ЛОГОС
АЭРО-ГИДРО

ПТН «Технологии высокопроизводительных вычислений, включая суперкомпьютерные технологии»

Моделирование турбулентности в индустриальных приложениях

Национальный центр физики и математики

Молодёжная лаборатория № FSWE-2021-0009 национального проекта «Наука и университеты» - «Разработка численных методов, моделей и алгоритмов для описания гидродинамических характеристик жидкостей и газов в естественных природных условиях, и условиях функционирования индустриальных объектов»

КОЗЕЛКОВ АНДРЕЙ СЕРГЕЕВИЧ
д.ф.-м.н., руководитель разработки ЛОГОС-АЭРО-ГИДРО

Моделирование турбулентных течений

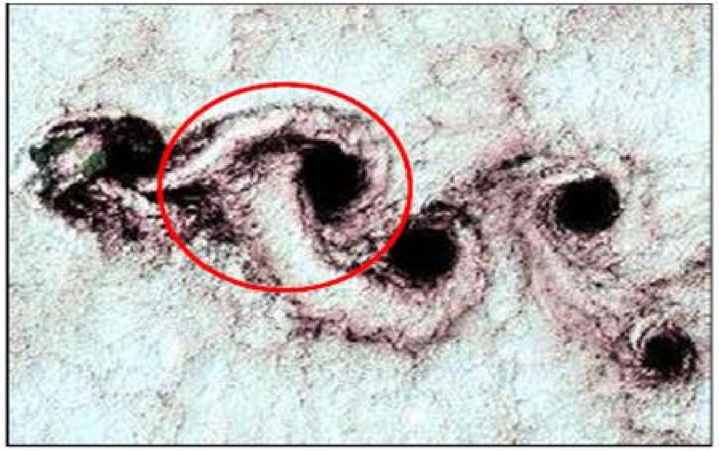
ЛОГОС АЭРО-ГИДРО

Большая часть практически важных течений являются турбулентными

Природа

Извержение вулкана

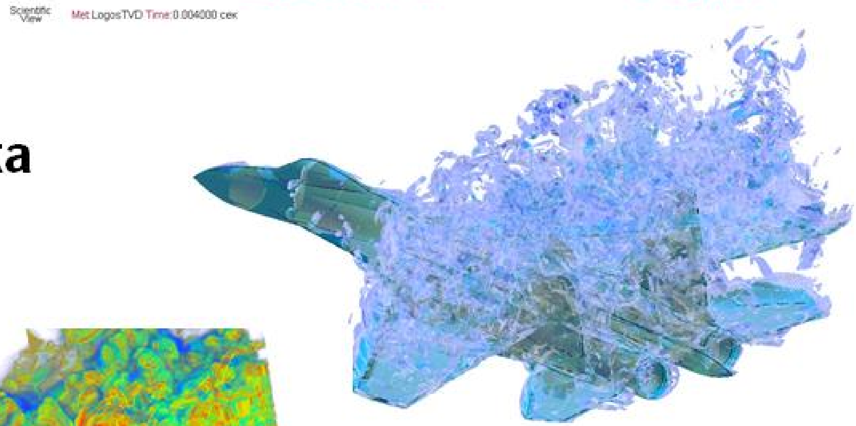
Затопленная струя

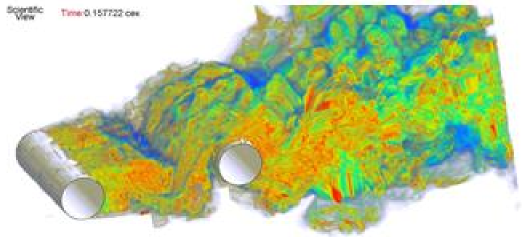


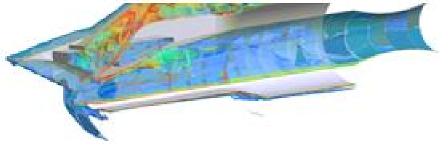
След за островом в океане

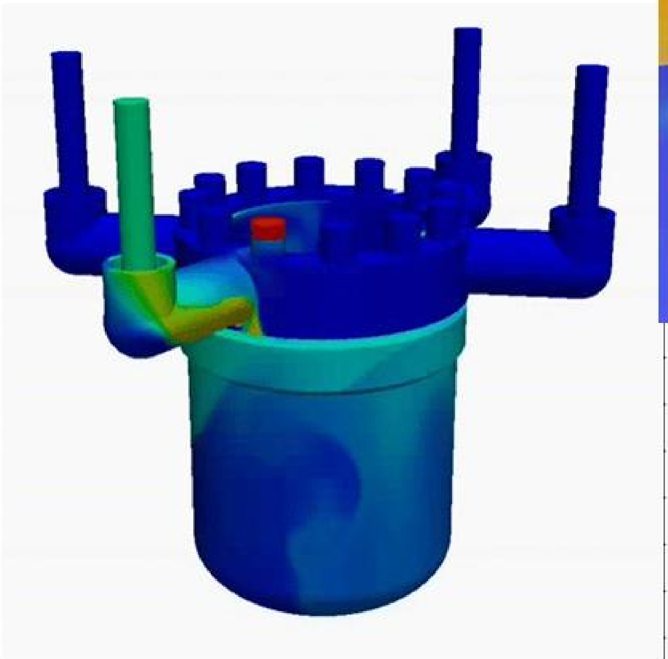
Галактические облака

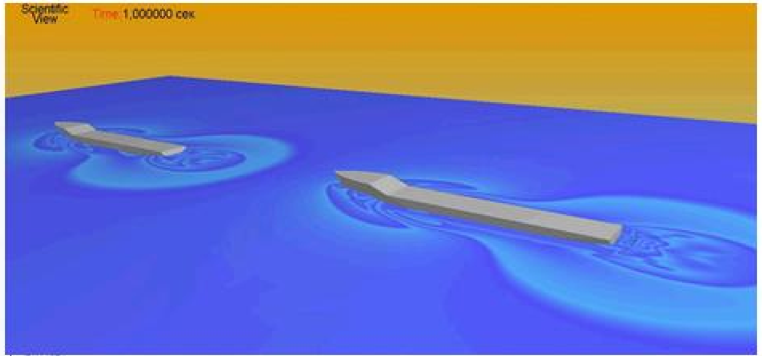
Техника

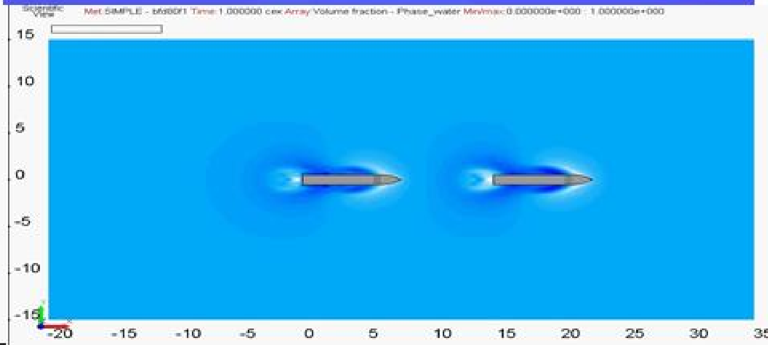












Моделирование турбулентных течений

ЛОГОС АЭРО-ГИДРО

РОСАТОМ РФЯЦ ВНИИЭФ

Все известные определения турбулентности не отражают всю суть этого физического явления

Турбулентность – *это трехмерное нестационарное движение* жидкости, в котором вследствие растяжения вихрей создается непрерывное распределение *хаотических пульсаций* параметров потока в *интервале длин волн от минимальных, определяемых вязкими силами, до максимальных, определяемых граничными условиями* *П.Брэдшоу*

Турбулентность - это неупорядоченное движение, которое возникает в жидкостях, когда они обтекают непроницаемые поверхности или же когда соседние друг с другом потоки одной и той же жидкости следуют рядом или проникают один в другой. *Т. Карман*

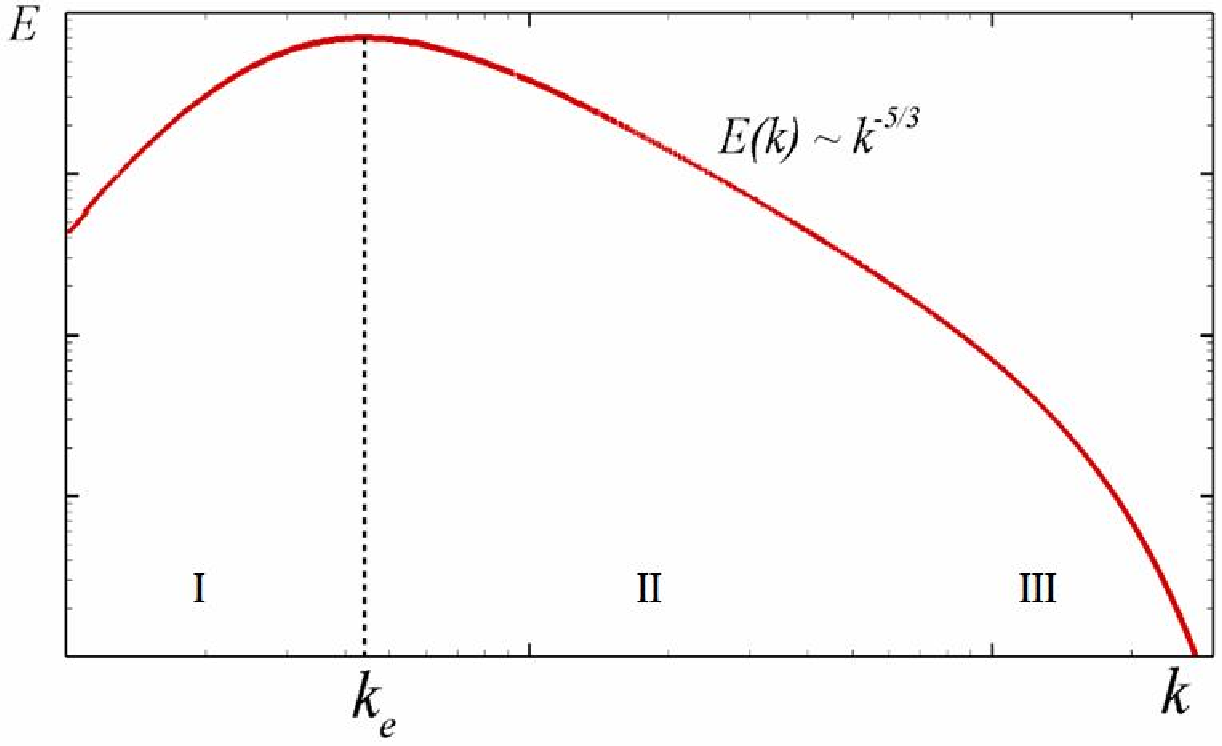
Турбулентное движение жидкости предполагает наличие неупорядоченного течения, в котором различные величины претерпевают хаотическое изменение во времени и по пространственным координатам и при этом могут быть выделены статистически точные их осредненные значения. *И. Хинце*

Общее свойство:

- Трехмерный ***нестационарный*** характер;
- Наличие в потоке крупных когерентных структур;
- Наличие в потоке очень мелких хаотичных структур.

Численное моделирование:

- Решение уравнений Навье-Стокса во всех масштабах;
- «Супер» мелкие сетки;
- Область источника (турбулизатор);
- Области диссипации «крупных» вихрей;
- Области диссипации «мелких» вихрей;
- Пограничный слой;
- Большие углы атаки;



Моделирование турбулентных течений

ЛОГОС АЭРО-ГИДРО

Прямое численное разрешение всех масштабов турбулентного течения – DNS

Решение полных нестационарных трехмерных уравнений Навье–Стокса, что при отсутствии численных и другого рода ошибок позволяет получить мгновенные характеристики турбулентного потока. (*Миллиард ячеек сетки для разрешения всех вихрей в области 0,1 на 0,1 м.*)

Осреднение по малому интервалу «времени» и «пространству» - RANS

$$u = \overline{u} + u'$$

$$\frac{\partial \overline{u}}{\partial x} + \frac{\partial \overline{v}}{\partial y} + \frac{\partial \overline{w}}{\partial z} = 0$$

$$\frac{\partial \overline{u}}{\partial t} + (\overline{u}\nabla)\overline{u} = -\frac{1}{\rho}\nabla(\overline{p}) + \nabla^2\left(\frac{\mu}{\rho}\overline{u}\right) - \nabla\rho\overline{u_i'u_j'}$$

Система незамкнута

Замыкание осуществляется на основе гипотезы Буссинеска, устанавливающей связь между напряжениями Рейнольдса и осредненными параметрами течения

$$\tau_{ij}^t = -\rho\overline{u_i'u_j'} = \mu_t\left[\frac{\partial \overline{u_i}}{\partial x_j} + \frac{\partial \overline{u_j}}{\partial x_i}\right] - \frac{2}{3}\rho k\delta_{ij}, \quad \mu_t = \frac{C_\mu \rho k^2}{\varepsilon}$$

RSM - Определение отдельно каждой компоненты, входящей в тензор напряжений Рейнольдса на основе численного решения уравнений переноса (6 уравнений)

RANS – определение турбулентной вязкости $\mu_т$ с помощью полуэмпирической модели турбулентности

$$\frac{\partial \rho k}{\partial t} + \frac{\partial \rho u_i k}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_i}\left(\mu_\ell + \frac{\mu_t}{\sigma_k}\right)\frac{\partial k}{\partial x_i} + \tilde{P}_t - \rho\varepsilon + P_B$$

$$\frac{\partial \rho \varepsilon}{\partial t} + \frac{\partial \rho u_i \varepsilon}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_i}\left(\mu_\ell + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon}\right)\frac{\partial \varepsilon}{\partial x_i} + C_{\varepsilon 1}\frac{\varepsilon}{k}\tilde{P}_t - C_{\varepsilon 2}\frac{\rho\varepsilon^2}{k} + C_{\varepsilon 3}\frac{\varepsilon}{k}P_B + C_{\varepsilon 4}\rho\varepsilon\frac{\partial u_i}{\partial x_i}$$

- **Начиная с 70-х годов прошлого века разработаны десятки модификаций k-ε RNG, k-ε Chen, k-ε Realizable и масса других**
- **Константы определяются экспериментально**
- **Наиболее успешные индустриальные модели - SST и SA**

Преимущества для индустриальных приложений

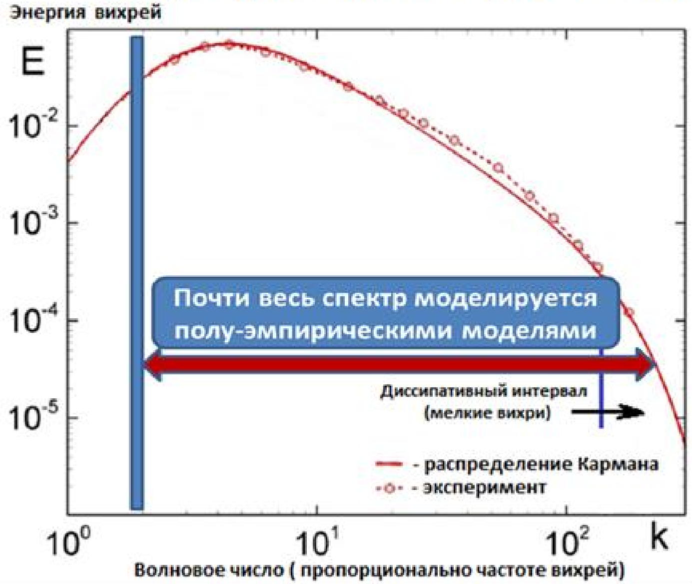
- **Приемлемое сеточное разрешение**
- **Устойчивый итерационный процесс**
- **Приемлемые результаты для интегральных характеристик**

Моделирование турбулентных течений

ЛОГОС АЭРО-ГИДРО

РОСАТОМ РФЯЦ ВНИИЭФ

Неустранимый недостаток RANS - используется осреднение по всему диапазону турбулентных масштабов



Модель – моделирует

- **Недостаточная точность в основной области (эволюции вихрей)**
- **Отсутствует сеточная сходимость к точному решению**
- **Усовершенствования RANS моделей до конца не исчерпаны**
- **Прогресс - маловероятен**
- **Универсальная модель – неразрешимая задача**

Выбор модели турбулентности зависит от характера турбулентного потока, требуемой точности, доступных вычислительных ресурсов и временных затрат. Выбор подходящей модели турбулентности для решения конкретной задачи требует четких представлений свойств и ограничений каждой модели турбулентности.

LES - осреднение уравнений Навье-Стокса по «пространству» - фильтрация

Вихри разрешаются. Вихри, которые меньше размера ячейки – моделируются алгебраическими моделями, остальные *разрешаются*

$$\frac{\partial\left(\rho\vec{u}\right)}{\partial t}+\nabla\cdot\left(\rho\vec{u}\vec{u}\right)=-\nabla p+\nabla\cdot\left(\tau_{\mu}+\tau_{SGS}\right)$$

$$\mu_{SGS}=\left(C_S\Delta\right)^2 S,\ \ S=\sqrt{2S_{ij}S_{ij}}$$

$$\Delta=V^{1/3}=\left(\Delta x\Delta y\Delta z\right)^{1/3}$$

размер ячейки = размер фильтра

- **Какой масштаб вихрей нужен – такой и разрешаю**
- **Предсказание нестационарных характеристик – спектры пульсаций величин**
- **Требования к сеточной модели – могут приближаться к DNS**

Моделирование турбулентных течений

ЛОГОС АЭРО-ГИДРО

DES – гибридный RANS+LES

Использует автоматическое определение зоны LES (близость к стенке, наличие вихреобразования). Не использует генерацию турбулентных пульсаций - турбулентный контент создается самопроизвольно из-за физических условий.

