

Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого
Институт прикладной математики и механики
Кафедра «Гидроаэродинамика, горение и теплообмен»

Курс лекций «Модели физико-химической ГГД и турбулентности.
Вихреразрешающие подходы»
(http://cfd.spbstu.ru/agarbaruk/lecture/SRS_methods)

Вычислительная аэроакустика

Гарбарук Андрей Викторович (agarbaruk@mail.ru)
2019 г.

Содержание

1. Вычислительная аэроакустика
2. Источники шума
3. LES струй при высоких Re
4. Шум в ближнем поле
5. Шум в дальнем поле
 - Примеры расчета
 - Разные концепции снижения шума
6. Расчет шума элементов планера

1. Вычислительная аэроакустика

Задачи появления и распространения шума, производимого потоком

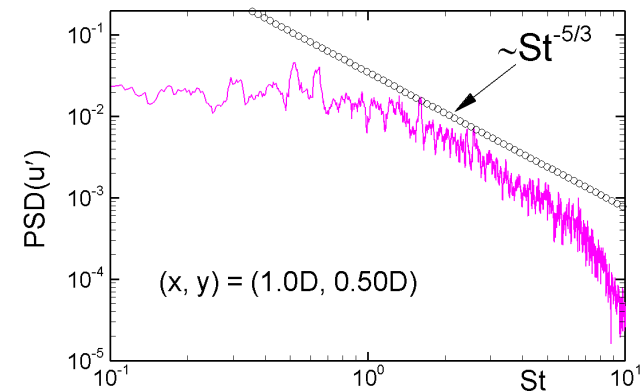
- Аэрошумы можно разделить на два класса
 - При смешении частиц среды в потоке
 - ✓ Шум струй
 - При обтекании потоком твёрдых тел
 - ✓ Шум обтекания проводов (эоловы тона), винтов, вентиляторов и т. д.
- Основной причиной аэродинамической генерации звука является образование вихрей и их деформация
 - Турбулентность играет существенную роль в образовании шума
- Существуют другие причины генерации шума (неоднородности энтропии)
 - Ударно-волновые ячейки
 - Тепловые процессы при горении ...
- Вследствие сжимаемости среды часть энергии потока уходит на бесконечность в виде акустического излучения (звука)
- Источники звука локализуются в тех областях потока, где завихренность и градиенты энтропии отличны от нуля
 - Вне этих областей звук только распространяется, взаимодействуя с безвихревым изэнтропическим основным потоком.

Методы расчета шума

- “Инженерные” методы расчета шума:
 - Эмпирические корреляции и законы подобия (Лайтхилл)
 - Решение RANS-уравнений в сочетании с эмпирическими стохастическими моделями источников звука
 - ❑ Эмпирическая основа таких методов делает их ненадежными при решении новых задач
- Современные, более строгие подходы, базируются на «первых принципах» аэродинамики и акустики:
 - Для аэродинамики – вихреразрешающие подходы, обеспечивающие непосредственное “разрешение” турбулентных (вихревых) структур
 - ✓ DNS
 - ✓ LES
 - ✓ MILES
 - ✓ Гибридные методы
 - Специальные интегральные методы расчета шума в дальнем поле
 - ✓ Метод Кирхгофа
 - ✓ Метод Фокса Уильямса и Хокинга (FWH)

Требования к вихреразрешающим подходам

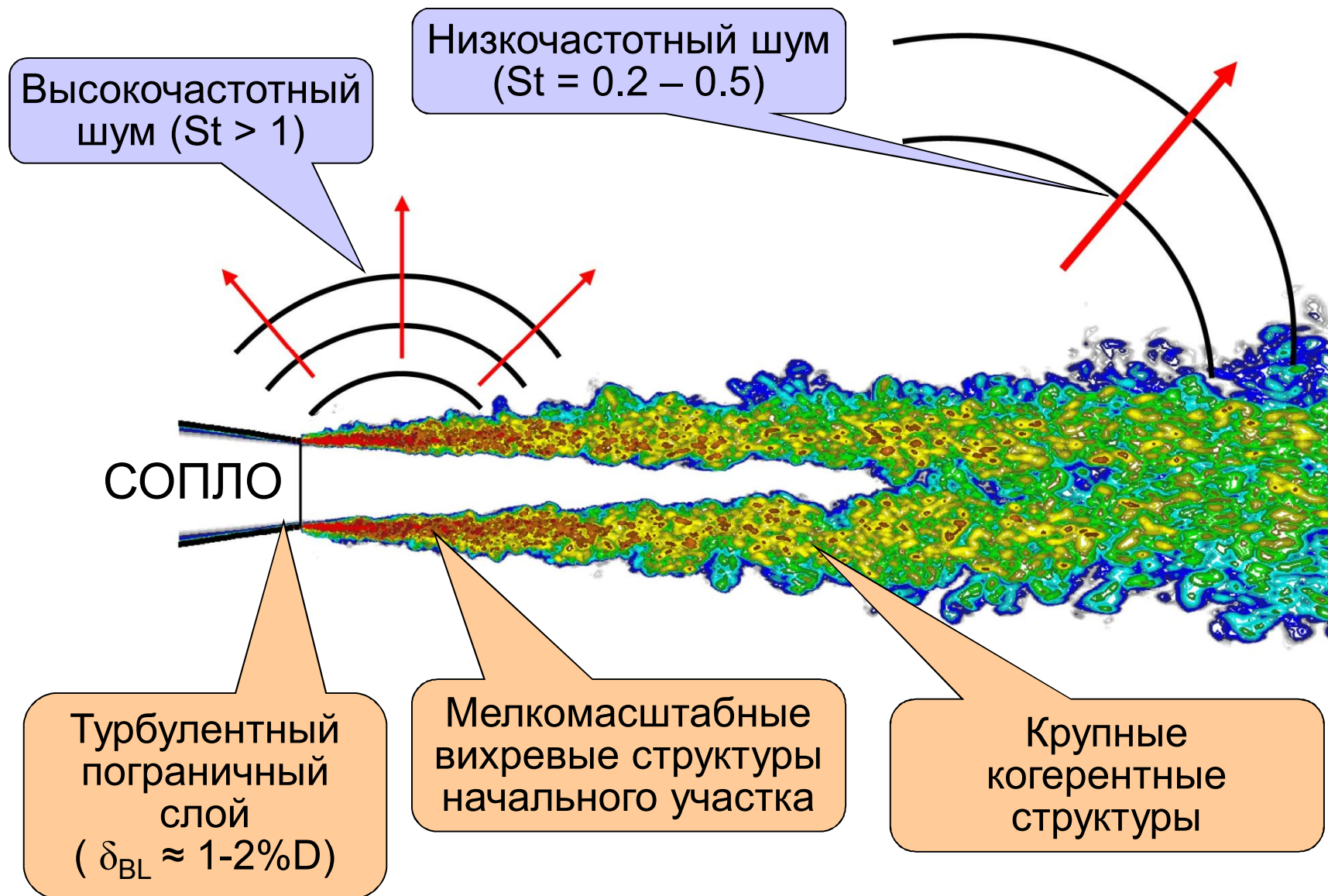
- Используемые для решения задач аэроакустики подходы должны правильно разрешать ВСЕ турбулентные структуры, вносящие существенный вклад в образование шума
 - Требования к вихреразрешающим подходам гораздо строже, чем при расчете средних газодинамических параметров
 - ✓ Это особенно касается гибридных RANS-LES подходов
 - Необходимо хорошо представлять себе не только структуру потока, но и структуру турбулентности
- Поскольку деформация вихрей является источником шума, существует опасность генерации ложного шума
 - Резкое изменение шага сетки
 - Генерация синтетической турбулентности
 - «Переключения» в рамках гибридных методов
- Мелкая сетка необходима не только для разрешения турбулентных структур, но и для описания распространения волн давления
 - Сохранять столь мелкую сетку до удаленного наблюдателя невозможно
 - ✓ Приходится использовать специальные интегральные методы



Когда число шагов сетки на длину волны становится меньше 6 спектр отклоняется от “закона -5/3”

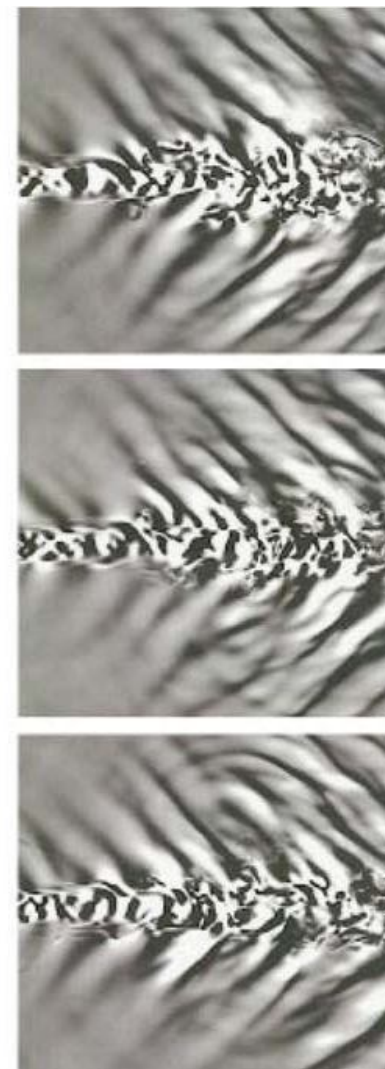
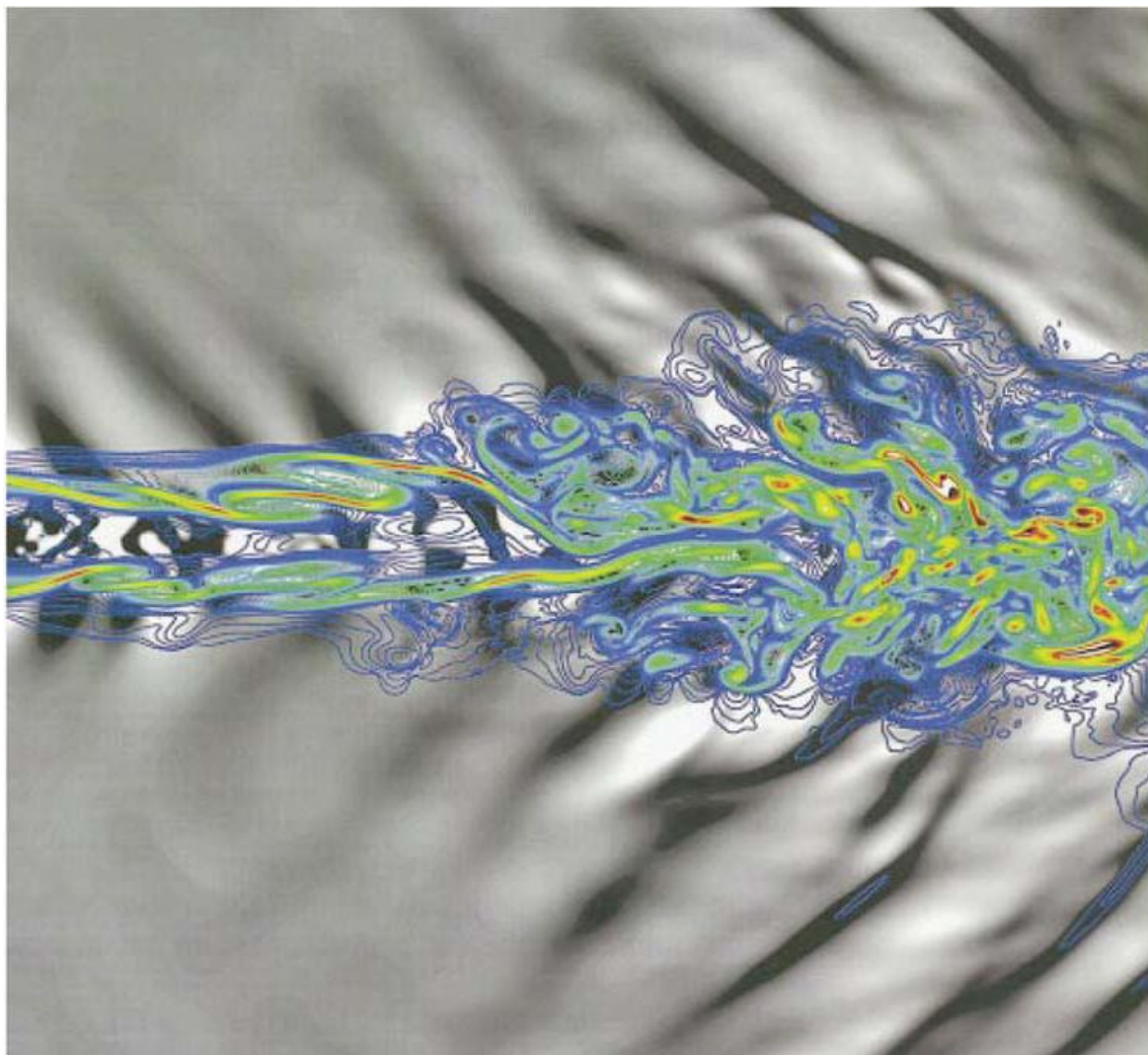
2. Источники шума

Пример: генерация шума дозвуковыми струями при высоких Re



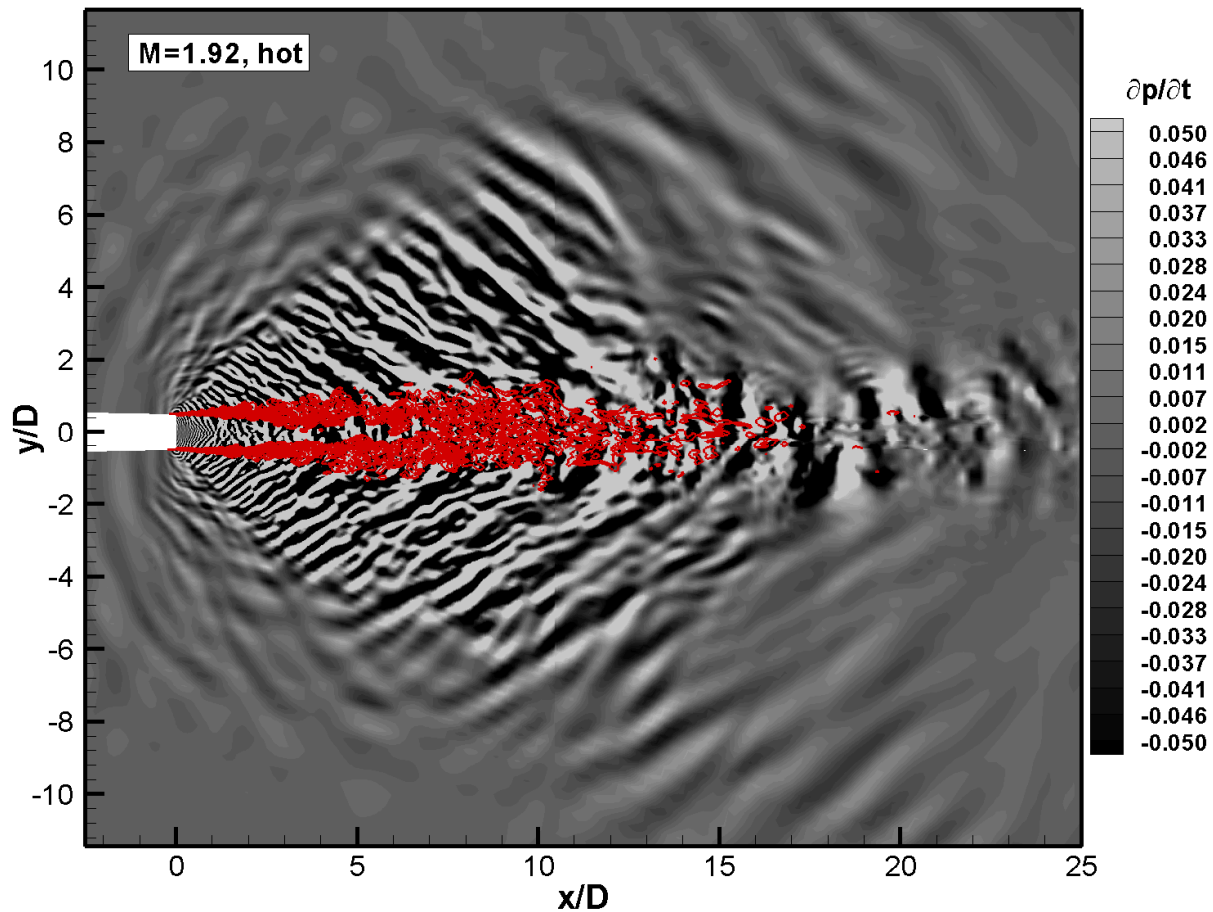
Волны Маха

Источником волн Маха является движение вихревых структур в слое смешения со сверхзвуковой скоростью



Пример: горячая сверхзвуковая струя

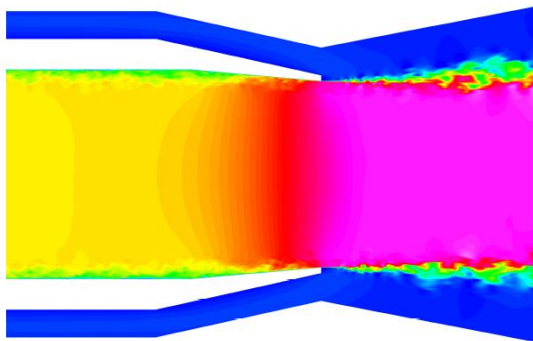
- Горячая струя при $M=1.92$
 - Доминирующий источник звука – волны Маха



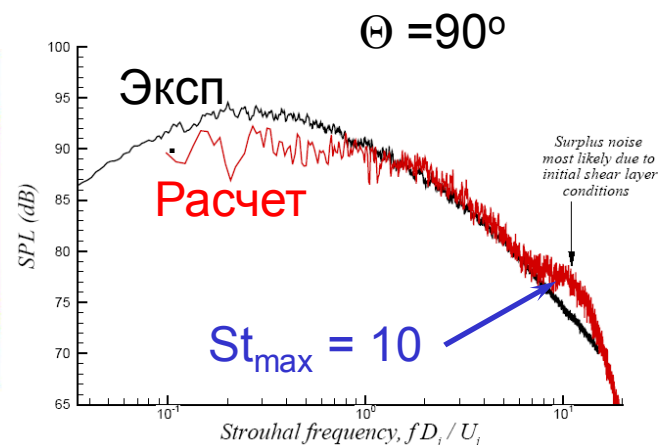
Акустическое давление и завихренность

3. LES струй при высоких Re

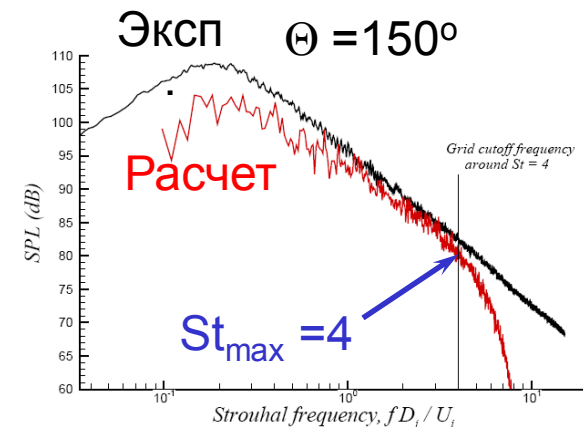
- Для проведения совместного LES-расчета течения в сопле и в струе требуется сетка $\sim 50 \cdot 10^9$ узлов (Uzun & Hussaini, 2008)
 - Даже для WMLES шаг по углу $\sim 0.1 \delta_{BL} \approx 10^{-3} D \rightarrow N_\phi \sim 3000$
- Рекордный расчет (Uzun & Hussaini, 2010) - сетка 370M узлов
 - LES с разрешением турбулентных структур в пограничном слое на стенке сопла в окрестности выхода
 - ✓ Число Рейнольдса снижено в 12 раз (10^5 – расчет; $1.2 \cdot 10^6$ – эксп.)
 - ✓ Расчетная область ограничена $20D$ вниз по потоку от среза сопла
 - По нормали к оси струи ($\Theta = 90^\circ$) получено хорошее согласование с экспериментом до $St = 10$
 - ✓ Разрешение хуже для “острых” углов
 - ✓ Спектральные максимумы при $St = 0.2$ занижаются на 3 – 5 dB



