

ПМ Lazurit преемник Jet3D в 2020



ЦИАМ

Центральный институт авиационного
моторостроения имени П.И. Баранова

**Любимов Д.А., Бендерский Л.А., Жигалкин А.С., Мамышев Д.Л.,
Светлаков С.М.**

ЦИАМ – 90 лет: 1930-2030

Как всегда к юбилею, вышли сборники трудов института по разным направлениям в виде нескольких книг. В них вошли материалы за последние 5 лет в основном неопубликованные. Отличная цветная полиграфия, формат книги 245×175мм. Книги предназначены для продажи, так что, полагаю, желающие смогут ее приобрести. Информацию, скорее всего, можно получить на сайте ЦИАМ.



Введение

Программный модуль (ПМ) Lazurit является дальнейшим развитием исследовательского кода Jet3D.

В настоящее время развиваются две ветви.

Опыт решения практических задач показал, что для массовых расчетов реальных объектов сложной геометрии использование вихреразрешающих подходов может быть слишком затратно или невозможно, а порой и не требуется. Достаточно применения RANS/URANS методов, а вихреразрешающие подходы использовать там, где не удастся получить нужный результат с помощью RANS. Это послужило мотивацией приоритетного развития в 2020 году именно этой ветви ПМ.

ПМ Lazurit RANS/URANS.

Для замыкания используются модели турбулентности SA, SA-BC, k- ϵ (Лондера – Шармы), k- ϵ с поправкой на реализуемость (поправка Дурбина).

Для аппроксимации конвективных членов в уравнениях Н-С (сжимаемые течения) и в скалярных уравнениях доступны противопоточные схемы 1го порядка, TVD2, TVD3, WENO5.

Расчет низкоскоростных течений может быть произведен с использованием прекондиции Weiss-Smith.

ПМ Lazurit RANS/ILES, ПМ Lazurit RANS/ILES(i). Комбинированные вихреразрешающие подходы, описанные в статьях TBT 2008, TBT2012 и TBT2018 соответственно. Различаются способом переключения RANS/ILES. В ПМ Lazurit RANS/ILES переключение, аналогично DES: по размеру текущей ячейки и ее расстоянию до стенки. В ПМ Lazurit RANS/ILES(i) не только по размеру ячейки, но и по параметрам течения в ней, подобно тому, как это сделано в IDDES.

В области RANS у стенок для замыкания используется модель SA. Для аппроксимации конвективных членов в уравнениях Н-С доступны сохраняющие монотонность схемы MP5 и MP9, в скалярных уравнениях используется WENO5.

Характеристики кода

Название кода:	<i>ПМ Lazurit</i>
Что моделируется (классы течений):	<i>сжимаемые течения: дозвук – гиперзвук, аэроакустика</i>
Моделирование турбулентных течений:	<i>RANS, URANS, RANS/ILES</i>
Сетки и сеточные технологии:	<i>структурированные многоблочные криволинейные сетки, импорт сеток и граничных условий из CFD-GEOM</i>
Численные методы:	<i>Конечно-объемные Переменные: физические Порядок аппроксимации по пространству 1-9 для предраспадных параметров в схеме Роу</i>
Интегрирование по времени:	<i>неявная схема (dual time stepping)</i>
Ускорение вычислений:	<i>OpenMP-MPI</i>
Язык программирования:	FORTRAN

Реализация RANS/URANS метода в ПМ Lazurit

Метод Роу для расчета параметров на гранях ячеек:

$$\mathbf{f}_{i+1/2} = \frac{1}{2}[\mathbf{f}(\mathbf{q}_L) + \mathbf{f}(\mathbf{q}_R)] - \frac{1}{2}|\mathbf{A}|(\mathbf{q}_R - \mathbf{q}_L) \quad (1)$$

Для предраспадных параметров \mathbf{q}_L и \mathbf{q}_R на гранях ячеек могут быть использованы монотонные схемы 1го порядка, TVD2, TVD3, WENO5.

Для уравнений переноса используется скалярный аналог метода Роу (1). При использовании для замыкания модели SA для аппроксимации членов в конвективных потоках использована схема WENO5. Для k-ε модели - TVD2, TVD3.

Уравнения для модели турбулентности решаются отдельно от системы уравнений Н-С. Уравнения для k и ε решаются последовательно. Обновление значений производится после решения обоих уравнений.

Поправка на реализуемость для k-ε модели:

$$v_t = \min(v_t, 0.3k/(G_1^2)^{0.5})$$

G_1 – свертка тензора скоростей деформации.

Граничные условия: на входных сверхзвуковых границах фиксируются все параметры течения, на стенке – функция стенки / прилипание, на выходных – статическое давление (дозвук) или снос параметров изнутри расчетной области (сверхзвук) .

Неявная схема интегрирования по времени (dual time stepping) для расчета нестационарных течений, метод установления для стационарных.

**Обтекание торца цилиндра сверхзвуковым потоком.
Расчет ПМ Lazurit: RANS/URANS, RANS/ILES, RANS/ILES(i).
Сравнение с другими расчетами.**

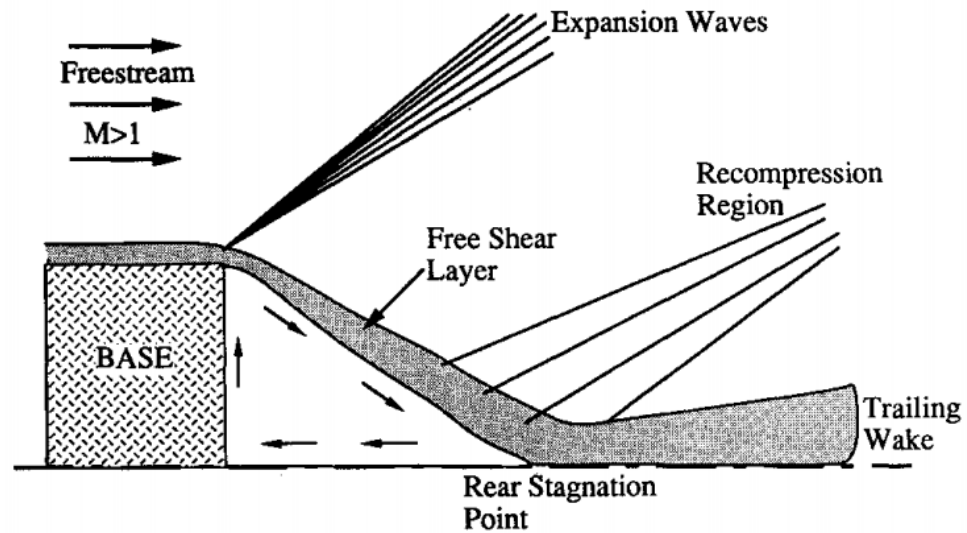


Fig. 1 Supersonic, axisymmetric base flow schematic.

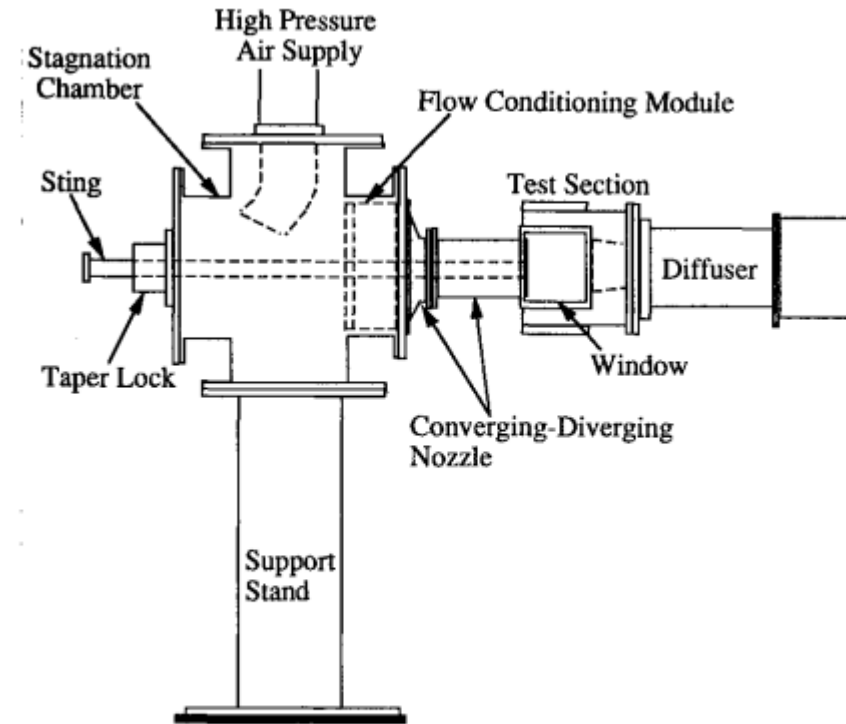
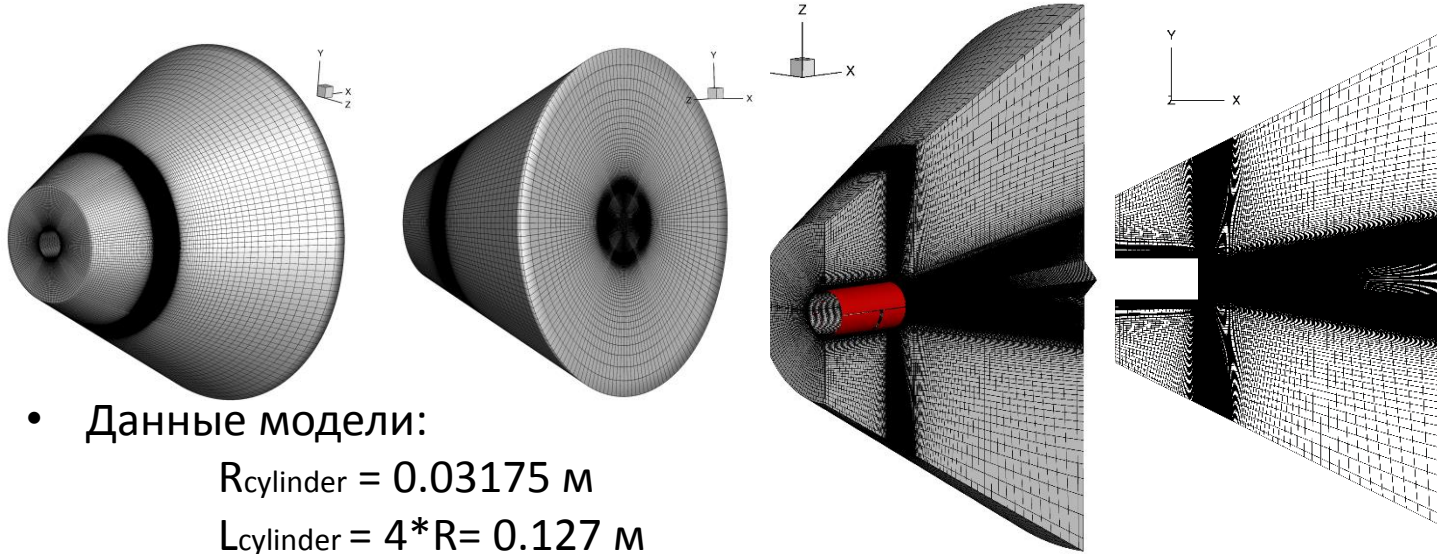


