элемента поверхности Кирхгофа добавляется в осциллограмму давления в точке наблюдения в различные моменты времени в соответствии со временем прохождения акустических волн от точки наблюдения до элемента поверхности.



PSD в дальнем поле струи



Для углов наблюдения $\theta \leq 65^\circ$ разница с экспериментом не превышает 3 дБ/Гц до $St=8$. Наилучшее совпадение на $0.1 < St < 6$ и $40^\circ \leq \theta \leq 65^\circ$.

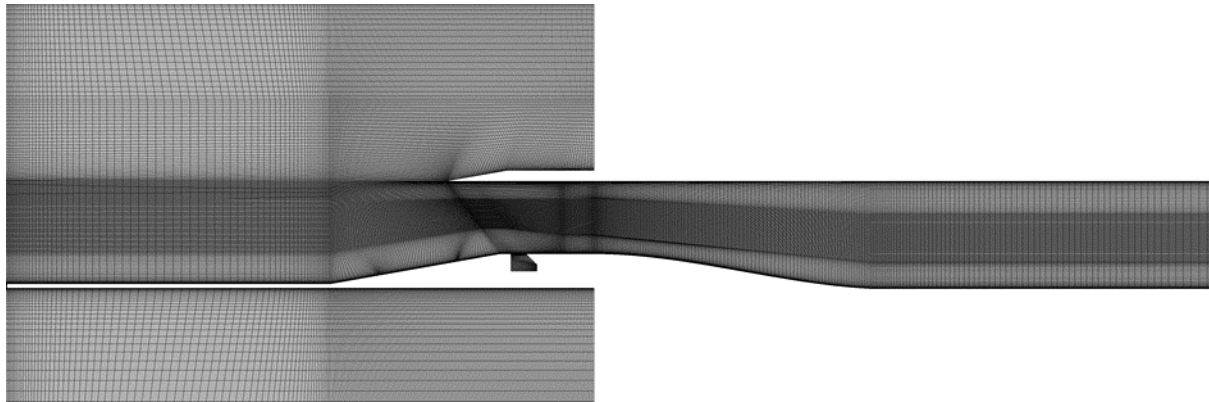


При $\theta \geq 70^\circ$ на частотах $0.04 < St < 0.08$ получены пульсации давления больше, чем в эксперименте. Разница достигает 8 дБ на $\theta=120^\circ$.

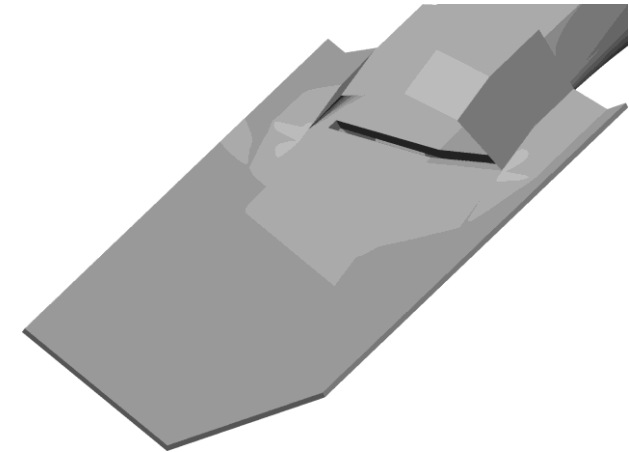
Влияние формы пластины-имитатора планера на течение и характеристики ВЗ СДС

Первый имитатор представлял из себя V-образную симметричную пластину с торцом, перпендикулярным набегающему потоку. Второй являлся версией первого удвоенной толщины с одним из углов, скошенным под 30° к плоскости симметрии ВЗ.

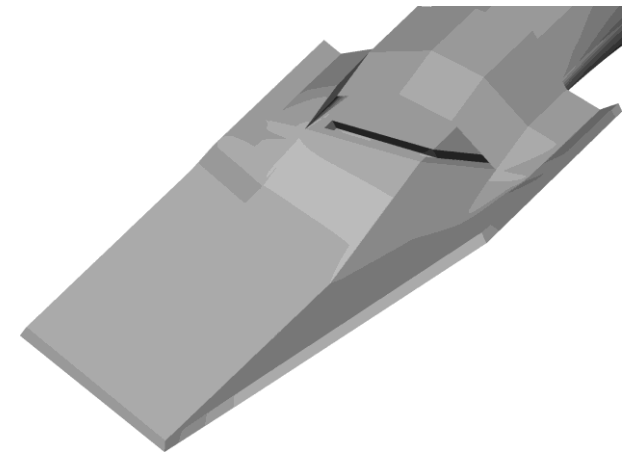
Число Маха набегающего потока $M_\infty=1.9$, число Рейнольдса, вычисленное по скорости набегающего потока и высоте входа, $Re_\infty=1.12 \times 10^6$. Расстояние от торца имитаторов до начала поверхностей торможения ВЗ — 3.15 Н. Расчетные сетки: ВЗ и симметричный имитатор – 18.8×10^6 ячеек, ВЗ и несимметричный имитатор – 12.4×10^6 ячеек.



Фрагмент сетки в продольном сечении



ВЗ с симметричным имитатором



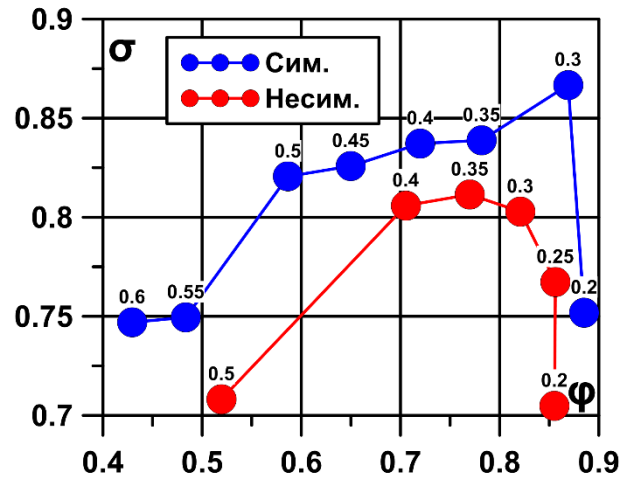
ВЗ с несимметричным имитатором

Интегральные характеристики ВЗ

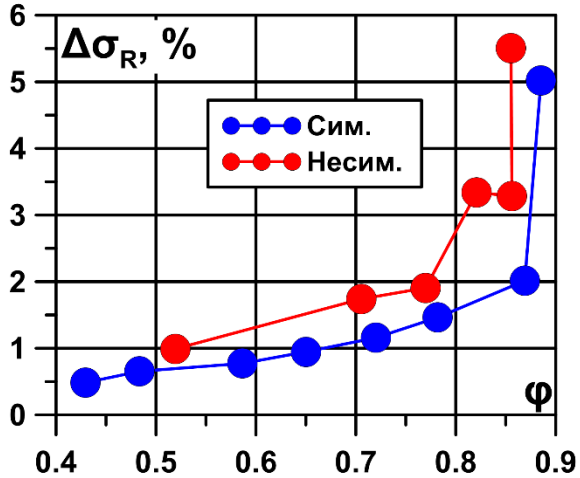
Несимметричный имитатор вызвал ухудшение всех характеристик ВЗ.