Поле скорости



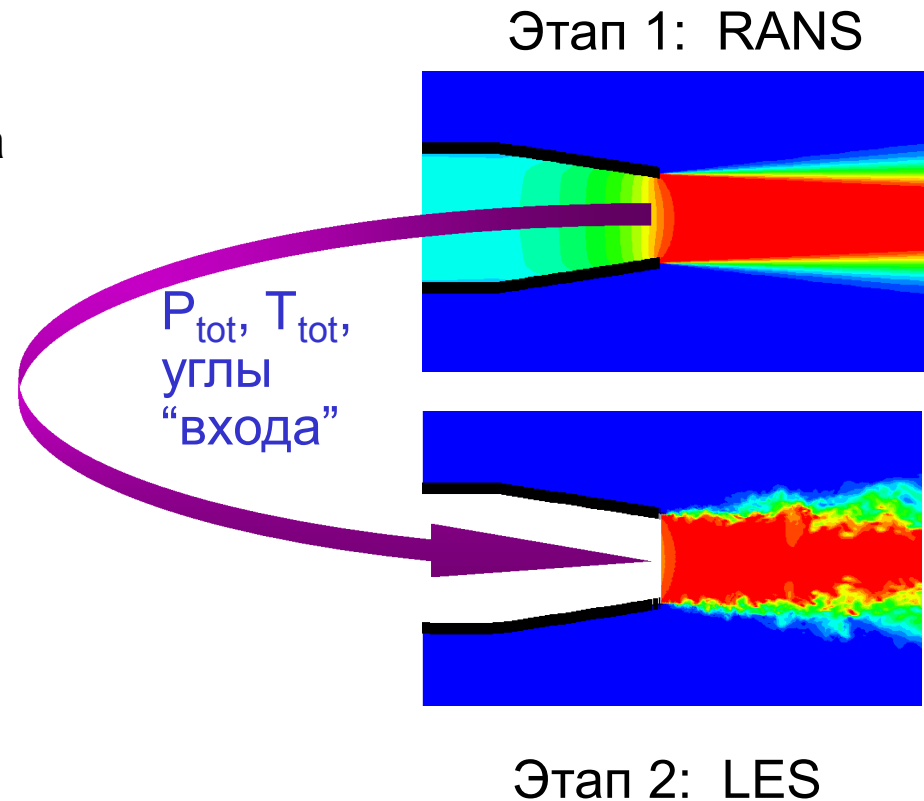
Спектр шума при $\Theta = 90^\circ$



Спектр шума при $\Theta = 150^\circ$

Альтернатива: 2-этапный RANS-ILES

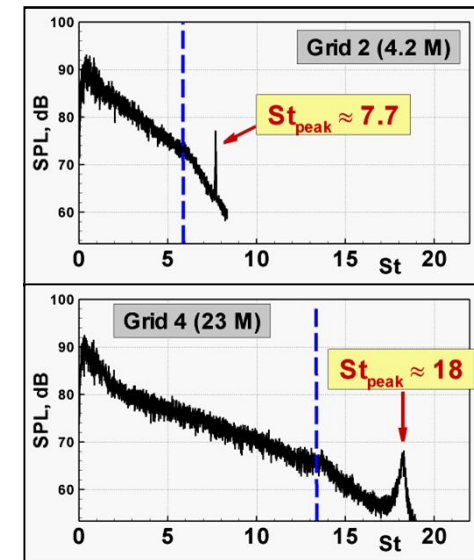
- Совместный RANS-расчет течения в соплах и в струе
 - Даже для сложных струй обеспечивает реалистичные параметры на срезе
- LES течения в струе
 - Входные профили – из RANS-этапа
 - ✓ Тонкие пограничные слои необходимы для быстрого перехода к турбулентности и разрешения мелкомасштабных вихревых структур слоя смешения, ответственных за генерацию высокочастотного шума
 - Гораздо более грубая, чем в RANS, сетка по нормали к стенке (нет необходимости в разрешении ламинарного подслоя)



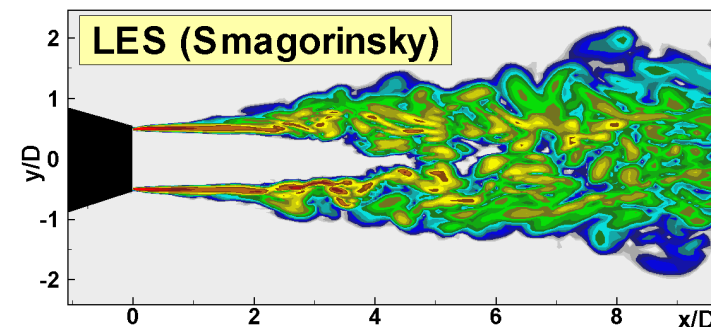
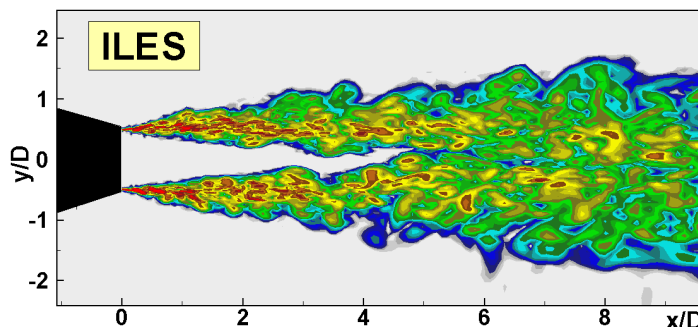
Результат «настоящего» LES на сетке в 370 млн. узлов может быть воспроизведен на сетке в 5 млн. узлов

Альтернатива: 2-этапный RANS-ILES

- “Неявный” (implicit) LES - ILES
 - Без подсеточной модели
 - ✓ Только схемная диссипация
- Происходит быстрый спонтанный переход к турбулентности в слоях смешения
 - Тонкий ПС
 - Низкая диссипативность метода
- В спектрах шума появляется ложный тон на частоте сворачивания слоя смешения
 - При более высоких частотах результаты искажены
 - Эта частота увеличивается с измельчением сетки
 - ✓ Сетка должна быть такой, чтобы ложный тон был “выведен” за пределы интересующего диапазона частот
- При использовании подсеточной модели переход затянут
 - Это ведет к существенному искажению характеристик шума

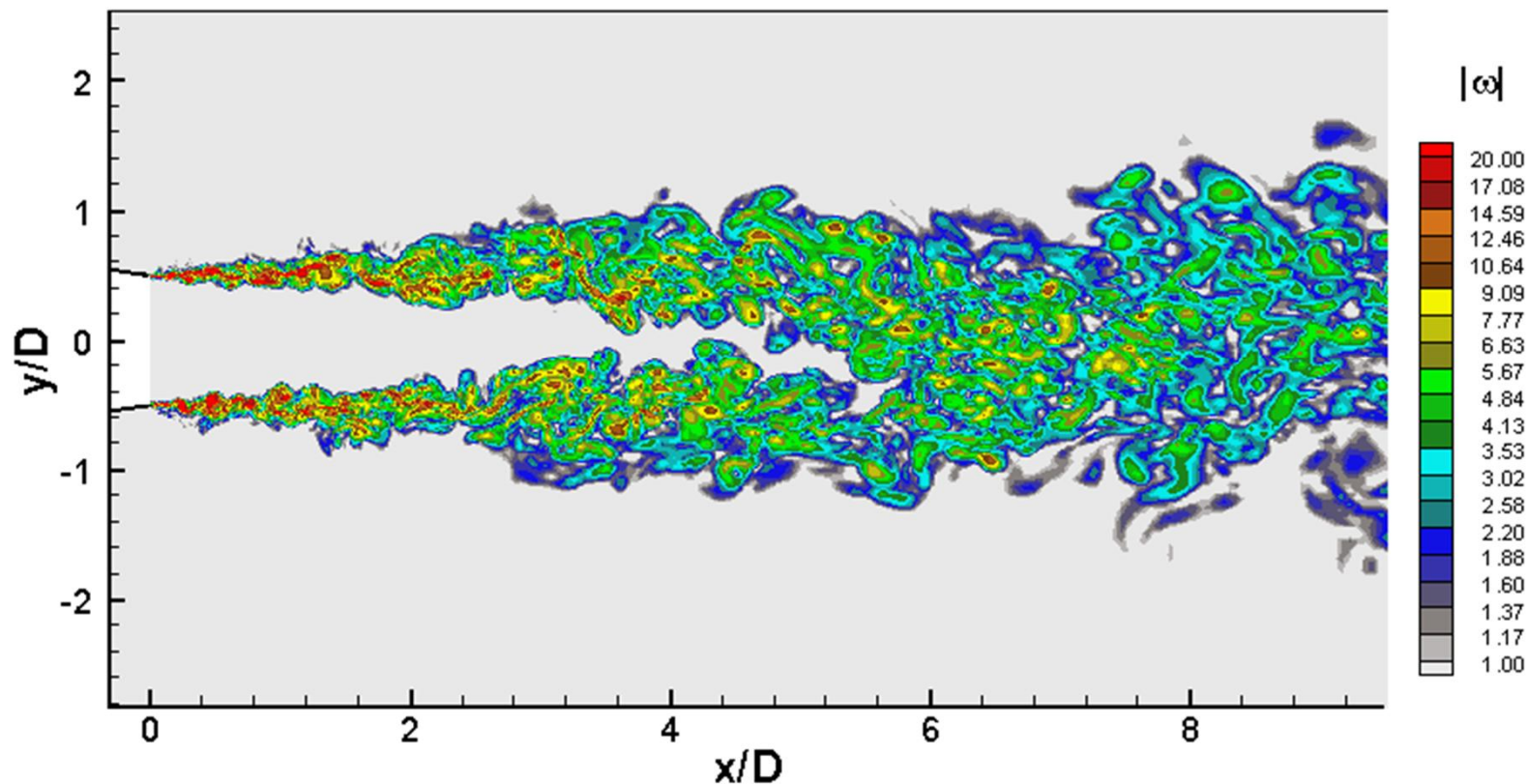


Узкополосные спектры шума при $\Theta = 90^\circ$



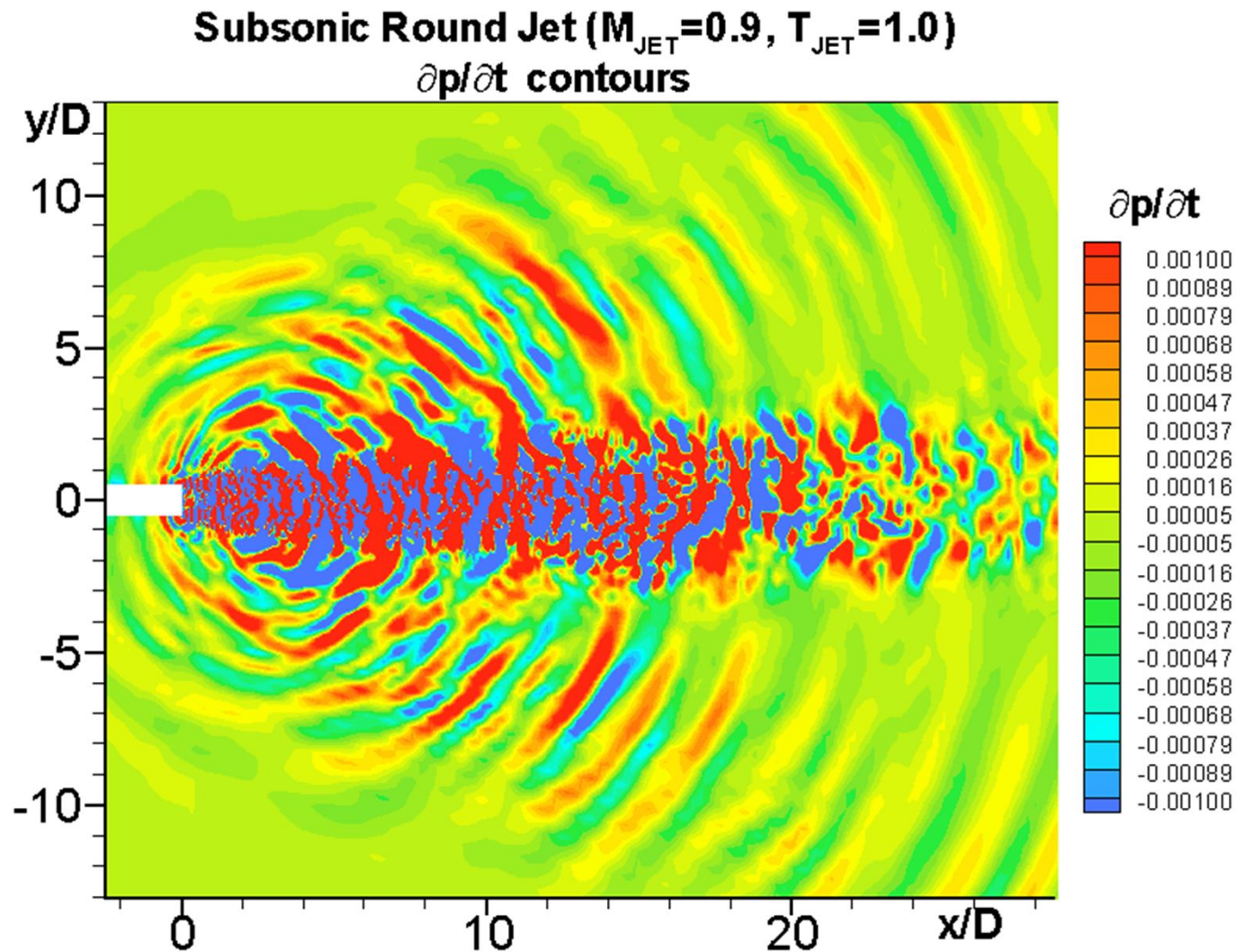
Предсказание структуры турбулентности

- Обеспечен быстрый “спонтанный” переход к турбулентности и качественно верное описание эволюции вихревых структур:
 - Потеря устойчивости слоя смешения
 - Генерация и “спаривание” вихрей; хаотизация слоя смешения
 - Увеличение размера структур по мере движения вниз по потоку



Поле завихренности (сетка ~4.5М узлов)

Предсказание структуры акустического поля и положения источников звука

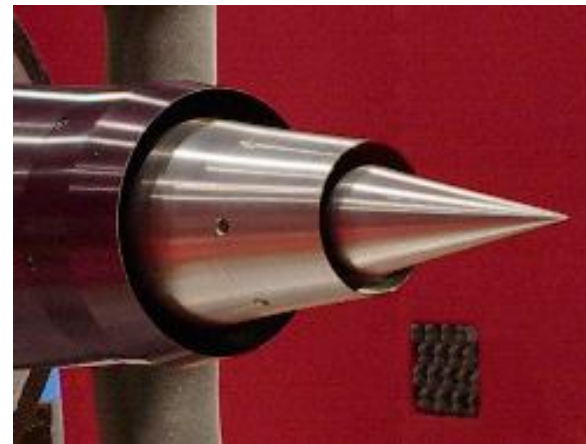
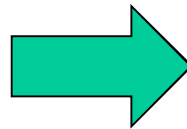


Поле акустического давления

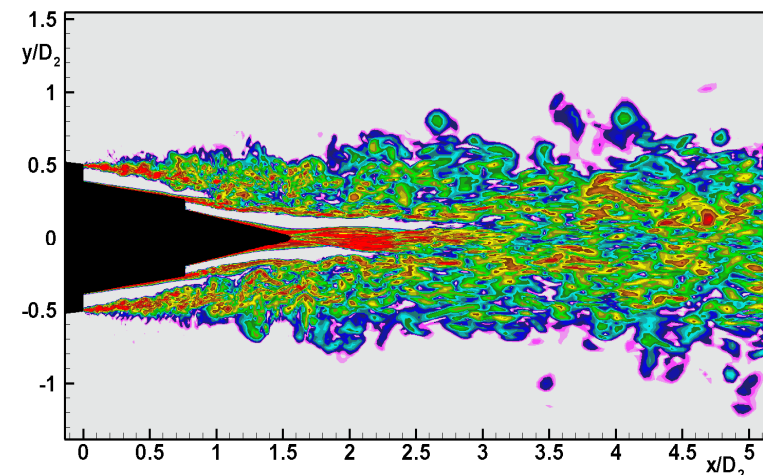
4. Шум в ближнем поле

Акустическое воздействие на расстоянии нескольких диаметров струи

- Необходима мелкая сетка вплоть до наблюдателя
- Пример: эксперимент Callender, Gutmark and Martens (U. – Cincinnati, GEAE)
 - (отношение площадей ≈ 4.5 ; $M_1=0.98$, $M_2=0.61$, $T_{1s}/T_{2s}=2.7$)



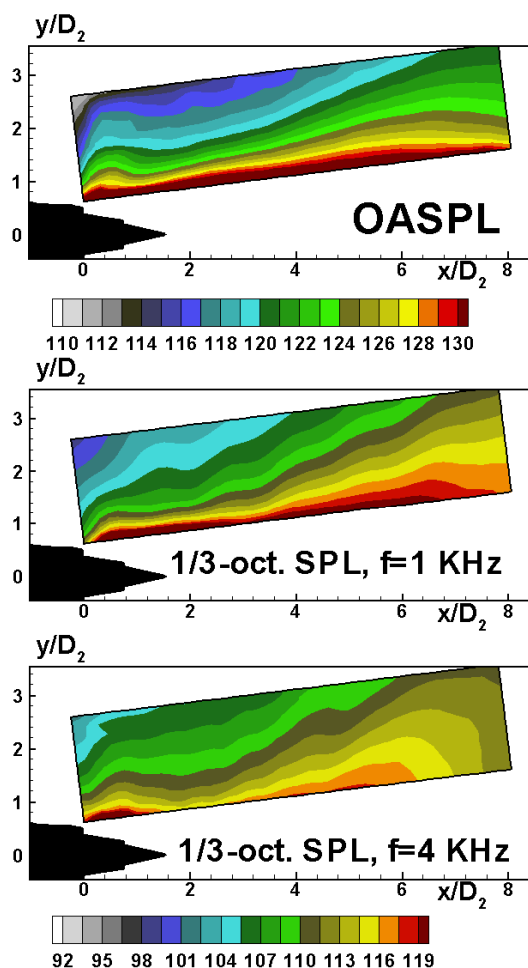
Сложная структура поля
завихренности: 2 слоя смешения и
вихревой след за центральным телом