Fig. 2 Schematic diagram of axisymmetric wind tunnel.

[1] Herrin J. L., Dutton J. C., Supersonic Base Flow Experiments in the Near Wake of a Cylindrical Afterbody // AIAA Journal, Vol. 32, №1, 1994

Расчетная область и параметры расчетной сетки



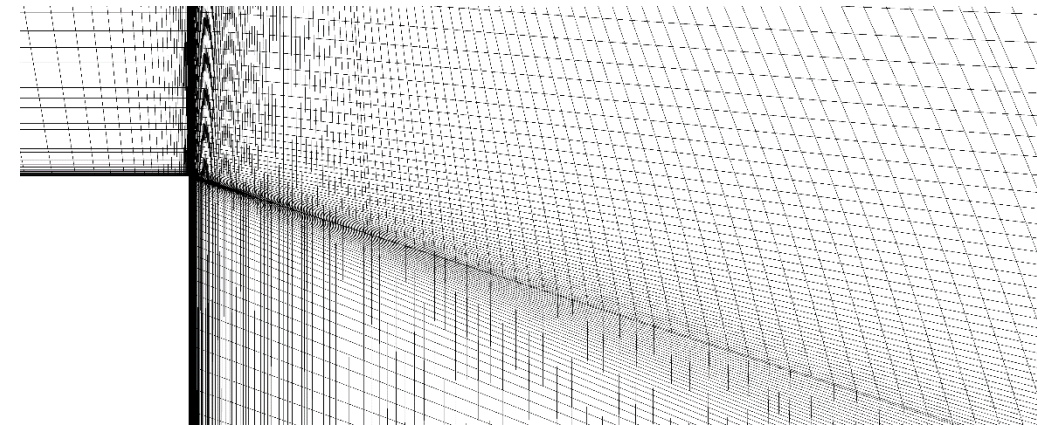
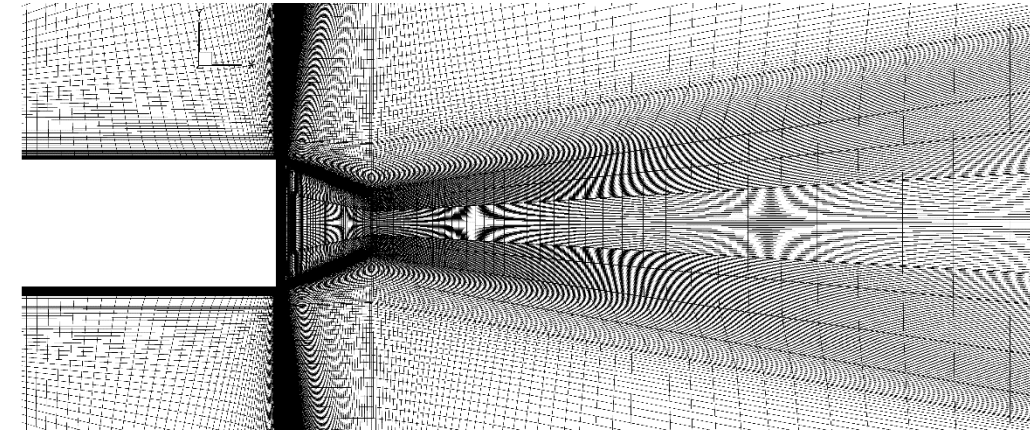
- Данные модели:

$$R_{\text{cylinder}} = 0.03175 \text{ м}$$

$$L_{\text{cylinder}} = 4 \cdot R = 0.127 \text{ м}$$

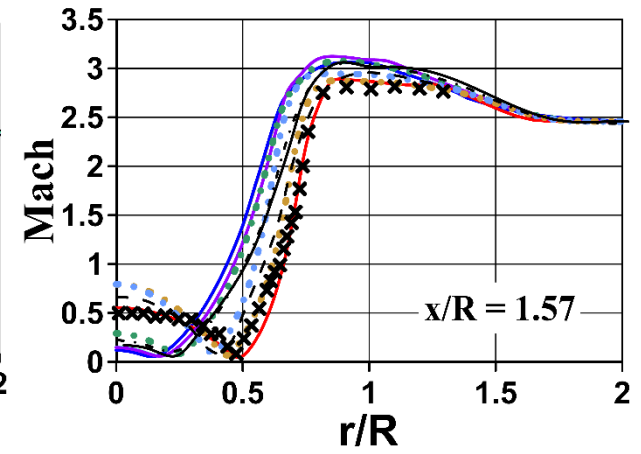
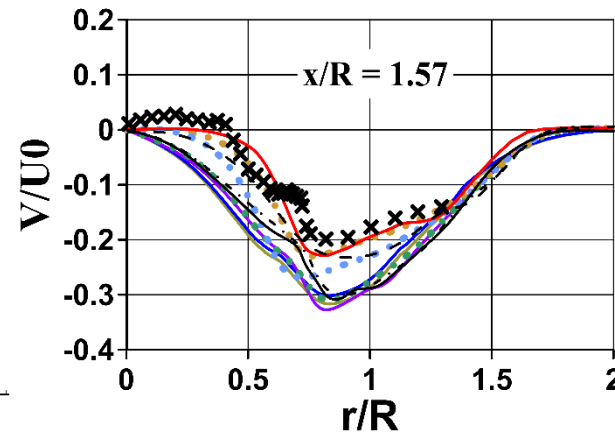
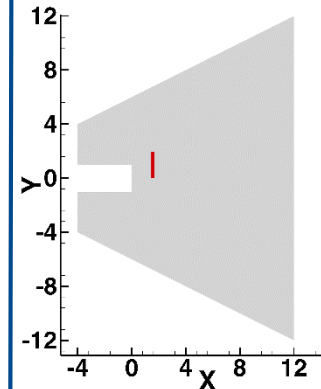
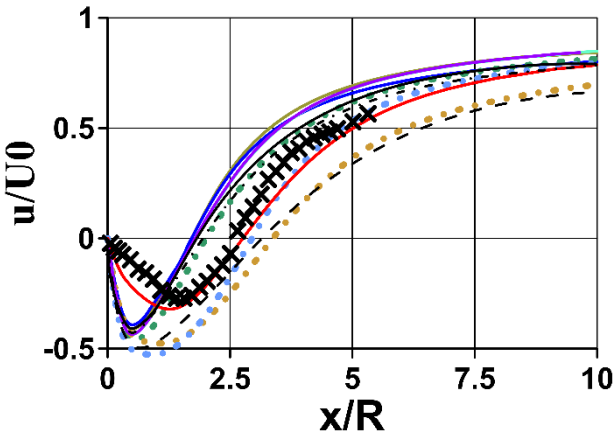
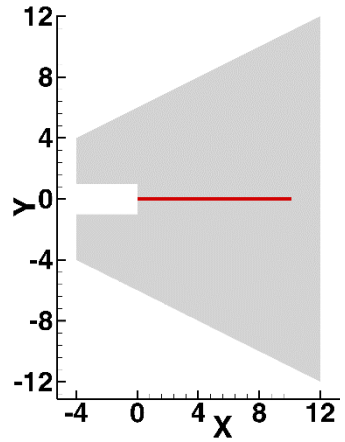
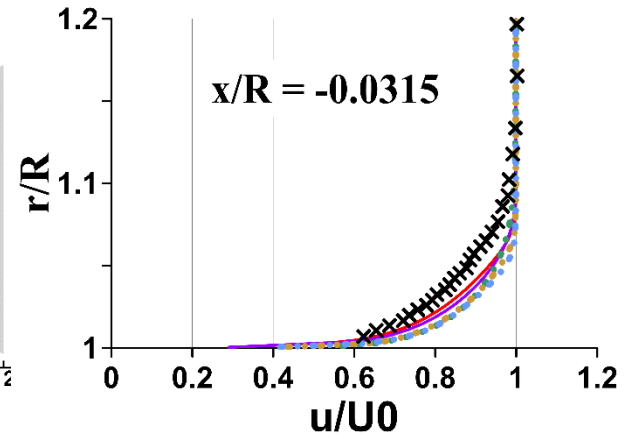
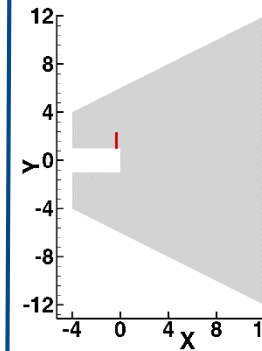
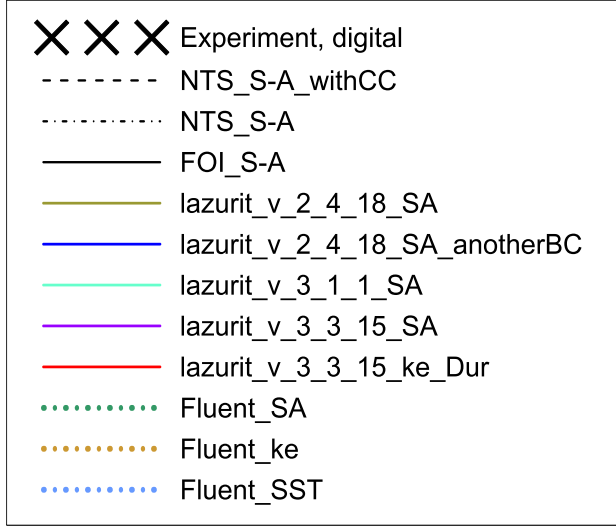
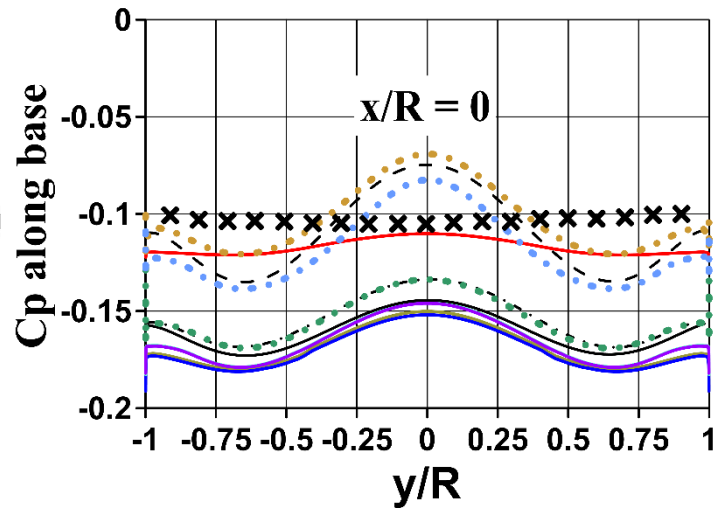
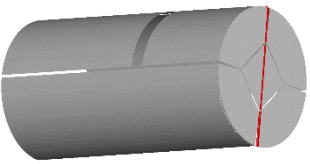
Параметры набегающего потока