При $FS=0.5$ у ВЗ с несимметричным имитатором начинается помпаж, чего не наблюдается в симметричной конфигурации, в которой помпаж начинается с $FS=0.55$, при этом интенсивность пульсаций давления на 23% ниже.

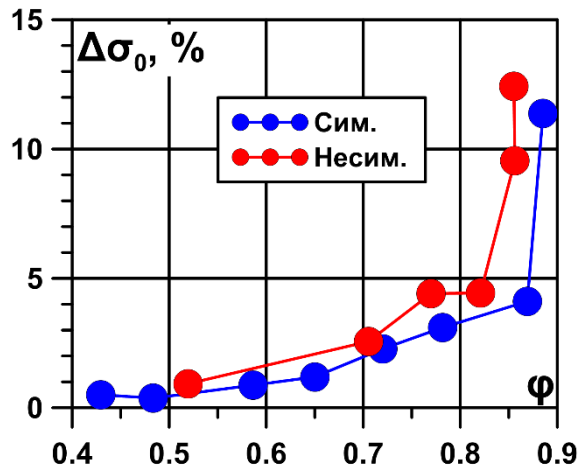
На $FS < 0.3$ в обеих конфигурациях высокий уровень окружной неравномерности, $\Delta\sigma_0 > 5\%$, в несимметричной конфигурации σ меньше на 4.65%.



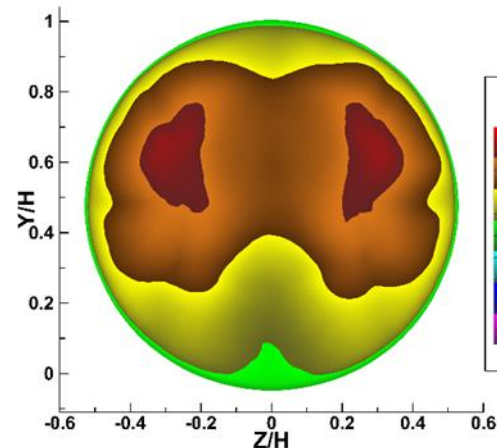
Дроссельные характеристики
 $FS_{\text{сим}} = 0.2-0.6$
 $FS_{\text{несим}} = 0.2-0.5$



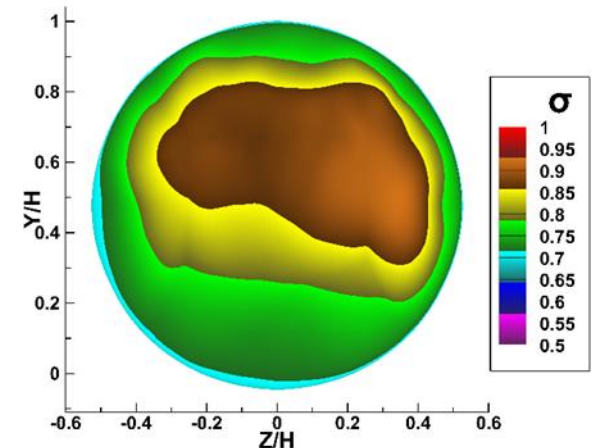
Радиальная неравномерность



Окружная неравномерность



Симметричный



Несимметричный

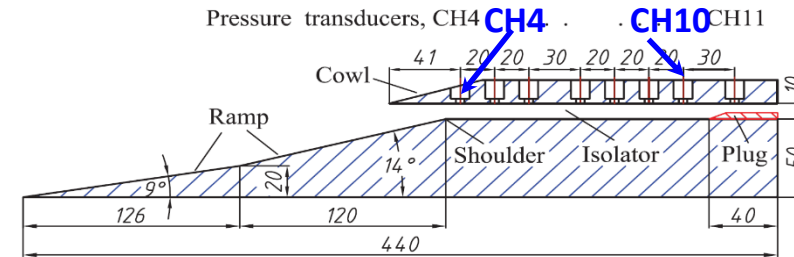
Влияние дросселирования и угла атаки на течение и спектры пульсаций давления в высокоскоростном модельном ВЗ

Геометрия модели ВЗ и параметры набегающего потока из статьи: Li Z., Gao W., Jiang H., Yang J. Unsteady Behaviors of a Hypersonic Inlet Caused by Throttling in Shock Tunnel // AIAA J. 2013. V. 51, № 10. P. 2485- 2492.

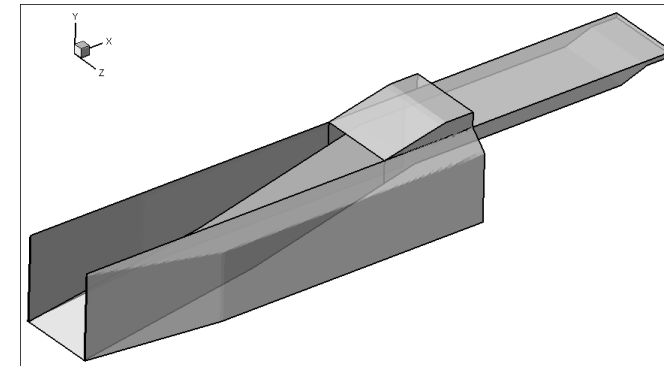
Параметры набегающего потока: $P_0=1.27\text{МПа}$, $P_{sta}=892\text{Па}$, $T_{sta}=102\text{К}$, на выходе из изолятора $P_{sta}=5\times 10^4\text{Па}$, $Re=3.12\times 10^5$.

Высота дроссельной вставки (**plug**) менялась в диапазоне $TR=0-0.4h$. h – высота изолятора ВЗ. Угол атаки набегающего потока α менялся от -10° до нуля.

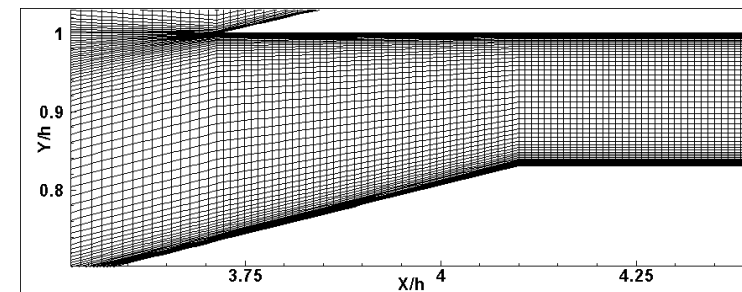
Расчетная сетка содержала 3.32×10^6 ячеек.