RANS

- Хорошо работает в пристенных слоях, не требуя много ячеек
- Не обеспечивает нужной точности в основной области

LES

- Требует большое количество ячеек в пристенной области
- Хорошо моделирует эволюцию вихрей в основной области

DES

RANS-моделирование в пристенной слое + **LES-моделирование в основной области**

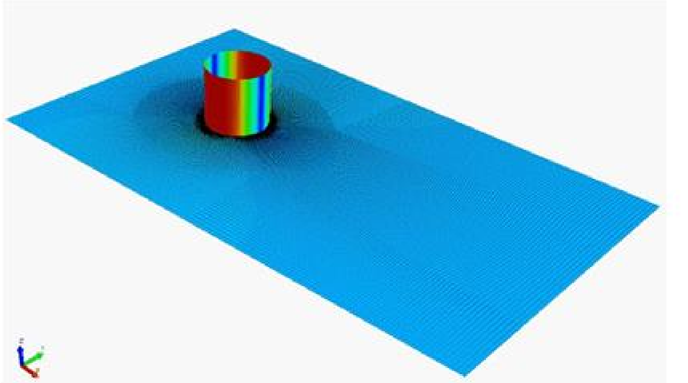
Основная идея метода:

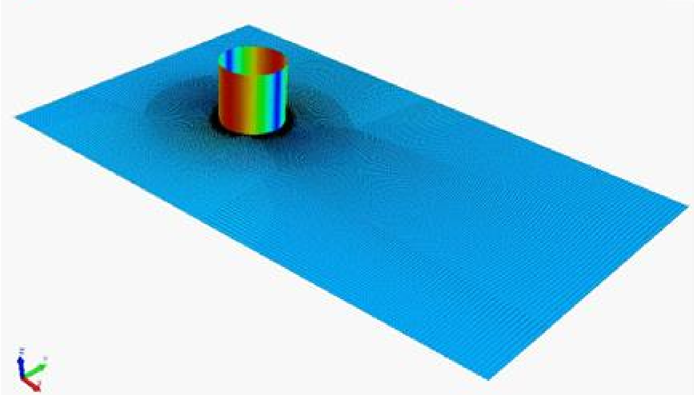
- **LES** включается только в тех областях, где размеры ячеек достаточно для разрешения турбулентности (основная область эволюции вихрей)
- **RANS** работает в остальной области течения

DES-SST **DES-SA**

DDES **IDDES**

Вихревая дорожка Кармана



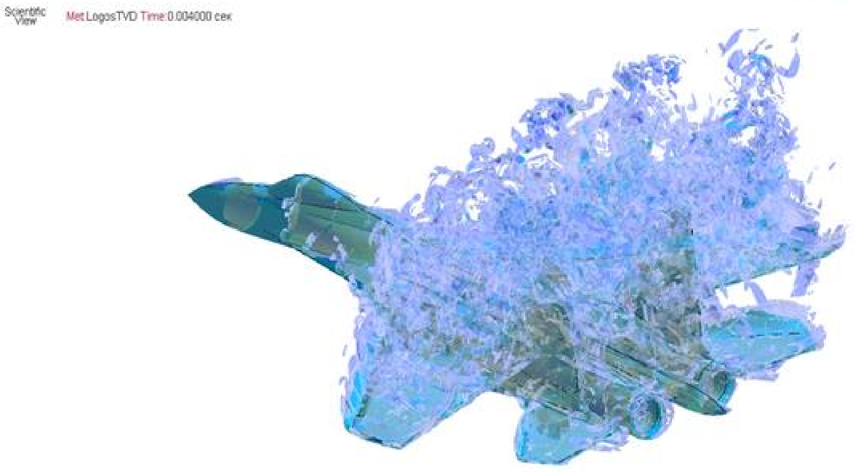


Travin A., Shur, M., Strelets, M., Spalart, P.R. Physical and numerical upgrades in the detached-eddy simulation of complex turbulent flows, // Proceedings of Euromech Coll. Les of complex transitional and turbulent flows, Munich, Germany. Kluwer, Dordrecht, 2002, vol. 65, p.239-254.

Моделирование турбулентных течений

ЛОГОС
АЭРО-ГИДРО

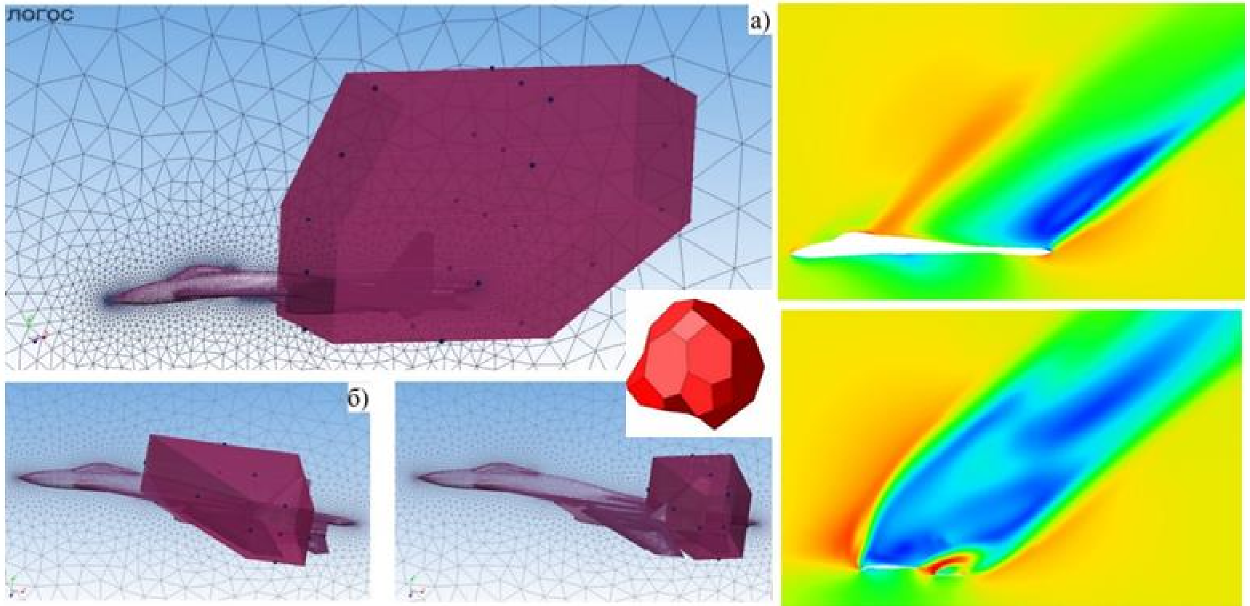
Итог: RANS, LES, DES, DNS



Spalart P R. Strategies for turbulence modeling and simulations // J. Heat Fluid Flow, 2000, v. 21, pp. 252–263.

Метод	Сетка	Готовность
3D Steady RANS	10^7	1985
3D Unsteady RANS	10^7	1995
DES	10^8	2000
LES	$10^{11,5}$	2045
DNS	10^{16}	2080

Индустриальное использование LES, DES – произвольные неструктурированные сетки



- Проводиться пробный стационарный расчет
- Анализируется особенности структуры течения
- Вводятся локальные измельчения сетки в области формирования отрыва потока

URANS расчет:
Размер сетки: ~70 млн.
Размер ячейки: ~ 0.026м
Число процессоров: ~ 600

DES расчет:
Размер сетки: ~250 млн.
Размер ячейки: ~ 0.013м
Число процессоров: ~1500

DES на неструктурированных сетках

ЛОГОС АЭРО-ГИДРО

РОСАТОМ РФЯЦ ВНИИЭФ

Метод отсоединенных вихрей - формулировка на базе RANS (SST)

RANS — **Осреднение** VS **LES** — **Фильтрование**

$$\begin{cases} \dfrac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot \left(\rho \vec{u}\right) = 0 \\ \dfrac{\partial \left(\rho \vec{u}\right)}{\partial t} + \nabla \cdot \left(\rho \vec{u}\vec{u}\right) = -\nabla p + \nabla \cdot \left(\tau_\mu \boxed{+ \tau_t}\right) \end{cases}$$

$$\tau_\mu = 2\mu\left(\boldsymbol{S} - \frac{1}{3}\boldsymbol{I}\nabla\cdot\vec{u}\right), \ \boldsymbol{S} = \frac{1}{2}\left(\nabla\vec{u} + [\nabla\vec{u}]^t\right),$$

$$\tau_t = 2\mu_t\left(\boldsymbol{S} - \frac{1}{3}\boldsymbol{I}\nabla\cdot\vec{u}\right) + \frac{2}{3}k\boldsymbol{I}; \ \mu_t = \frac{C_\mu \rho k^2}{\varepsilon}$$

$$\begin{cases} \dfrac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot \left(\rho \vec{u}\right) = 0 \\ \dfrac{\partial \left(\rho \vec{u}\right)}{\partial t} + \nabla \cdot \left(\rho \vec{u}\vec{u}\right) = -\nabla p + \nabla \cdot \left(\tau_\mu + \boxed{\tau_{SGS}}\right) \end{cases}$$

$$\tau_{SGS} = 2\mu_{SGS}\left(S - \frac{1}{3}(\nabla\cdot\vec{u})I\right) + \frac{2}{3}k_{SGS}I,$$

$$\mu_{SGS} = \left(C_S\Delta\right)^2\left\{1.0 - \exp\left[-\left(y^+/25\right)^3\right]\right\}S$$

Гибридный масштаб

$$l_{DES} = \min\{l_{RANS}, C_{DES}\Delta\}$$

$C_{DES}\Delta > l_{RANS}$ **RANS** $C_{DES}\Delta < l_{RANS}$ **LES**

$$\rho\frac{Dk}{Dt} = \nabla\cdot\left[\left(\mu + \sigma_k\mu_T\right)\nabla k\right] + P_k - \rho k^{3/2}\boxed{/l_{RANS}}$$

$$\rho\frac{Dk_{SGS}}{Dt} = \nabla\cdot\left[\left(\mu + \sigma_k\mu_{SGS}\right)\nabla k\right] + P_k - \rho k^{3/2}\boxed{/l_{LES}}$$

$$l_{RANS}^{SST} = k^{1/2}/\left(\beta^*\omega\right) \qquad l_{LES} = C_{DES}^{SST}\Delta$$

В формулировку DES на базе SST входят 2 константы: $C_{k\varepsilon}, C_{k\omega}$

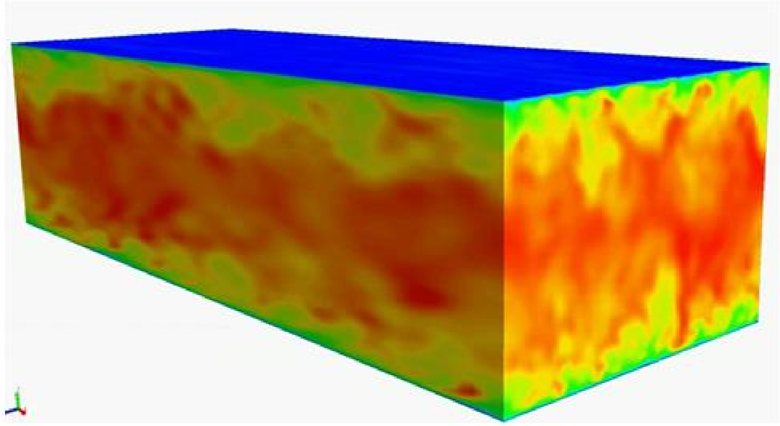
- Константы определяют работу модели DES в LES-области (влияют на величину подсеточной вязкости)
- Их значения напрямую влияют на моделирование каскадной передачи энергии турбулентных вихрей
- Значения $C_{k\varepsilon}, C_{k\omega}$ сильно зависят от используемой численной схемы
- Необходима калибровка $C_{k\varepsilon}, C_{k\omega}$ для каждой отдельной численной схемы (!)

Travin A., Shur M., Strelets M., Spalart P., Physical and Numerical Upgrades in the Detached-Eddy Simulation of Complex Turbulent Flows // Euromech colloquium 412 «LES of Complex Transitional and Turbulent Flows», Munich, Germany, October 5-6, 2000. R. Friedrich and W. Rodi (eds.), Kluwer, 2002.

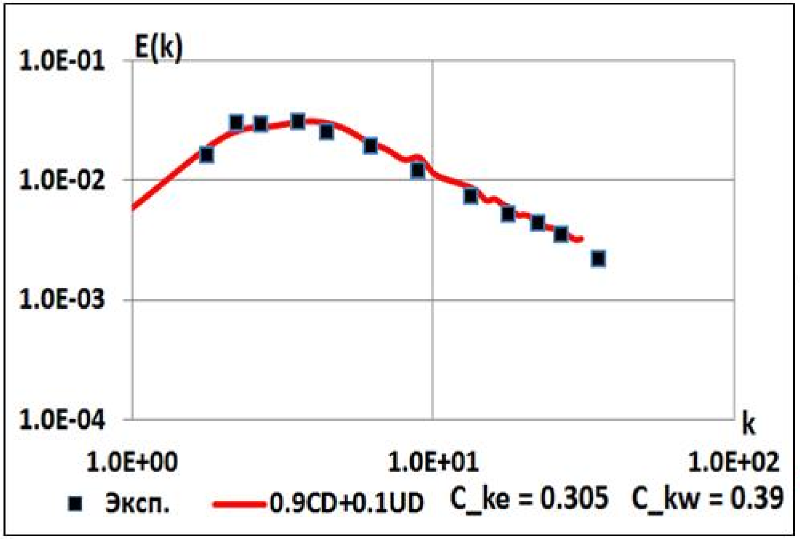
Вырождение изотропной турбулентности

ЛОГОС АЭРО-ГИДРО

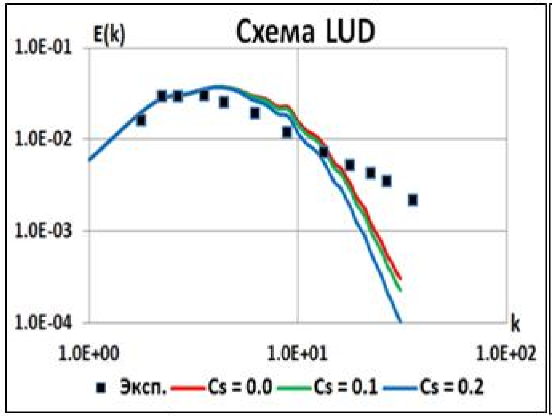
LES

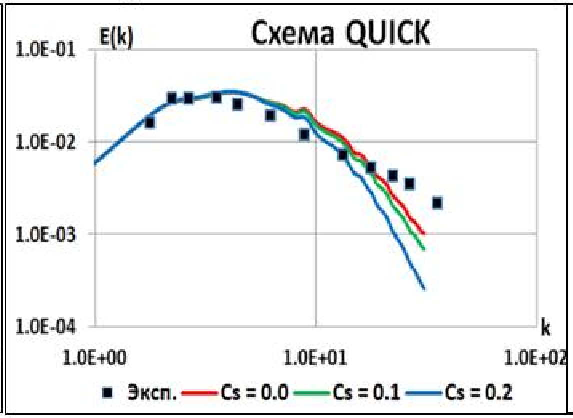


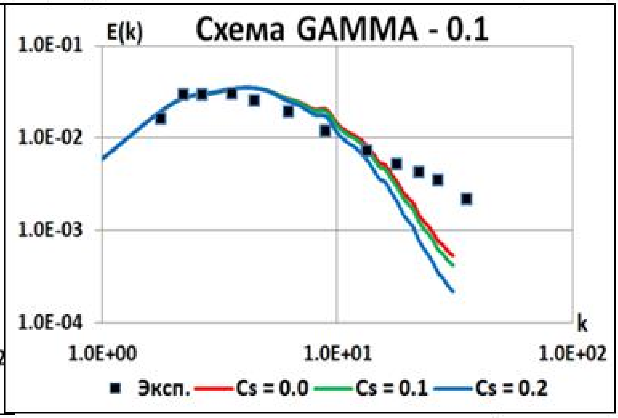
DES

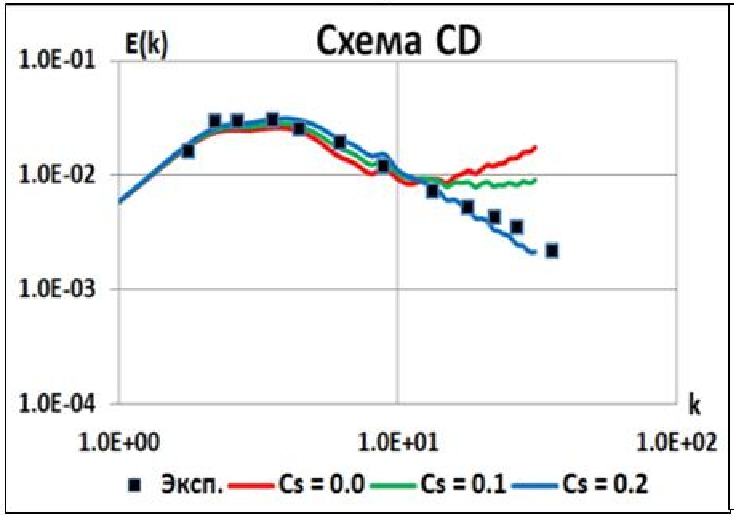


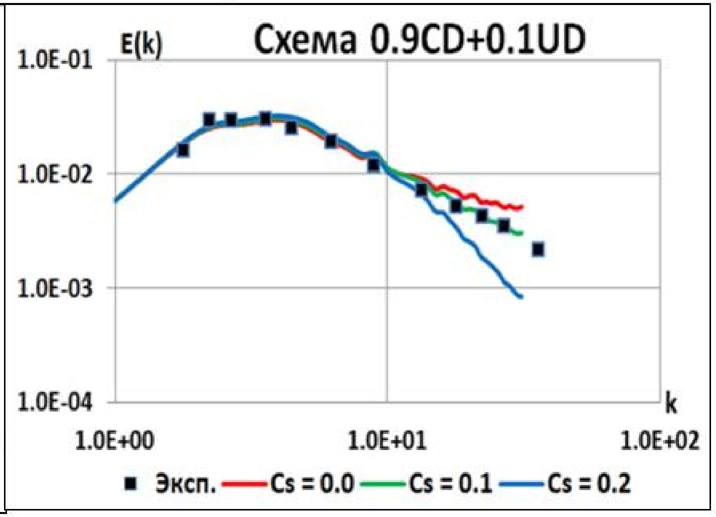
Эксперимент - энергетический спектр (время 0.87 и 2 сек.)