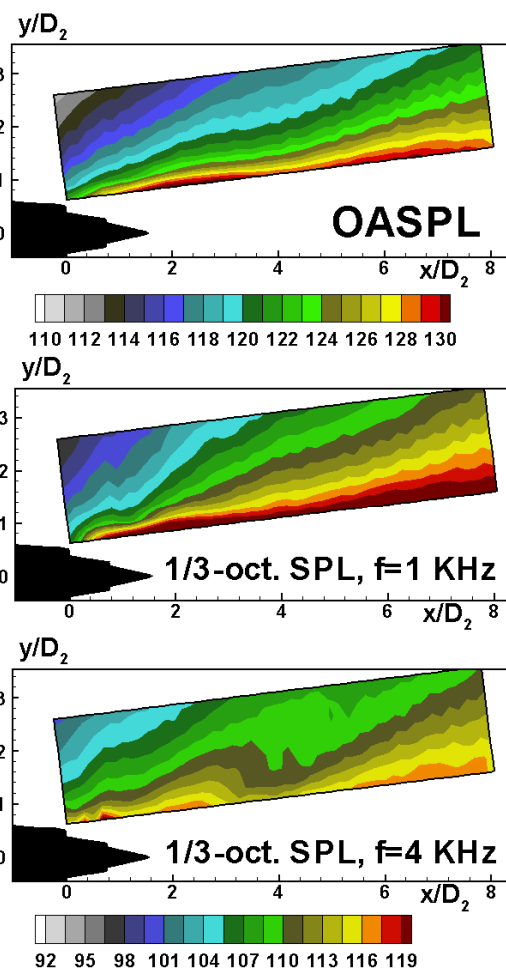
Шум в ближнем поле

Удовлетворительное согласование с экспериментом (различие < 2 dB)
вплоть до полосы частот с центром $f = 4$ KHz ($St \approx 3$)

LES



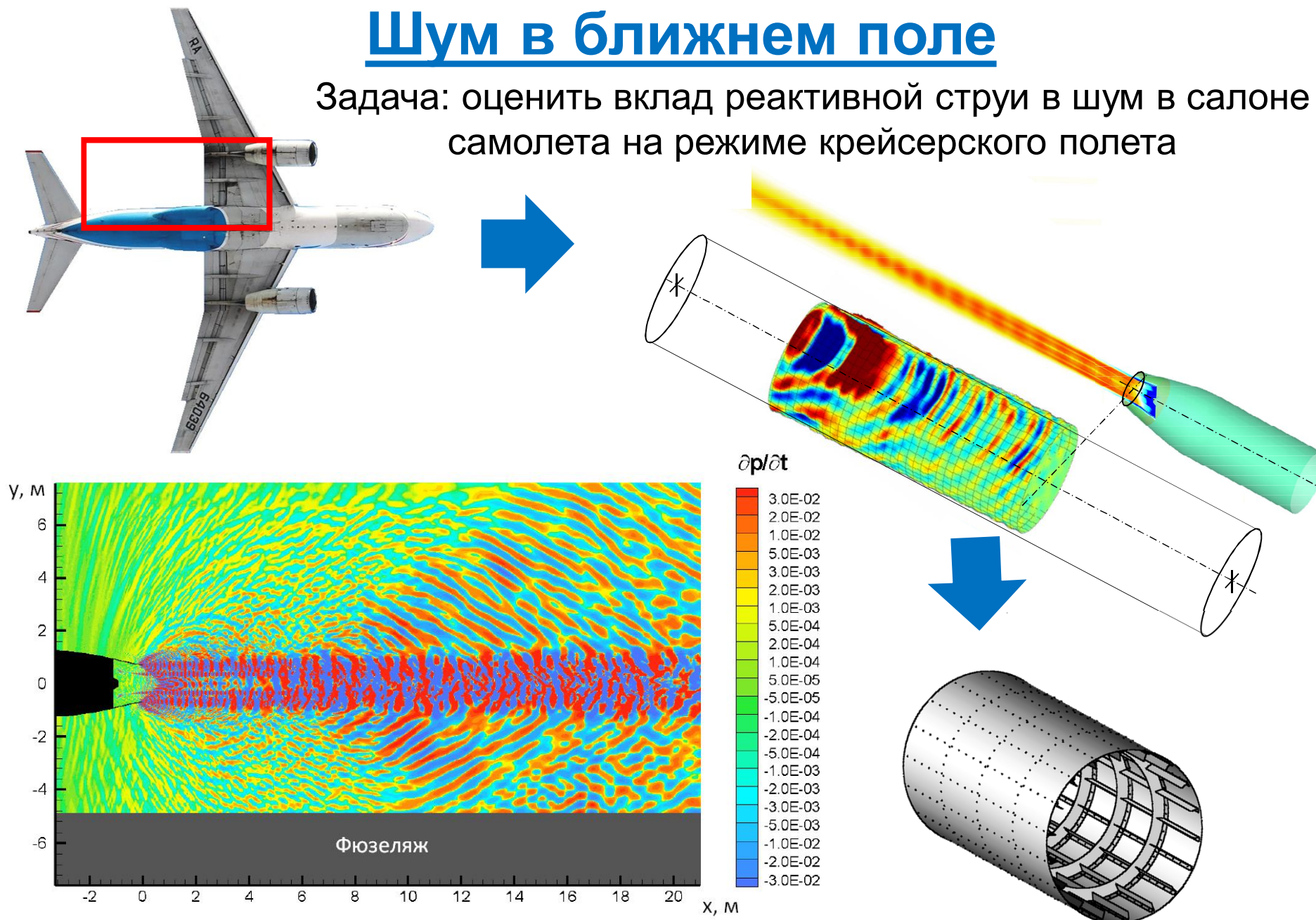
ЭКСП.



Суммарный и 1/3-октавные уровни шума

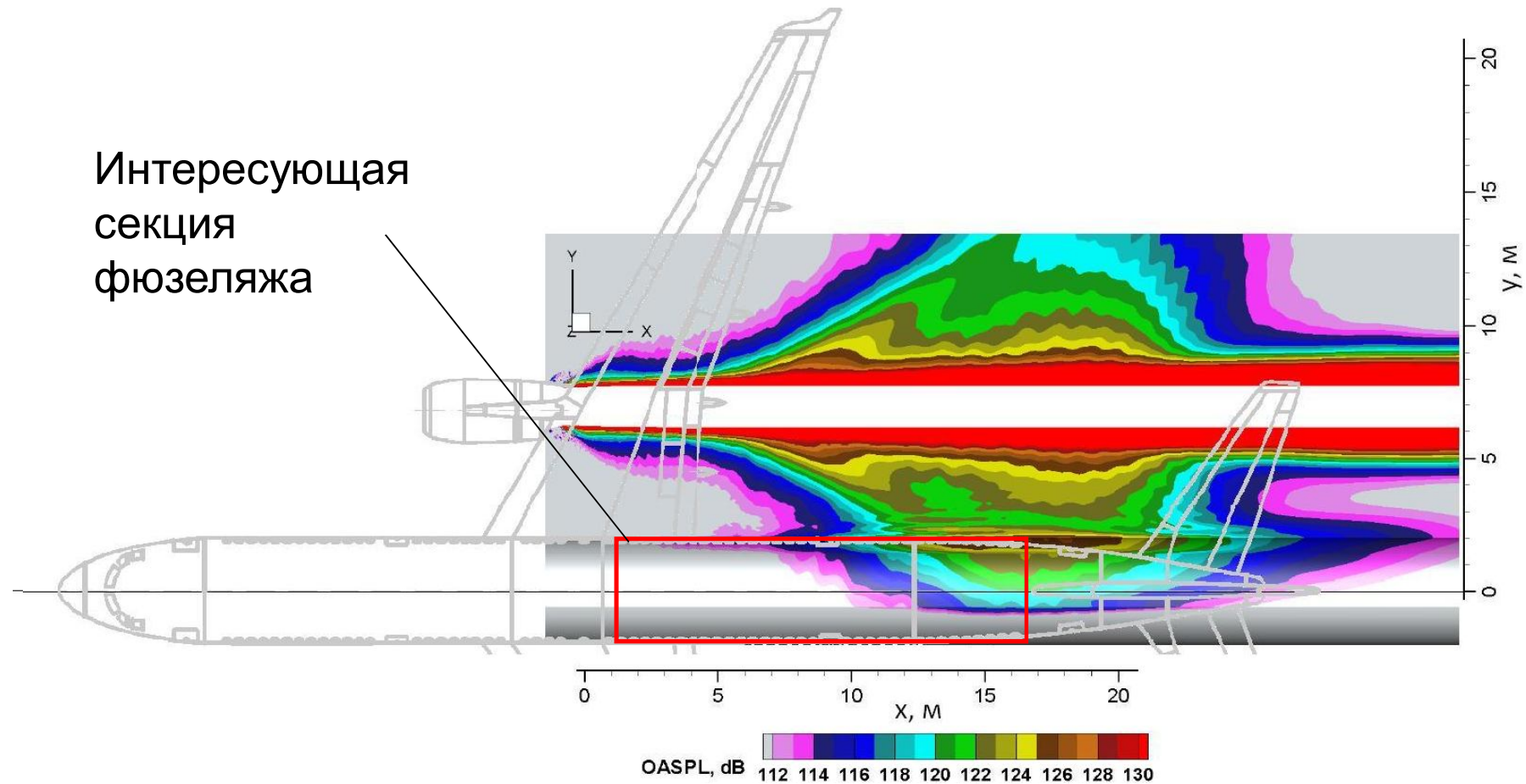
Шум в ближнем поле

Задача: оценить вклад реактивной струи в шум в салоне самолета на режиме крейсерского полета



Мгновенное поле производной давления по времени

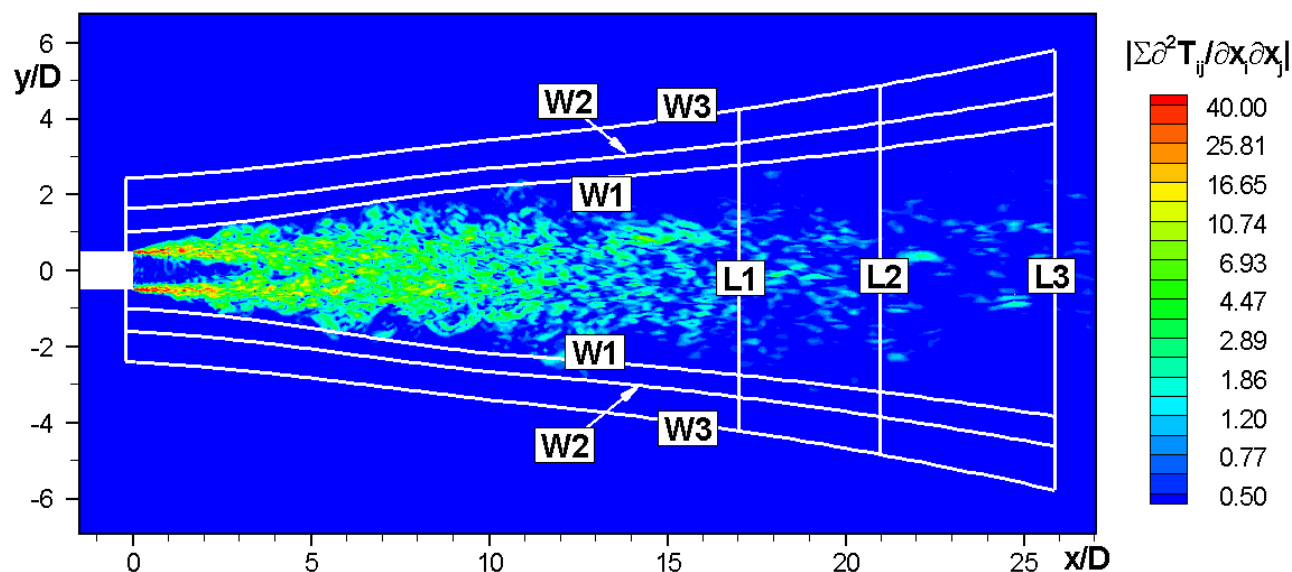
Шум в ближнем поле



Поле суммарной интенсивности акустических возмущений в
плоскости симметрии и на фюзеляже

5. Шум в дальнем поле

- Для описания звуковых волн шаг сетки должен быть в несколько раз меньше длины волны
 - Сохранять столь мелкую сетку до удаленного наблюдателя невозможно
- Используются специальные интегральные методы
 - Шум в дальнем поле рассчитывается как суперпозиция шума от точечных источников, расположенных на контрольных поверхностях, охватывающих все источники шума
 - ✓ Шум от точечного источника вычисляется аналитически

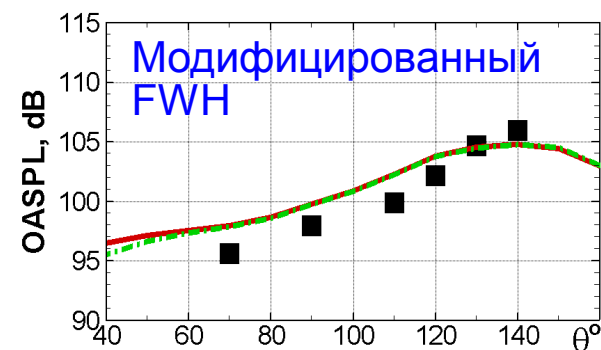
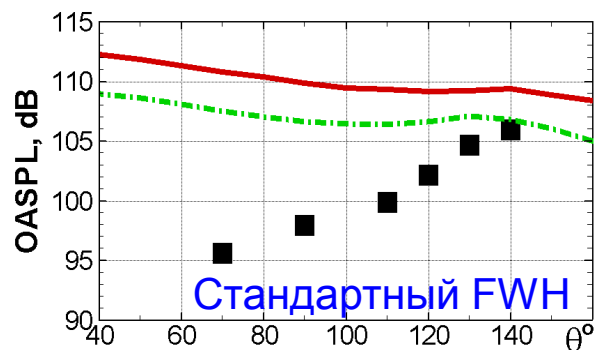


Типичные контрольные поверхности и поле источников шума для струи

Шум в дальнем поле

Существует два основных интегральных метода расчета шума

- Метод Кирхгофа
 - Требователен к положению контрольных поверхностей
 - ✓ Контрольные поверхности должны быть в области потока, где справедливы акустические (линеаризованные) уравнения
 - В задачах с «неограниченной» турбулентностью необходимы очень большие поверхности
 - ✓ Затратен (внутри поверхности волны давления должны разрешаться)
- Метод Фокса Уильямса и Хокингса (FWH)
 - Контрольные поверхности могут располагаться в непосредственной близости к турбулентной зоне (невязкая, но нелинейная область потока)
 - «Неограниченная» турбулентность и близость к турбулентной зоне могут вносить существенные погрешности
 - ✓ Требуются специальные модификации оригинального метода



Метод FWH (Ffowcs Williams & Hawkins)

- Базируется на аналогии Лайтхилла
 - Позволяет упростить конвективное волновое уравнение Блохинцева - Хоу
- Решение упрощенного уравнения дает формулу для акустического давления p' в “дальнем поле”
 - Переходит в классический метод Кирхгофа, если контрольная поверхность находится в области “линейной акустики”
- На практике используется вариант без внешнего объемного интеграла
 - Существенно экономичней

$$4\pi|\mathbf{x}|(1-M_r)p'(\mathbf{x},t) = \frac{x_j x_l}{|\mathbf{x}|^2 c_0^2} \frac{\partial^2}{\partial t^2} \int_V \{T_{jl}\}_{ret} dV$$

Квадруполь

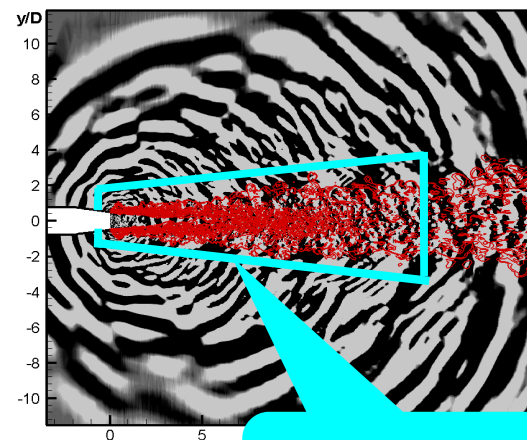
$$+ \frac{x_j}{|\mathbf{x}|c_0} \frac{\partial}{\partial t} \int_{\Sigma} \{p'n_j + \rho u_j(u_n - U_n)\}_{ret} d\Sigma$$

Диполь

$$+ \frac{\partial}{\partial t} \int_{\Sigma} \{\rho_0 u_n + \rho'(u_n - U_n)\}_{ret} d\Sigma$$

Монополь

$$T_{jl} = \rho u_j u_l + (p - c_0^2 \rho') \delta_{jl} \quad \text{- тензор Лайтхилла}$$



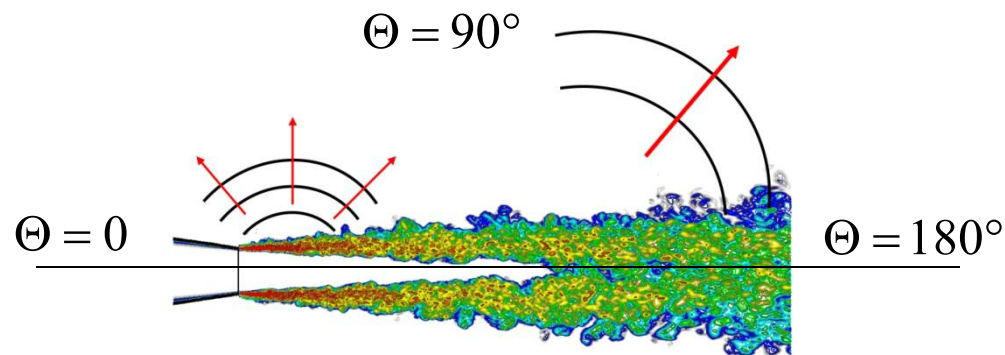
Контрольная
поверхность

Σ - замкнутая поверхность (охватывает все твердые тела, но не обязательно все источники)