M_{∞}	2.46
P_{∞} , Па	31415
T_{∞} , К	145
ρ_{∞} , $\frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$	0.7549
u_{∞} , $\frac{\text{м}}{\text{с}}$	593.8
Re	1.428×10^6

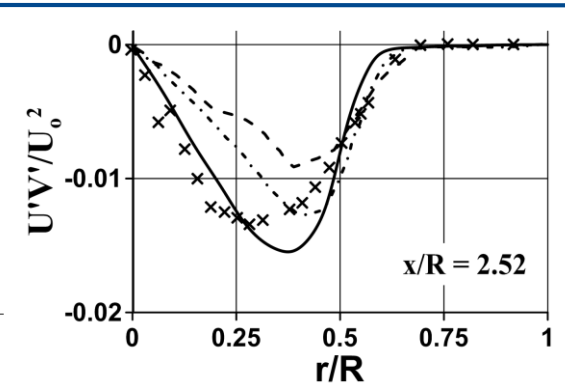
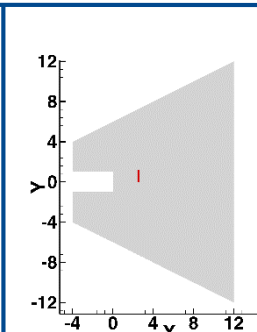
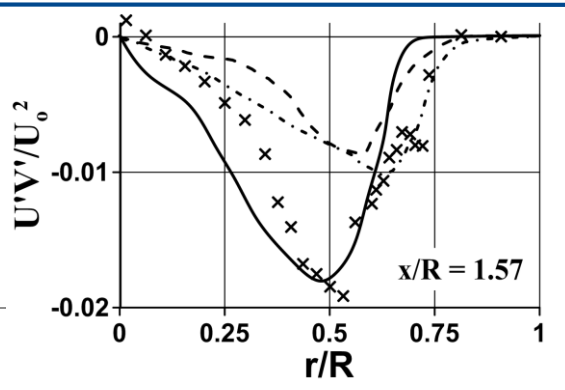
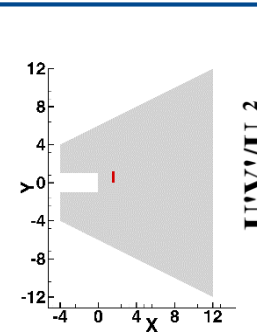
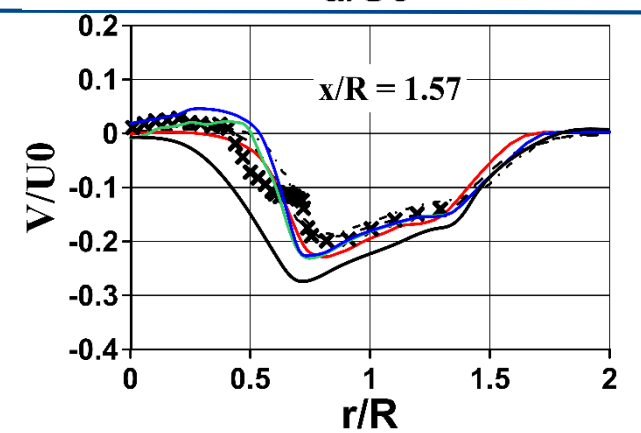
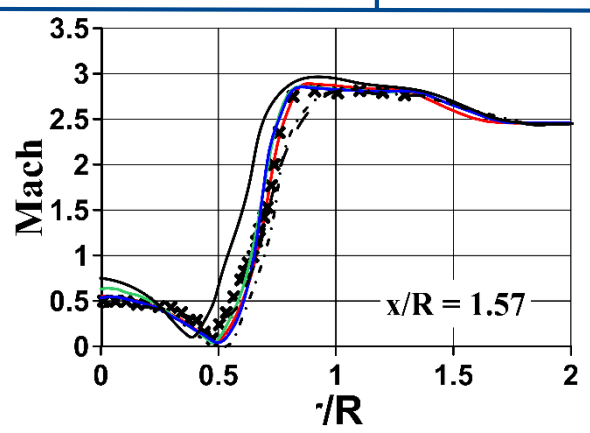
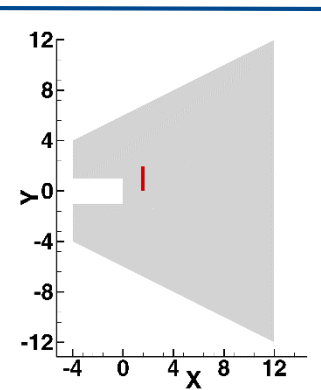
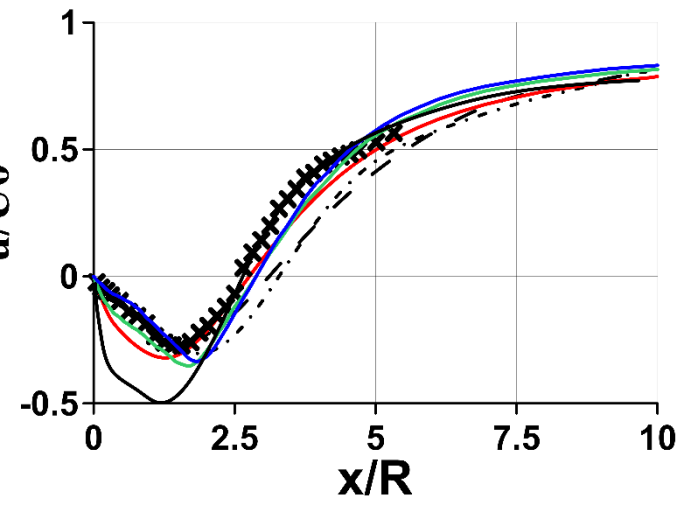
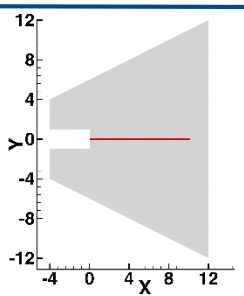
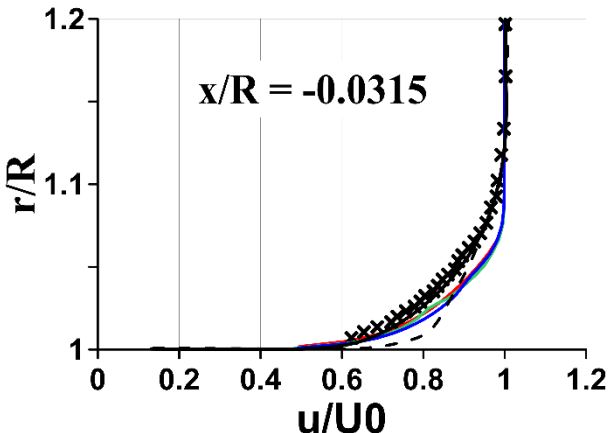
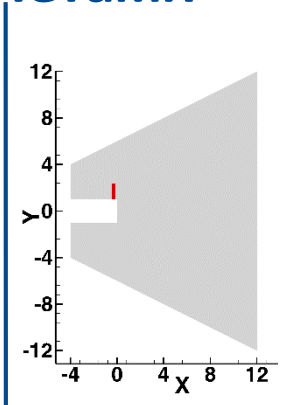
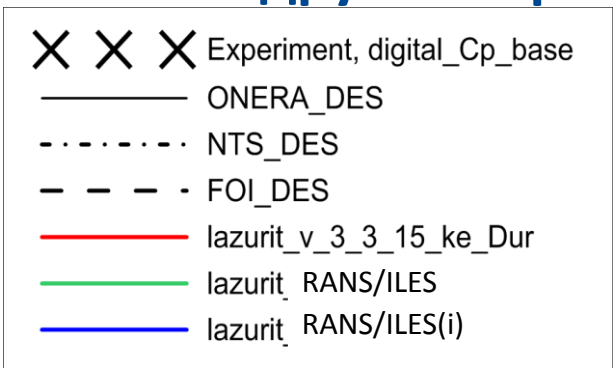
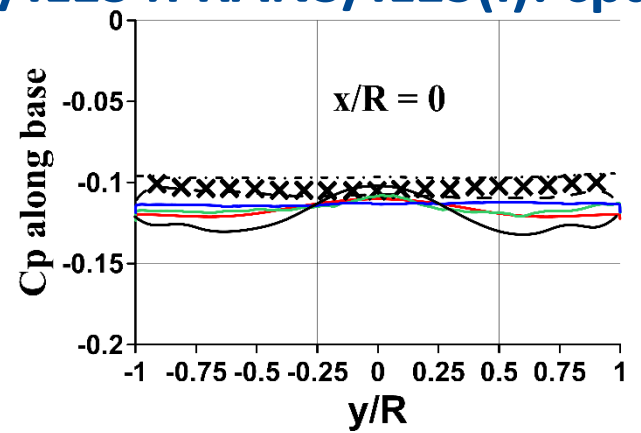
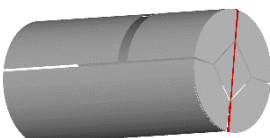