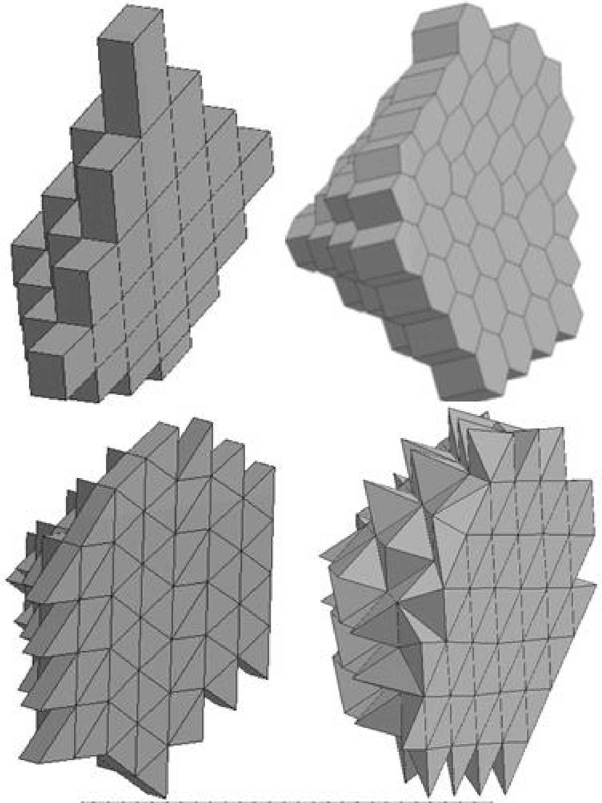


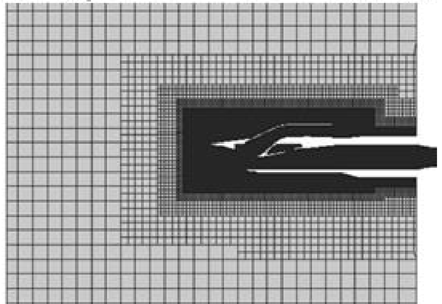
- Схемы **занижают** энергию **высокочастотной части спектра** и даже при нулевой подсеточной вязкости и не обеспечивают правильного описания каскадной передачи энергии
- **CD** и **0.9CD+0.1UD** правильно описывают результирующий энергетический спектр

Использование DES на сетках различного типа

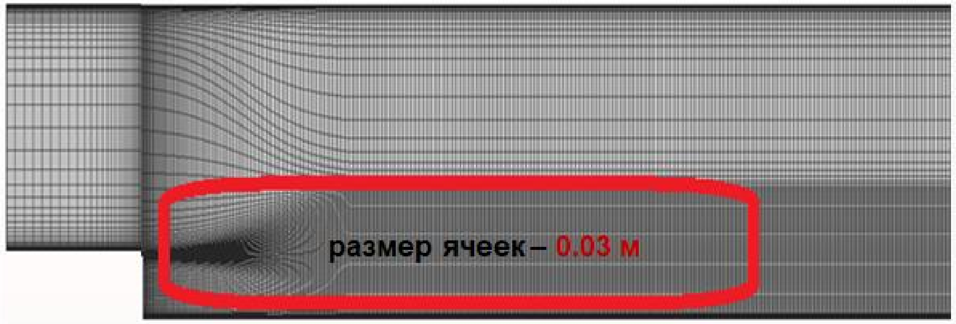
ЛОГОС АЭРО-ГИДРО

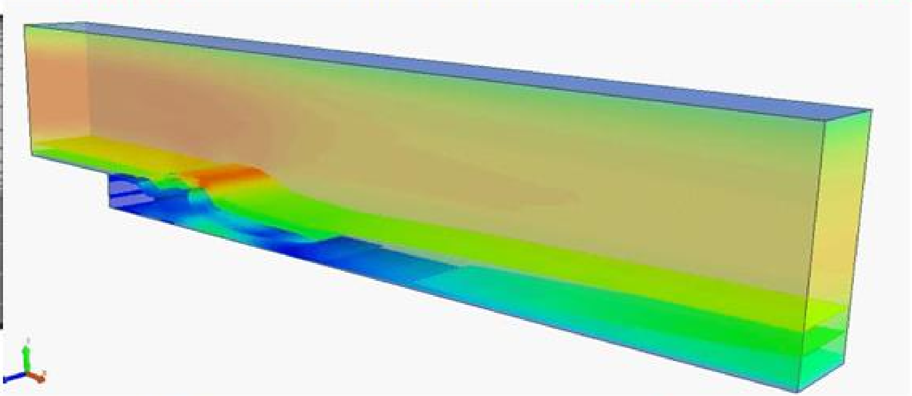
- Конечно-объемные схемы менее диссипативны на кубических элементах
- В области LES предпочтительна гексагональная изотропная сетка - в промышленных задачах построение такой сетки трудоемкая и не всегда возможная задача



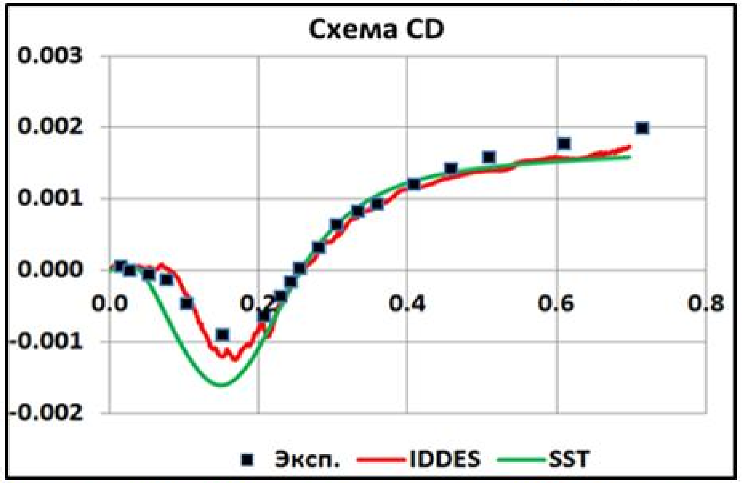


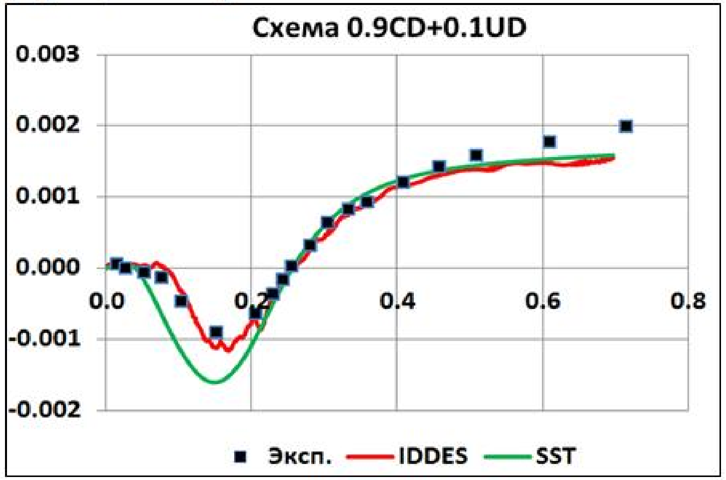
Обратный подогреваемый уступ - количество ячеек – 1.1 млн, Y+ вблизи стенок – менее 1, Re = ~28000





Гексагональная сетка - Осредненный коэффициент трения на нижней стенке



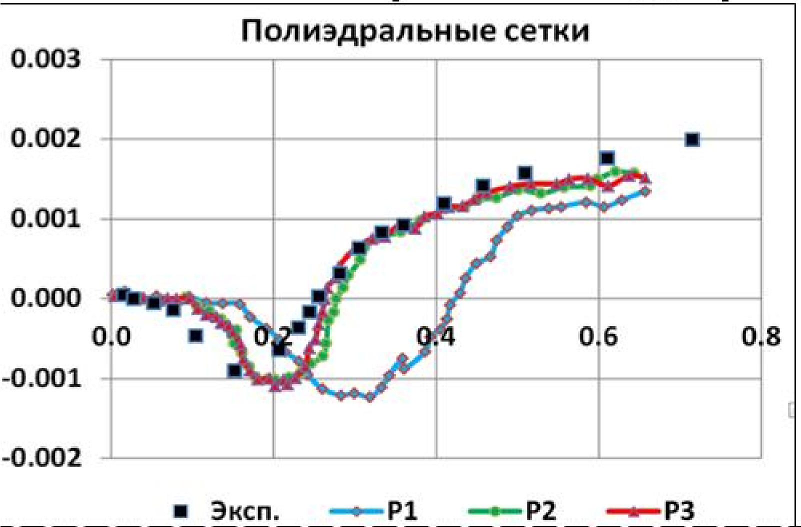


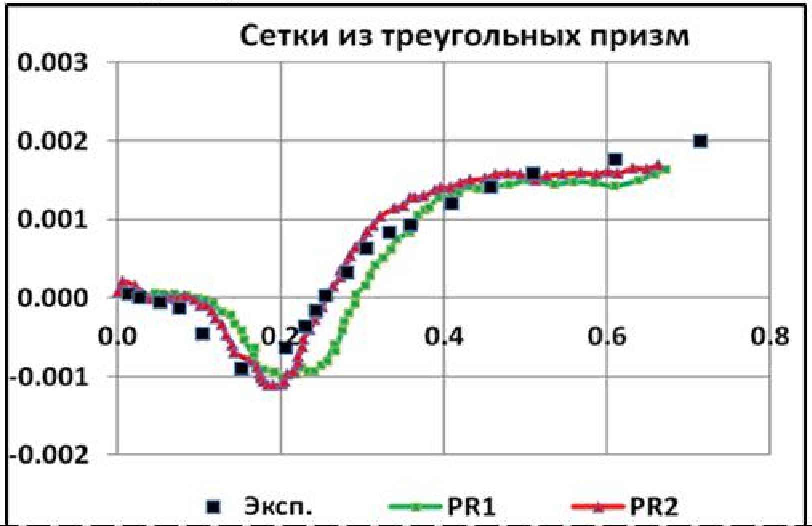
- Заметное улучшение результата при использовании DES
- Одинаковое решение, при разных схемах дискретизации - правильная калибровка

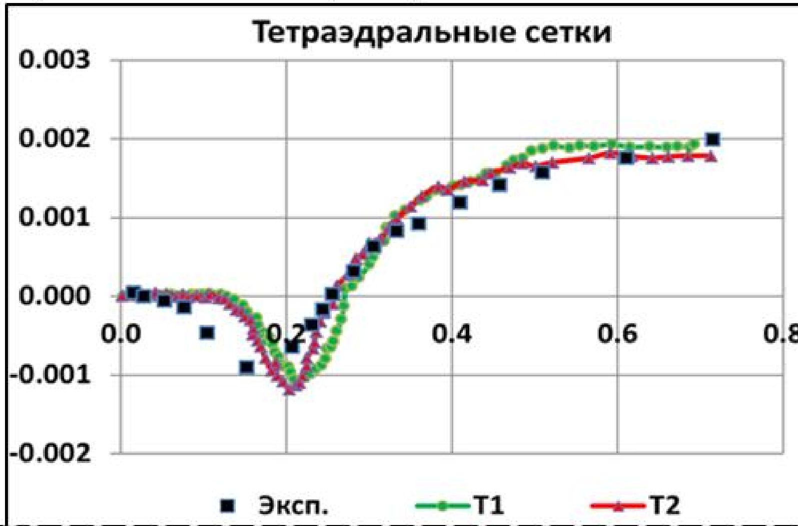
Использование DES на сетках различного типа

ЛОГОС АЭРО-ГИДРО

Обратный подогреваемый уступ – Схема 0.9CD+0.1UD – Приемлемый результат







Размер ячеек в основной области в 1.5 раза меньше, чем на гексагональной, кол-во ячеек – в ~3 раза больше.

Размер ячеек в основной области в 1.4 раз меньше чем на гексагональной, кол-во ячеек – в ~4 раза больше.

Размер ячеек в основной области в 1.7 раз меньше чем на гексагональной, кол-во ячеек – в ~6 раза больше.

Требования к сеткам для DES

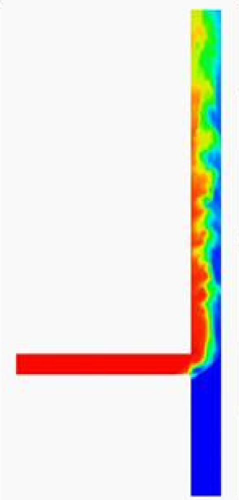
Характерные размеры ячеек оцениваем из условия разрешивания погранслоя

Безразмерная величина ячейки вдоль потока

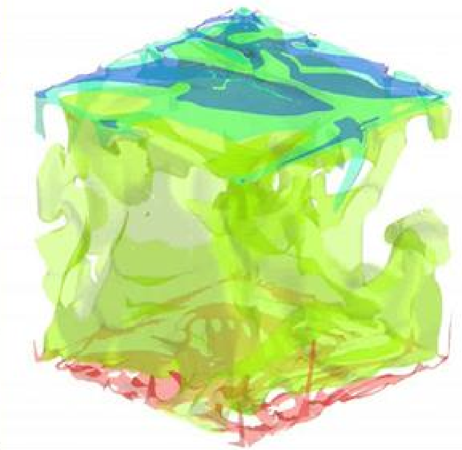
$$\Delta x^{+} < 60,$$
$$\Delta x^{+} = \rho u_{t} \Delta x / \nu$$

Безразмерная величина ячейки поперек потока

$$\Delta y^{+} < 25,$$
$$\Delta y^{+} = \rho u_{t} \Delta y / \nu$$



	Смешение теплоносителей	Течение в трубе с охлаждением
Re	$1{,}5 \cdot 10^{4}$	$1{,}5 \cdot 10^{5}$
Кол-во ячеек	~15-50 млн	~1 млрд.
Шаги по времени	$\sim 3 \cdot 10^{4}$	$\sim 3 \cdot 10^{5}$
Кол-во ядер	~300-1000	~15-20 тыс.
Время счета	~24-48 ч.	> 480 ч.



Использование DES на сетках различного типа

ЛОГОС АЭРО-ГИДРО

Альтернативная низкодиссипативная численная схема BCD

Основная идея формулировки схемы: динамическое изменение степени лимитирования

Осцилляций нет – схема функционирует как CD, осцилляции есть – GAMMA = CD+UD

Доля противопоточности определяется автоматически – в *наиболее* проблемных местах «максимум», в *наименее* проблемных – «минимум»

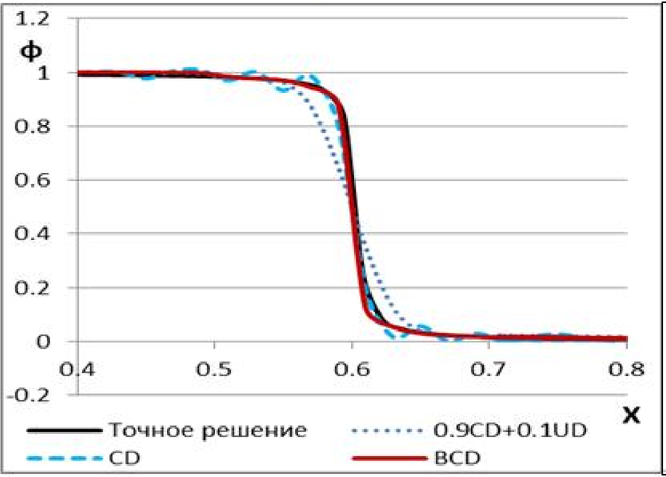
$$\begin{cases} \varphi_k^* = (\lambda\gamma - \gamma + 1)\varphi_P^* + \gamma - \lambda\gamma, & (\varphi_P^* < 0 \cup \varphi_P^* > 1) \\ \varphi_k^* = \dfrac{(\lambda-1)(1-\gamma)}{\beta}(\varphi_P^*)^2 + \left[(1-\gamma)\left(1+\dfrac{1-\lambda}{\beta}\right)+\lambda\gamma\right]\varphi_P^* + \gamma(1-\lambda), & (0 \le \varphi_P^* \le \beta) \\ \varphi_k^* = \lambda\varphi_P^* + (1-\lambda), & (\beta < \varphi_P^* \le 1) \end{cases}$$

Ограничение определяется параметром ϒ:

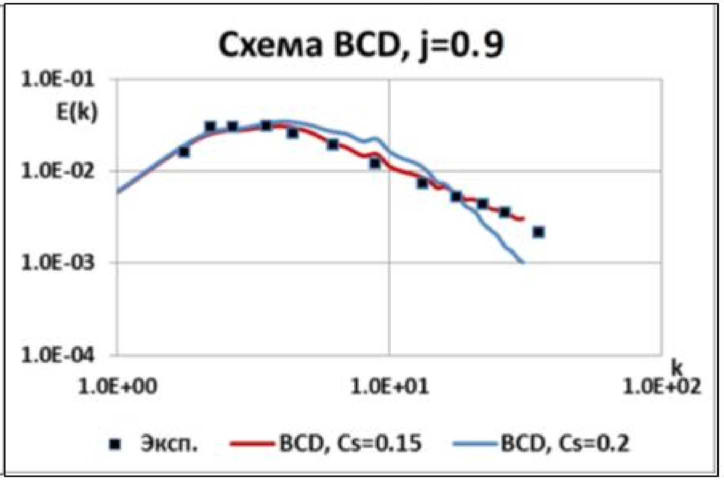
ϒ = 1 → BCD = CD

ϒ = 0 → BCD = GAMMA

Перенос фронта скаляра



Вырождение турбулентности



Свойства схем

Схема CD

Численные осцилляции есть и имеет хороший фронт

Схема 0.9CD+0.1UD

Численных осцилляций нет и пологий фронт,

Схема GAMMA

Численных осцилляций нет и имеет хороший фронт

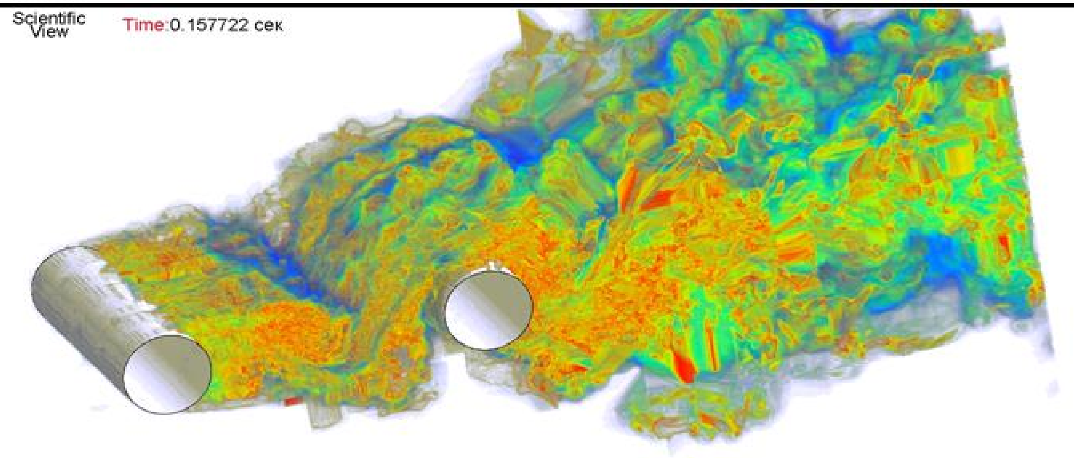
Схема BCD

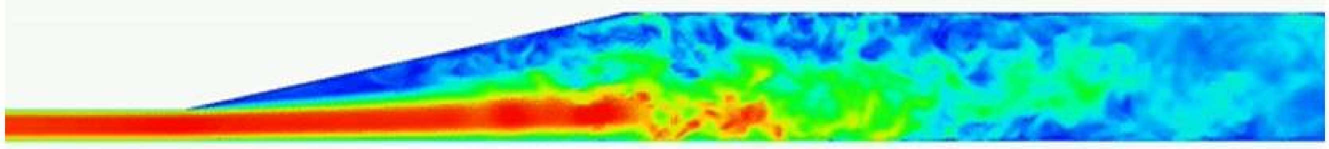
Численных осцилляций нет и имеет хороший фронт и менее диссипативна

Козелков А.С., Курулин В.В. Численная схема для моделирования турбулентных течений несжимаемой жидкости с использованием вихреразрешающих подходов // Вычислительная математика и математическая физика, т. 55, №7, с. 135-146, 2015.

Применение DES в индустриальных приложениях

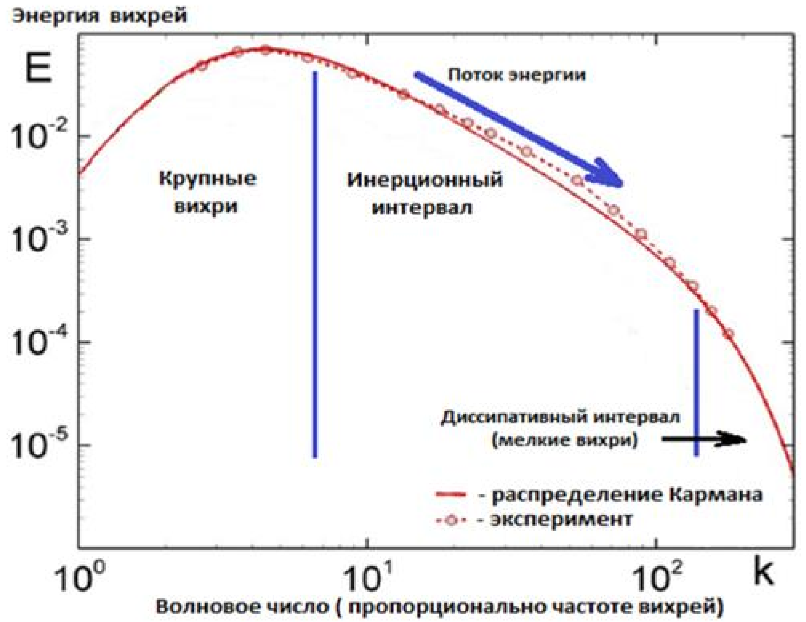
Внешняя гидродинамика Обширные отрывные зоны в неограниченном пространстве	Внутренняя гидродинамика – Ограниченность – плохо и долго развиваются «большие» вихри





Может генерировать пульсации?

Зонный RANS-LES подход эффективен для течений с любым размером отрывной зоны, в том числе и в зонах с малым отрывом



Генерация пульсаций

- Восстановление частотного спектра турбулентных пульсаций по RANS-решению
- Генерация поля скорости, удовлетворяющему заданному тензору напряжений Рейнольдса, и найденному спектру

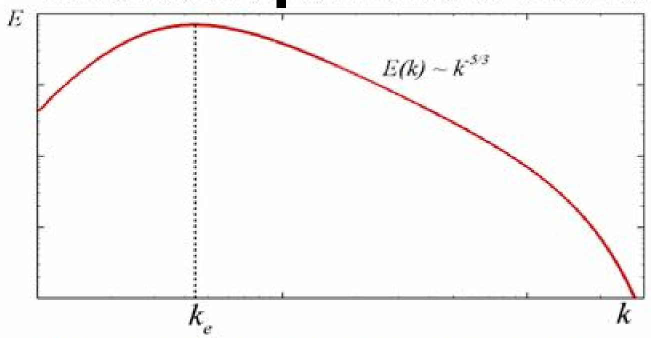
Тензор напряжений – точность генерации вихрей

Генератор синтетической турбулентности

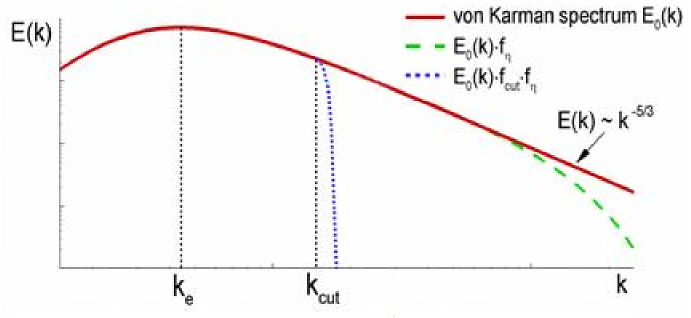
ЛОГОС АЭРО-ГИДРО

РОСАТОМ РФЯЦ ВНИИЭФ

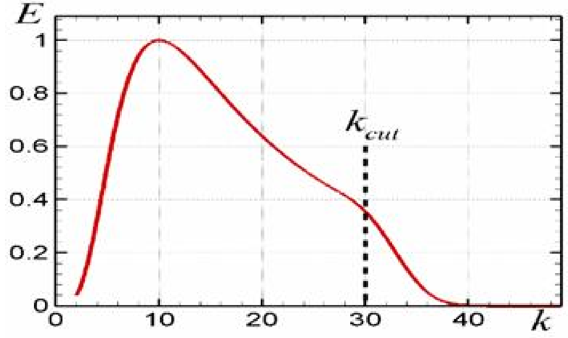
Колмогоровский спектр



Спектр турбулентных пульсаций при различных параметрах турбулентности



$$E(k) = \frac{(k/k_e)^4}{[1 + 2.4(k/k_e)^2]^{17/6}} f_\eta f_{\mathrm{cut}}$$



Основная идея:

Этап 1. Восстановление частотного спектра турбулентных пульсаций по RANS-решению, найденному на первом этапе. Используются эмпирические соотношения. **RANS?**

Этап 2. Генерация поля скорости, удовлетворяющему заданному тензору напряжений Рейнольдса, и найденному спектру.

Этап 1

Определяем скорость и тензор – если **RANS, то** $\tau^t_{ij} = -\rho \overline{u'_i u'_j} = \mu_t \left[\frac{\partial \overline{u_i}}{\partial x_j} + \frac{\partial \overline{u_j}}{\partial x_i} \right] - \frac{2}{3}\rho k \delta_{ij}, \quad \mu_t = \frac{C_\mu \rho k^2}{\varepsilon}$

Если уточнить, то нужен **RSM, где** $\boxed{u'_i = a_{ij}\psi_j}$ через тензор анизотропии $\boxed{a_{ij} = \frac{\overline{u'_i u'_j}}{k_t} - \frac{2}{3}\delta_{ij}}$

$$a_{ij} = \beta_1 T_{1,ij} + \beta_2 T_{2,ij} + \beta_3 T_{3,ij} + \beta_4 T_{4,ij} + \beta_6 T_{6,ij} + \beta_9 T_{9,ij}$$

Тензорные группы определяются согласно модели турбулентности RSM ⇨

$$T_{1,ij} = S_{ij},\ T_{2,ij} = S_{ik}S_{kj} - \frac{1}{3}II_s\delta_{ij},\ T_{3,ij} = \Omega_{ik}\Omega_{kj} - \frac{1}{3}II_\Omega\delta_{ij};$$

$$T_{4,ij} = S_{ik}\Omega_{kj} - \Omega_{ik}S_{kj},\ T_{6,ij} = S_{ik}\Omega_{kl}\Omega_{lj} - \Omega_{ik}\Omega_{kl}S_{lj} - \frac{2}{3}IV\delta_{ij} - II_\Omega S_{ij};$$

$$T_{9,ij} = \Omega_{ik}S_{kl}\Omega_{lm}\Omega_{mj} - \Omega_{ik}\Omega_{kl}S_{lm}\Omega_{mj} + \frac{1}{2}II_\Omega\left(S_{ik}\Omega_{kj} - \Omega_{ik}S_{kj}\right).$$

$$S_{ij} = \frac{\tau}{2}\left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i}\right) \qquad \Omega_{ij} = \frac{\tau}{2}\left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \frac{\partial u_j}{\partial x_i}\right)$$

Этап 2

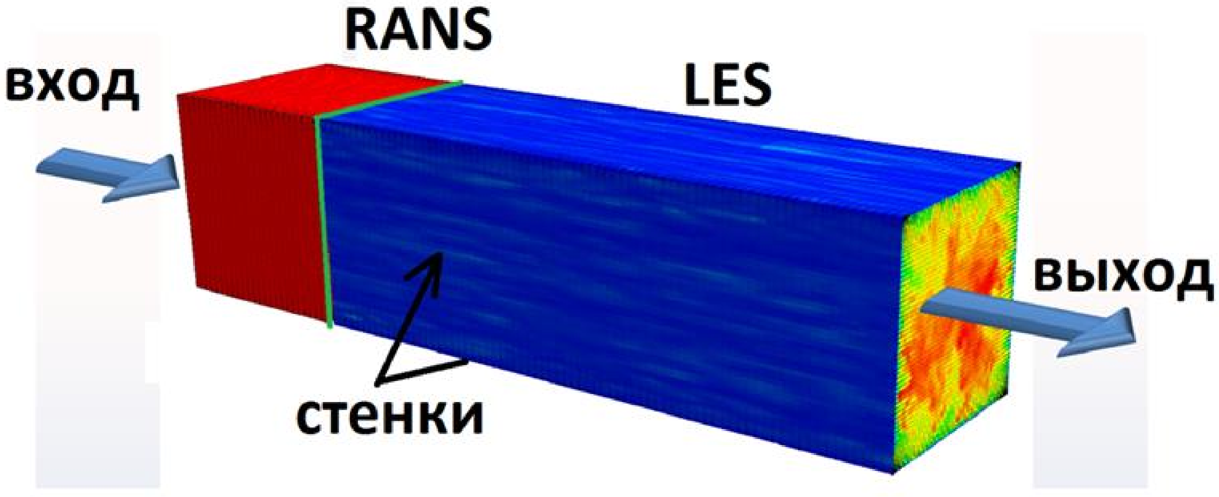
- На активной части интерфейса генерируются турбулентные пульсации поля скорости
- Они выступают как входное граничное условие для LES области и как граничное условие с заданным выходным потоком для RANS области.

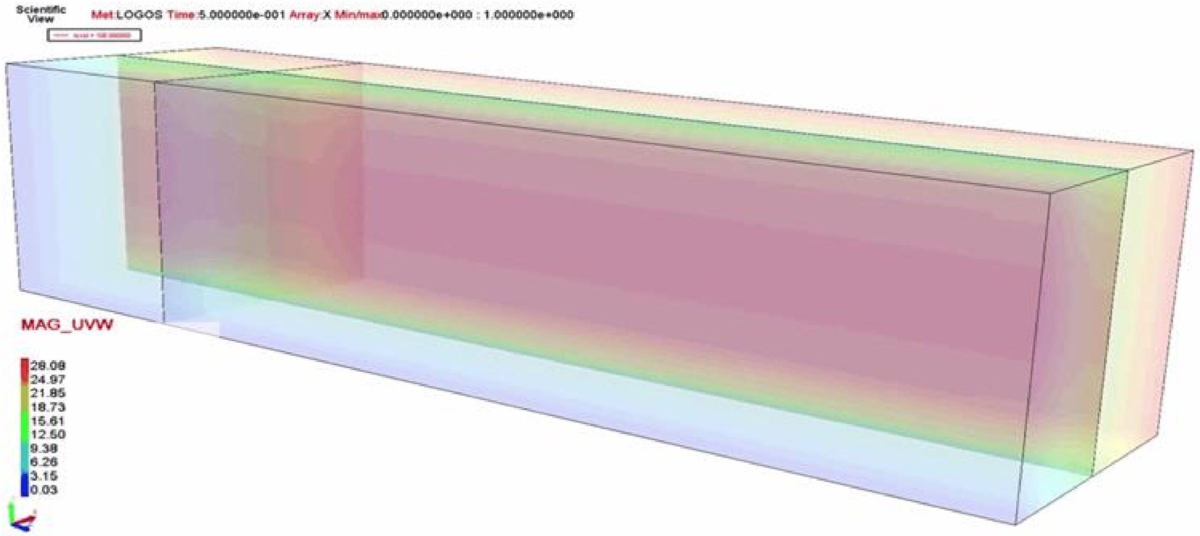
Зонный RANS-LES подход

ЛОГОС АЭРО-ГИДРО

Области LES расчета зафиксированы - расположены в зонах, где необходимо уточнение численного решения

Явная генерация турбулентных пульсаций производится специальными алгоритмами на границе областей RANS-LES





Технология

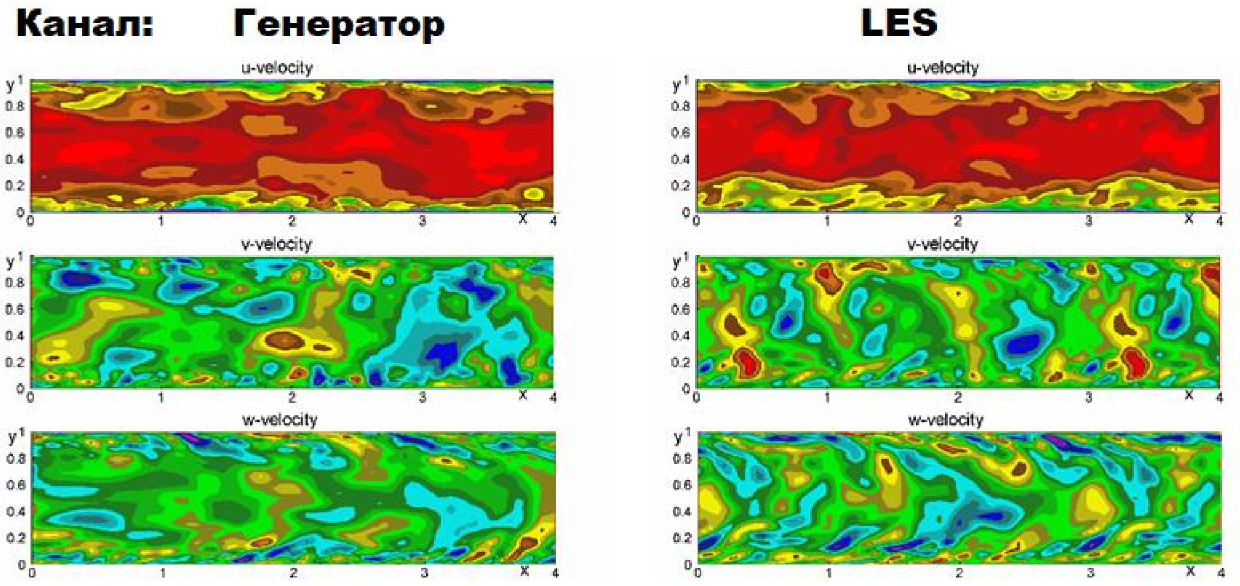
Двухэтапный расчет

Этап 1 – стационарный RANS расчет

Определяются параметры турбулентности на границе областей. Интерфейс работает как внутренние грани