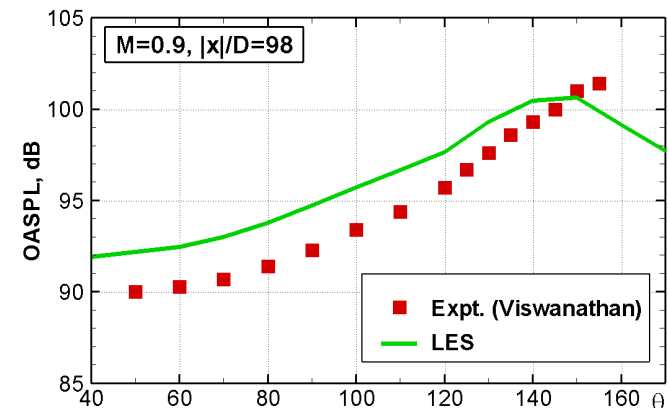
V - бесконечный объем вне поверхности Σ

5.1. Примеры расчета шума в дальнем поле

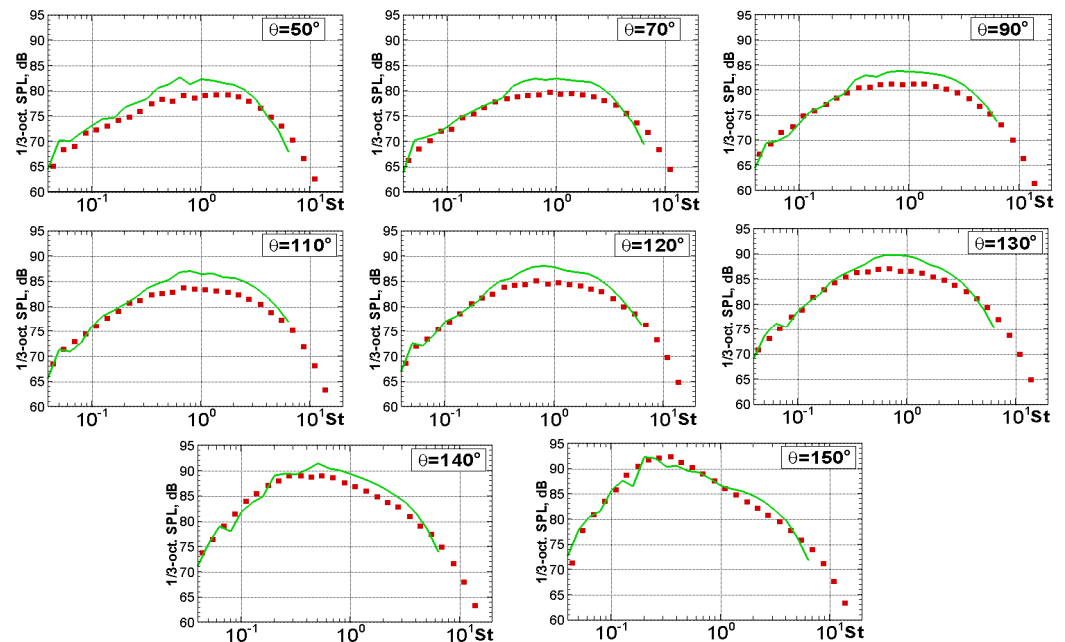
Одиночная дозвуковая струя ($M=0.9$)



- Диаграмма направленности шума
 - Завышен “боковой” шум ($\Theta=90^\circ$)
 - Занижен шум при больших углах (вблизи “пикового” направления)



- 1/3-октавные спектры для разных наблюдателей
 - Хорошее согласование вплоть до частот соответствующих $St = 4-5$
 - Различие не превышает 2.5 dB
 - Максимальная погрешность – в районе спектральных максимумов ($St \approx 1$)



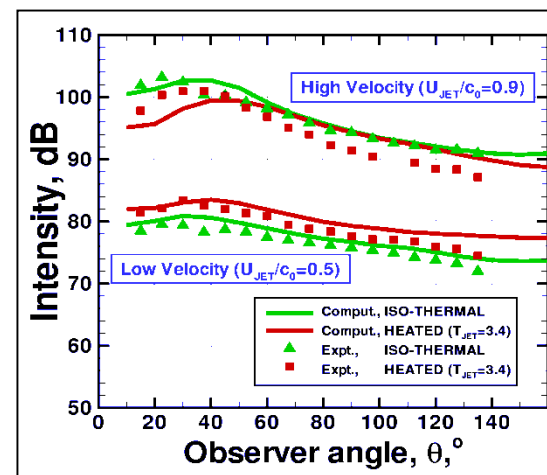
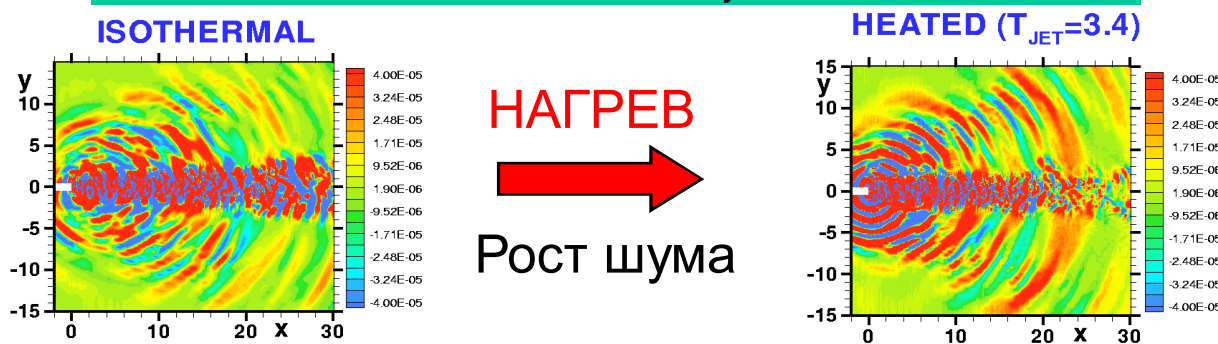
Влияние нагрева на шум

- Расчеты подтверждают наблюдаемый в эксперименте нетривиальный “перекрестный” эффект:
 - Снижение шума при нагреве при больших скоростях ($M_a > 0.7$)
 - Его увеличение при малых скоростях ($M_a < 0.7$)

Высокая скорость ($M_a = U_{jet}/c_0 = 0.9 > 0.7$)



Низкая скорость ($M_a = U_{jet}/c_0 = 0.5 < 0.7$)

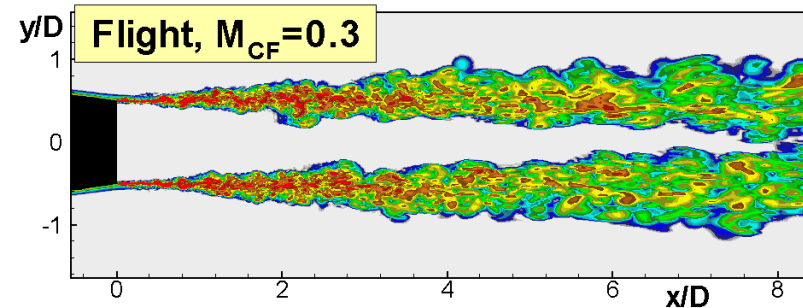
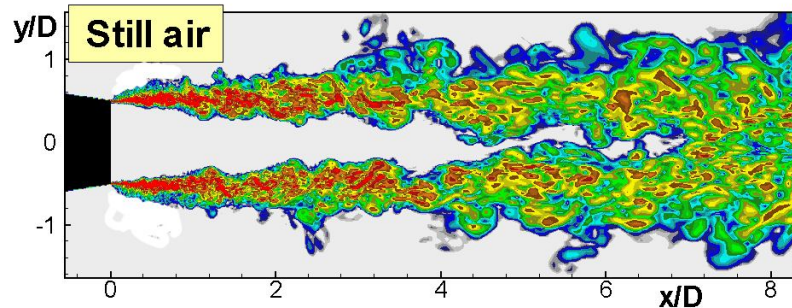


Интегральный шум

Акустическое давление

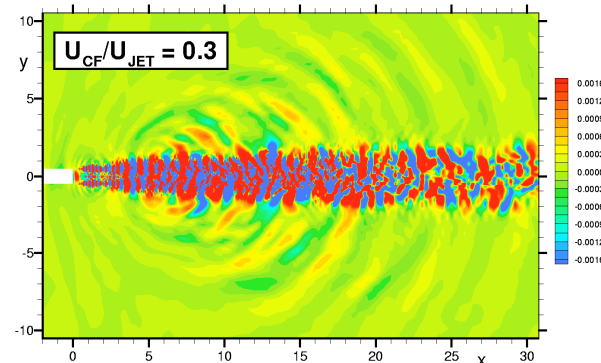
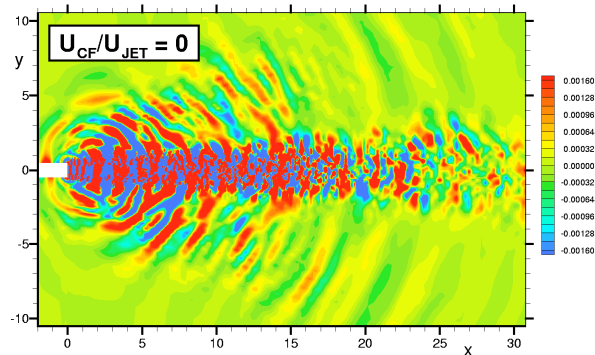
Влияние спутного потока

- Наличие спутного потока (скорости полета)
 - Стабилизирует слои смешения и удлиняет потенциальное ядро
 - Уменьшает интенсивность пульсаций скорости

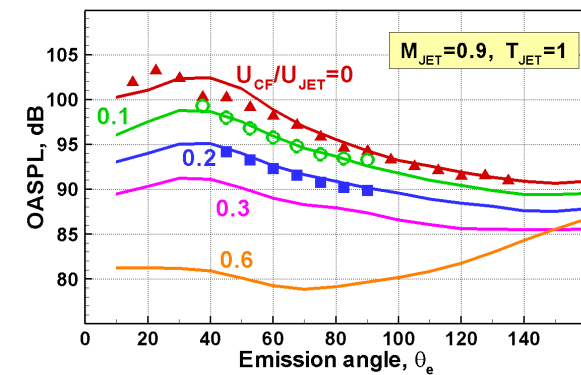


Мгновенные поля завихренности

- Это приводит к существенному снижению уровня шума с ростом скорости полета



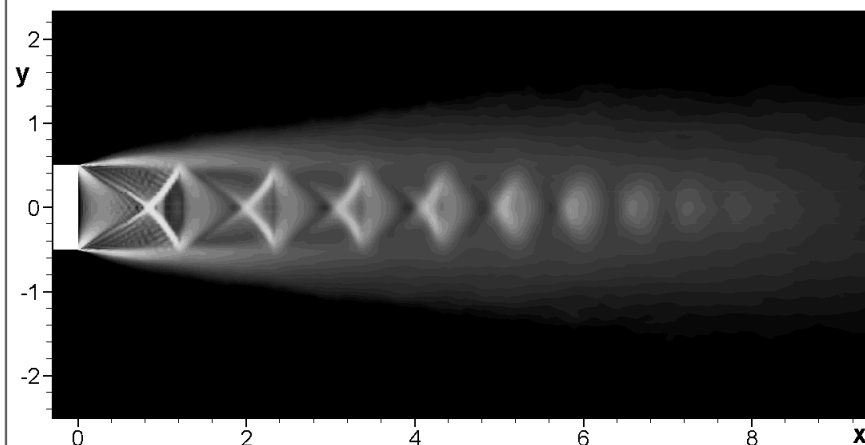
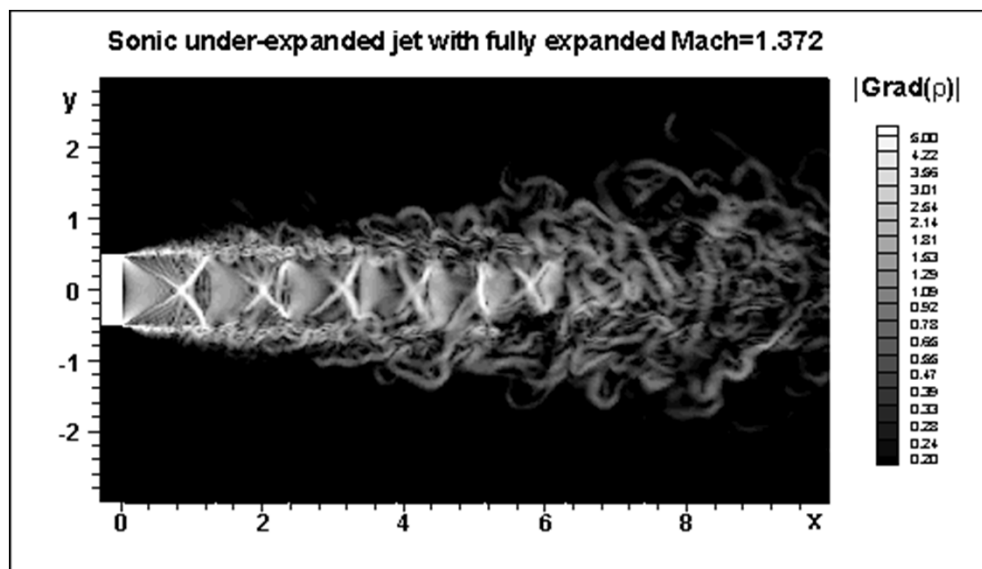
Акустическое давление



Интегральный шум
(эксп. Tanna & Morris)

Звуковые недорасширенные струи

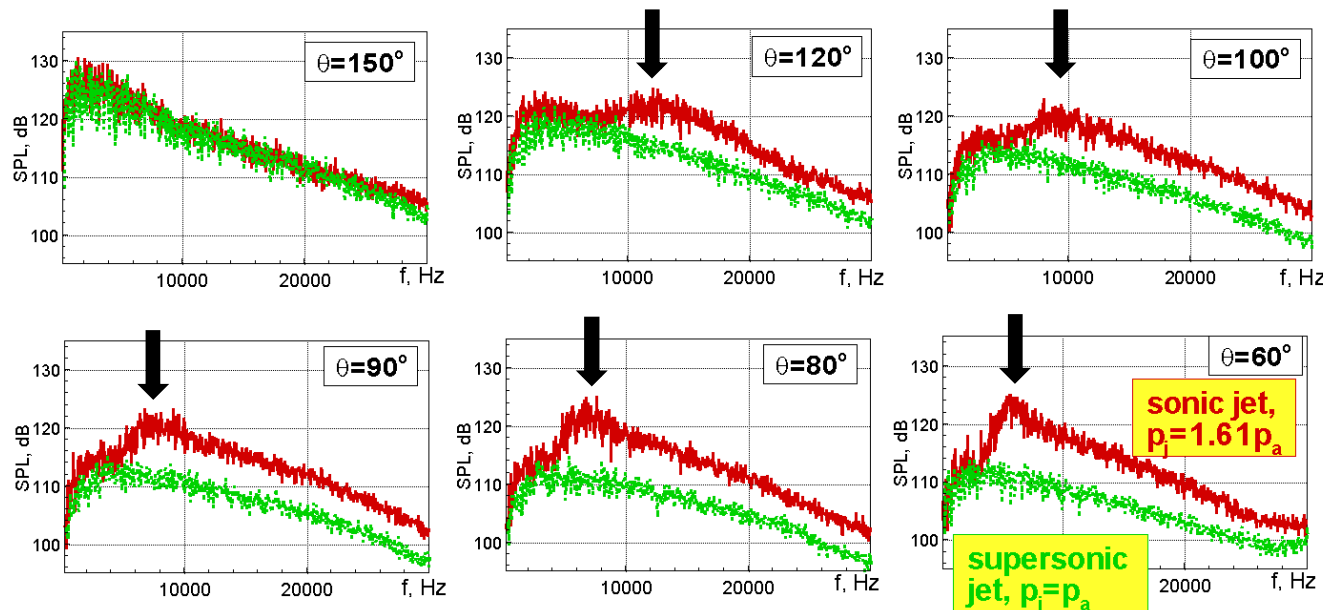
- Изотермическая слабо недорасширенная струя
 - Отношение давления на срезе сопла к атмосферному $p_{\text{jet}}/p_a=1.61$
 - Число Маха полностью расширенной струи $M_{FE}=1.37$
- Для таких течений характерен широкополосный шум от ударно-волновых ячеек (УВШ)
 - Источник шума - взаимодействие вихревых структур с ударно-волновыми ячейками



Мгновенное и среднее поля $|\nabla(p)|$ (вычислительные “Шлирен-картины”)

Шум от ударно-волновых ячеек (УВШ)

- УВШ, генерируемый недорасширенной струей, ясно виден из сравнения спектров шума двух струй
 - УВШ наиболее ярко выражен для направлений по нормали к струе и вверх по потоку
 - Частота пика УВШ падает с уменьшением Θ



Узкополосные спектры шума недорасширенной звуковой и расчетной сверхзвуковых струй с одинаковыми параметрами торможения

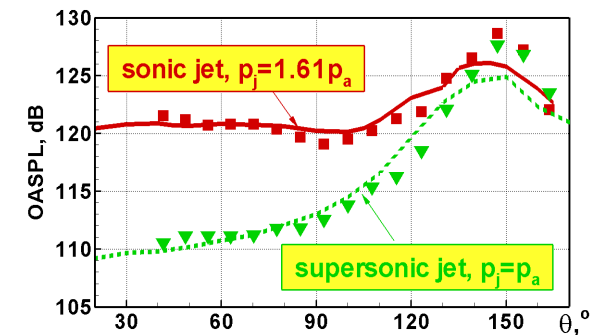
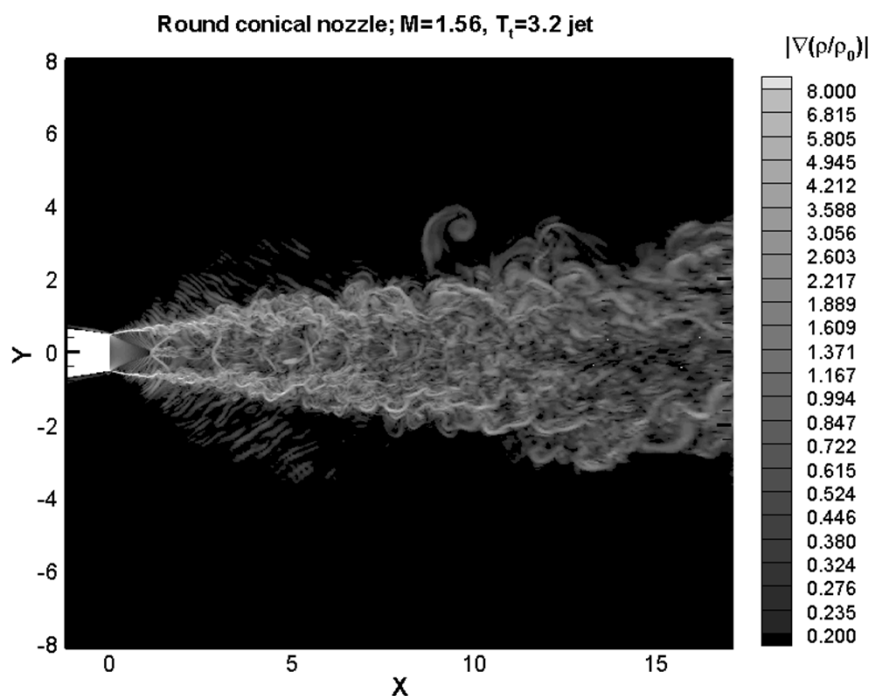


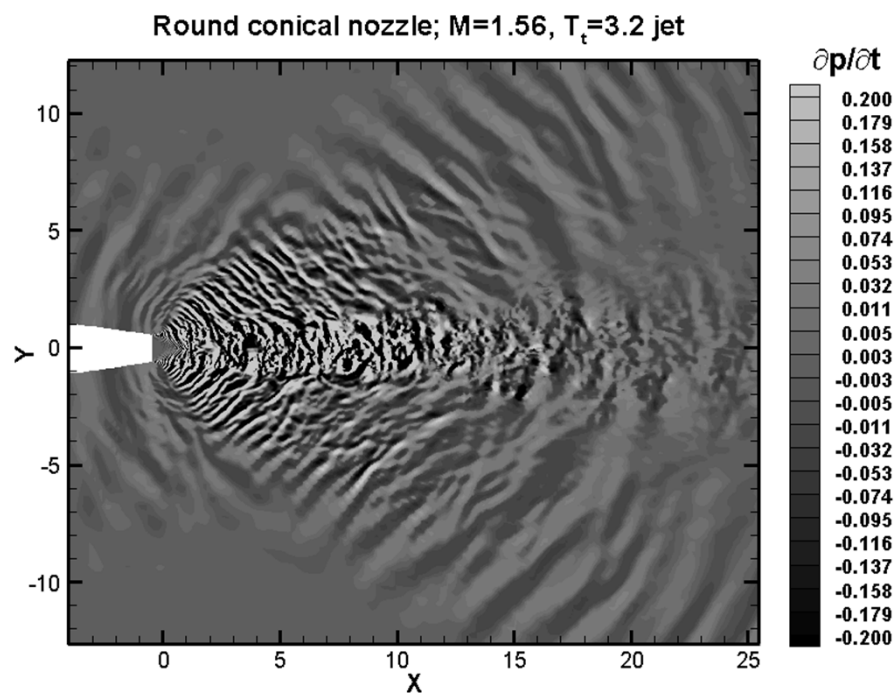
Диаграмма направленности шума (эксп. Tanna)