- Расчетная область 5×10^6 ячеек и $Y^+ < 3$ в соседней со стенкой ячейке для RANS расчетов и для coarse расчетов RANS/ILES

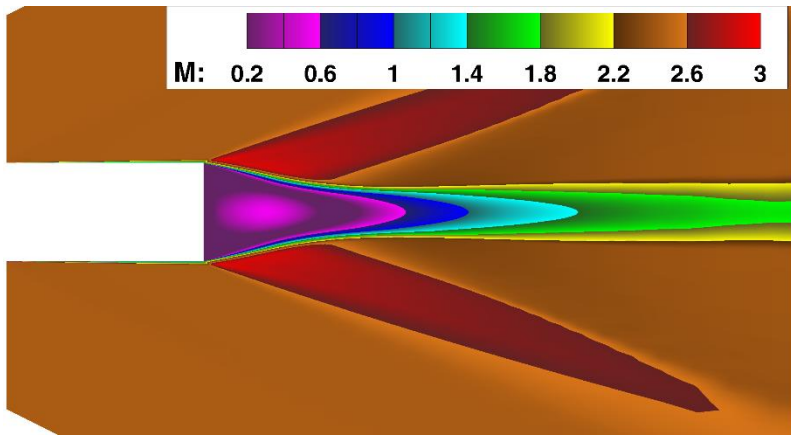
RANS/URANS: сравнение с другими расчетами



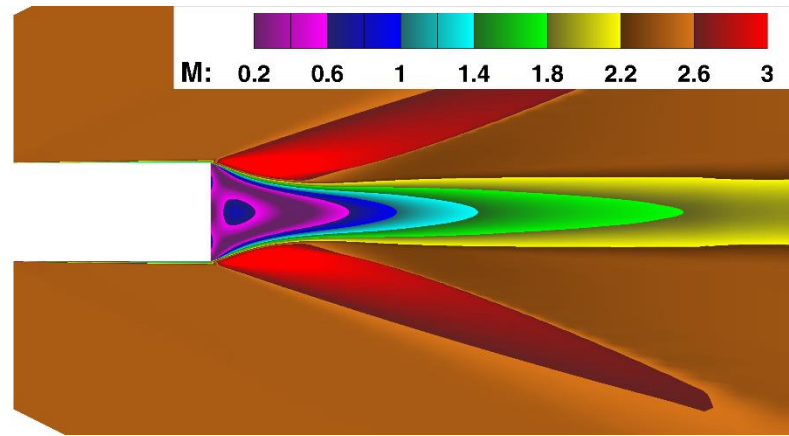
RANS/ILES и RANS/ILES(i): сравнение с другими расчетами



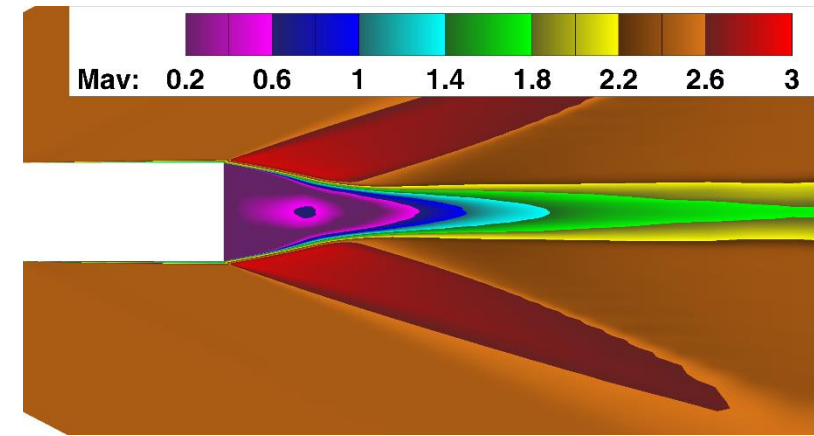
Поля чисел Маха



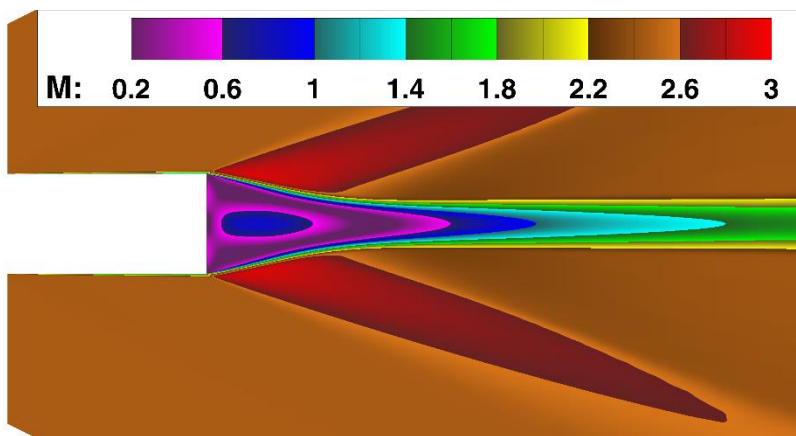
lazurit_v_3_3_15_ke_Dur



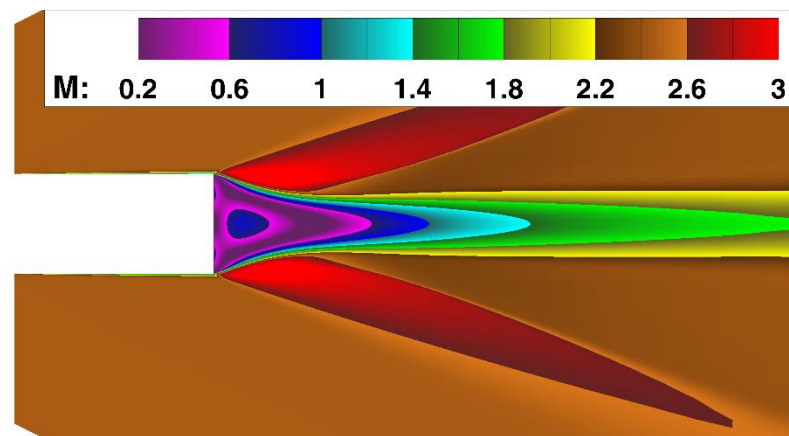
lazurit_v_3_3_15_SA



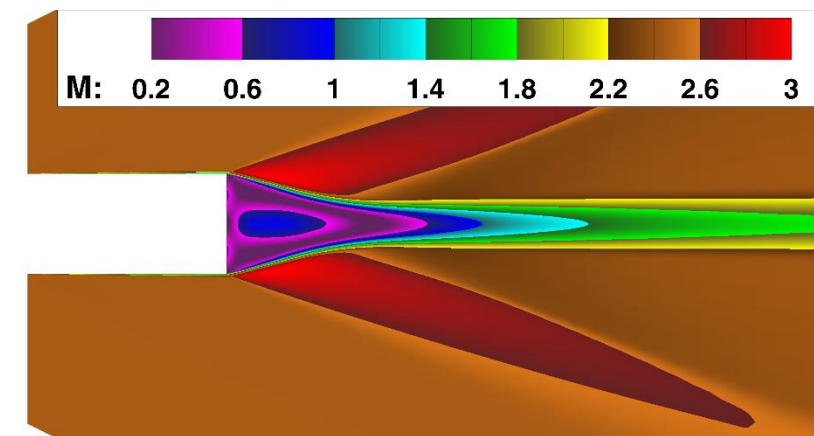
lazurit RANS/ILES



fluent_ke



fluent_SA



fluent_SST

Ламинарно-турбулентный переход на профиле. ПМ Lazurit RANS/URANS. Сравнение с другими расчетами и экспериментом¹ .