Геометрии экспериментальной модели ВЗ



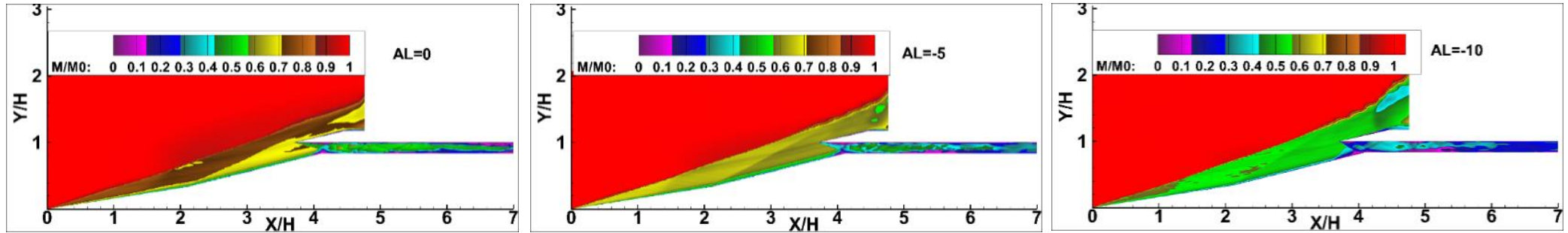
Общий вид геометрии ВЗ при расчетах



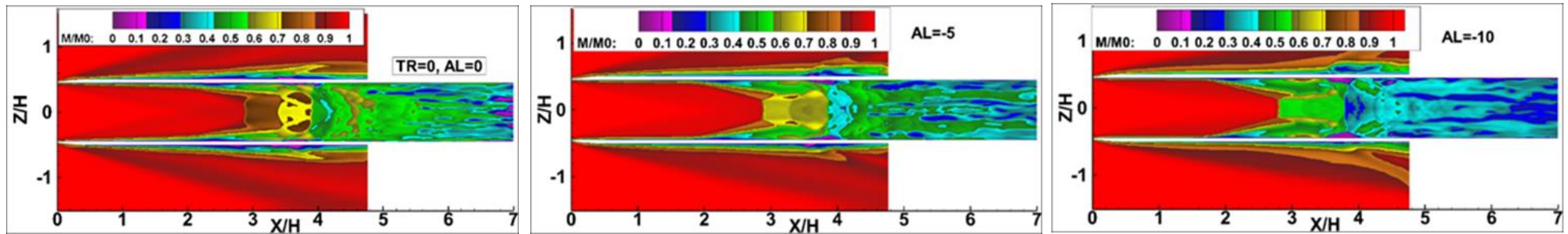
Фрагмент сетки около входа в изолятор

Влияние α на мгновенные поля чисел Маха и спектры пульсаций в ВЗ, TR=0

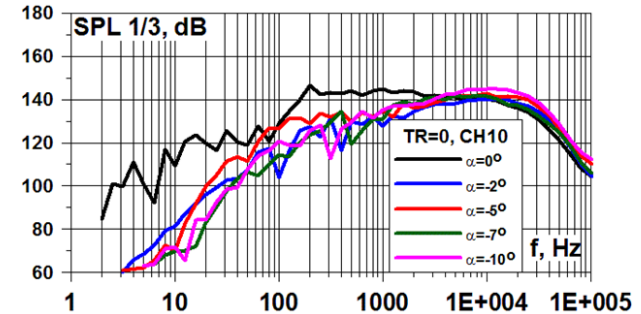
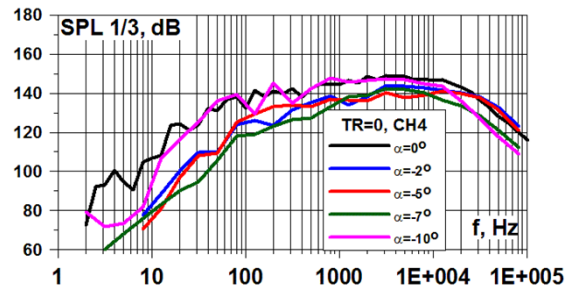
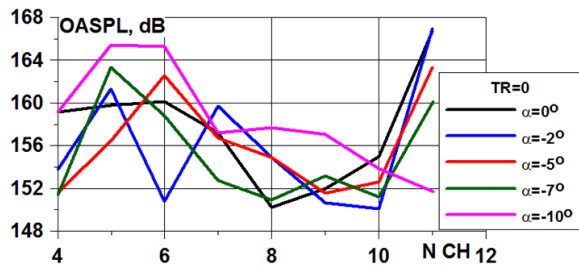
Сечение Z=0



Сечение Y=0.95H



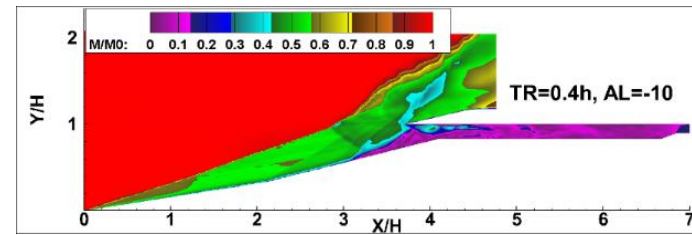
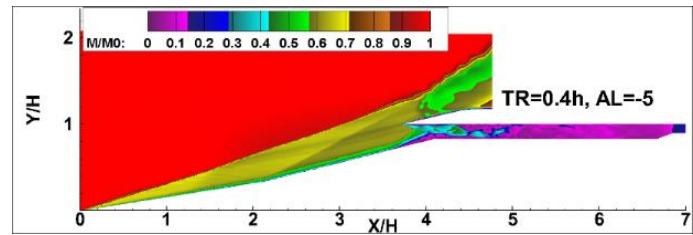
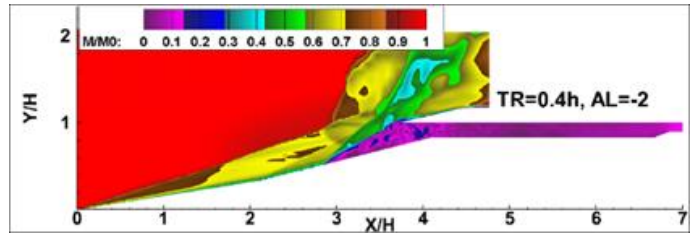
При увеличении α интенсивность скачка от первой поверхности торможения увеличивается, меняется структура течения вниз по потоку. Около входа в изолятор появляются отрывные зоны. При $\alpha > -5^\circ$ торможение происходит в псевдоскачке.