Звуковые недорасширенные струи

- Более сложный случай: горячая сильно недорасширенная струя
 - $T_t=3.2$
 - $M_{FE}=1.56$
- При высоких скоростях и больших степенях нерасчетности видны все 3 типа шума, характерных для сверхзвуковых струй с ударными волнами:
 - Широкополосный шум от ударных ячеек
 - Волны Маха
 - Шум, обусловленный турбулентным смешением

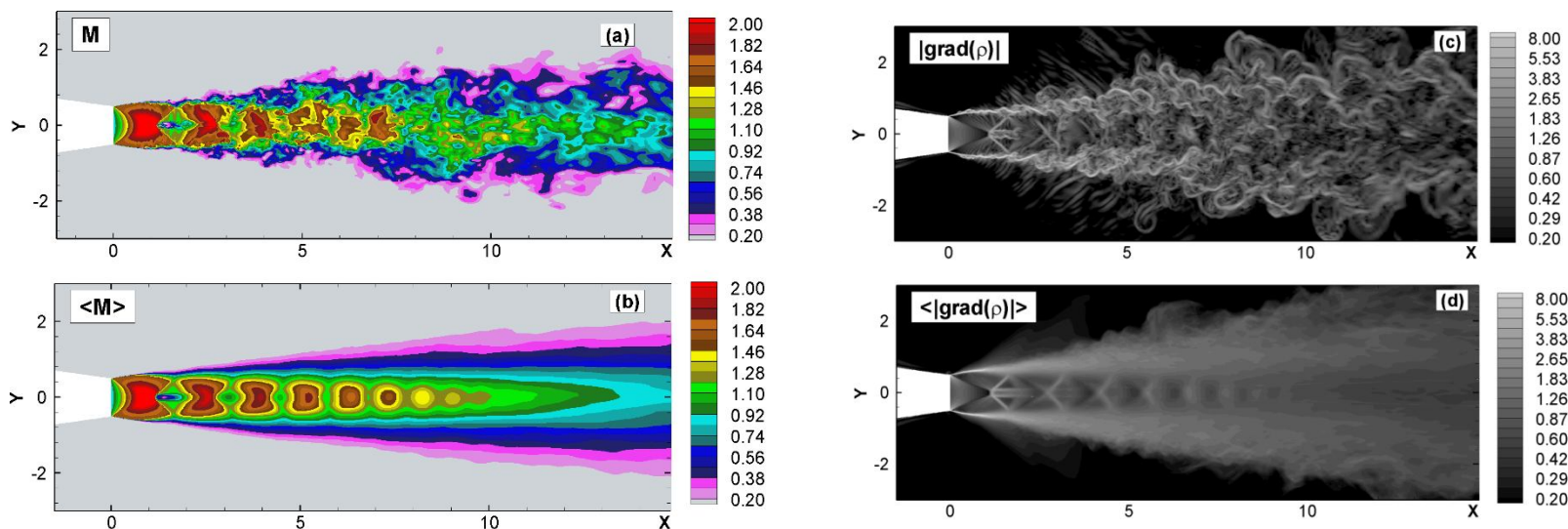


Поле $|\nabla(\rho)|$ («Шлирен»)



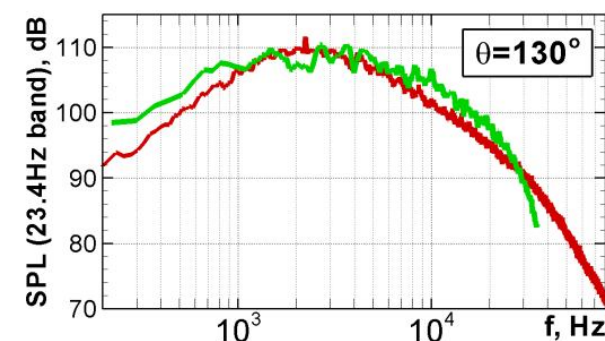
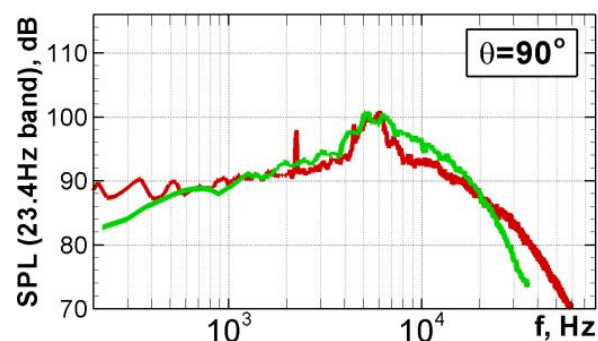
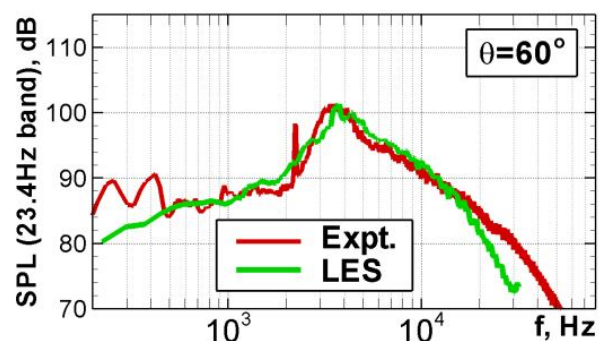
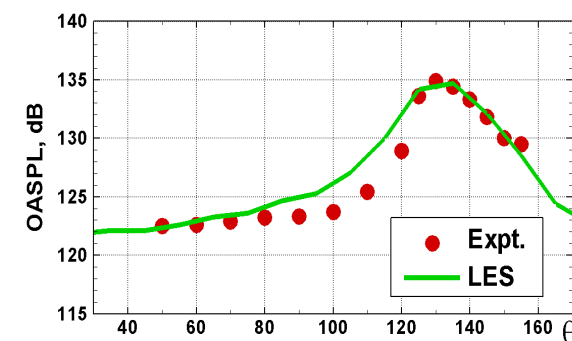
Акустическое давление в ближнем поле

Звуковые недорасширенные струи



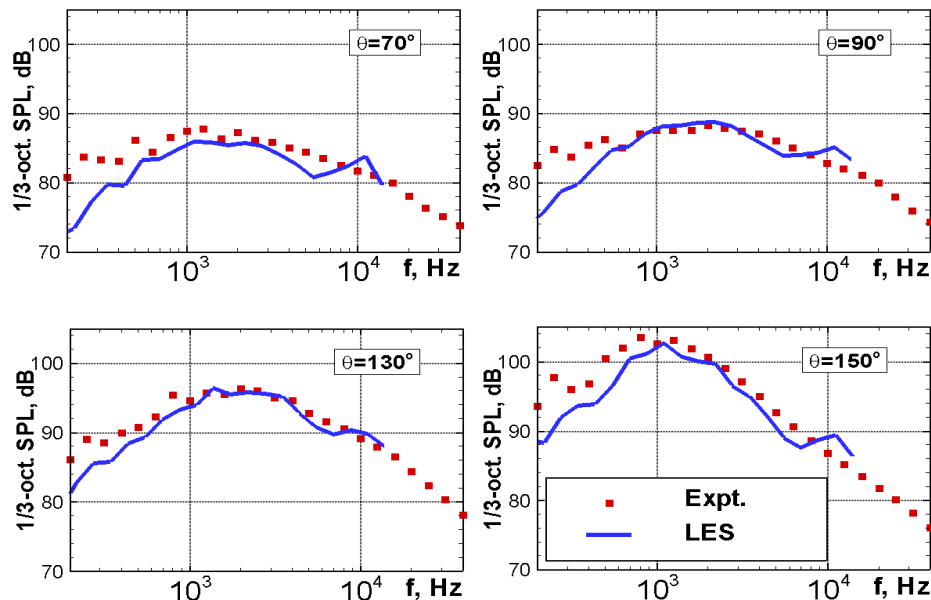
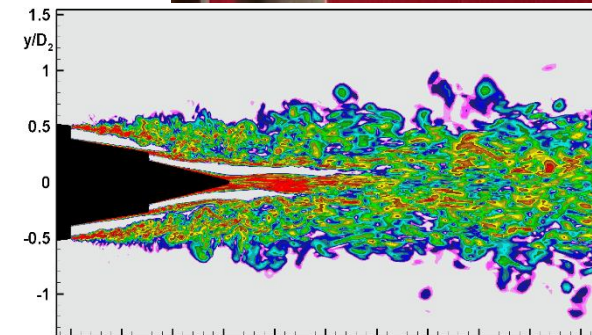
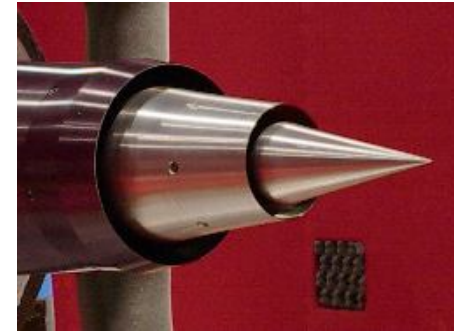
Мгновенные и средние поля числа Маха и $|\nabla(\rho)|$

- В конце 1^й ячейки образуется диск Маха
 - Возникает дозвуковая зона и “внутренний” сдвиговый слой
- Хорошее согласие спектров до $St \sim 3$



Струя из двухконтурного сопла

- В диапазоне частот, разрешаемых на используемой сетке ($St < \sim 3$), согласование с экспериментом по шуму в дальнем поле не хуже, чем для “простых” струй из одноконтурных сопел



Спектры (1/3 октавы)

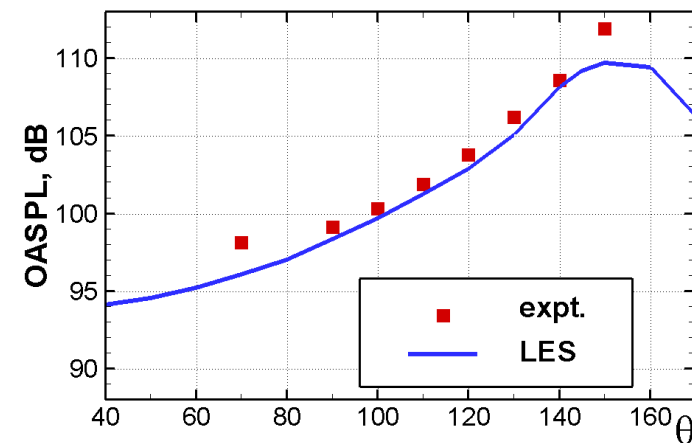
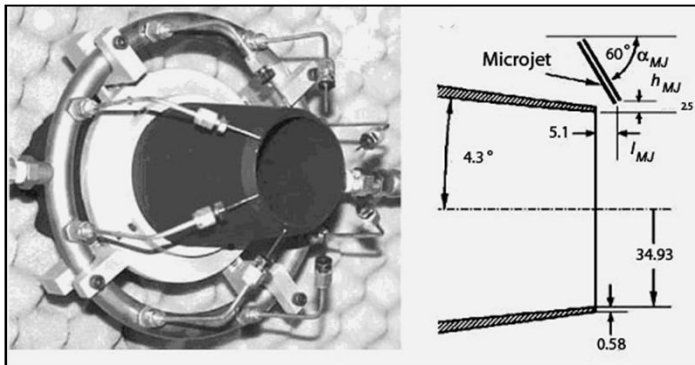
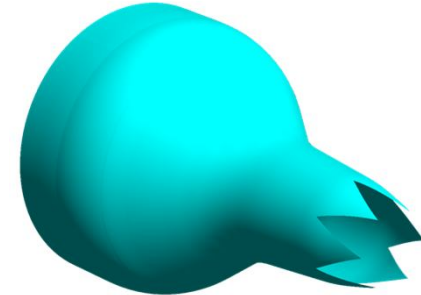


Диаграмма направленности
интегрального шума

5.2. Разные концепции снижения шума

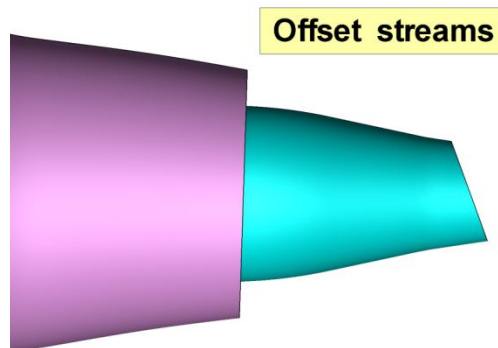
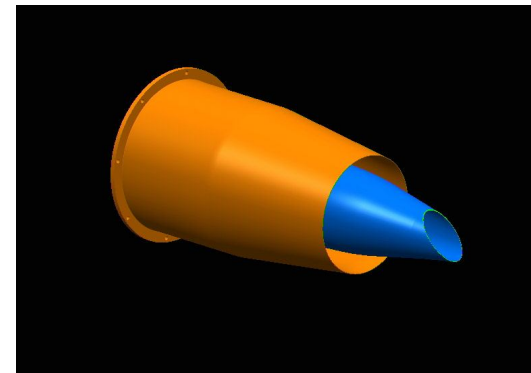
Все технические решения для снижения шума основаны на попытке изменить структуру турбулентности в струе

- Сопла с шевронами
 - Наиболее популярная концепция снижения шума
 - ❑ Может увеличить шум (требуется оптимизация)



- Инжекция звуковых микро-струй
 - Альтернатива шевронам
 - ❑ Пока недостаточно изучена

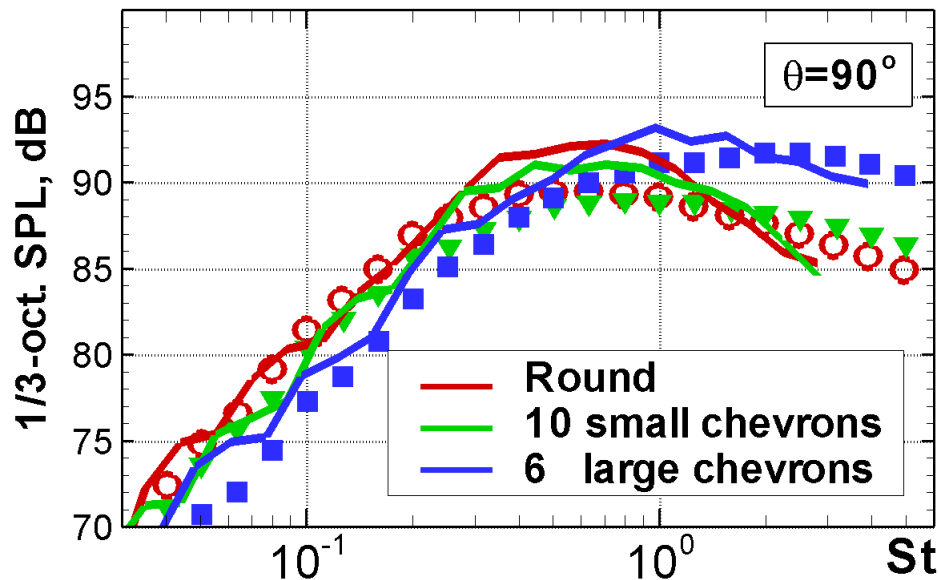
- Сопла с косым срезом
 - Приводит к уменьшению шума «вниз»
 - ❑ Поворот тяги



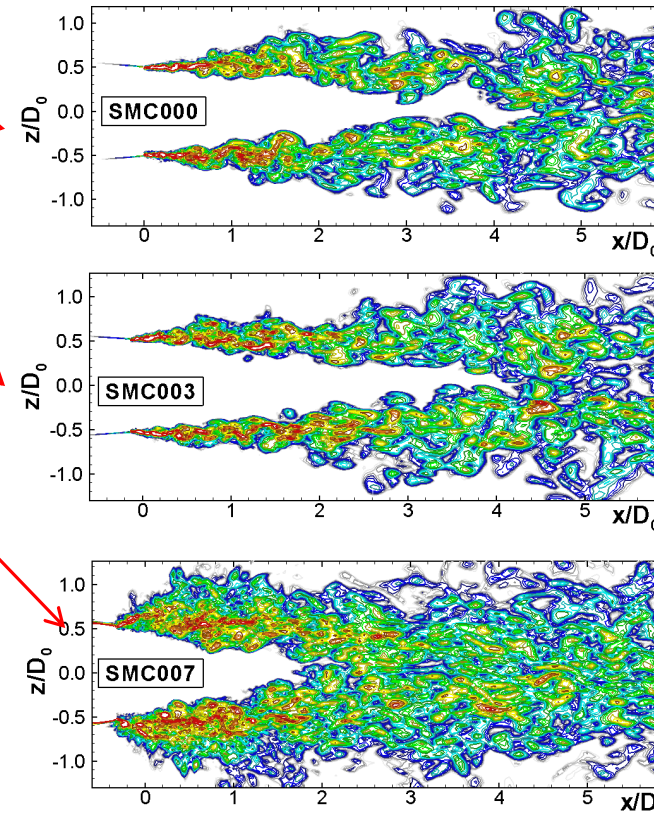
- Специальные конструкции двухконтурных сопел (“offset streams”)
 - Позволяет избежать поворота тяги
 - ❑ Пока мало изучена

Влияние шевронов

- Нет шевронов
- 10 “мелких” шевронов
 - Почти не влияют
- 6 “крупных” шевронов
 - Очень сильный эффект:
 - ✓ “Взрывной” переход
 - ✓ Утолщение слоев смешения
 - ✓ Ядро – гораздо короче
 - ✓ Много мелких структур