¹Klein M.M. Pressure Distributions and force tests of an NACA 65-210 airfoil section with a 50-percent-chord flap, Langley Memorial Aeronautical Laboratory, Langley Field, Washington, 1947

Мотивация выбора модели турбулентности для расчета ламинарно-турбулентного перехода

Задачи о моделировании ЛТП при использовании RANS с моделями турбулентности активно решаются. Обычно для этого к стандартным моделям турбулентности добавляется одно или несколько уравнений в частных производных, из которых вычисляется коэффициент перемежаемости γ , который уже используется в уравнениях исходной модели турбулентности для модификации источниковых членов.

Недостатки: увеличиваются вычислительные затраты, поскольку надо решать дополнительные уравнения. Способ решения этой системы уравнений? – Устойчивость, сходимость, граничные условия.

Все они неуниверсальны, точность и настройки зависят от конкретной задачи.

Заманчивым представляется использование алгебраической модели ЛТП, которая разработана недавно.

Член с порождением в модели SA умножается на коэффициент перемежаемости γ , который вычисляется с помощью алгебраических соотношений.

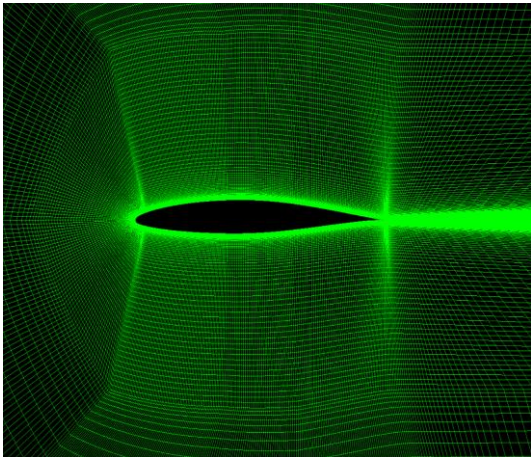
S. C. Cakmacioglu, O. Bas, U. Kaynak, A correlation-based algebraic transition model, J. Mech. Eng. science, 2017

S. C. Cakmacioglu, O. Bas, A zero-equation transition model depending on local flow variables, Ankara Intern. aerospace conf., 2017

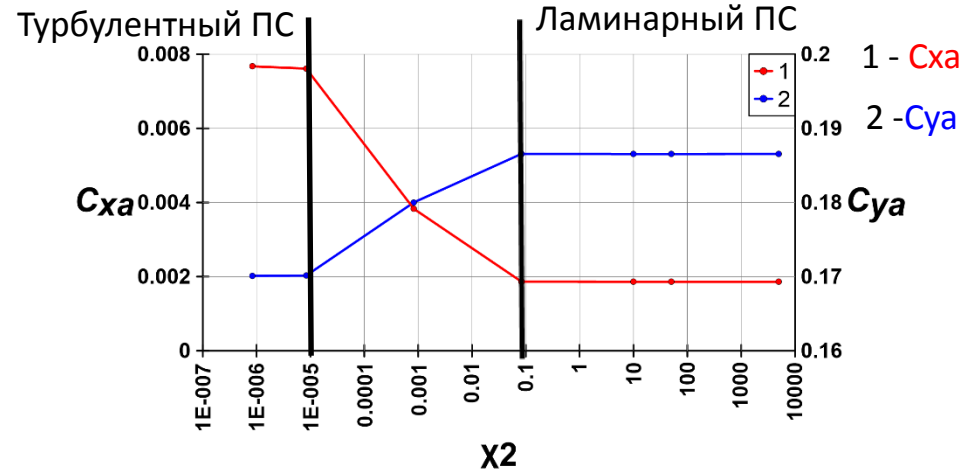
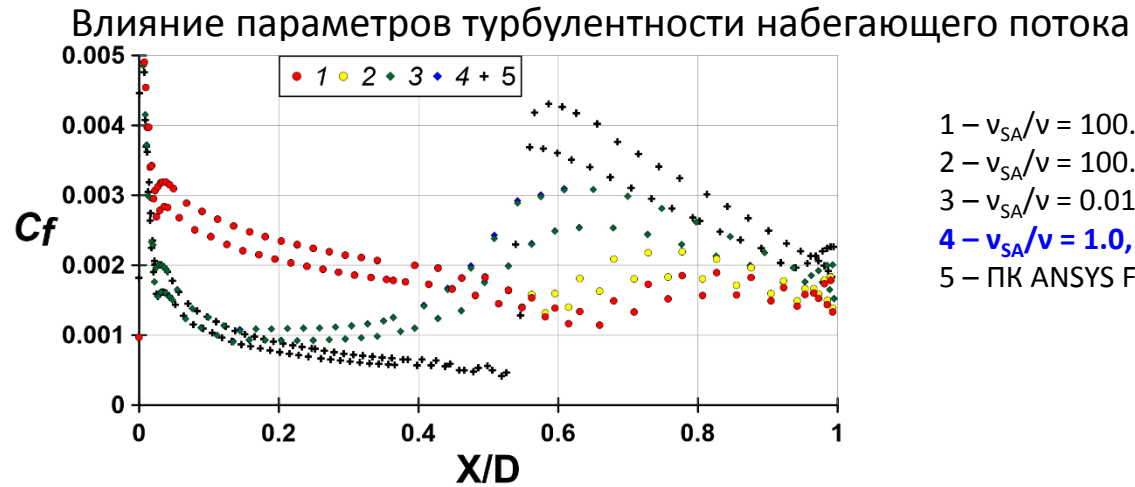
Имеются противоречивые отзывы от этой модели. Она также неуниверсальна. Однако, требует минимальных изменений в модели SA и незначительно увеличивает время счета. Это послужило мотивацией ее включения в ПМ Lazurit RANS/URANS.

Моделирование ЛТП на профиле NASA 65-210. SA-BC модель турбулентности.

Расчет проводился в квазидвумерной постановке. В сечении было 120×10^3 ячеек. В центре соседней со стенкой $Y^+ < 1$. Параметры течения: $M=0.15$, $T=288K$, $Re=6 \times 10^6$ (по хорде $L=0.6096m$)

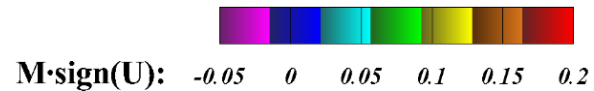


Параметры (χ_1, χ_2) модели SA-BC требуют индивидуальной калибровки для каждой конкретной реализации расчетного кода и численной схемы

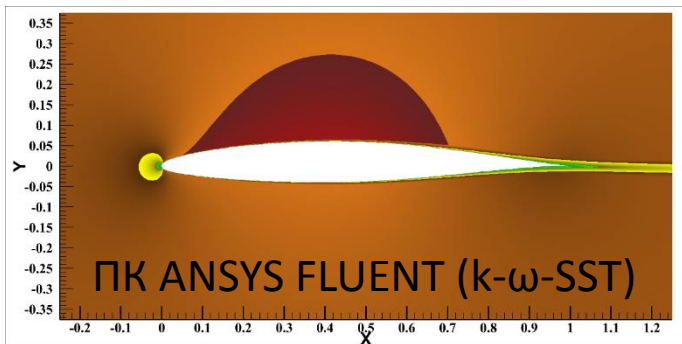


В ходе расчетов было установлено, что χ_1 слабо влияет на результат в отличие от χ_2 .
 В эксперименте $C_{xa} = 0.0039$.
 Это примерно соответствует $\chi_2 = 0.0083$.