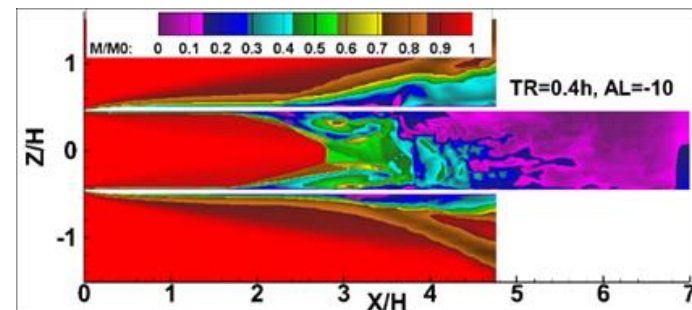
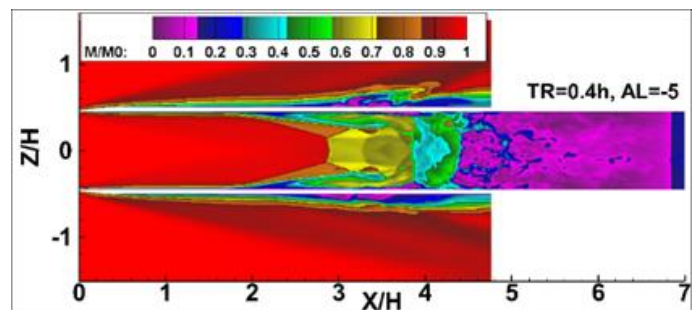
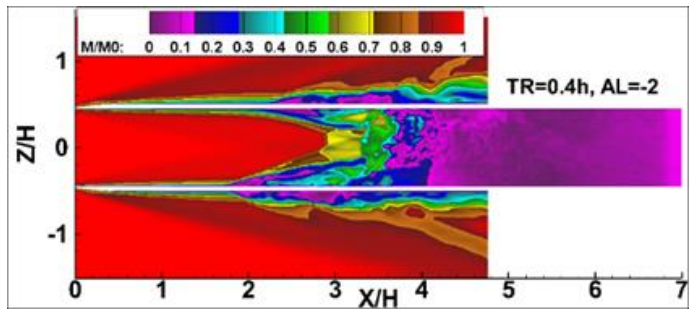
При увеличении α спад на низких и средних частотах, подъем на высоких (на выходе). С ростом α пик смещается в область высоких частот: возрастают турбулентные пульсации в области псевдоскачка.

Влияние α на мгновенные поля чисел Маха в ВЗ и спектры пульсаций, TR=0.4h

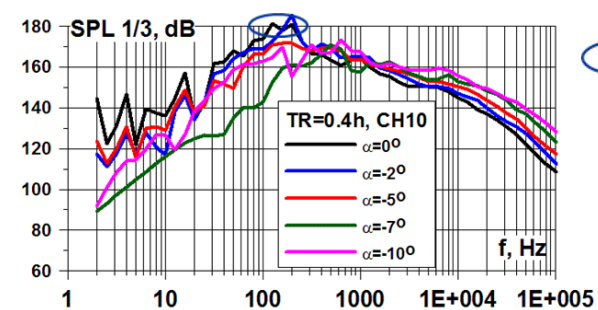
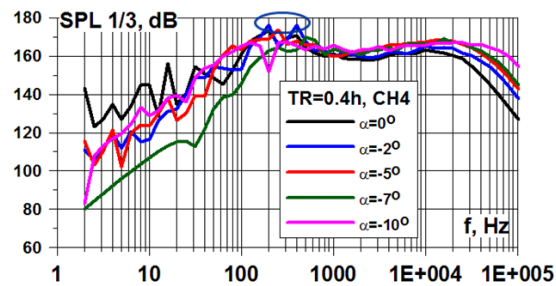
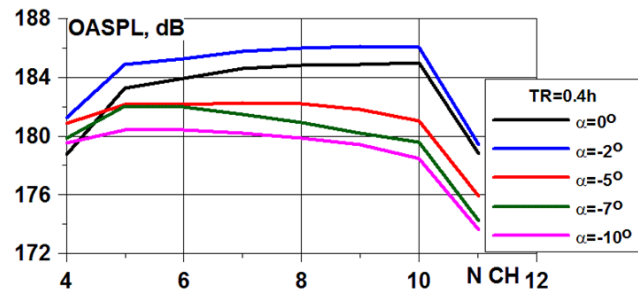
Сечение Z=0



Сечение Y=0.95H



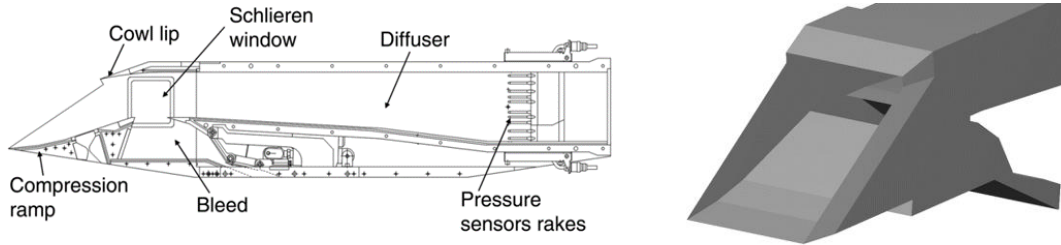
Начиная с $\alpha=-5^\circ$, помпаж исчезает. Торможение потока происходит в псевдоскачке.



○ - помпаж

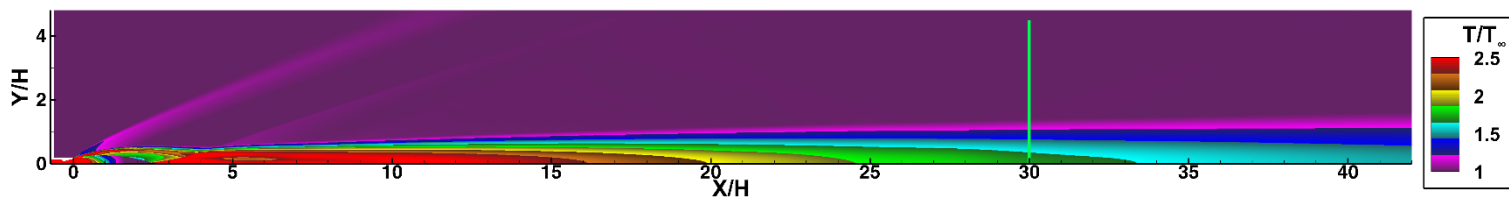
Интегральный уровень снижается во всем изоляторе при $\alpha > 2^\circ$. Подъем на высоких частотах возрастает с ростом α . На низких и средних частотах спад при увеличении α .