1/3-октавные спектры

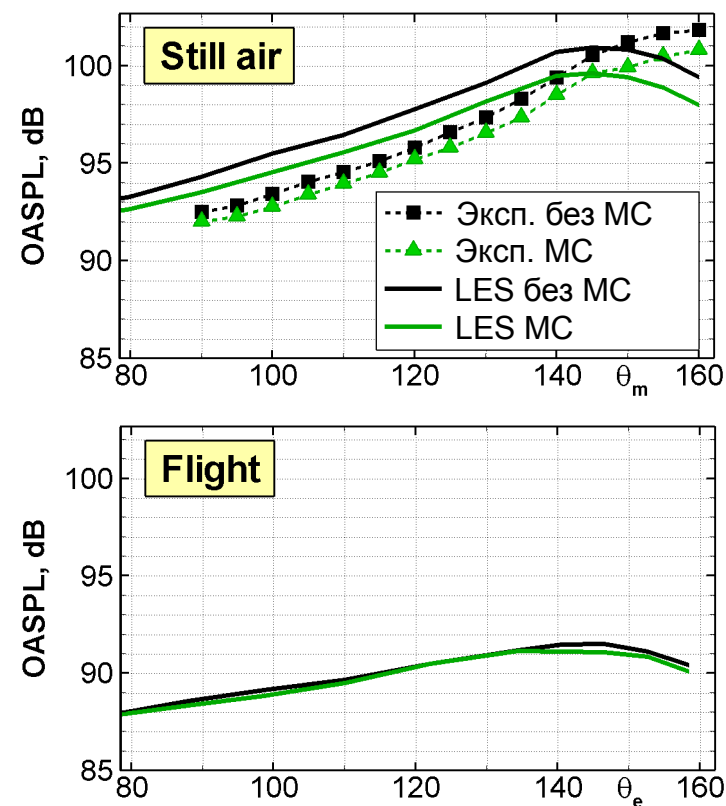
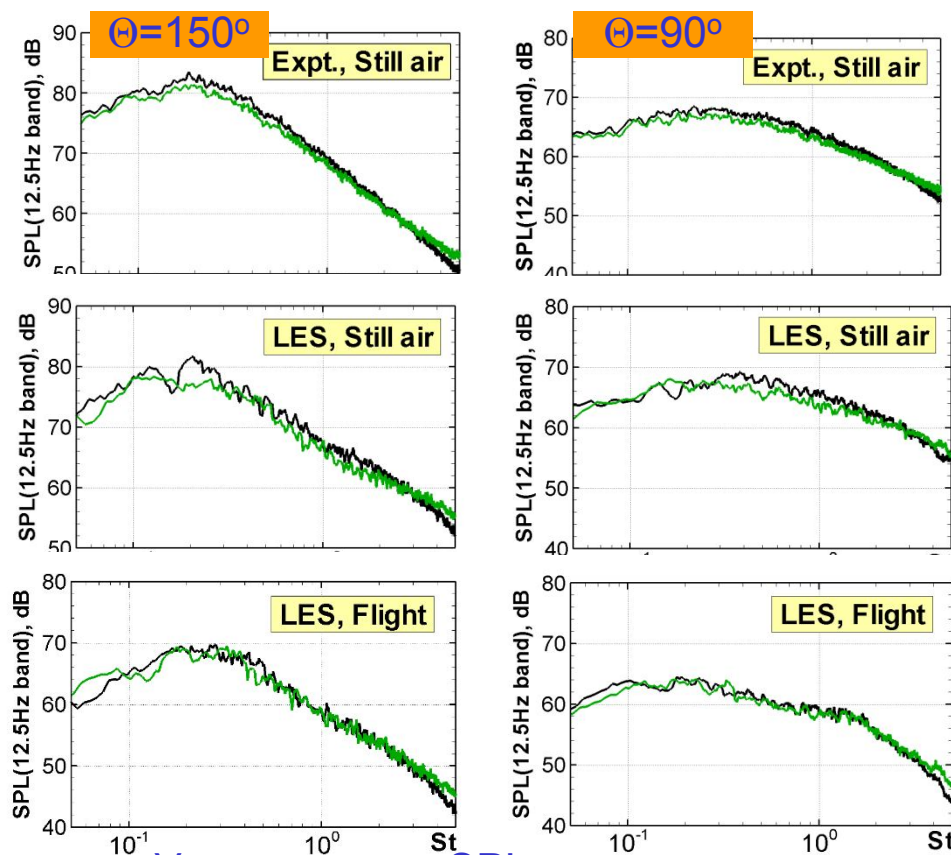
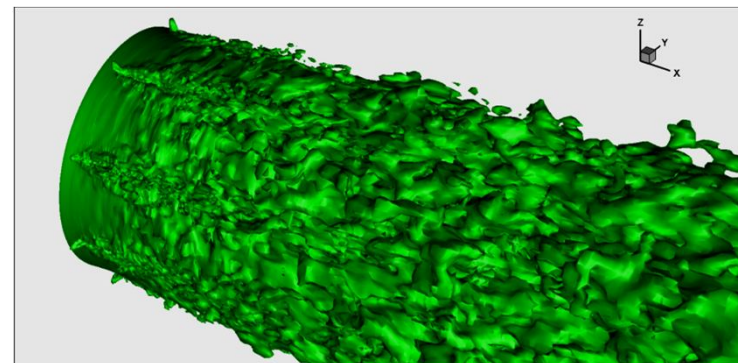


Завихренность в плоскости между шевронами

- Воспроизведены практически все тенденции влияния шевронов на шум, наблюдаемые в эксперименте
 - При $St > \sim 1$ шевроны приводят не к снижению, а к увеличению шума

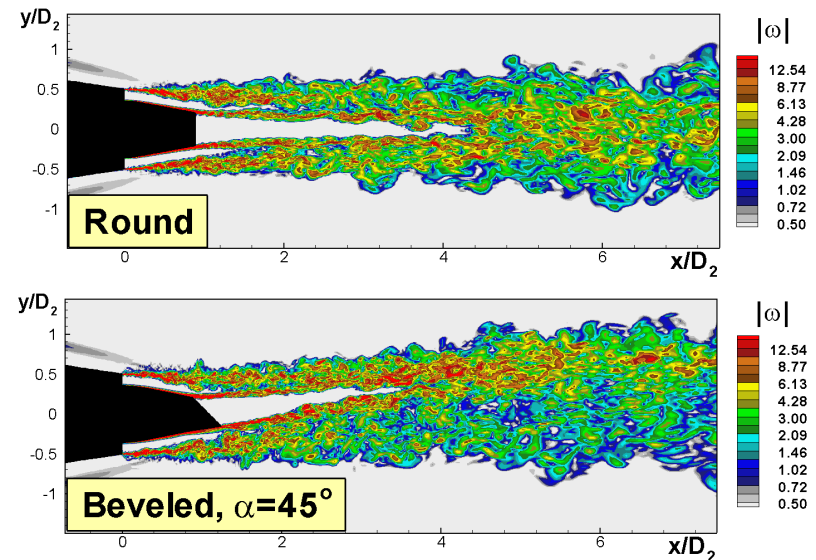
Влияние микроструй

- Хорошее согласование с экспериментом для затопленной струи
 - Снижение низкочастотного шума на 1-2 Дб
- Для струи в спутном потоке (условия полета) преимущество теряется

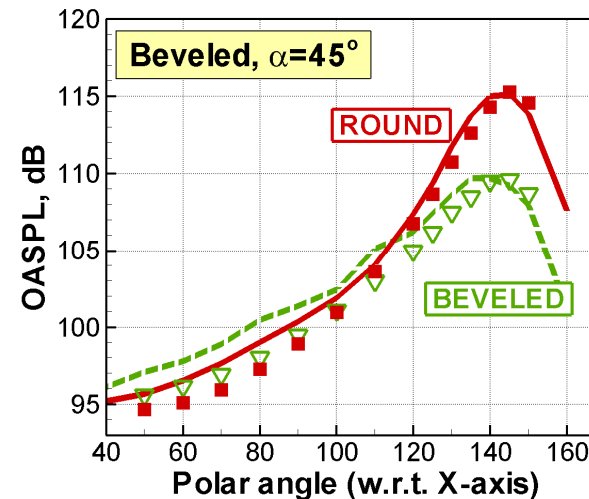
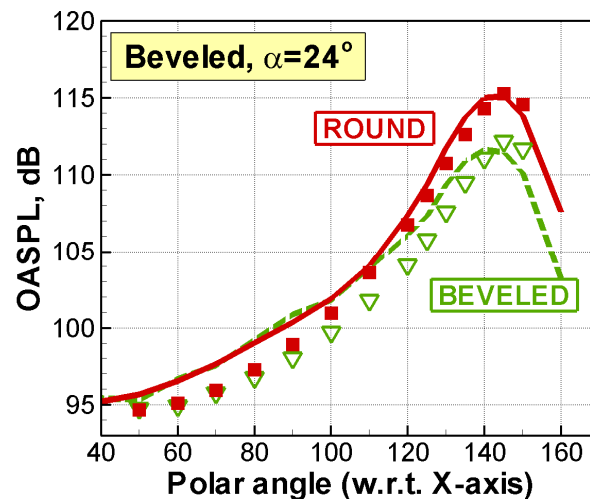


Сопла с косым срезом

- Даже в условиях полета наблюдается значительное уменьшение максимального шума
 - Для угла скоса 24° – снижение на 3 dB, без увеличения шума в поперечном направлении
 - Для угла скоса 45° – выигрыш по максимальному шуму больше (5dB), но “поперечный” шум возрастает на 1-2 dB
- Недостаток – отклонение вектора тяги



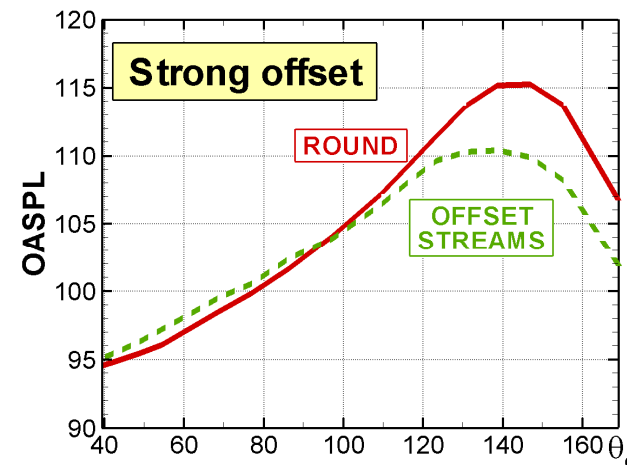
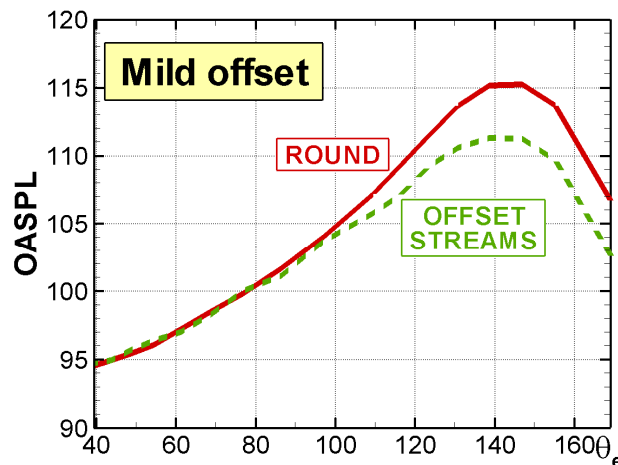
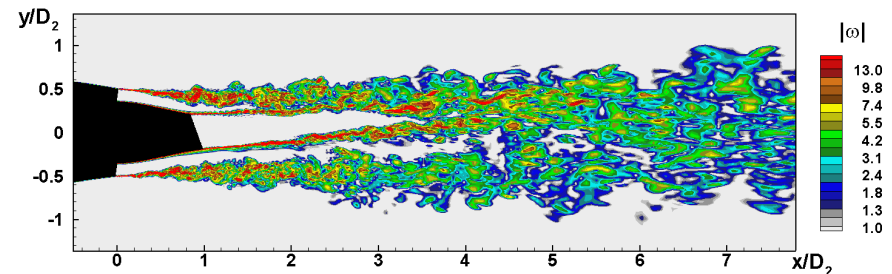
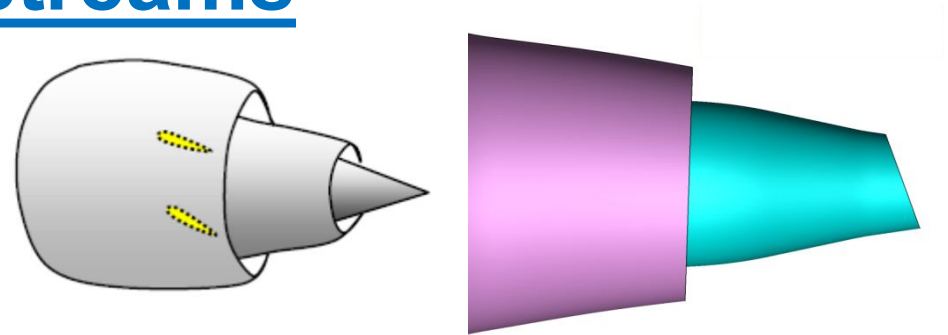
Спутный поток $M = 0.24$



Интегральный шум по направлению к поверхности Земли

Offset streams

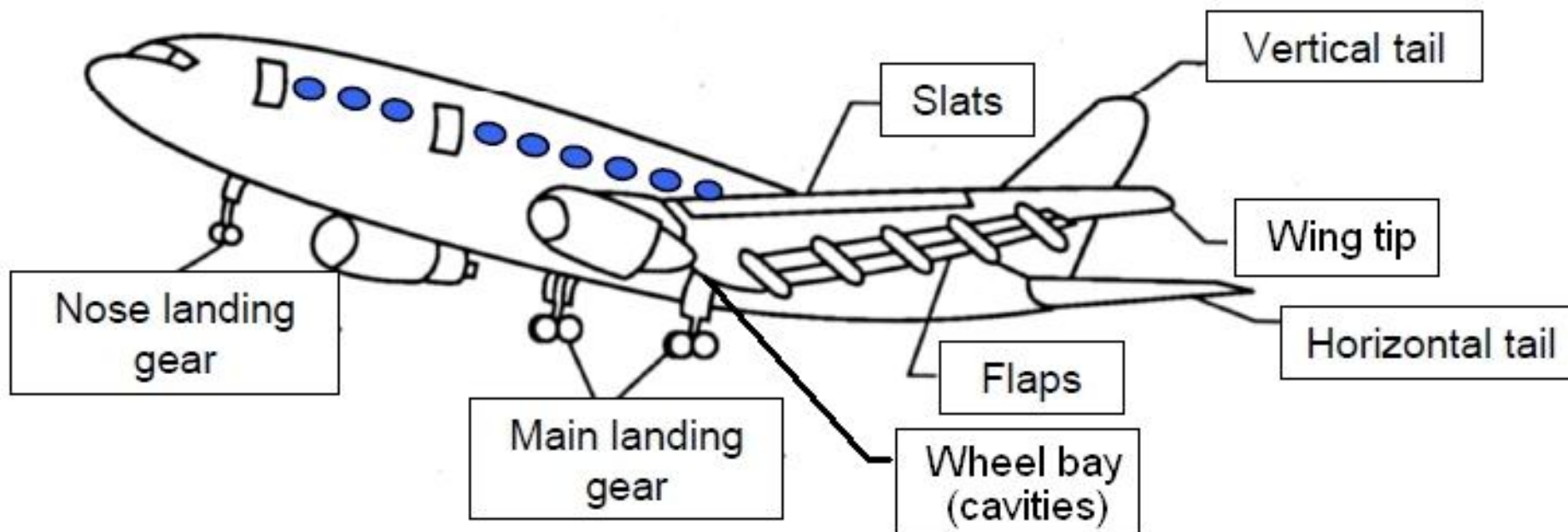
- Для компенсации поворота тяги устанавливаются отклоняющие лопатки или деформируется сопло
 - Может приводить к потере тяги
- Расчеты предсказывают даже больший выигрыш по шуму, чем при скосе внутреннего сопла
 - Меньше возрастает «поперечный» шум



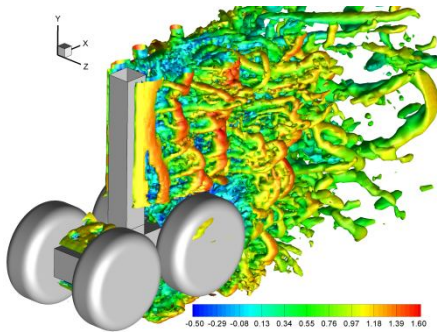
Интегральный шум по направлению к поверхности Земли (спутный поток $M = 0.24$)

6. Расчет шума элементов планера

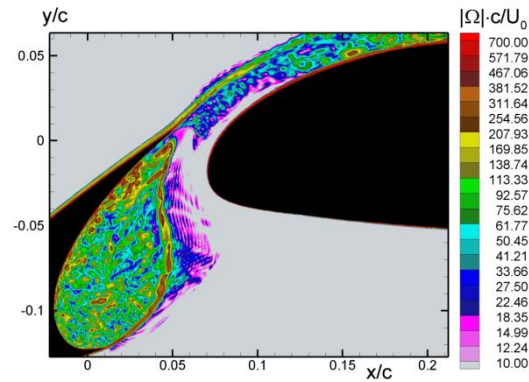
- Необходимо адекватно описывать структуры пристенной турбулентности
 - Существенно более сложная задача, чем описание “струйной” (свободной) турбулентности
 - ✓ Уровень погрешностей расчета шума элементов планера пока достаточно высок (5-7dB)
- Можно выделить две категории задач
 - Течения с обширным отрывом
 - ✓ шасси, предкрылки, “полости”, и т.д.
 - Безотрывные течения и течения с “мелким” отрывом
 - ✓ задняя кромка крыла, закрылок



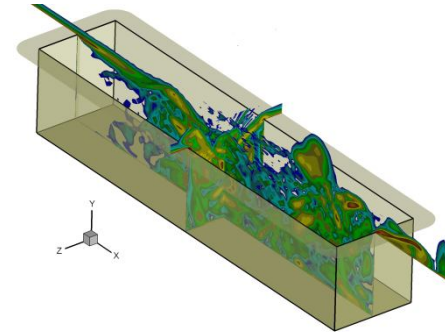
Течения с обширным отрывом



Обтекание модели
шасси



Обтекание
предкрылка



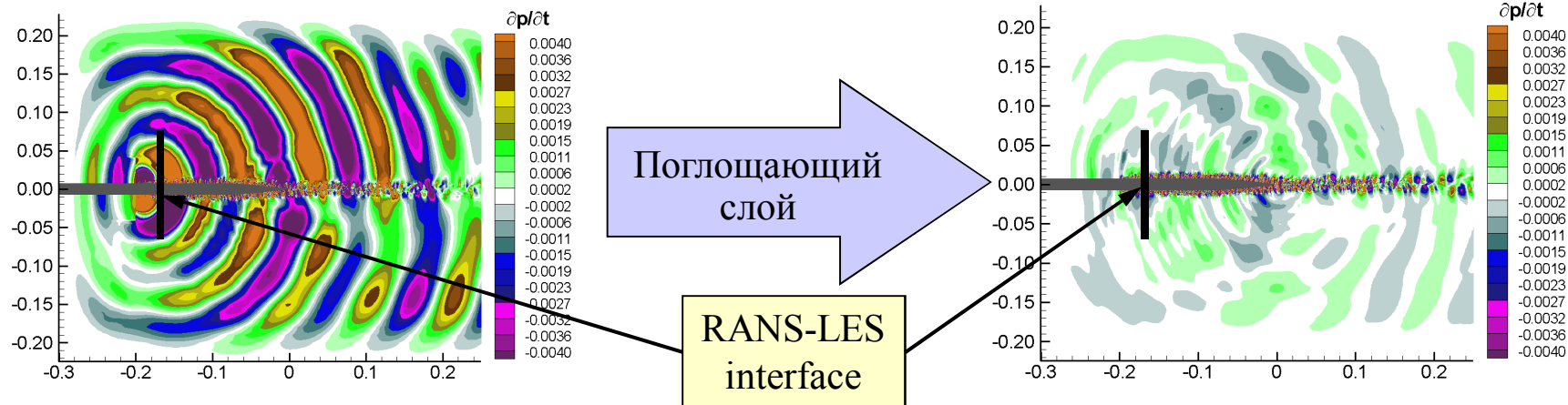
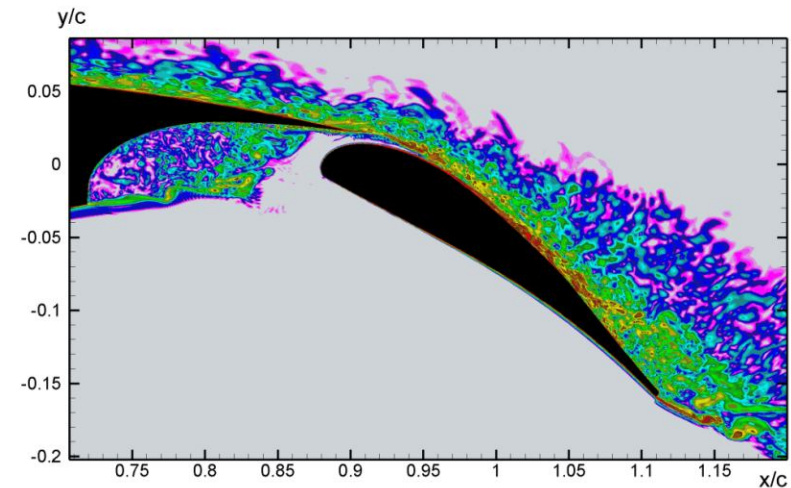
Обтекание трансзвуковой
полости