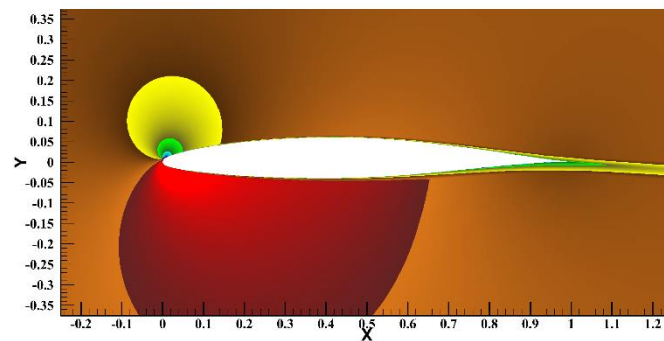
Результаты расчета АДХ профиля NASA 65-210



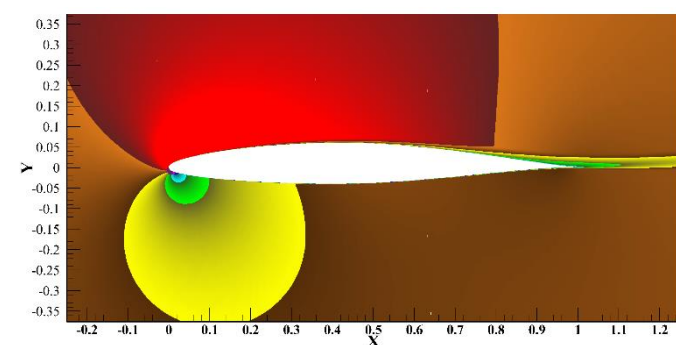
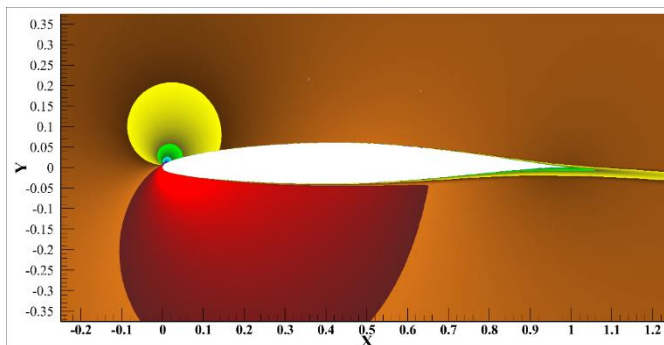
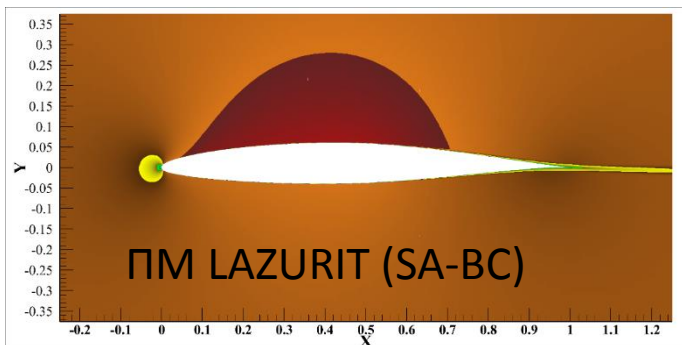
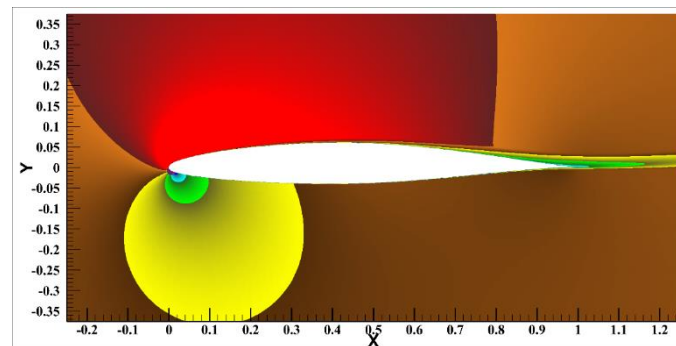
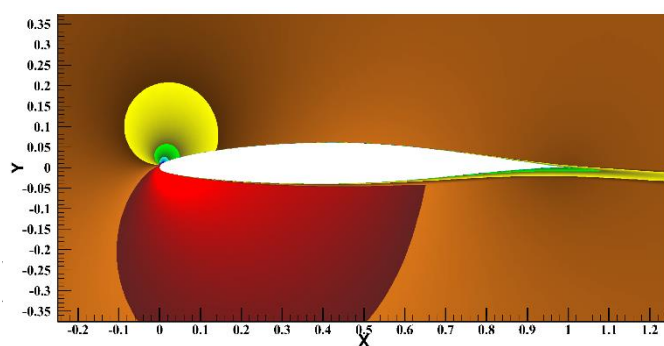
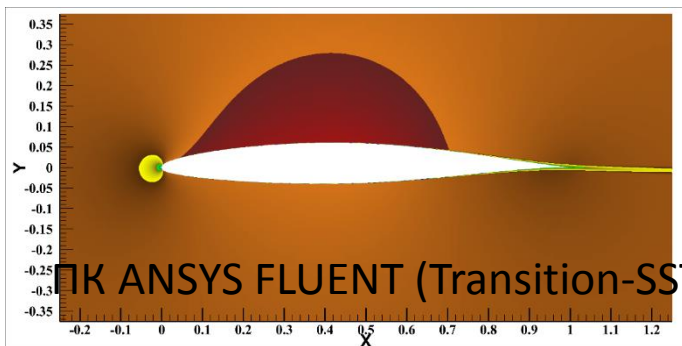
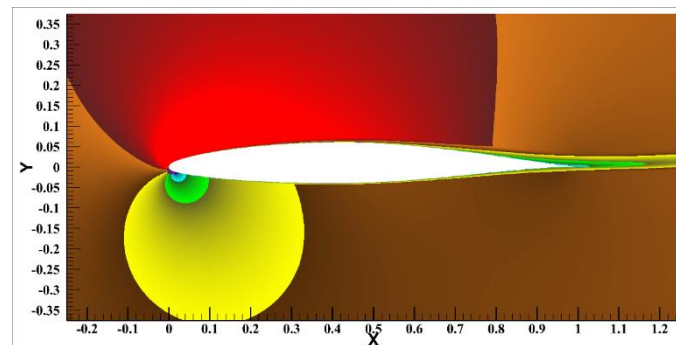
$\alpha = 0^\circ$



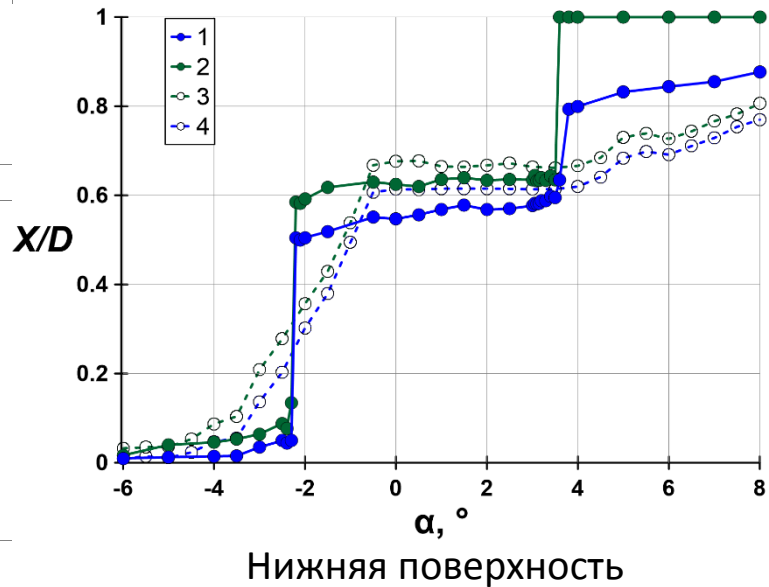
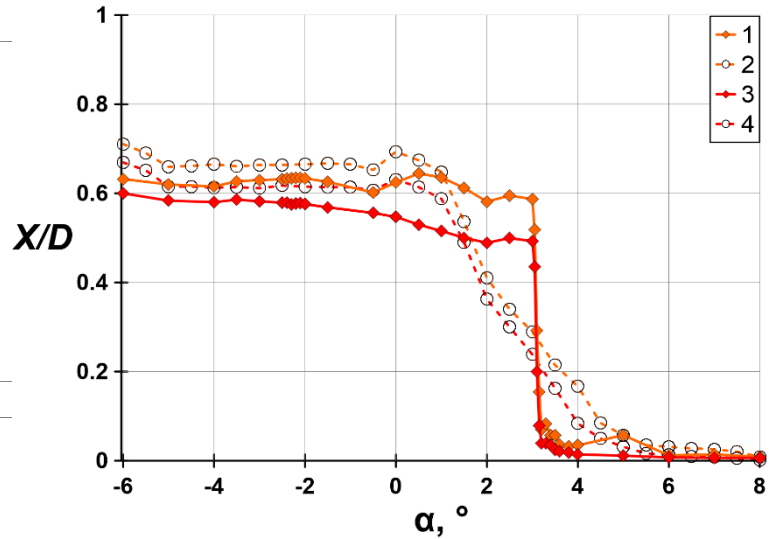
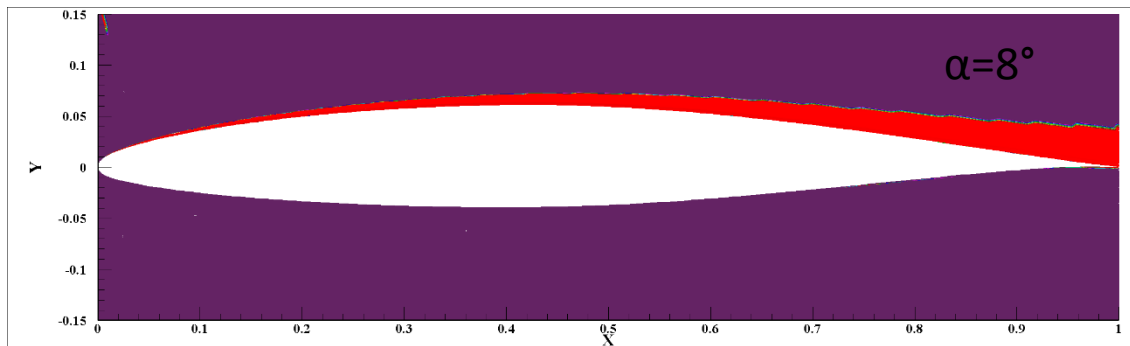
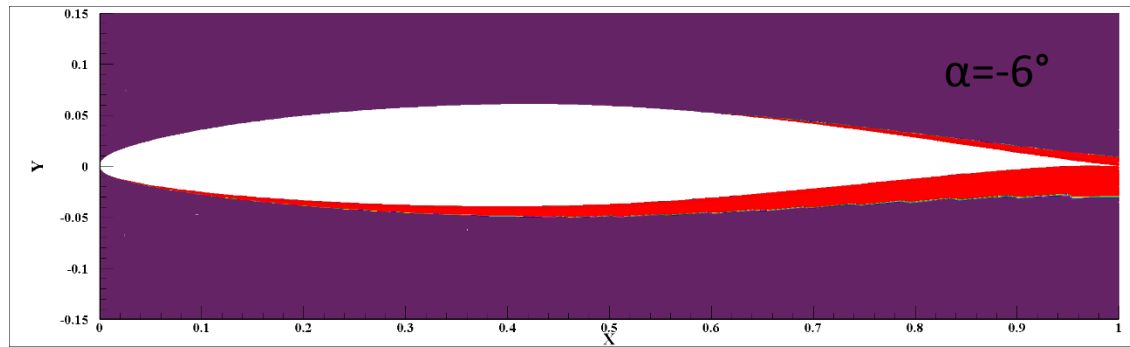
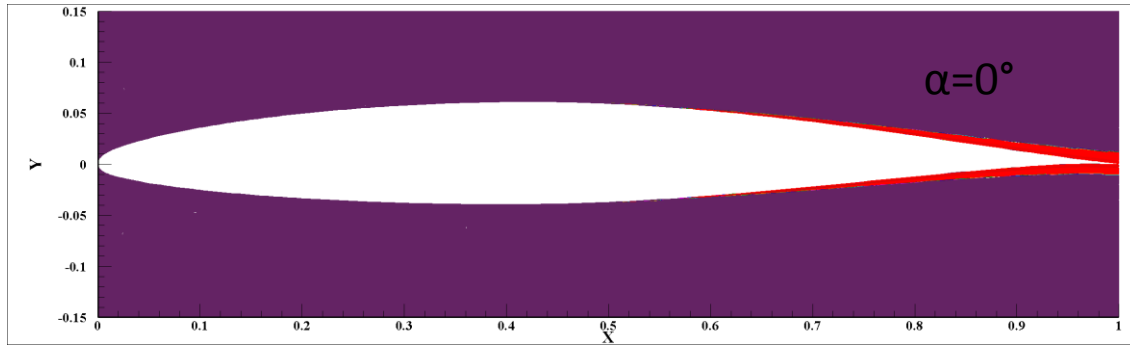
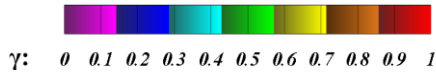
$\alpha = -6^\circ$