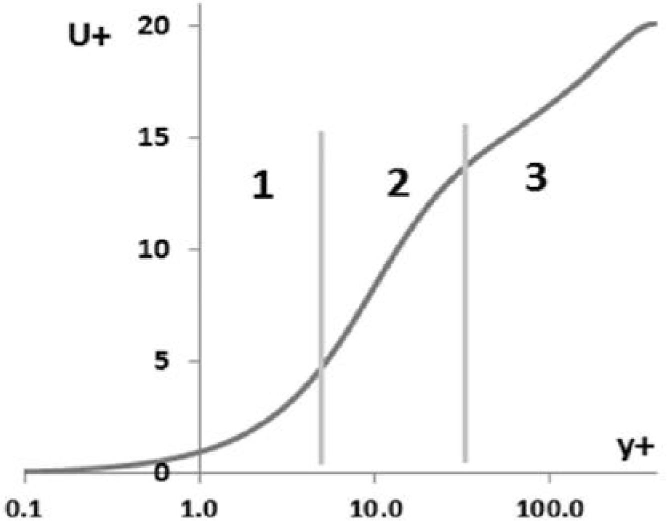
Этап 2 – нестационарный расчет

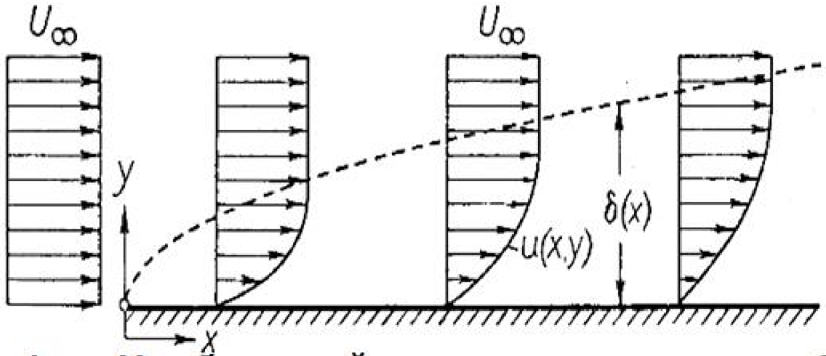
Интерфейс работает как вход с генерированием турбулентных пульсаций



Пограничный слой

Структура пограничного слоя





1. Наибольший градиент скорости наблюдается в вязком и переходном подслоях
2. Моделирование – только *очень* подробная сетка вблизи стенки – $y^+ < 1$
3. Для индустриальных задач построение таких сеточных моделей не всегда возможно и временно оправдано

1. Вязкий подслой
2. Логарифмический
3. Переходный

Количественные характеристики

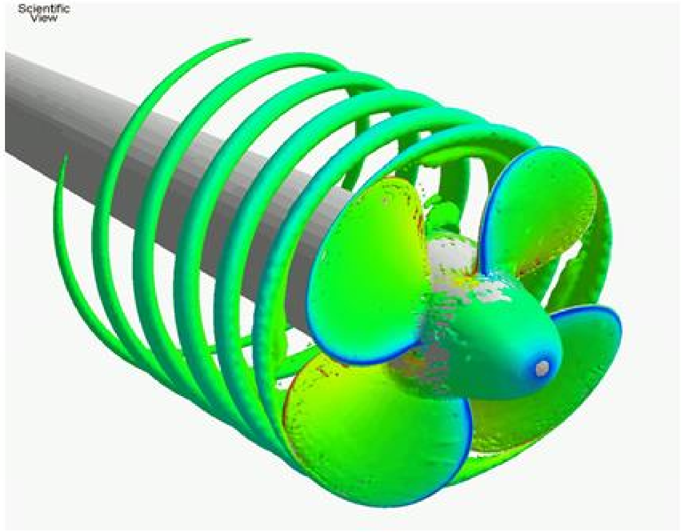
$$u_\tau = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}}$$ – динамическая скорость

$$u^+ = \frac{u}{u_\tau}$$ – безразмерная продольная скорость

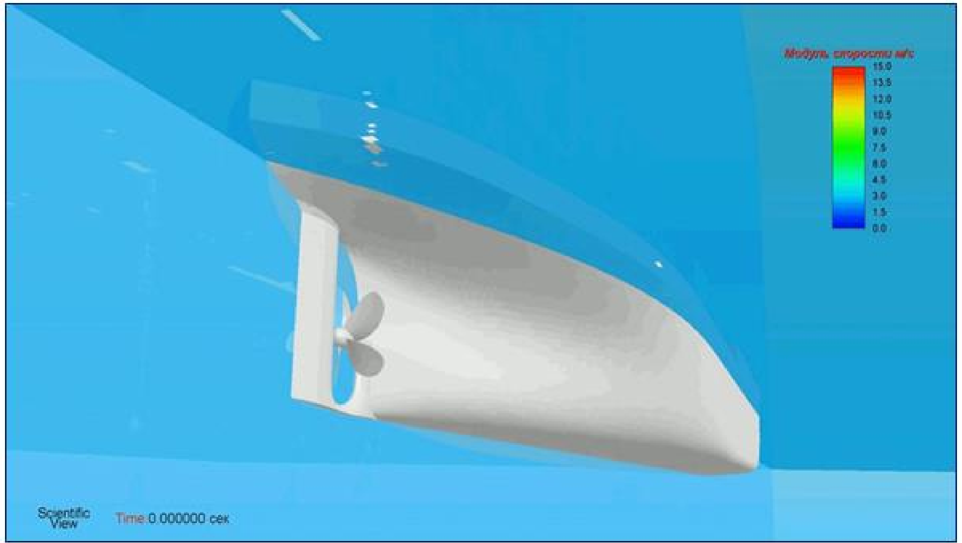
$$y^+ = \frac{y\nu}{u_\tau}$$ – безразмерное расстояние до стенки

Пример – система «судно-винт»

Всегда можно построить сетку $y^+ < 1$



Практически нереально построить сетку $y^+ < 1$



Пограничный слой

ЛОГОС АЭРО-ГИДРО

Решение для индустриальных задач - использование пристеночных функций, которые обеспечивают приемлемую точность предсказания трения на стенке в широком интервале изменения y+

Модель SST All y+

Автоматическое определение ширины пограничного слоя

$$\frac{\partial \rho k}{\partial t} + \nabla \cdot \left(\rho \vec{u} k\right) = \nabla\left[\left(\mu + \sigma_k \mu_T\right)\nabla k\right] + P_k - \beta^* \rho \omega k$$

$$\frac{\partial \rho \omega}{\partial t} + \nabla \cdot \left(\rho \vec{u} \omega\right) = \nabla\left[\left(\mu + \sigma_\omega \mu_T\right)\nabla \omega\right] + \gamma \frac{\rho}{\sigma_T} P_k - \beta \rho \omega^2 + \left(1 - F_1\right) D_{k\omega}$$

Связь скорости в первой пристеночной ячейке с трением на стенке

$$u_1 = \nu_* \left(\frac{1}{y_+^4} + \left(\frac{k}{\ln\left(E y_+\right)}\right)^4\right)^{-1/4} \qquad \nu_* \equiv \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}}$$

Удельная скорость диссипации ω в первой расчетной точке

$$\omega_1 = \frac{\nu_*^2}{\nu}\left(\left(\frac{6}{0.075 y_+^2}\right)^2 + \left(\frac{1}{0.3 k y_+}\right)^2\right)^{1/2}$$

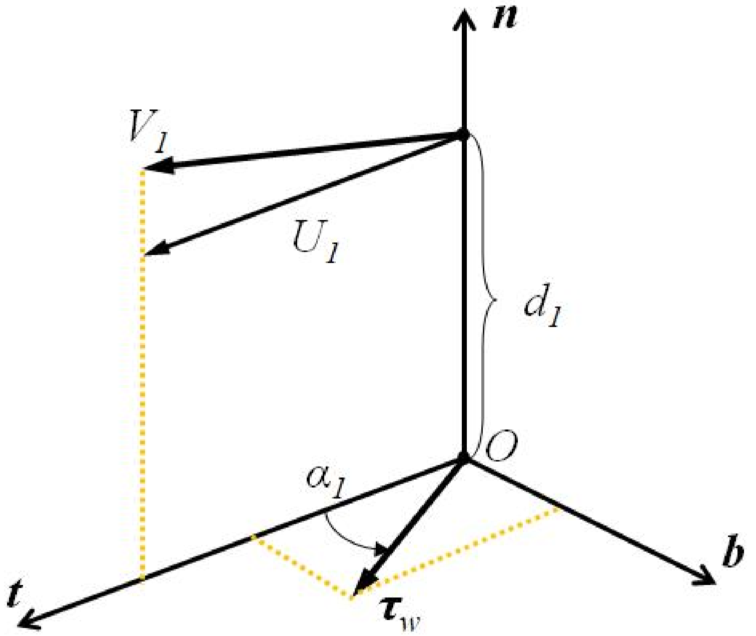
Требования

1. Размер первой пристеночной ячейки: Y+<1;
2. Коэффициент роста размера последующих ячеек k<1.1 ..1.3;
3. Количество ячеек призматического слоя определяется по выходу толщины ячейки призматического слоя до величин сравнимых с базовым размером ячеек

Пограничный слой

Учет вращения стенки

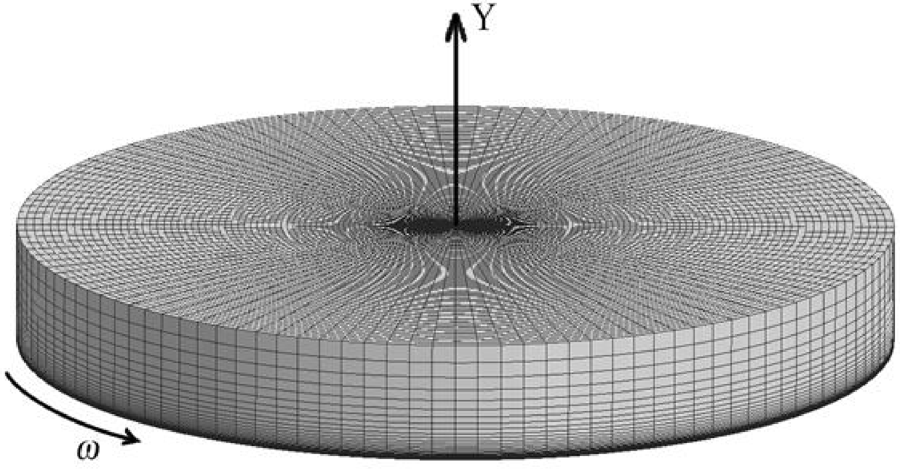
Учёт поправки отклонения вектора трения на стенке от направления вектора скорости на угол α_1



Угол отклонения определяется с помощью формулировки на основе локальных данных (в точке):

$$tg(\alpha_1) = -\frac{d_1}{U_1}\left(\frac{\partial V_1}{\partial n}\right)_1 F_\alpha(y^+) \qquad \left(\frac{\partial V}{\partial n}\right)_1 = n\cdot(\nabla V)_1$$

Вектор относительной скорости может менять своё направление при приближении к стенке, поэтому требуется учитывать угол отклонения для коррекции напряжения трения на стенке τ_w



$$t = b\times n, \quad b = n\times V_1 / |V_1|$$

$$U_1 = t\cdot V_1 = |V_1 - (n\cdot V_1)n|$$

$$\tau_w = \tau_w\left[t\cos(\alpha_1) + b\sin(\alpha_1)\right]$$

Пограничный слой

Тепловой пограничный слой

Пристеночные функции для аппроксимации профиля температуры

Выражают зависимость безразмерной температуры от расстояния до стенки

Известные пристеночные функции:

Кадер (1981):

$$T^+(y^+) = y^+ Pr\, e^{-\Gamma} + \left\{ 2.12\, ln\left[(1+y^+) \frac{2.5(2-y/\delta)}{1+4(1-y/\delta)^2} \right] + \beta(Pr) \right\} e^{-1/\Gamma},$$

$$\beta(Pr) = \left(3.85\, Pr^{1/3} - 1.3\right)^2 + 2.12\, ln(Pr),$$

$$\Gamma = 0.01\left(y^+ Pr\right)^4 \Big/ \left(1+5y^+ Pr^3\right)$$

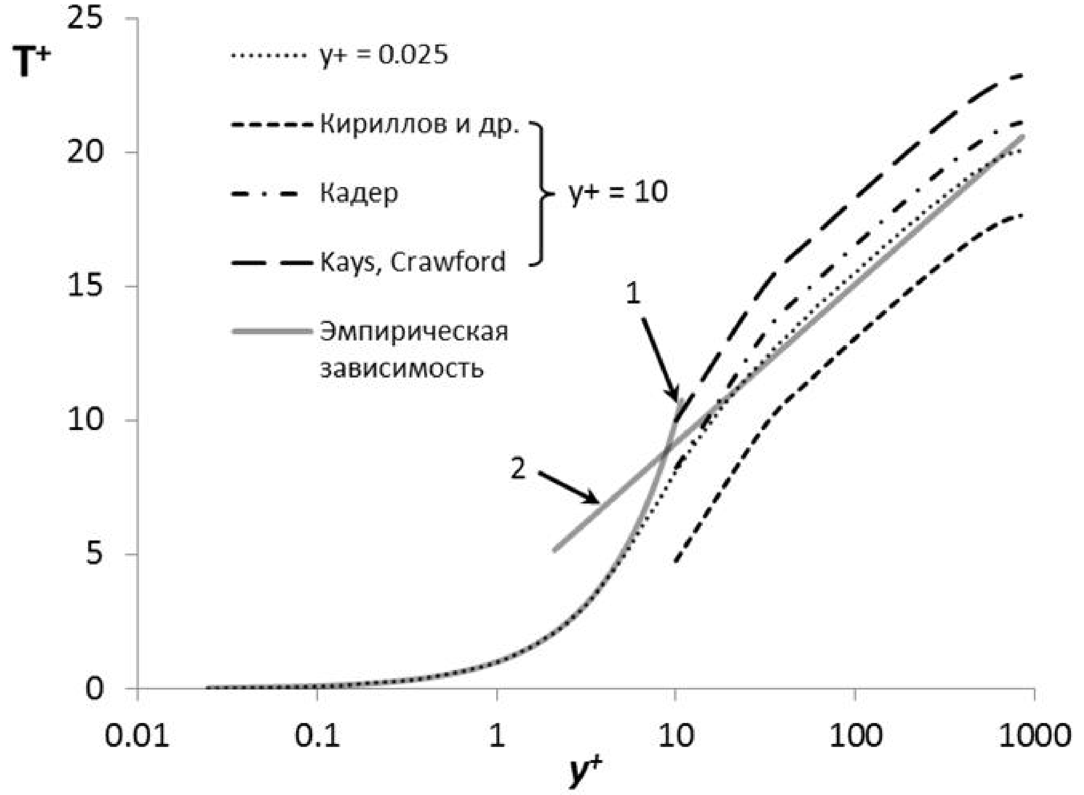
Кириллов и др. (1990)

$$T^+(y^+) = \begin{cases} y^+ Pr, & y^+ Pr < 1 \\ 1.87 ln\left(y^+ Pr + 1\right) + 0.065 y^+ Pr - 0.36, & 1 \le y^+ Pr \le 11.7 \\ 2.5 ln\left(y^+ Pr\right) - 1, & y^+ Pr > 11.7 \end{cases}$$

Kays, Crawford(1994)

$$T^+ = \begin{cases} y^+ \Pr, & y^+ \le 13.2 \\ 2.075 \ln(y^+) + 3.9, & y^+ > 13.2 \end{cases}$$

Профиль температуры внутри пограничного слоя: эмпирика и результаты численного моделирования



Известные пристеночные функции даже при y+~=10 имеют значительные отклонения – для конечно-объемного CFD кода необходима калибровка пристеночной функции

Пограничный слой

Тепловой пограничный слой

Для получения искомой зависимости производится калибровка $T^+(y^+)$ относительно результатов, полученных на самой подробной сетке $y^+ = 0.025$: подбирается такое значение T^+, при котором $T_{max} \approx T^{0.025}_{max}$;

Пристеночная функция откалиброванная для ЛОГОС:

$$T^+(y^+) = \left(T^+_{vis}(1-f_1) + T^+_{buf} f_1\right)(1-f_2) + T^+_{log} f_2$$

$$f_1 = f(y_1^{+*} - \delta_1, y_1^{+*} + \delta_1, y^+)$$

$$f_2 = f(y_2^{+*} - \delta_2, y_2^{+*} + \delta_2, y^+)$$

$$f(a,b,y^+) = 0.5\left(1 + \tanh\left[\pi\left(\frac{y^+ - a}{b - a} - 0.5\right)\right]\right)$$