- Быстрый спонтанный переход к турбулентности за счет сильная неустойчивость оторвавшихся сдвиговых слоев
 - Шум генерируется турбулентными вихревыми структурами, формирующимися в этих слоях и в отрывной зоне
 - ✓ Нет необходимости в разрешении вихревых структур в присоединенных пограничных слоях вверх по потоку от отрыва
- Оптимальными методами являются глобальные гибридные методы типа DES

Течения с небольшим отрывом или без отрыва

Такие задачи гораздо сложнее течений с обширным отрывом

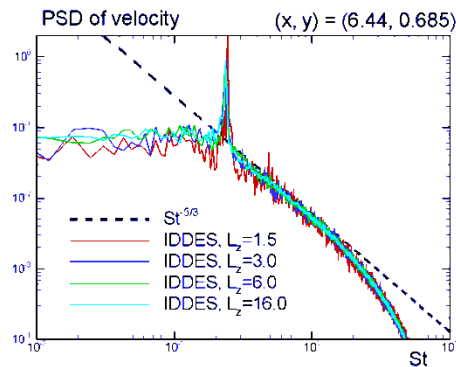
- Шум генерируется турбулентными вихревыми структурами, сформированными внутри присоединенного турбулентного пограничного слоя
 - Необходимо их корректно описывать
- Полный LES (включая описание ламинарно-турбулентного перехода) невозможен при реальных числах Рейнольдса
 - Необходимо использовать Embedded LES (RANS-WMLES)
- На входе в LES-область требуется создание турбулентных пульсаций
 - Необходимы специальные меры для подавления ложного шума ГСТ



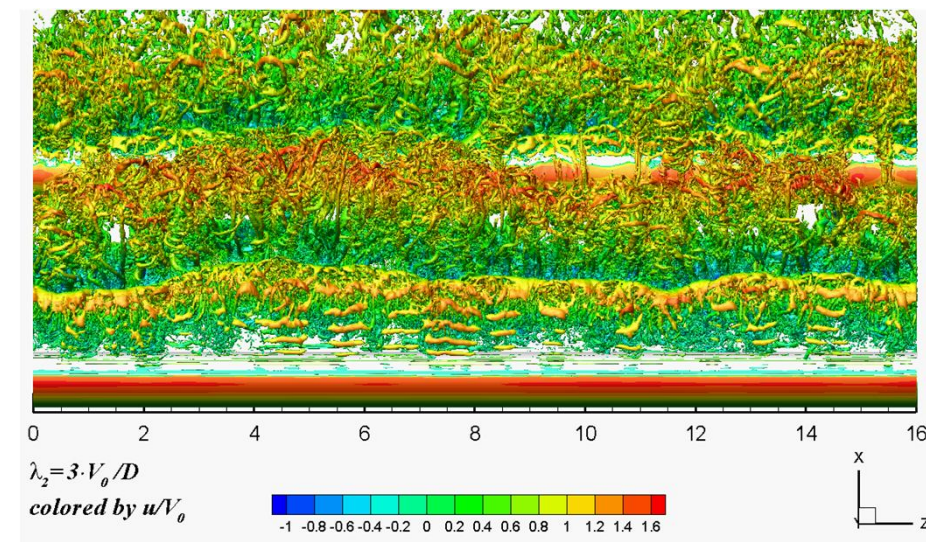
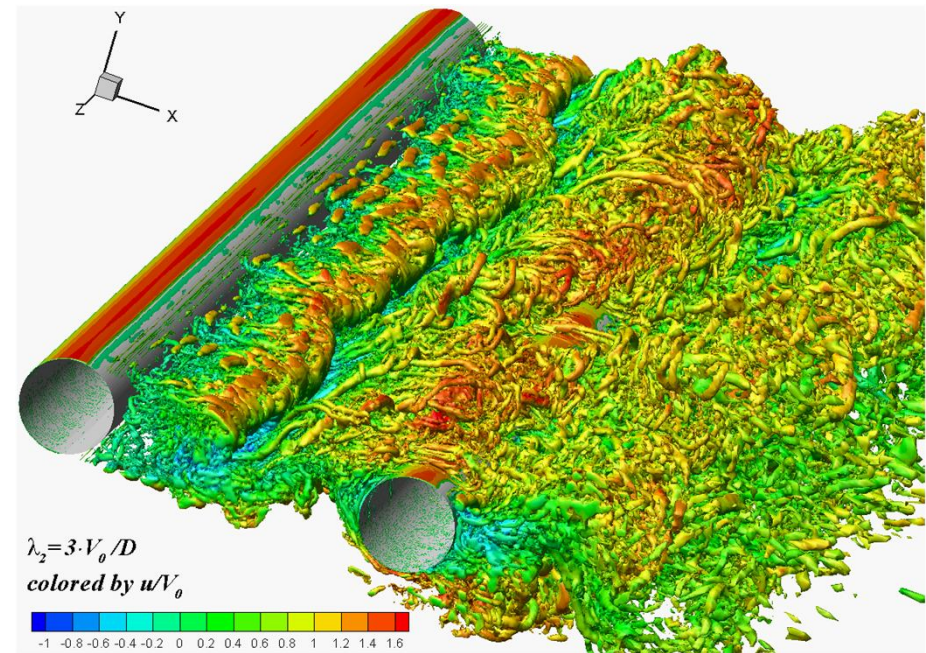
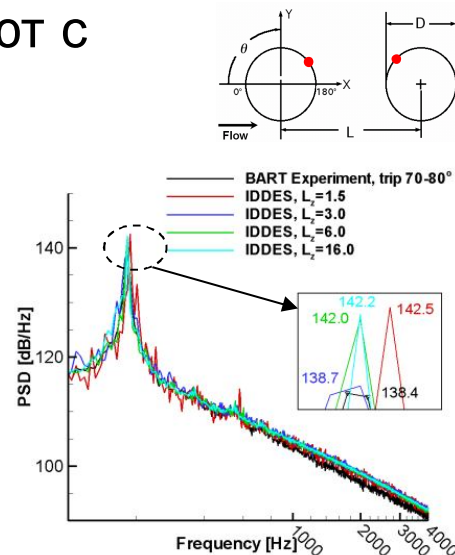
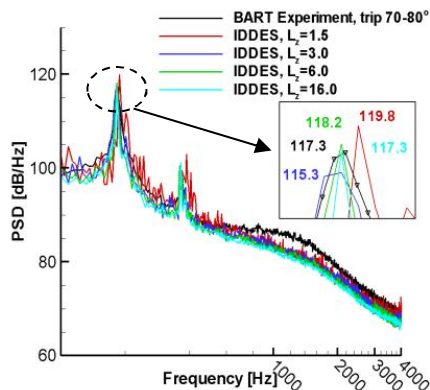
Примеры расчета шума при обтекании элементов конструкций

Обтекание тандема цилиндров при $L/D=3.7$

- SA IDDES
- Расчетная сетка (60M!!!) позволяет разрешить существенную часть инерционного интервала

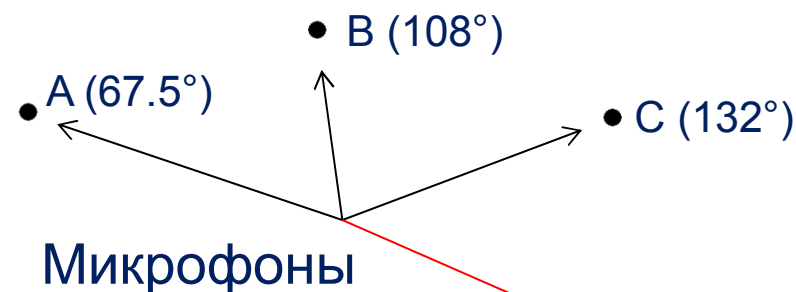


- Спектры на поверхности цилиндров хорошо совпадают с экспериментом

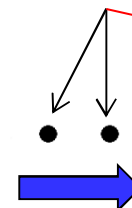


Шум в дальнем поле

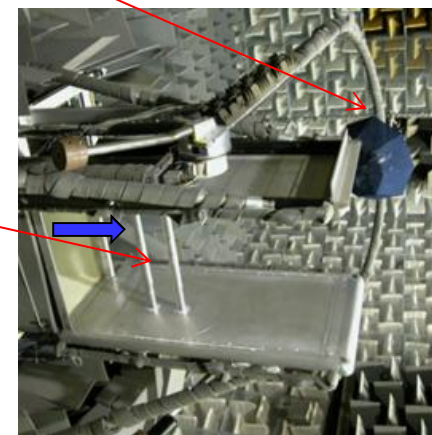
- Эксперимент проводился в камере со звукопоглощающими стенками
- Шум считался по FWH поверхностям, совпадающим с поверхностями цилиндров
- Хорошее совпадение расчета и эксперимента
 - На низких частотах в эксперименте виден шум аэродинамической трубы
 - На высоких частотах в расчете виден шум вызванный деформации наиболее мелких вихрей, проходящих по сетке



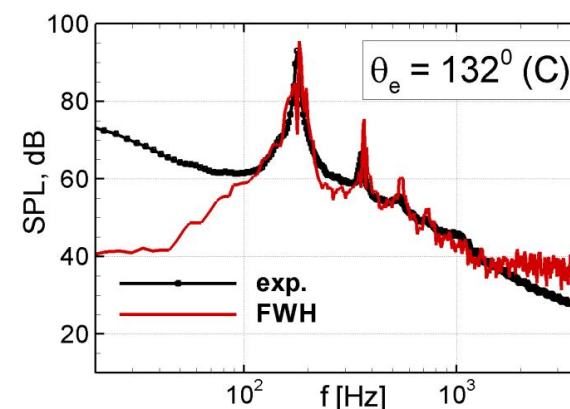
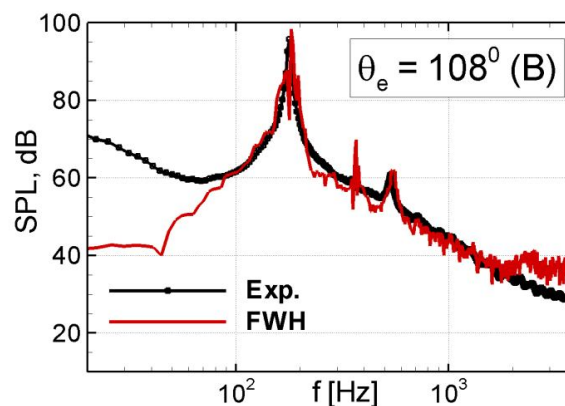
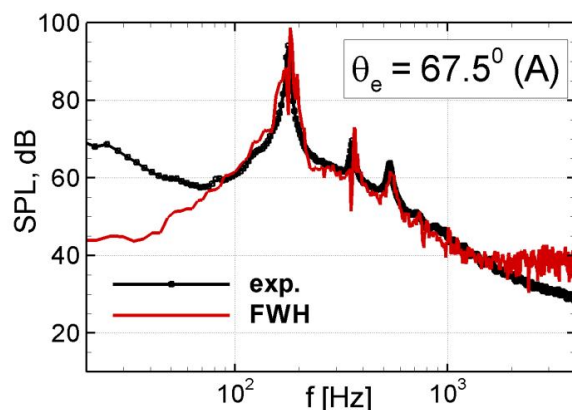
Цилиндры



Flow



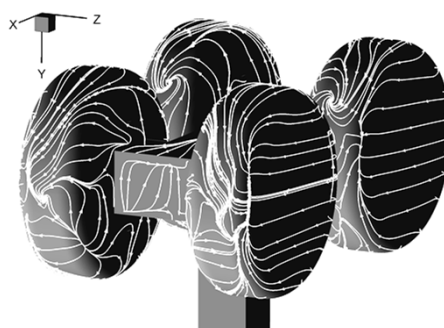
Экспериментальная установка



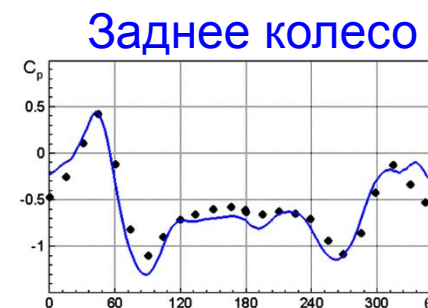
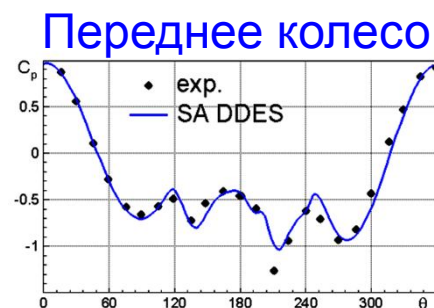
Модель шасси самолета



Experiment



SA DDES

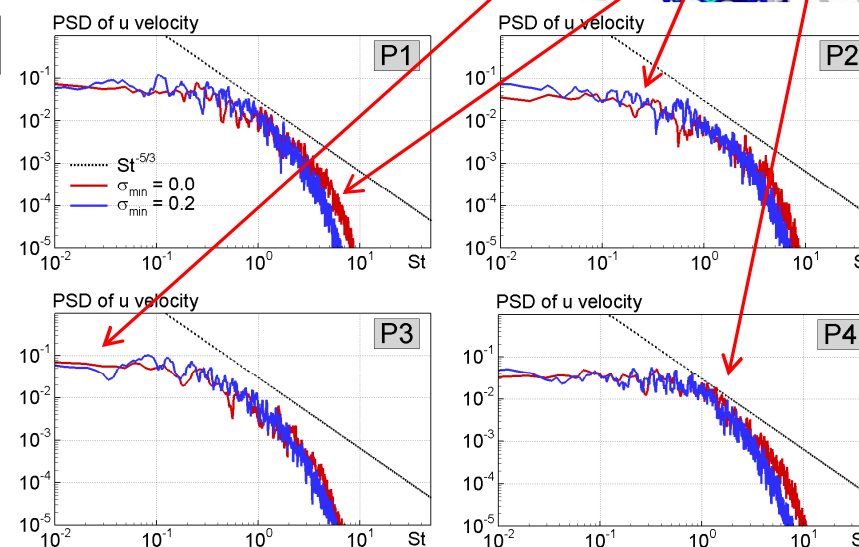
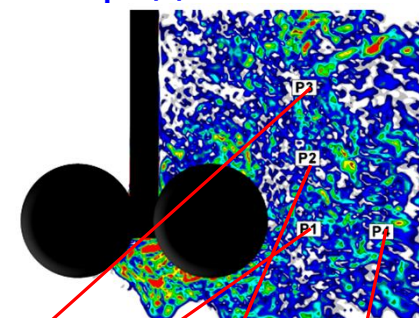


Распределения вдоль середины колеса

- SA DDES
 - Хорошее совпадение по средним характеристикам
- Гибридная расчетная схема

$$F_{hyb} = (1 - \sigma_{upw}) F_{ctr} + \sigma_{upw} F_{upw}, \quad \sigma_{upw} \in [\sigma_{min}, \sigma_{max}]$$

- Немного влияет на «завал» спектра при высоких частотах



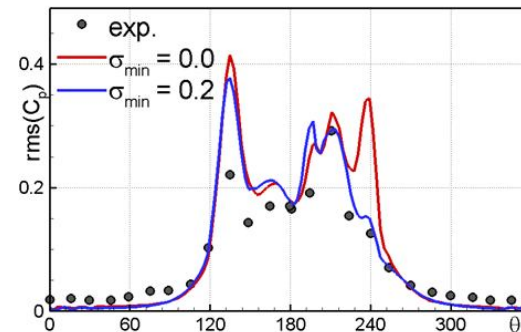
Модель шасси самолета: шум

- Используемая схема очень сильно влияет на результаты расчета шума как в ближнем, так и в дальнем поле

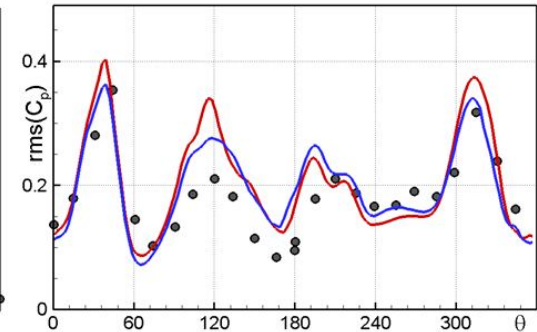
- Менее точная (более диссипативная) схема лучше предсказывает шум

- ✓ Вероятно потому, что с ней меньше самых мелких вихрей, производящих ложный шум за счет своей деформации при движении по сетке