Попадание струи в сверхзвуковой ВЗ

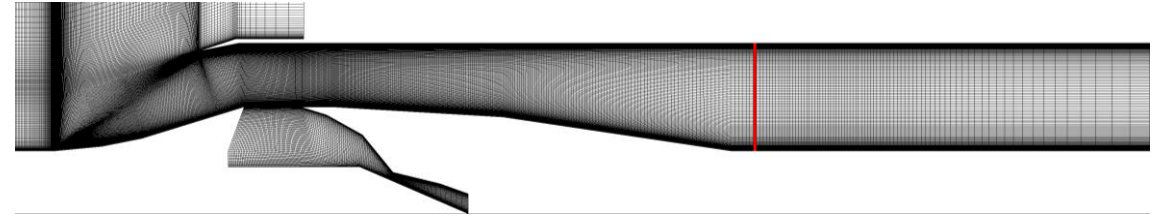


Полётное число Маха $M_\infty=2$. Число Рейнольдса по высоте входа H и скорости полёта U_∞ $Re_H=5 \times 10^6$.

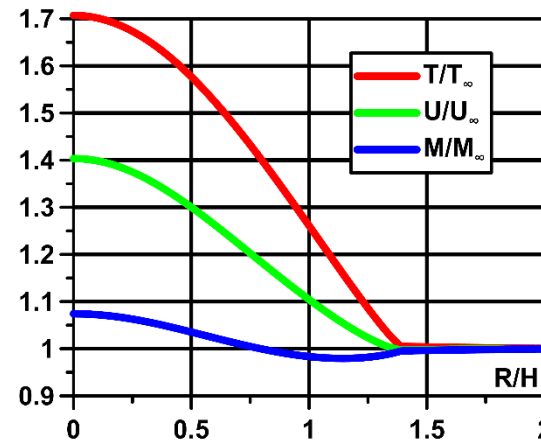
Распределение всех параметров течения перед ВЗ взято из вспомогательного расчета течения в струе из сверхзвукового сопла со спутным потоком с числом $M=3$ на расстоянии $100D_j=30H$ от среза сопла. (Выходной диаметр сопла $D_j=0.3H$)



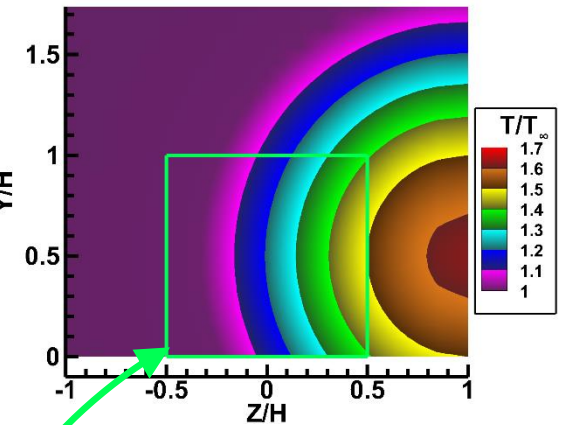
Поле статической температуры, полученное в расчёте струи. Вспомогательный расчет с помощью RANS



Фрагмент сечения сетки ВЗ. Вся сетка 18×10^6 ячеек.



Распределение параметров течения по радиусу в струе на расстоянии $30H$



Распределение температуры на входе в ВЗ

Средние по площади значения параметров потока, попадающего в ВЗ:

$$P^*/P_\infty^*=0.975, G/G_\infty=0.916, M=1.98, T/T_\infty=1.19, U/U_\infty=1.08.$$

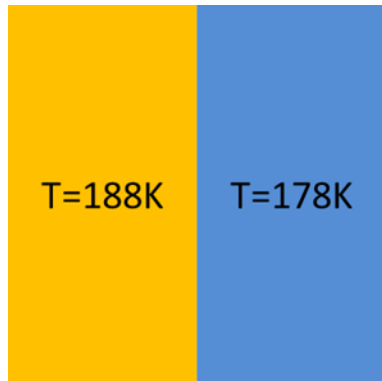
Модельная постановка задания неоднородного потока

(Эта постановка далее именуется, как [1])

Параметры набегающего потока:

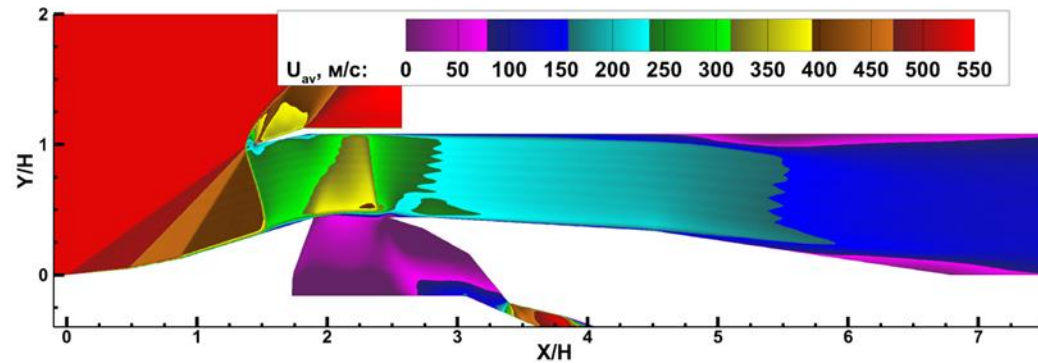
$$P_0=2.4 \times 10^5 \text{ Па}, T_0=320 \text{ К}, M=2, Re=2.7 \times 10^6$$