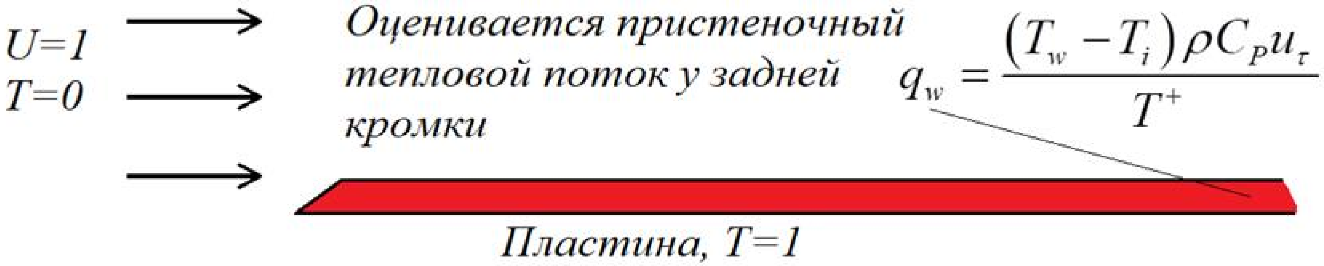
$$T^+_{vis} = y^+ Pr$$

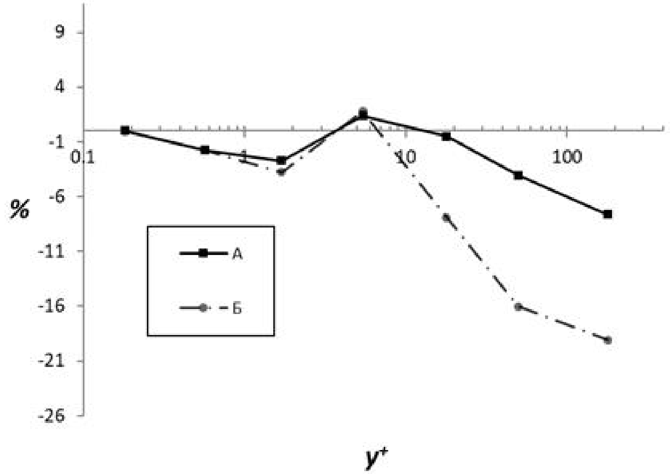
$$T^+_{buf} = (2.831Pr + 1.1545)\ln(y^+) - 0.8334Pr - 1.4546$$

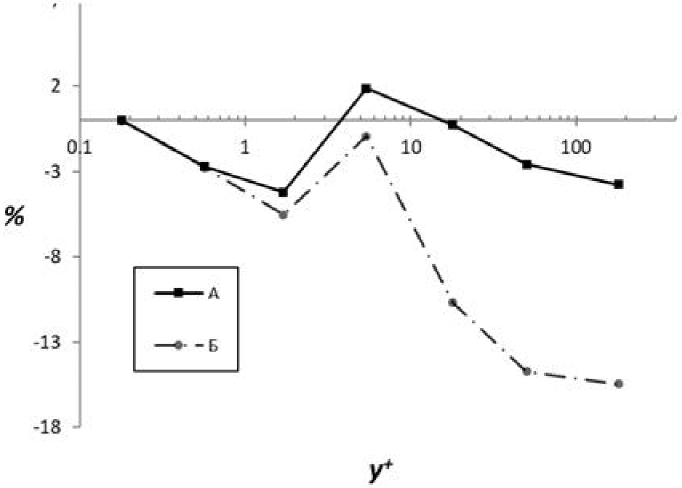
$$T^+_{log} = 2.2\ln(y^+ Pr + 8) + 5.4195Pr - 3.8355$$

Анализ точности моделирования теплового пограничного слоя на сетках с разной густотой пристеночного разрешения

Обтекание пластины турбулентным тепловым потоком, $Re_w = 10^7$







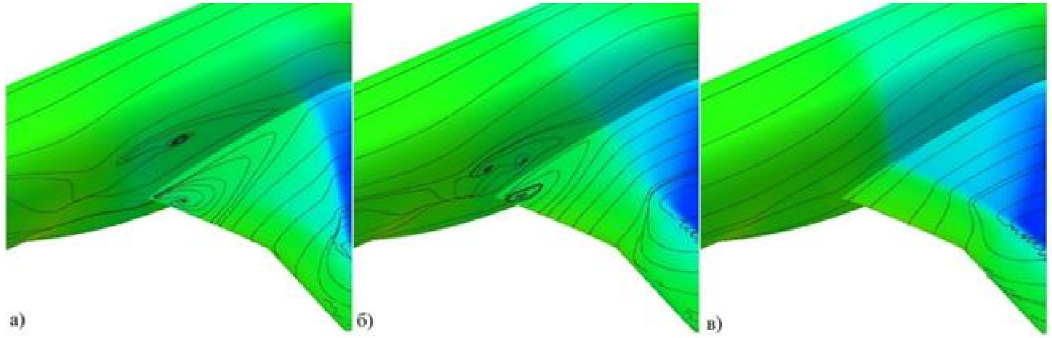
Пристеночная функция ЛОГОС («А»), Кадера («Б»).

Моделирование турбулентных течений

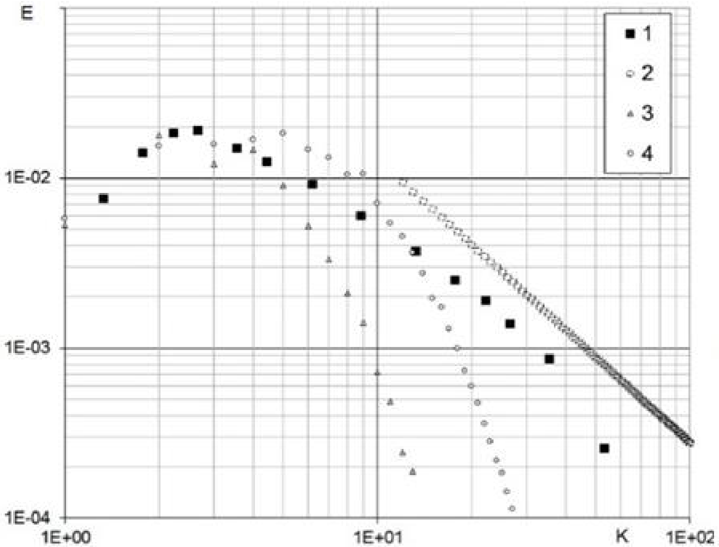
ЛОГОС АЭРО-ГИДРО

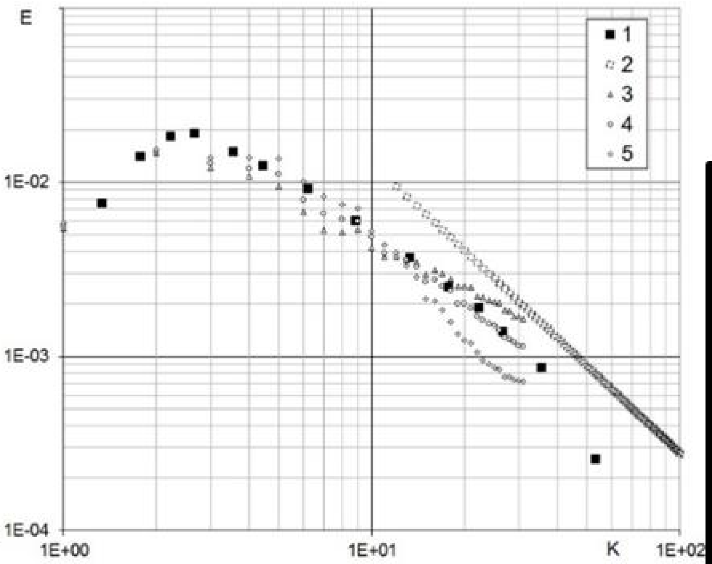
Аэродинамика

«Крыло-фюзеляж»



Энергетический спектр: 1– эксперимент [*], 2 – E~κ -5/3, 3 – схема Роу, 4 – схема AUSMPW





- **Противопоточные схемы Роу и AUSMPW занижают высокочастотную часть спектра**
- **Схема AUSMPW диссипативна, но не в такой степени, как схема Роу**
- **Использование данных схем в оригинальном виде для расчета отрывных течений затруднительно, из-за высокой численной диссипации**

Схема Роу:

$$F_{UD} = \frac{1}{2}\left(F_L + F_R\right) - \frac{1}{2}\left|A\right|\left(U_L + U_R\right)$$

Модифицированная низко-диссипативная схема Роу:

$$F_f = \frac{1}{2}\left(F_L + F_R\right) - \frac{1}{2}\varepsilon\left|A\right|\left(U_L + U_R\right)$$

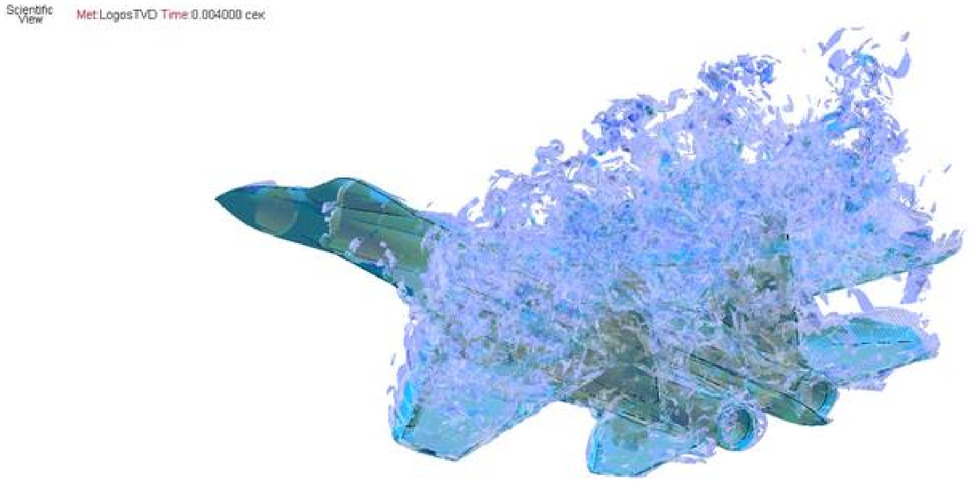
Существенное улучшение энергетического спектра

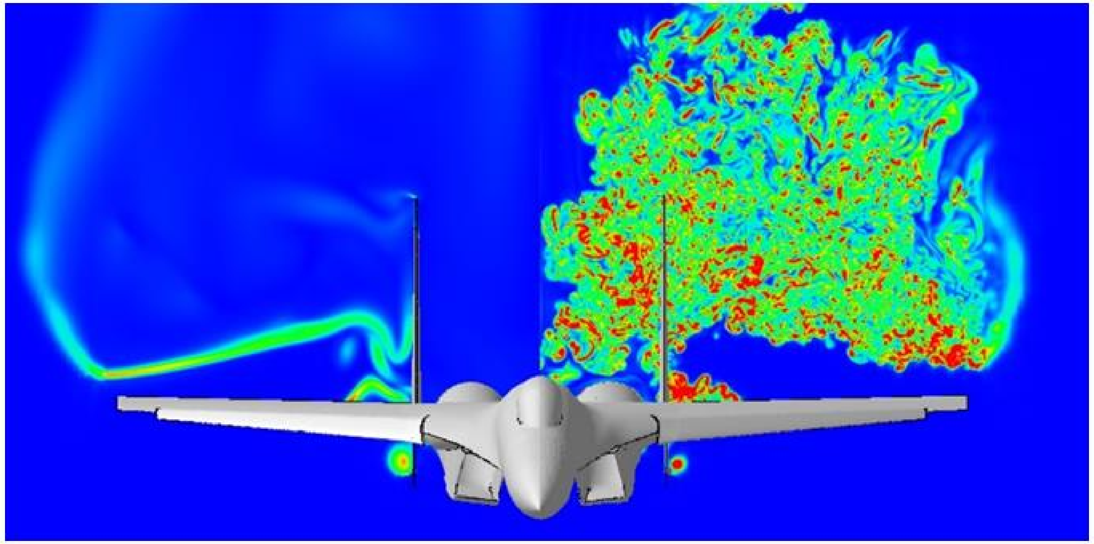
Аэродинамика - аналогично

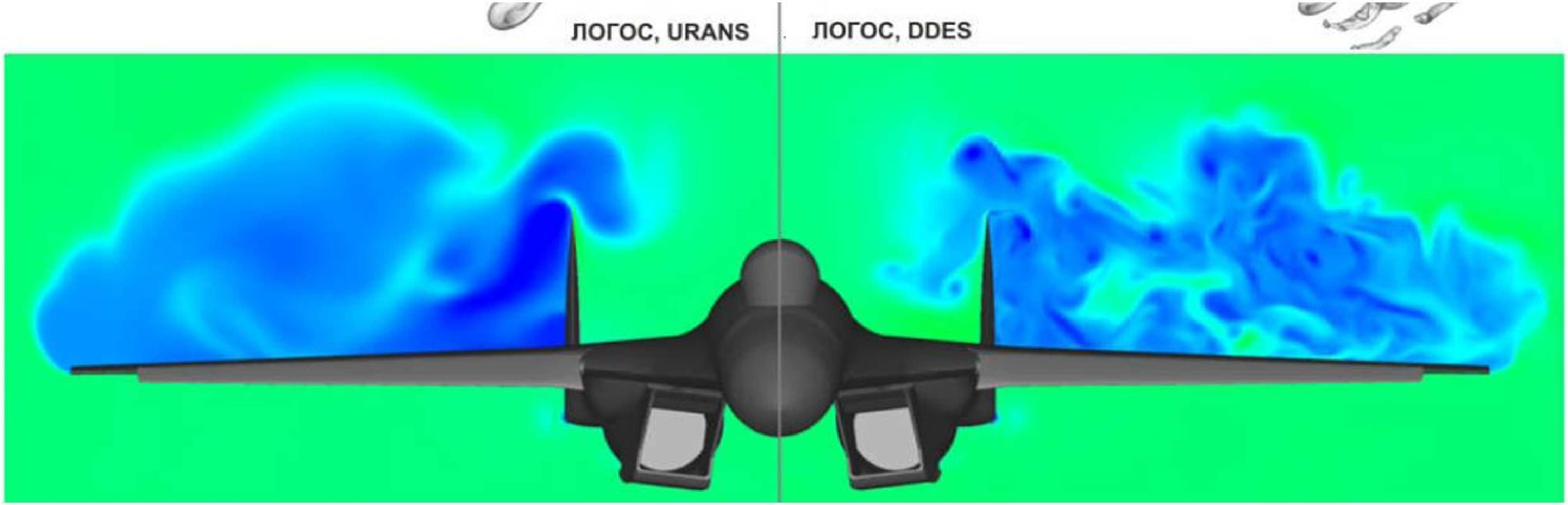
- **Калибровка констант LES, DES**
- **Низко-диссипативные схемы**
- **Генератор пульсаций**
- **Пограничный слой**
- **Учет вращения**
- **Учет теплового погранслоя**