$\alpha = 8^\circ$

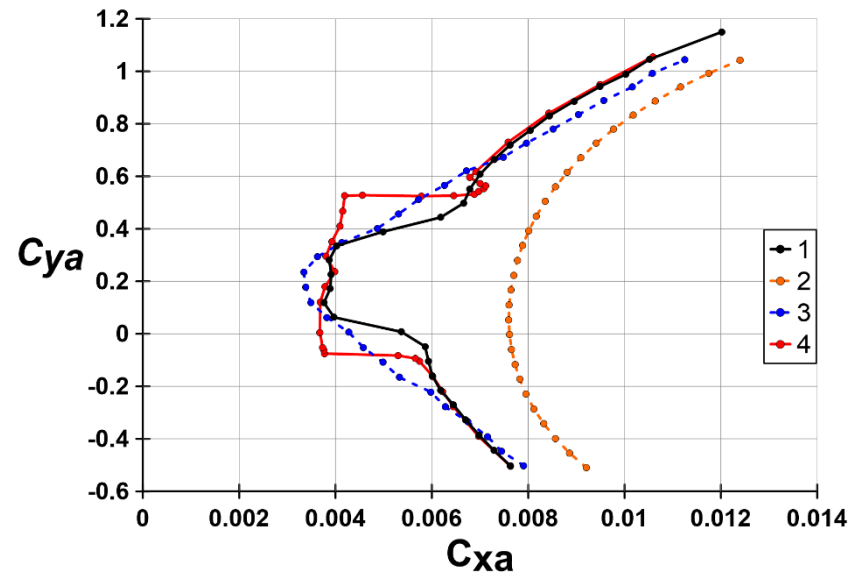
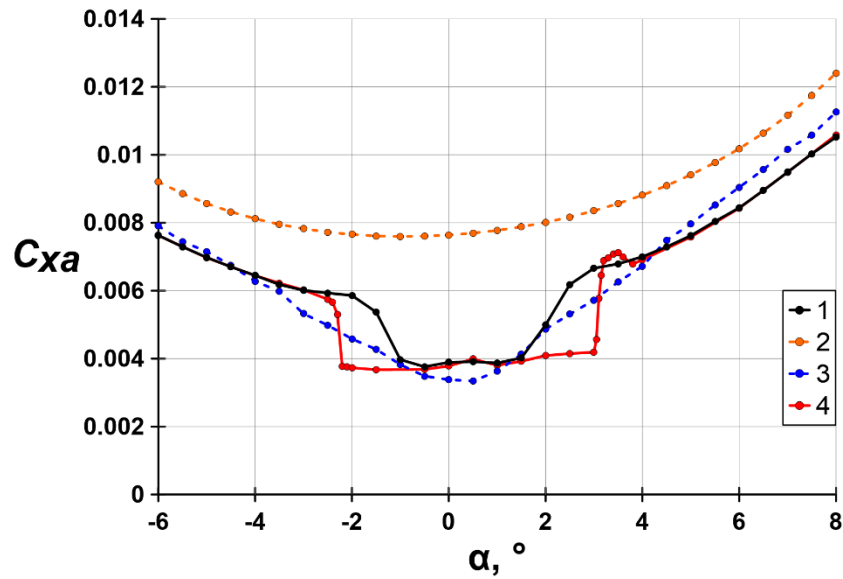


Поля переменяемости ПМ LAZURIT (SA-BC). Размер и положение ЛТП.

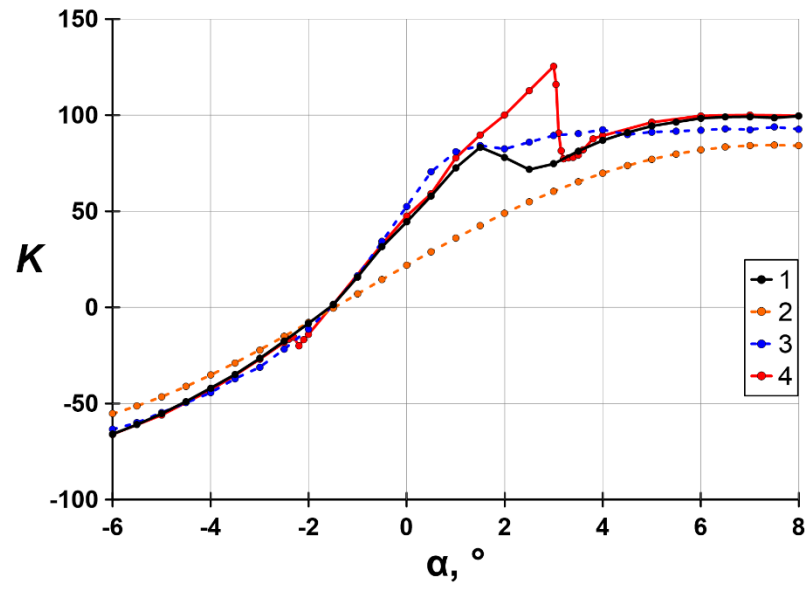
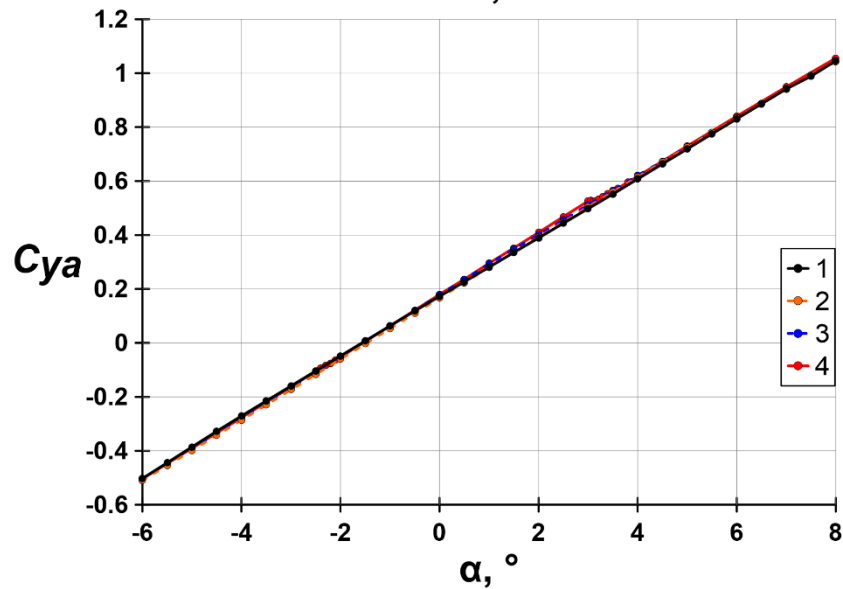