Распределение температуры на входе в ВЗ

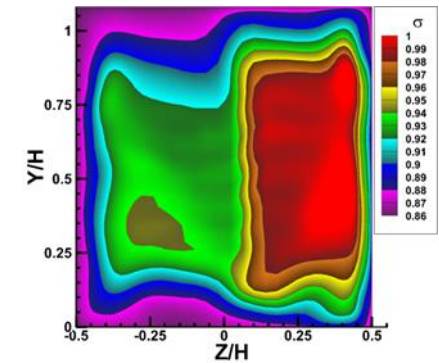


Половина подогрета на $\Delta T=10\text{K}$ $M_{cp}=1.98$

Осредненная продольная скорость



Коэффициент восстановления полного давления σ на выходе ВЗ

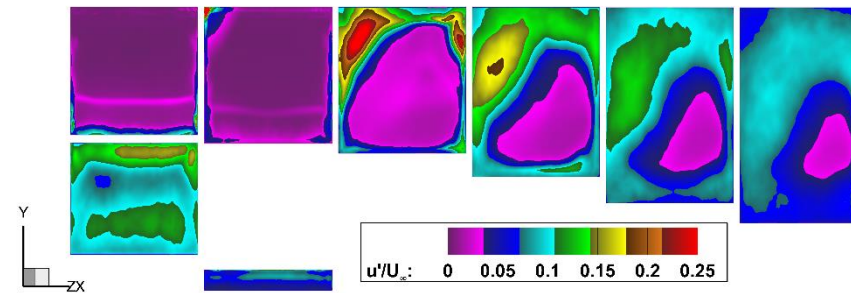
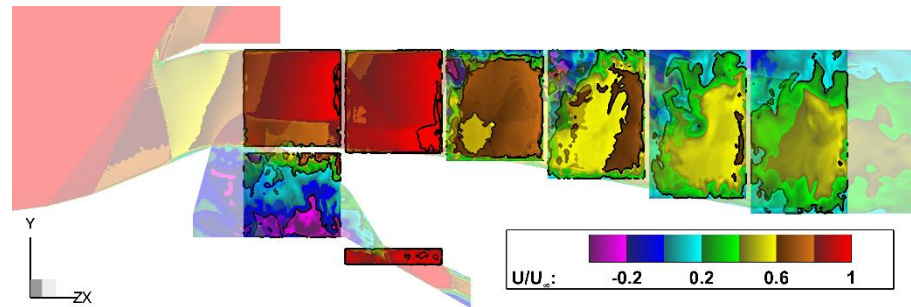


Поля течения на разных режимах

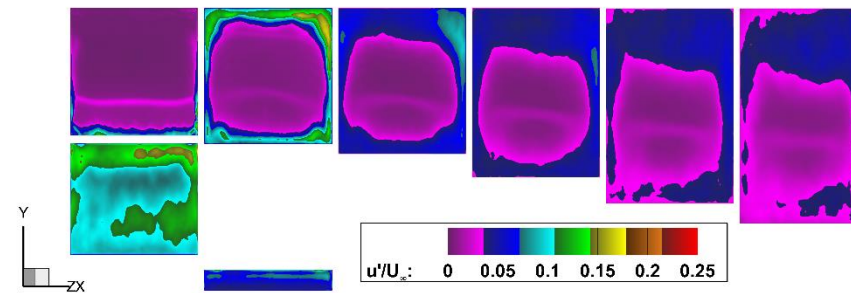
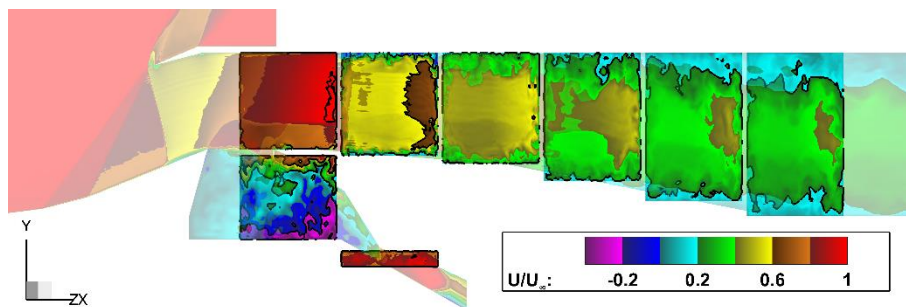
Наиболее заметно влияние неоднородности набегающего потока на режиме «зуда»: в верхнем левом углу внутреннего канала до замыкающего прямого скачка происходит отрыв потока.

С увеличением степени дросселирования течение в диффузоре становится более равномерным.

Режим «зуда»



Сверхкритический режим



Мгновенная скорость в продольном и поперечные сечения

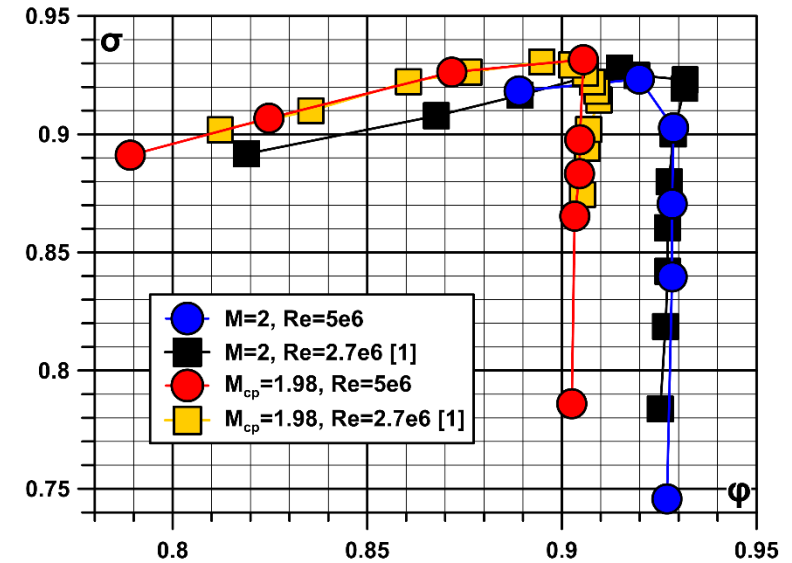
Пульсации продольной скорости поперечных сечениях

Характеристики воздухозаборника

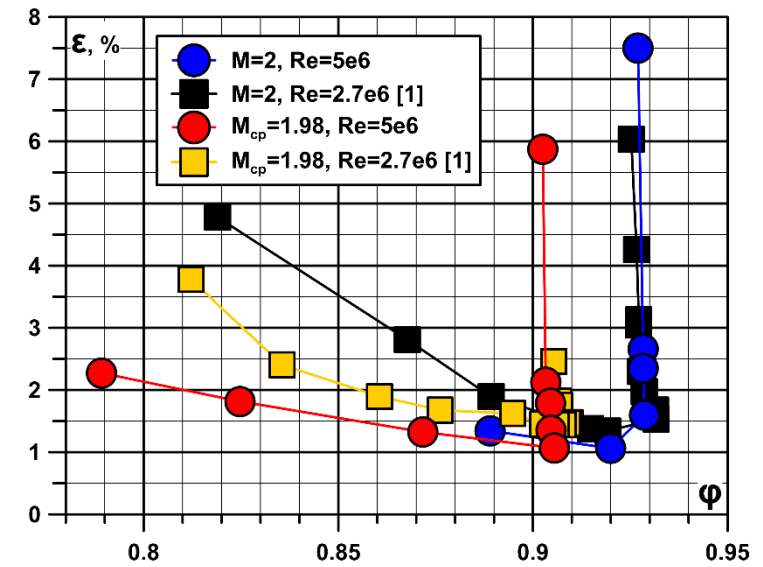
При однородном набегающем потоке с $M=2$ дроссельные характеристики практически не зависят от значения Re в исследованном диапазоне.

На обоих режимах с неоднородным набегающим потоком среднее число Маха $M_{cp} \approx 1.98$, и максимальное отклонение M от среднего значения $\Delta M_{max}/M_{cp} < 5\%$: 3.6% для горячей струи и 2.7% для прямоугольной области с повышенной температурой. Из литературы известно, что такая неоднородность потока на входе слабо влияет на интегральные характеристики ВЗ, что видно на графике $\sigma(\phi)$ и подтверждалось в работе [1] с прямоугольной областью с неоднородными параметрами.