Моделирование турбулентных течений

Расчет нестационарных АДХ маневренного самолета

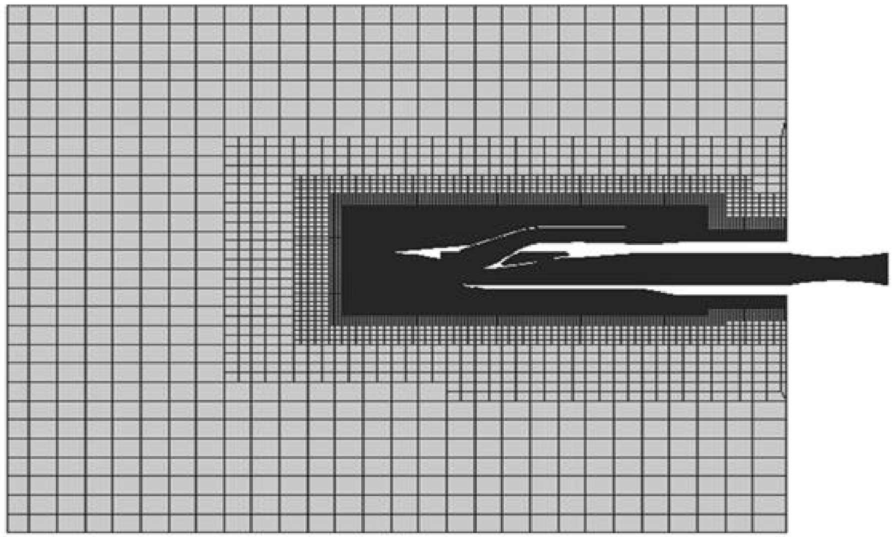


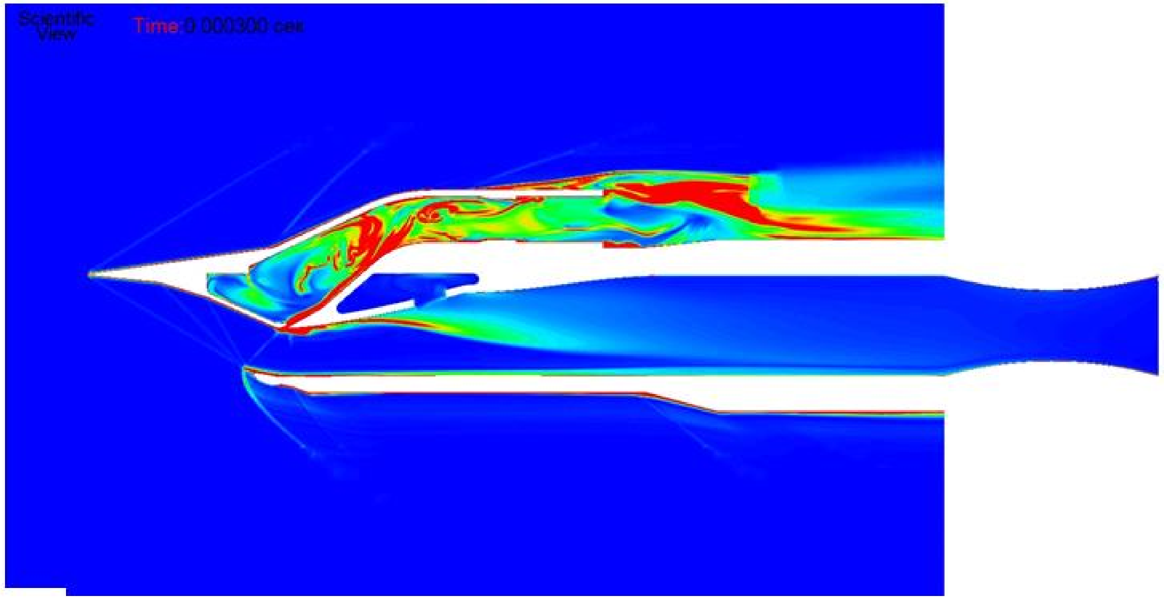


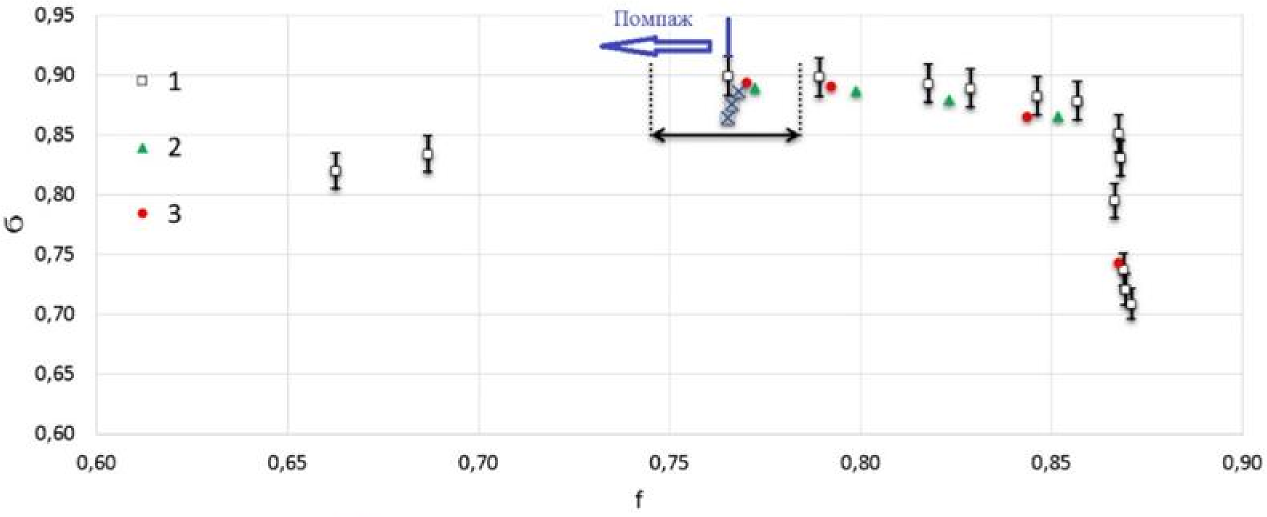


Моделирование турбулентных течений

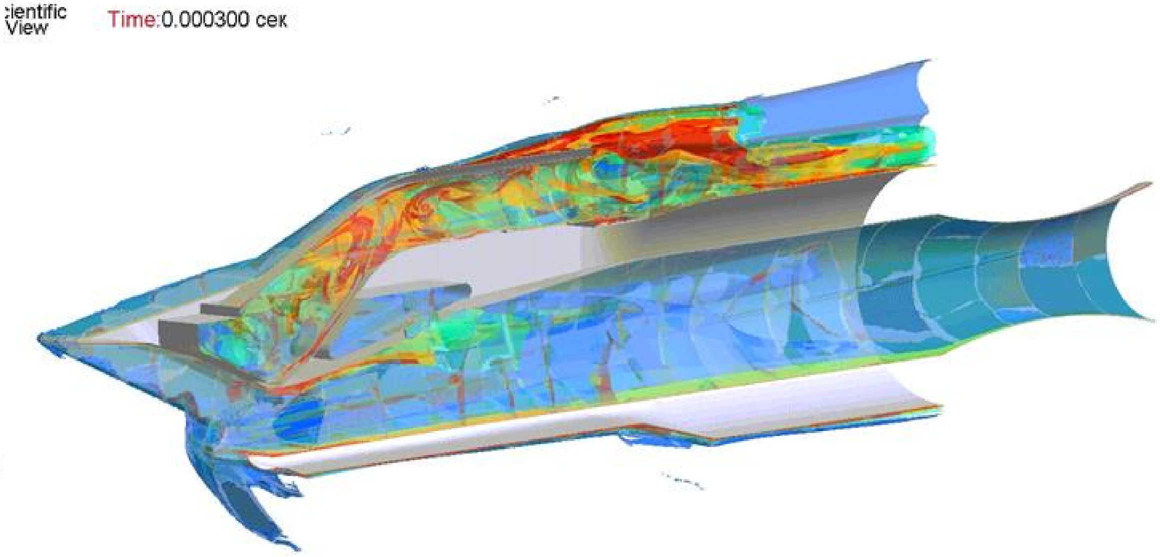
Расчет границы устойчивости работы воздухозаборника







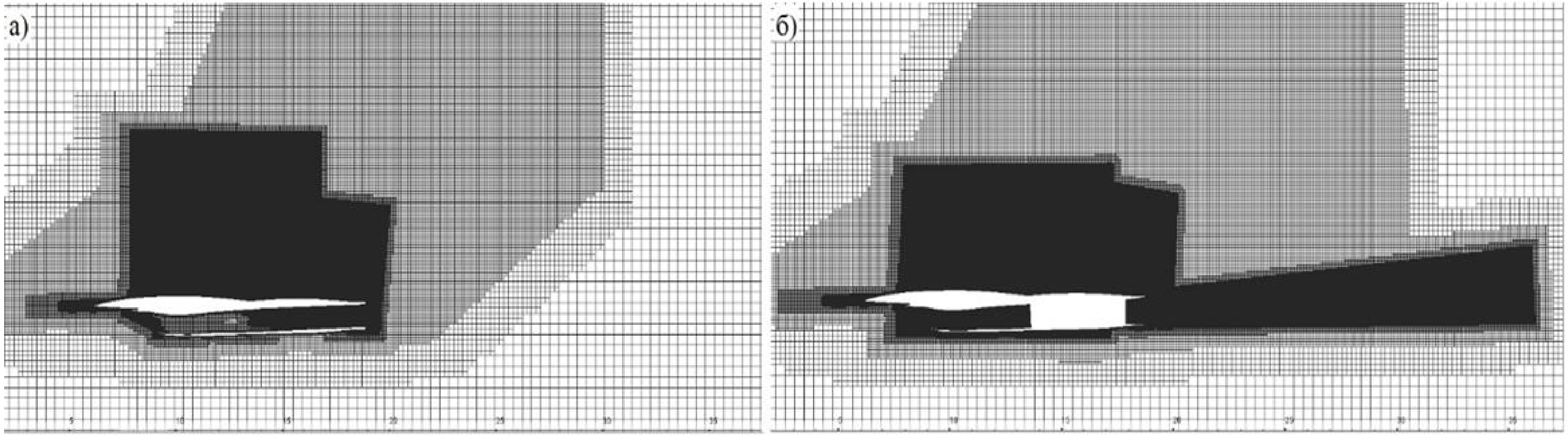
Дроссельные характеристики:
1– эксперимент, 2 – URANS, 3 – EDES



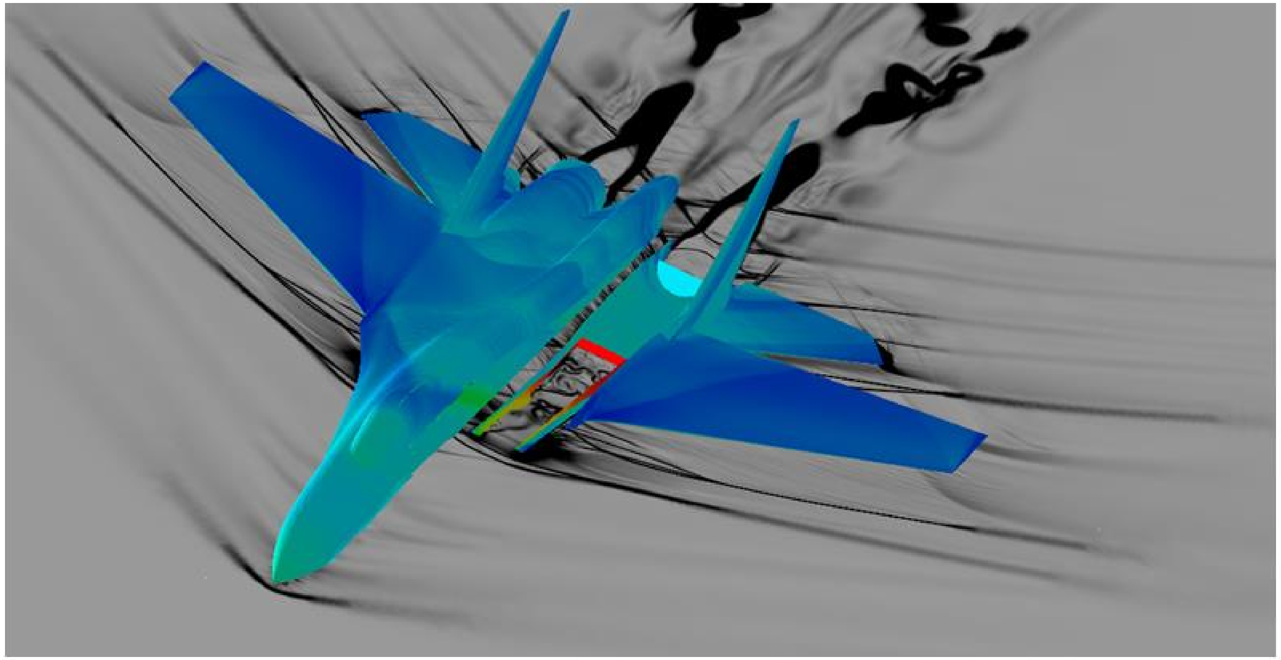
Моделирование турбулентных течений

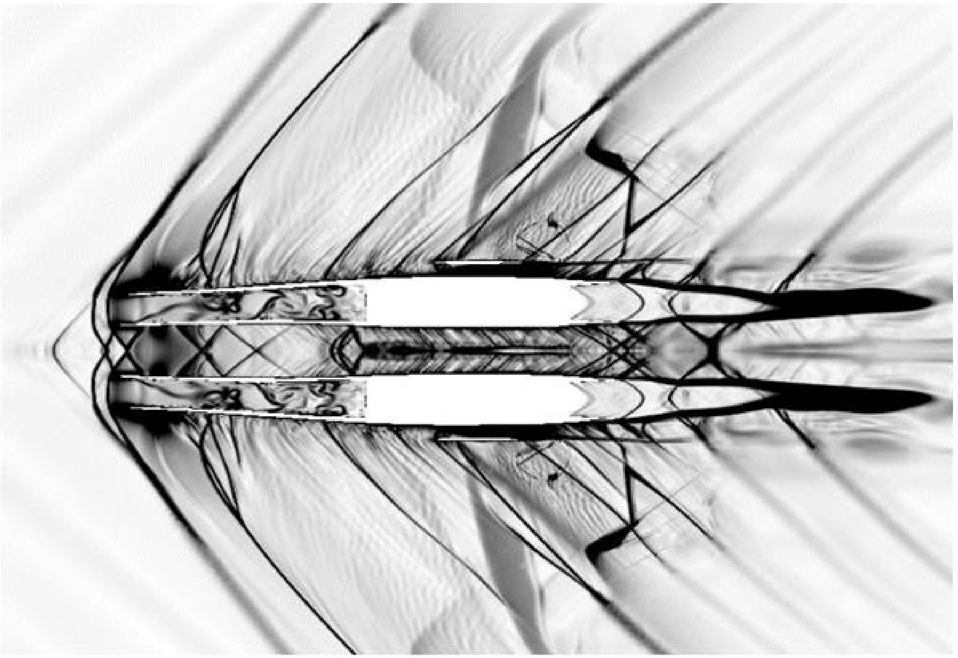
ЛОГОС
АЭРО-ГИДРО

Расчет нестационарных АДХ маневренного ЛА с учетом работы силовой установки



Мгновенное распределение градиента плотности

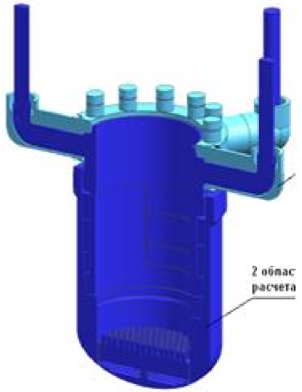




Моделирование турбулентных течений

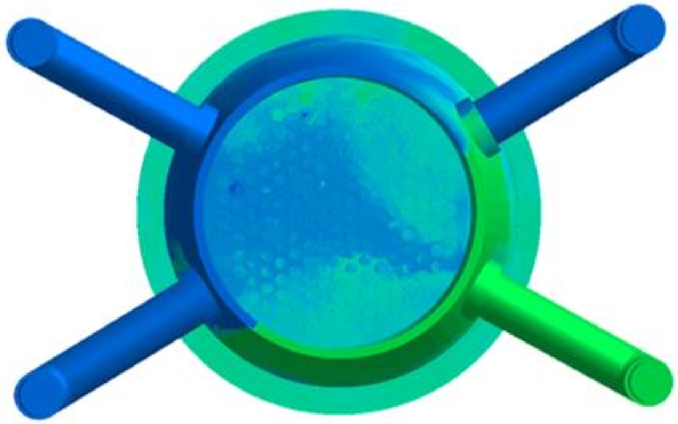
ЛОГОС АЭРО-ГИДРО

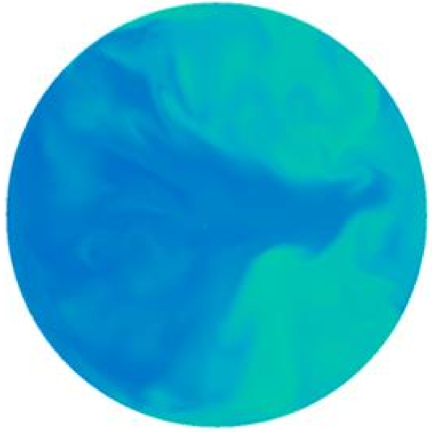
Моделирование турбулентного смешения неизотермических потоков в напорной камере РУ

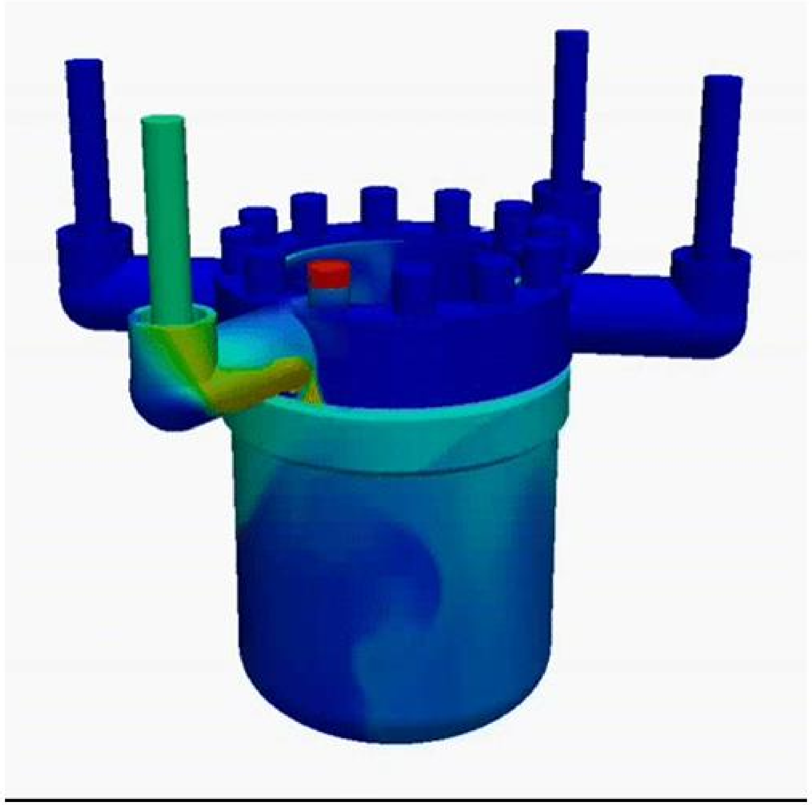


<u>Описание модели:</u> нестационарная гидродинамика с учетом турбулентного перемешивания, зависимости плотности от температуры, вынужденной и естественной тепловой конвекции.

Моделирование с использованием LES-модели турбулентности с учетом сопряженного теплообмена.