Переднее колесо



Заднее колесо



Распределения вдоль середины колеса

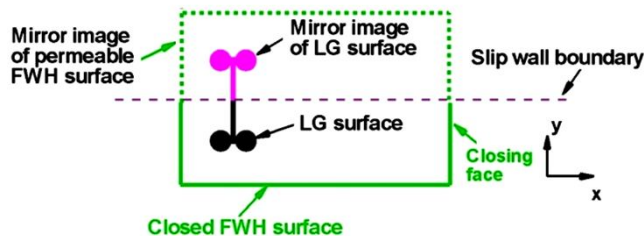
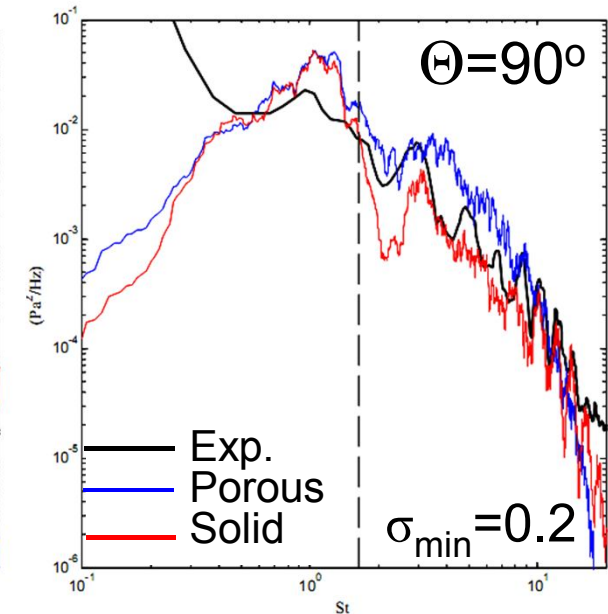
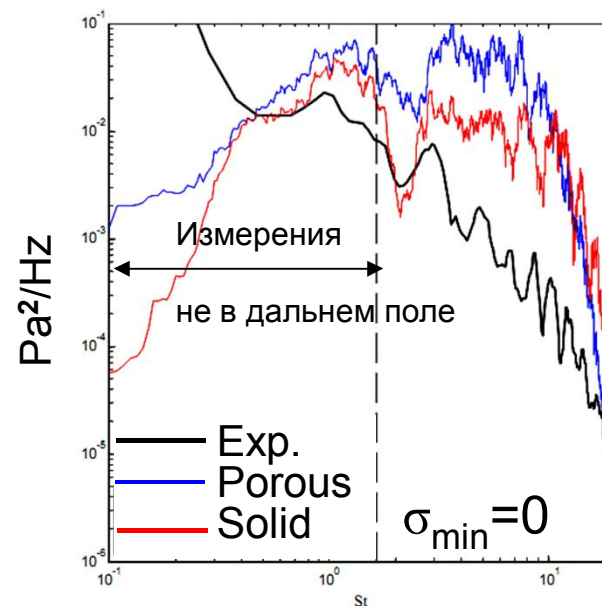
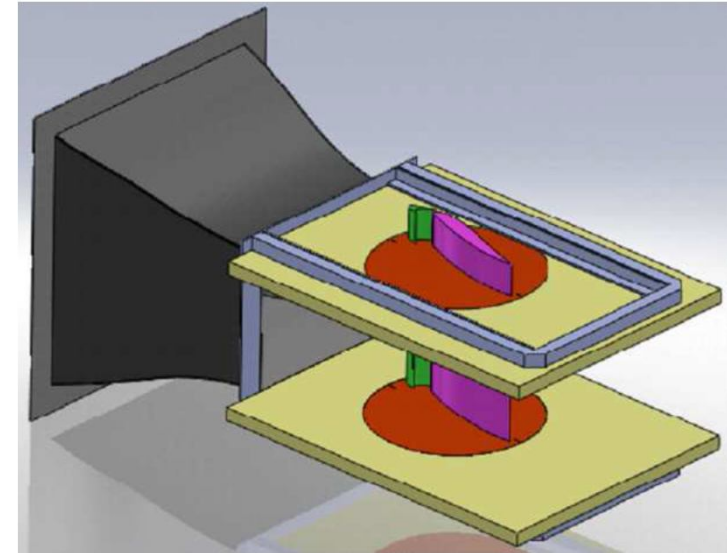


Схема проницаемых поверхностей

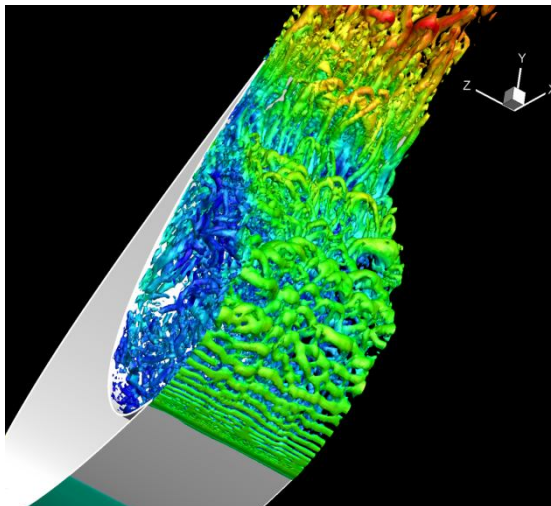


Конфигурация предкрылок – крыло

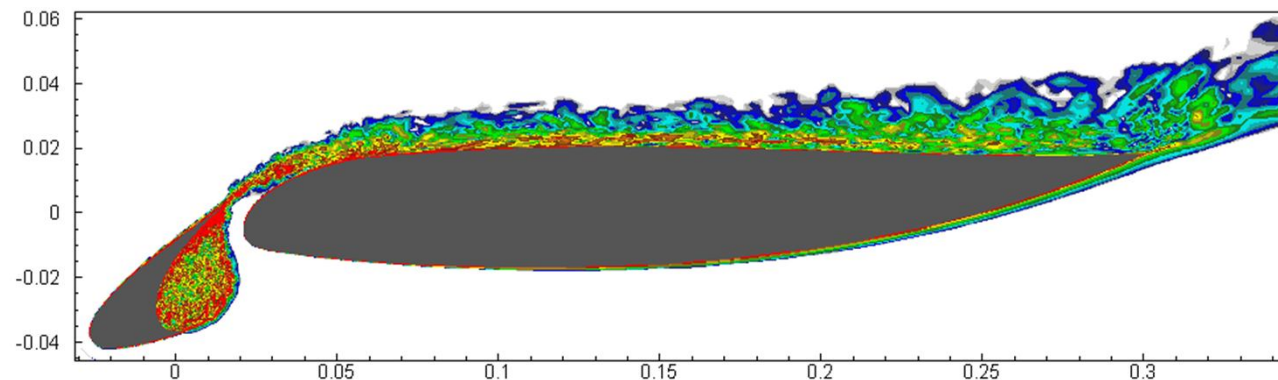
- Эксперимент ECL
 - Угол атаки – 18°
 - $Re=10^6$
 - $M=0.15$ ($U=50$ m/s)
- Расчет IDDES
 - Быстрый переход в сдвиговом слое, срывающемся с нижней кромки предкрылка
 - Взаимодействие вихревых структур с вогнутой поверхностью предкрылка – основной источник шума



Экспериментальная установка



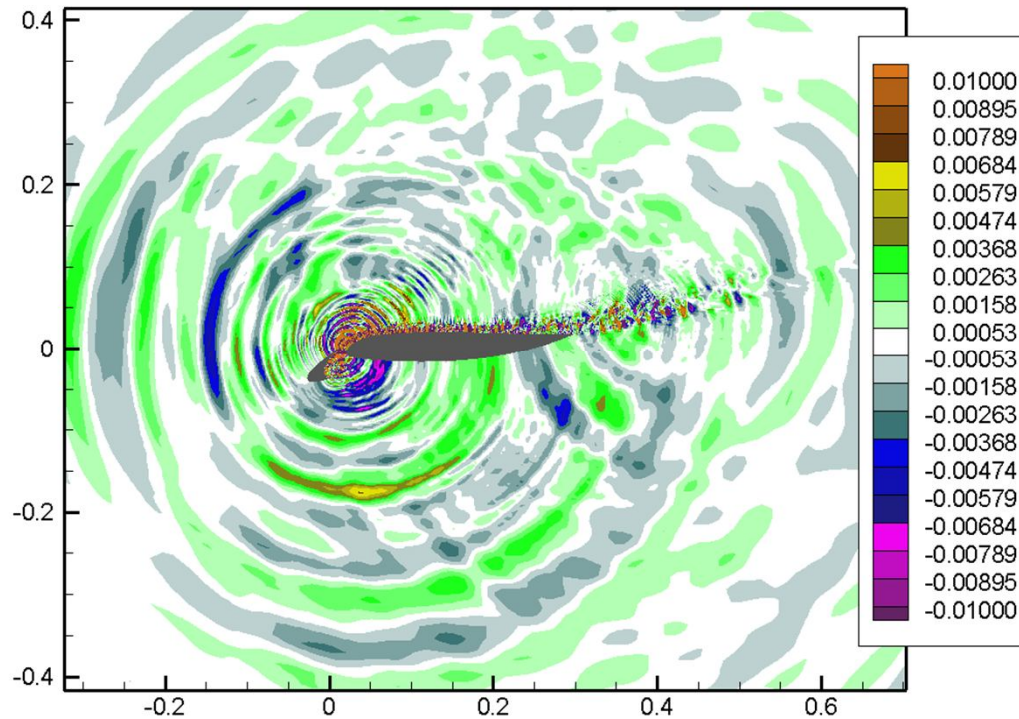
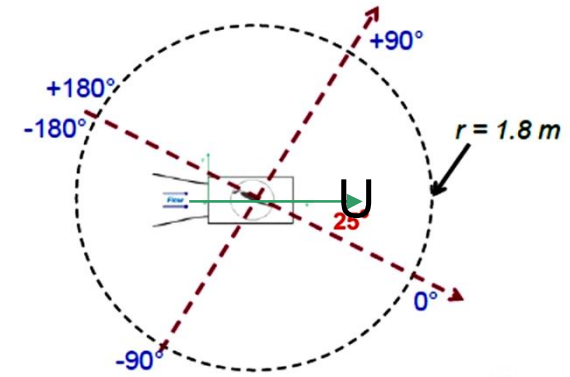
Изоповерхность закрутки



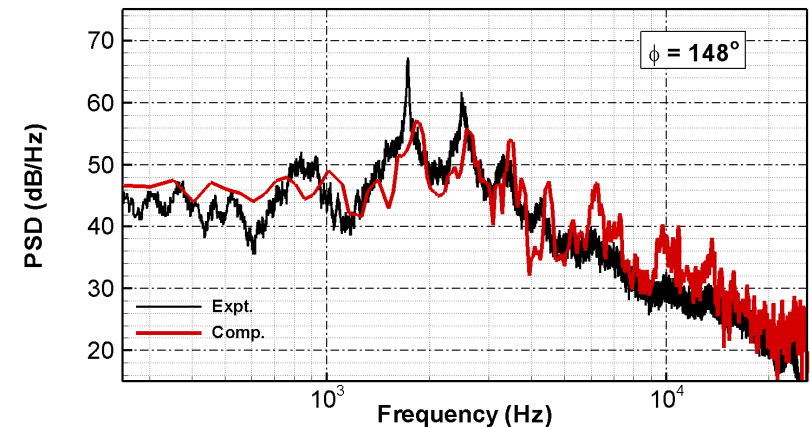
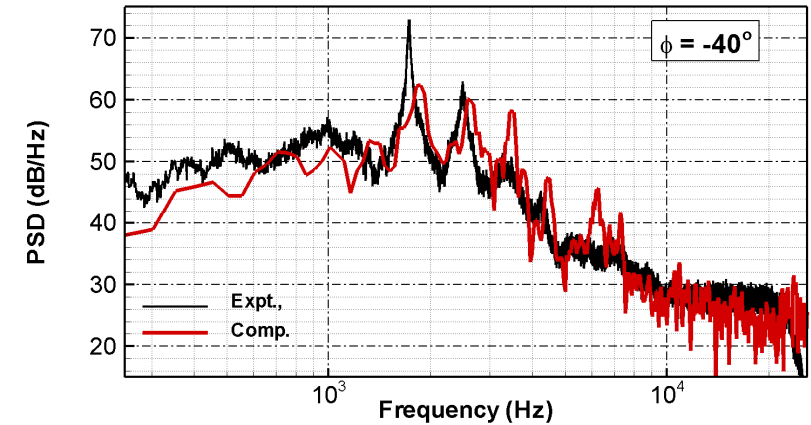
Завихренность в плоскости

Расчет шума

- Основной источник шума в области между предкрылком и крылом
- В расчете воспроизводится форма спектров
 - Выраженный тональный шум “типа Rossiter” (как при обтекании каверны)
 - ✓ Частоты тонов близки к экспериментальным
 - ✓ Амплитуда 1-го тона занижена

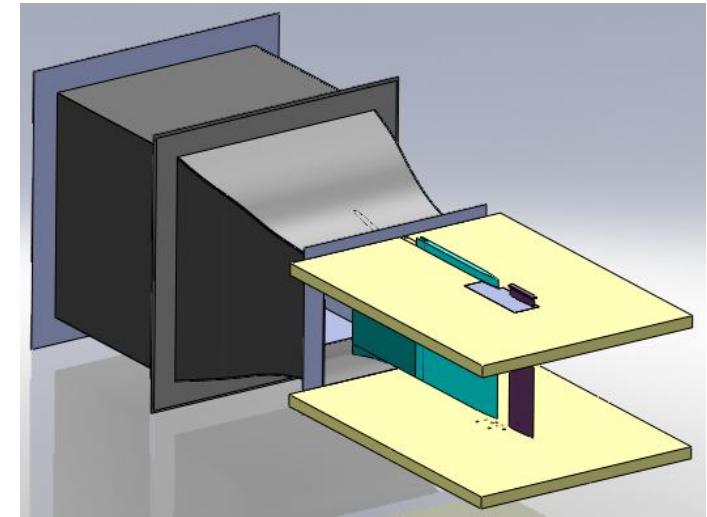


$\partial p / \partial t$ (в акустическом диапазоне)

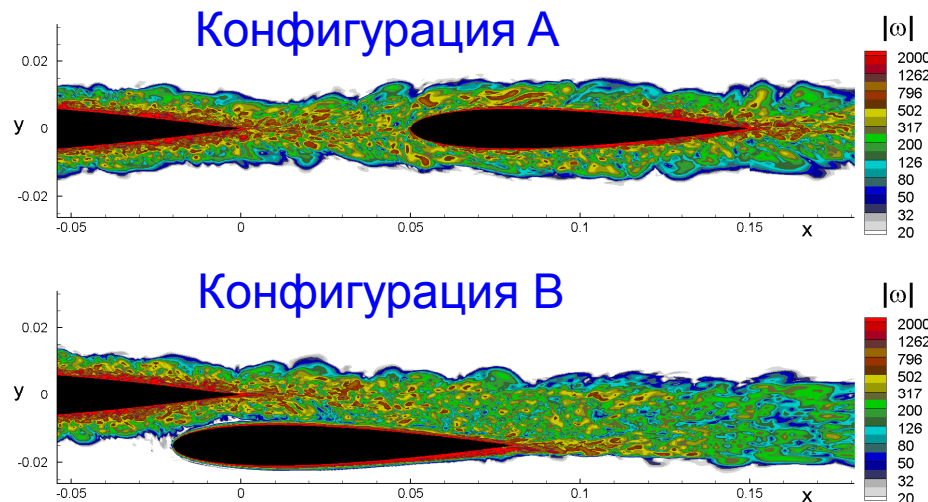


Конфигурация крыло-закрылок

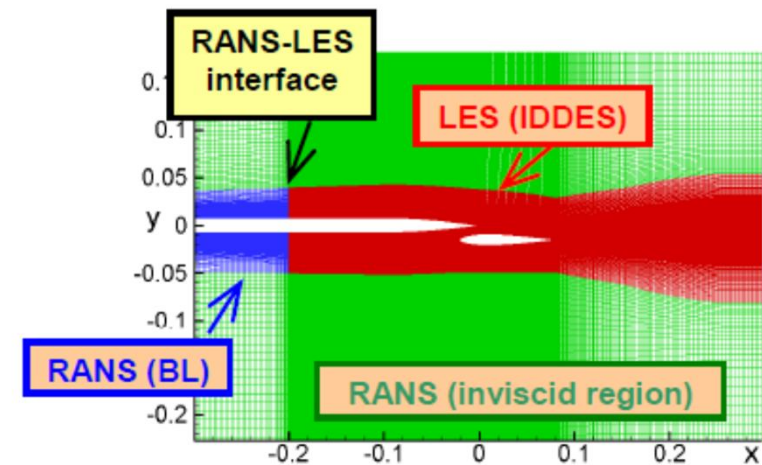
- Эксперимент ECL
 - Крыло – пластина с острой задней кромкой
 - Закрылок – профиль NACA0012, хорда 10 см
 - $Re_{\text{закрылок}} = 3.3 \cdot 10^5$, $M=0.15$ ($U=50$ m/s)
- Расчет в рамках зонного RANS-IDDES
 - Генерация искусственной турбулентности на интерфейсе методом ГСТ
 - ✓ Использование поглощающих слоев для подавления ложного шума
- Исследованы 2 конфигурации с различными механизмами генерации шума



Экспериментальная установка



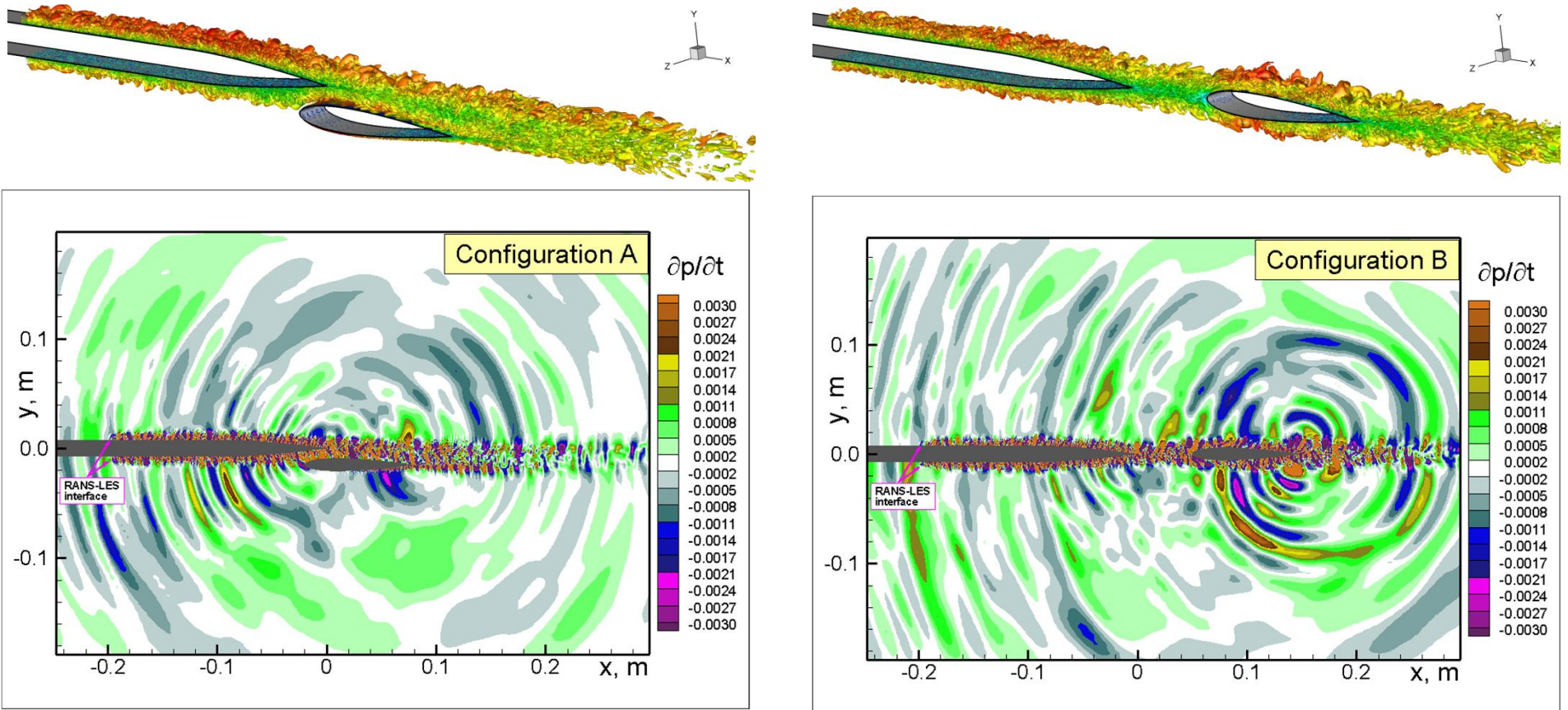
Мгновенные поля завихренности



Разделение на RANS и IDDES зоны

Ближнее акустическое поле

- Разрешенные турбулентные структуры из пограничных слоев на “основном крыле” по разному взаимодействуют с закрылком
 - Различная локализация и интенсивность источников звука
- Шум ложного источника на RANS-LES интерфейсе пренебрежимо мал



Изоповерхности закрутки и давление в акустическом диапазоне

Сравнение с экспериментом