Без слоя смешения, который появлялся во внутреннем канале из-за разрыва в поле температуры в модельной постановке, на сверхкритических режимах работы и в «угловой точке» дроссельной характеристики интенсивность пульсаций полного давления ϵ меньше на 10–25%. На докритических режимах с увеличением степени дросселирования ϵ увеличивается медленнее.

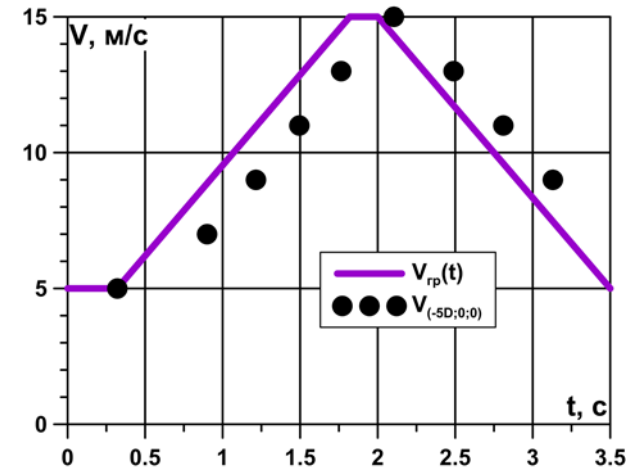
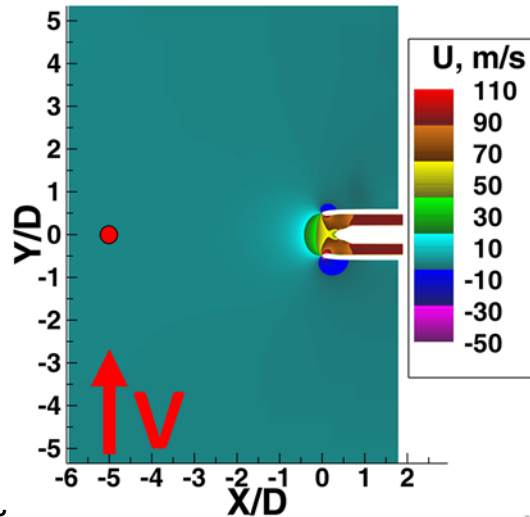
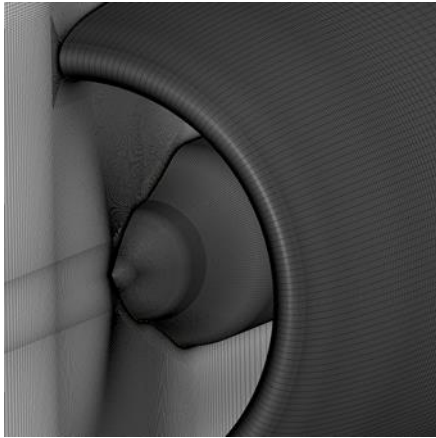


Дроссельные характеристики



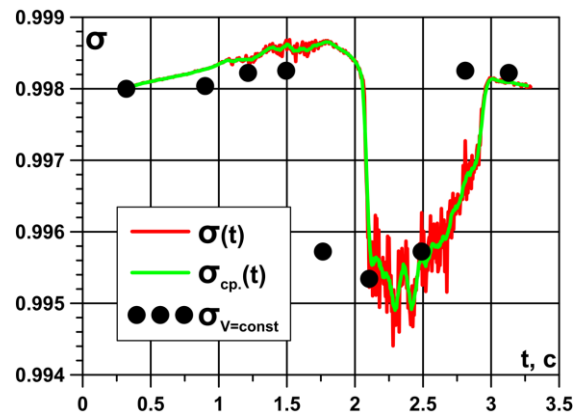
Интенсивность пульсаций полного давления

Влияния бокового ветра на характеристики турбулентного течения в дозвуковом ВЗ

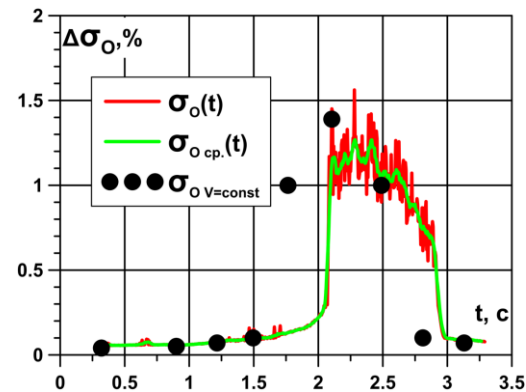


Расчёты ВЗ проводились в модельной постановке: изолированный ВЗ без вентилятора, втулка вентилятора неподвижна. Количество ячеек расчётной сетки - 20×10^6 . На входных и выходных границах расчётной области фиксировались статическое давление и температура, также с наветренной стороны задавался вектор скорости, скорость ветра V менялась в пределах $V=0 \dots 15$ м/с ($M \leq 0.043$). Исследованы режимы с постоянной скоростью набегающего потока на границе $V=(5, 7, 9, 11, 13, 15)$ м/с и изменяющейся во времени для изучения влияния порыва ветра. Число Рейнольдса по диаметру ВЗ — $Re \approx 1.8 \times 10^7$. На графике показана зависимость $V(t)$ для расчёта с переменной скоростью набегающего потока, на нём же для сравнения расчётов с постоянной скоростью ветра и переменной точками указана скорость в точке с координатами $(-5D; 0; 0)$, равноудалённой от боковых границ расчётной области и находящейся на расстоянии от ВЗ, чтобы течение в ней было минимально подвержено воздействию ВЗ.

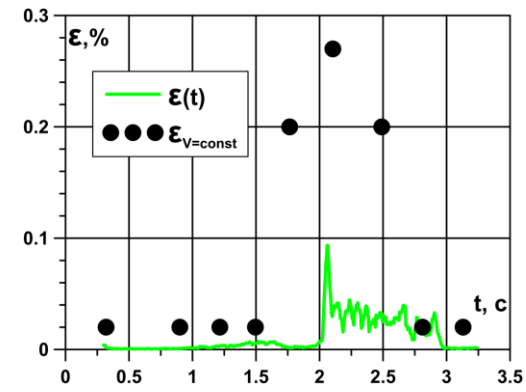
Влияния бокового ветра на характеристики турбулентного течения в дозвуковом ВЗ



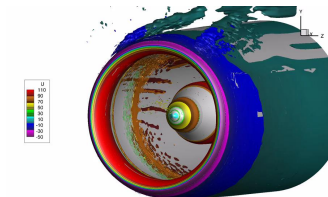
Коэффициент сохранения
полного давления



Коэффициент окружной
неравномерности



Интенсивность пульсаций
полного давления



На графиках:

красные линии - мгновенные значения σ , $\Delta\sigma_0$ и ϵ ,

зелёные линии - осреднённые по 10 значениям величины,

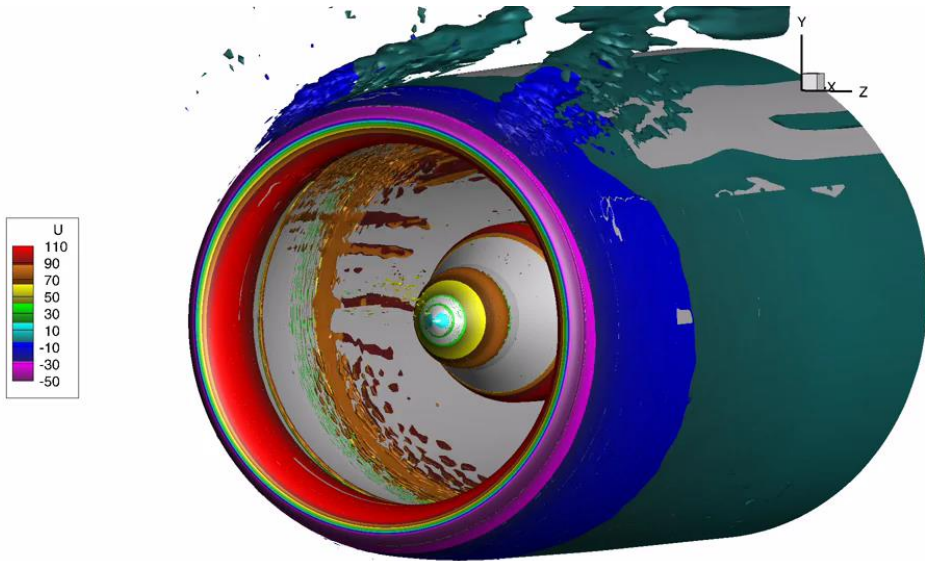
чёрные кружки - средние значения характеристик при постоянных скоростях бокового ветра.

При $V=\text{const}$ отрыв потока внутри ВЗ происходит при $V=13$ м/с, что приводит к скачкообразному ухудшению характеристик ВЗ.

При $V=\text{var}$ наблюдается два участка по времени с пульсациями характеристик ВЗ — $t=(1-1.8)$ с и $t=(2-2.95)$ с. Второй участок соответствует отрыву во внутреннем канале ВЗ с наветренной стороны, аналогично тому, как это происходит при $V=\text{const}$.

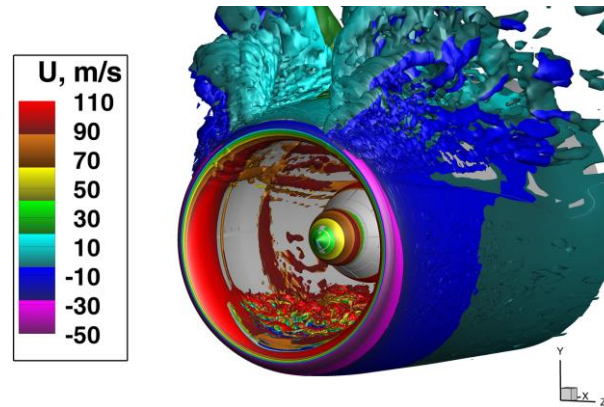
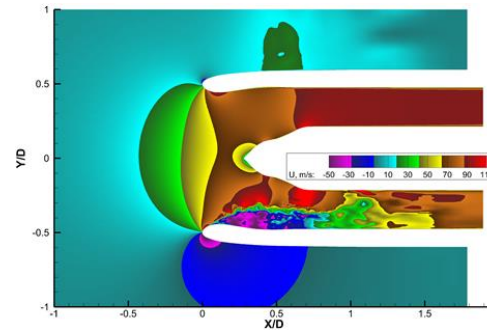
Первый участок соответствует явлению, которого не было при $V=\text{const}$: засасывание внутрь ВЗ турбулентных структур из наружного отрыва с подветренной стороны. Течение в ВЗ обладает некоторой инерционностью, и при $V=\text{var}$ отрыв возникает не сразу при $V=13$ м/с и не успевает полностью вырасти при достижении скорости ветра $V=15$ м/с.

Влияния бокового ветра на характеристики турбулентного течения в дозвуковом ВЗ



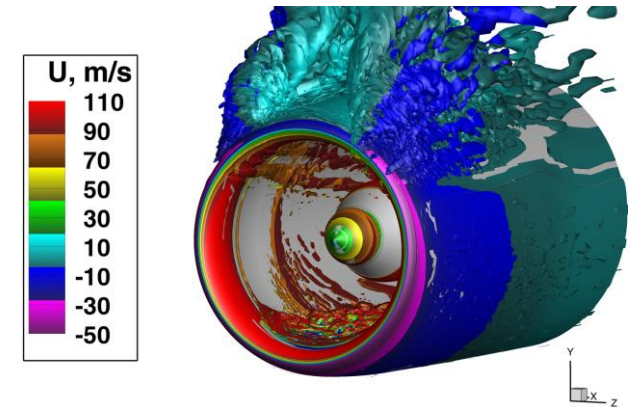
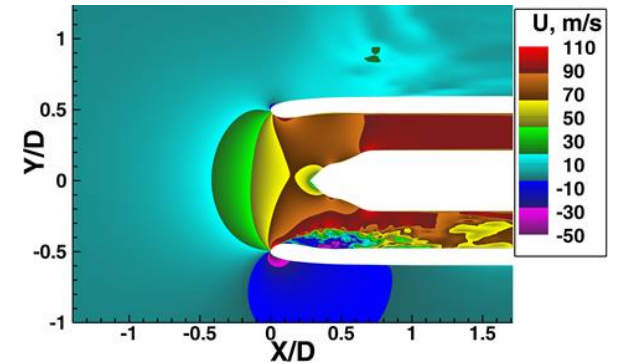
Обтекание ВЗ при порыве ветра

$V = \text{const} = 15 \text{ м/с}$



$V = \text{const} = 15 \text{ м/с}$, отрыв с наветренной стороны крупнее, чем при $V = \text{var}$

$V = \text{var} \downarrow \approx 13 \text{ м/с}$



$t = 2.445 \text{ с}$, $V = \text{var} \downarrow \approx 13 \text{ м/с}$, наибольший отрыв внутри ВЗ при $V = \text{var}$



Центральный институт авиационного
моторостроения имени П.И. Баранова

Спасибо за внимание!

111116, Россия, Москва,
ул. Авиамоторная, 2
www.ciam.ru

Тел.: +7 (499) 763 57 47
E-mail: info@ciam.ru