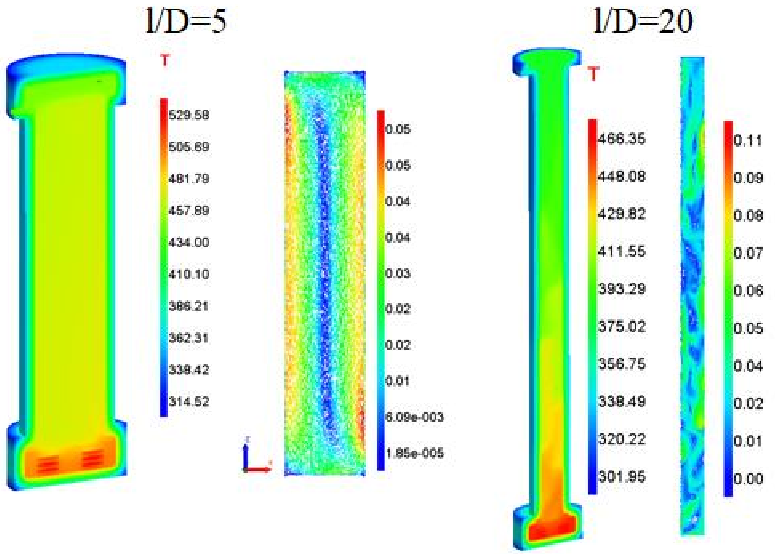




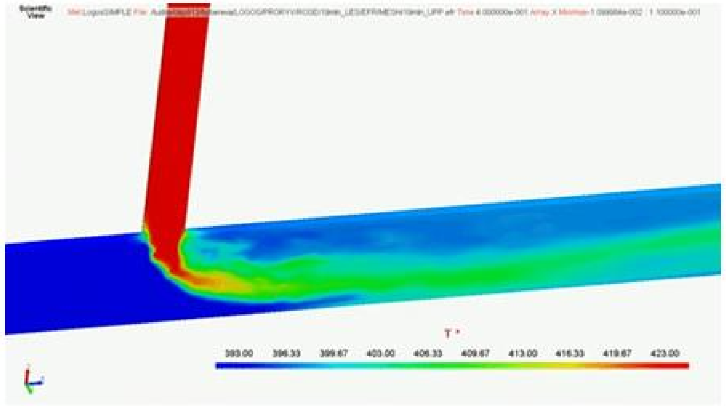
Моделирование турбулентных течений

ЖМТ

Конвективное течение натрия в произвольно ориентированном участке трубопровода

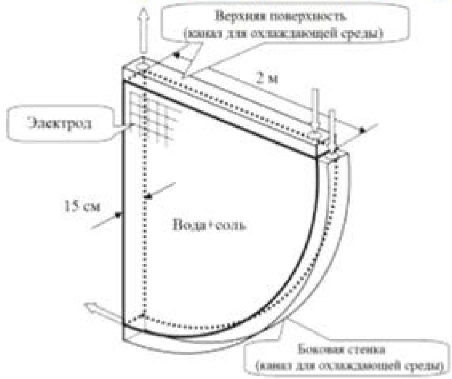


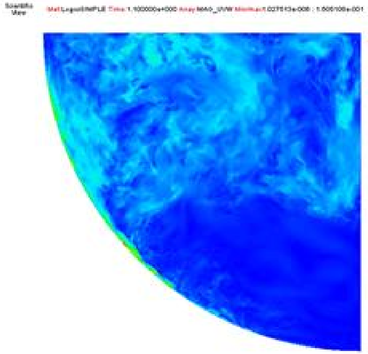
Моделирование эксперимента по смешению разнотемпературных потоков модельного ЖМТ в Т-образном смесителе



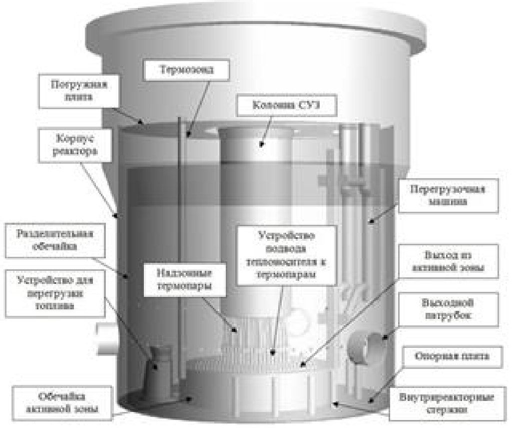
Поле температуры

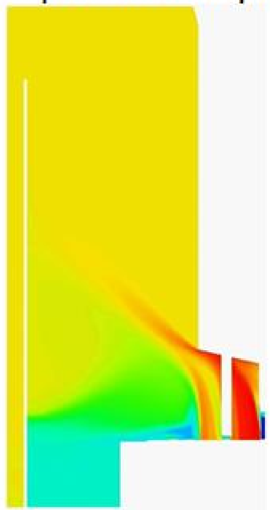
Моделирование эксперимента Bali.
Исследование тепломассопереноса и моделирования конвекции в реакторе со сферическим днищем в масштабе 1:1





Естественная и вынужденная конвекция в верхней камере реактора MONJU





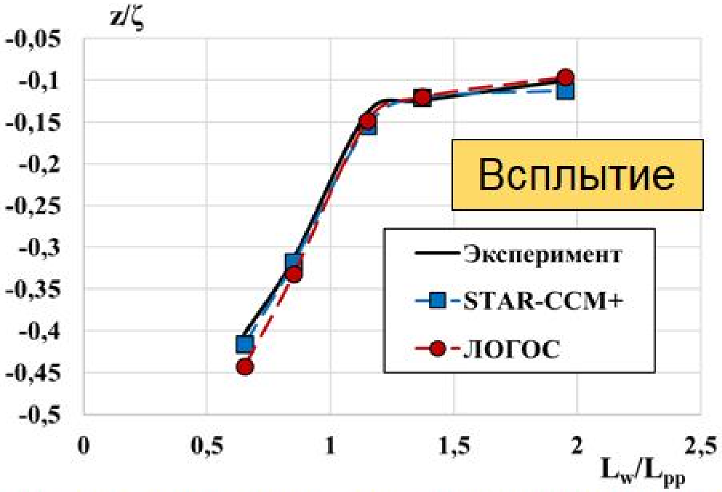
Моделирование волнения

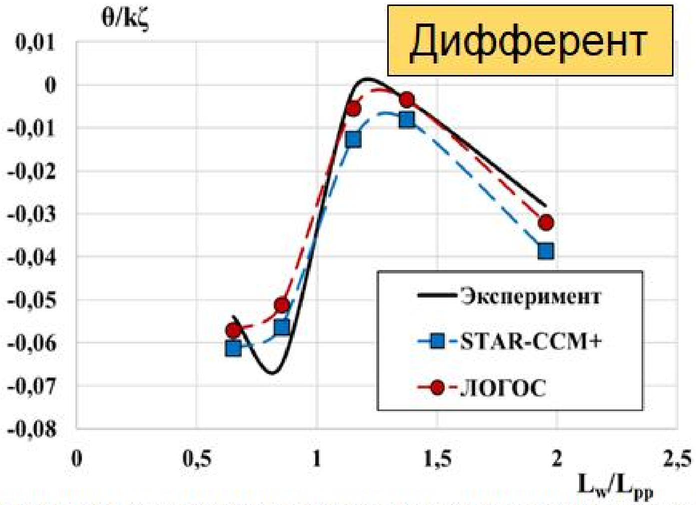
Международный бенчмарк – моделирование движения контейнеровоза KCS на встречном волнении. На входной границе с помощью генератора волн задается волна пятого порядка со скоростью потока 2,017м/с. Три режима расчёта различались длиной и высотой волны.

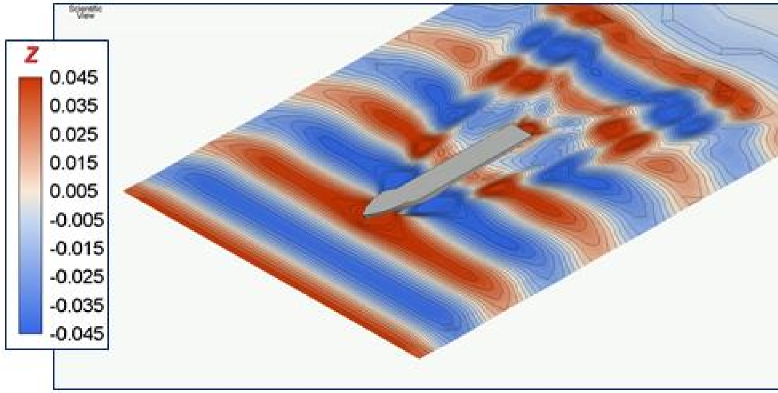
Масса судна составляет 955,78 кг, диагональные моменты инерции (110; 2222; 2222) кг·м2, Координаты центра тяжести (2,9453; 0; 0,093) м.
Значения физических свойств воды: динамическая вязкость $\mu_{в} = 0,00114$ Па·с, плотность $\rho_{в} = 998,63$ кг/м³.
Для воздуха: динамическая вязкость $\mu_{возд} = 1,85508E-5$ Па·с, плотность $\rho_{возд} = 1,18415$ кг/м³

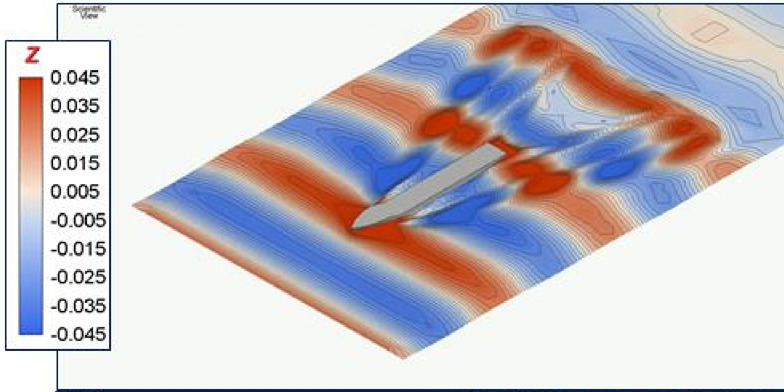
Контрольные величины:
- Коэффициент полного сопротивления
- Обезразмеренное всплытие судна
- Обезразмеренный угол дифферента

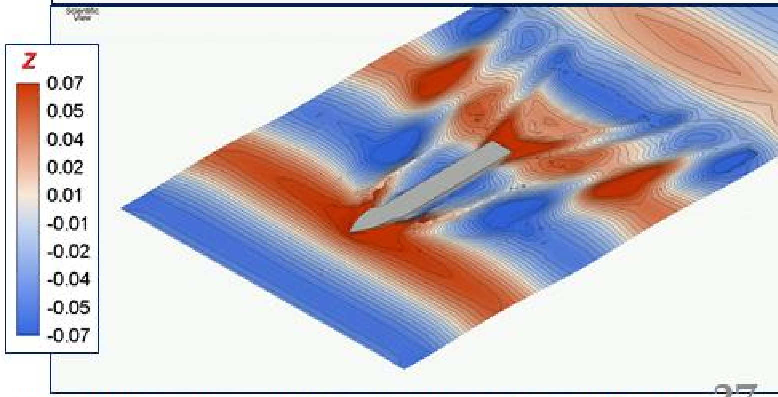
Максимальное отклонение коэффициента сопротивления составляет для одного из режимов 6%, для остальных режимов отклонение не превышает 2.5%.











Таранов А.Е. Определение локальных и интегральных гидродинамических характеристик контейнеровоза в цифровом бассейне // Труды Крыловского государственного научного центра. – 2019. – N 3 (389)

Виртуальные ходовые испытания судна

РОСАТОМ

ВНИИЭФ

Моделирование виртуальных ходовых испытаний судна модели 1552 с вращающимся движительным пропеллером, закреплённым на ступице корабля

Скорость течения: 8,77642 м/с
Скорость вращения: 110,5 об/мин
Расчёт на сетках морфинг и химера

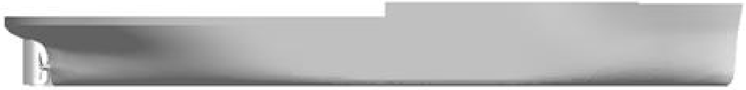
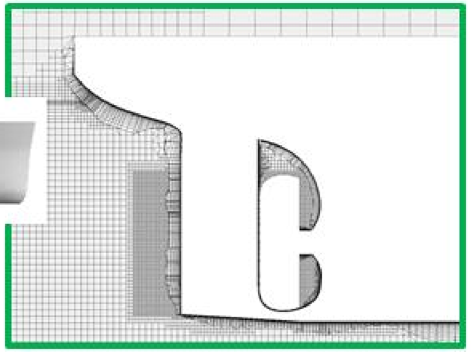
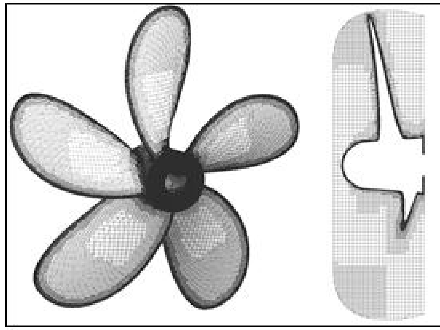
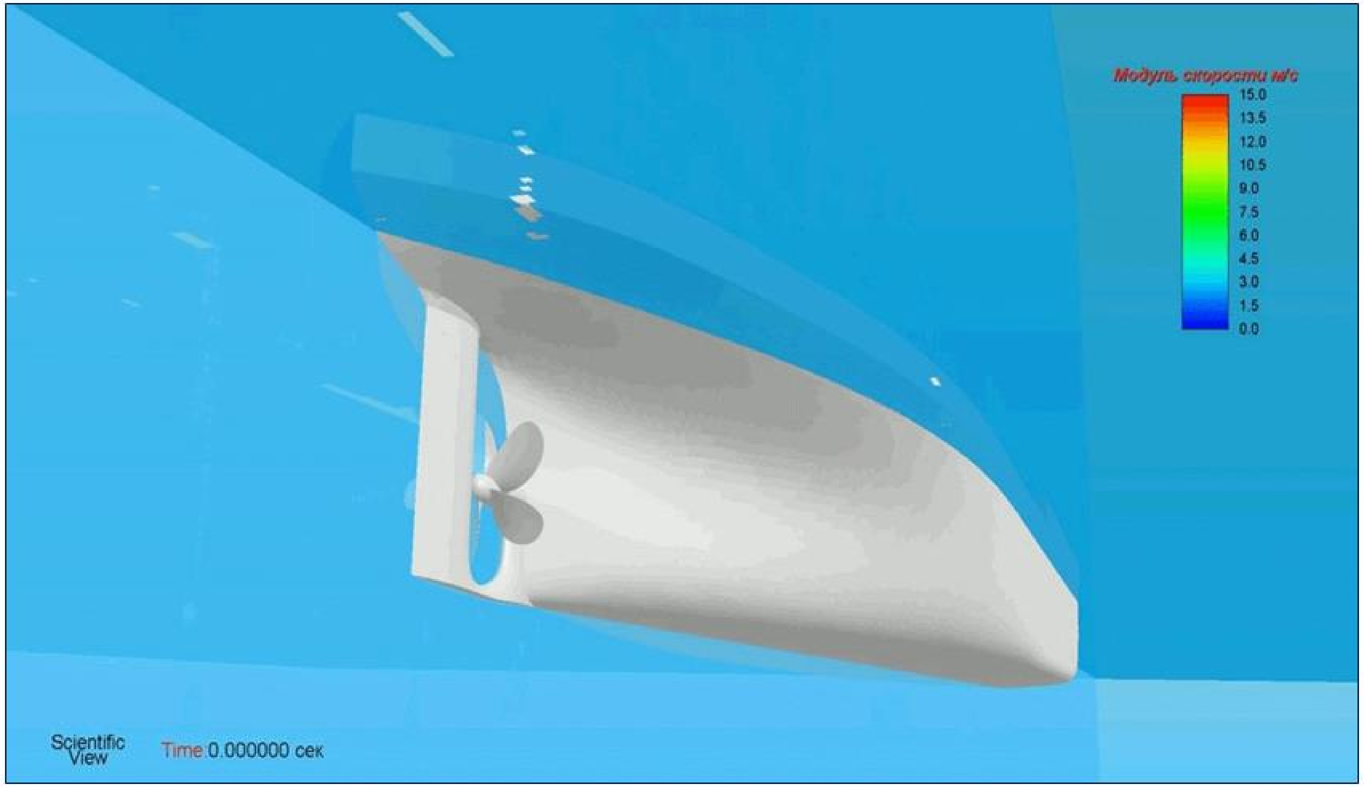
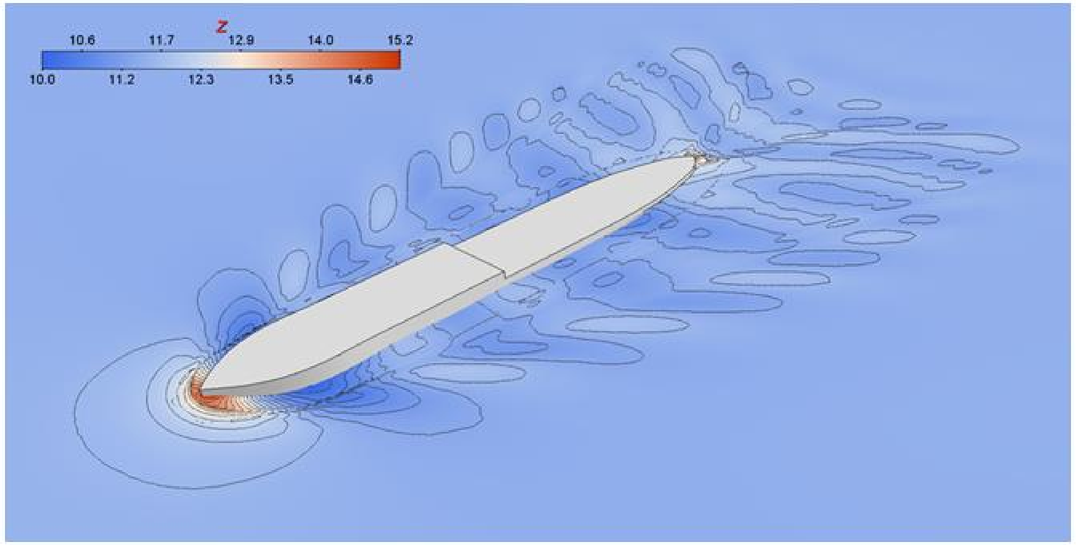


Схема расчетной области









Сравнение значений сопротивления элементов поверхности корпуса судна (включая руль), перемещение центра тяжести и угла дифферента не превысило 5-15%.

Моделирование турбулентных течений

ЛОГОС АЭРО-ГИДРО

- **Доступность вычислительных ресурсов вкупе с развивающимися методами численного моделирования позволяют охватывать все больший круг индустриальных задач вычислительной гидродинамики с использованием трехмерного моделирования турбулентности на основе современных вихреразрешающих моделей**
- **При использовании произвольных неструктурированных сеток, сгенерированных автоматическими сеточными генераторами, в областях со сложной геометрической конфигурацией требуется адаптация вычислительных подходов и алгоритмов для применения вихреразрешающих моделей турбулентности**

СПАСИБО ЗА ВНИМАНИЕ!

Все методы и модели реализованы в пакете программ ЛОГОС-Аэрогидро