- 1 – ПМ LAZURIT начало ЛТП,
- 2 – ПМ LAZURIT конец ЛТП,
- 3 – ПК ANSYS FLUENT начало ЛТП,
- 4 – ПК ANSYS FLUENT конец ЛТП

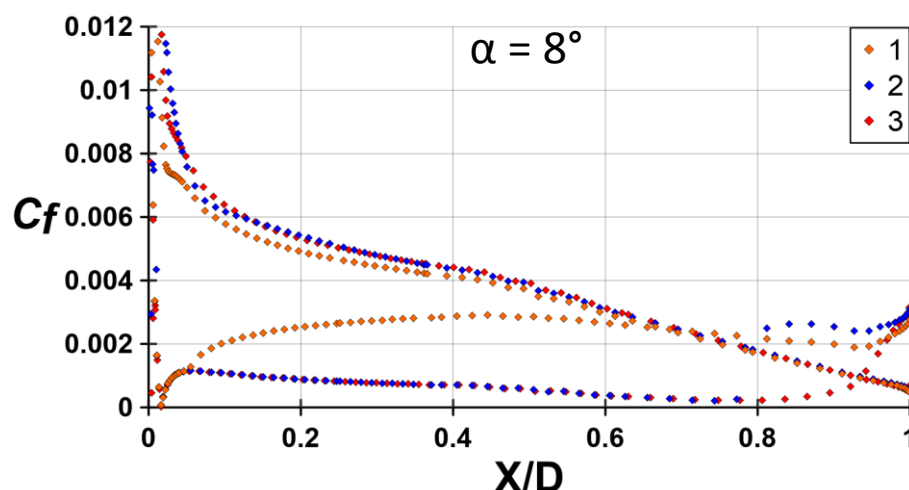
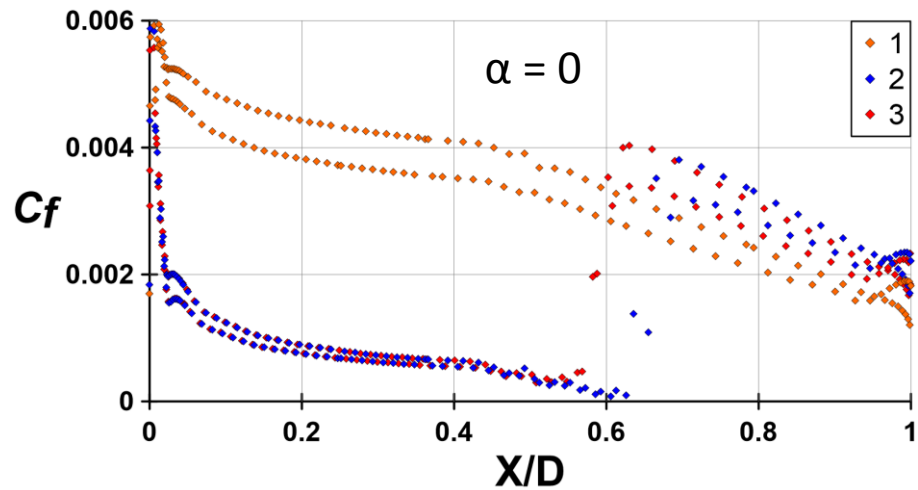
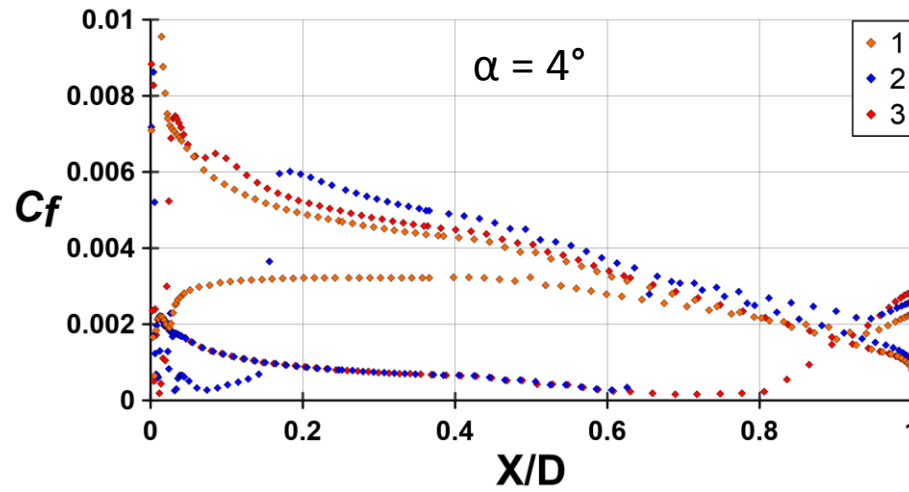
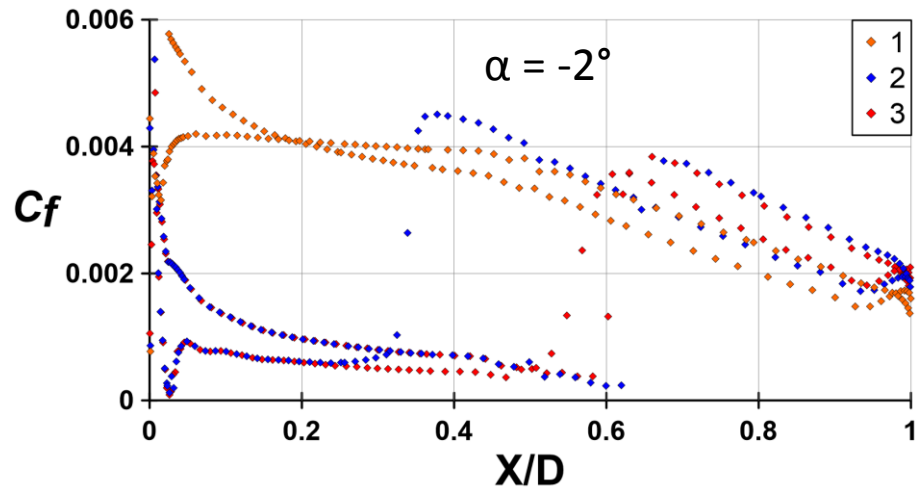
АДХ профиля НАСА 65-210



1 – Эксп.,
2 – ПК ANSYS FLUENT k- ω -SST,
3 – ПК ANSYS FLUENT Transition-SST,
4 – ПМ LAZURIT SA-BC



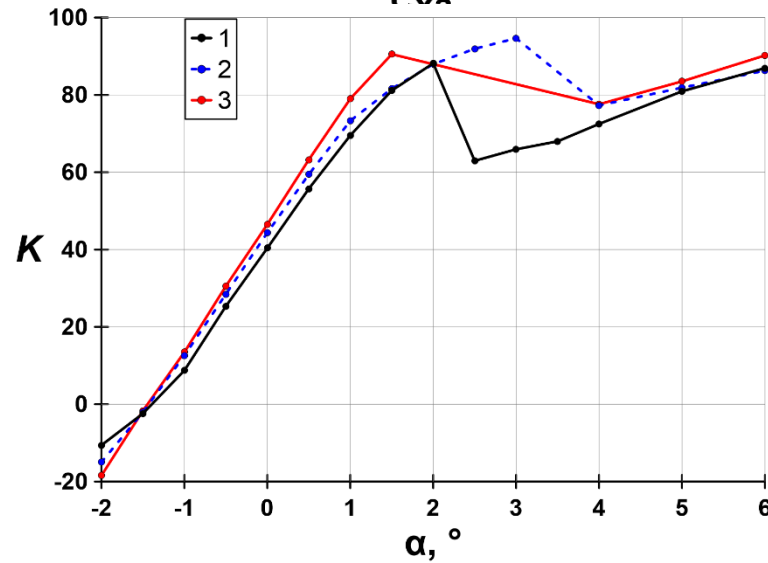
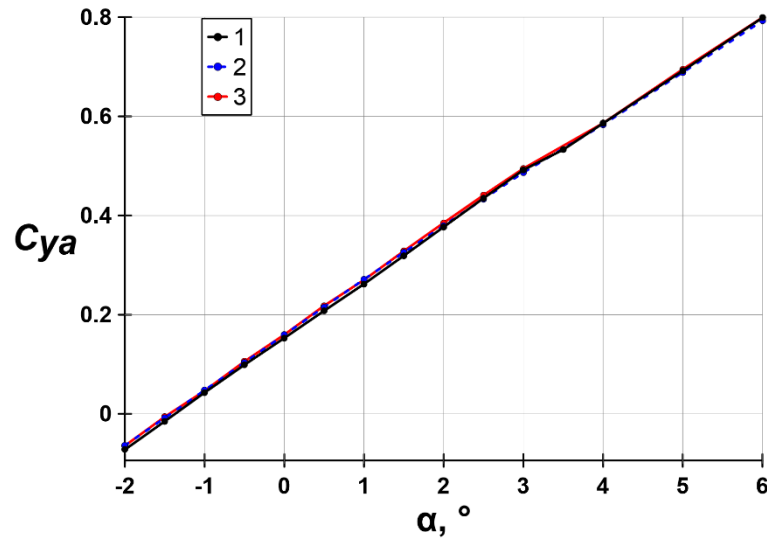
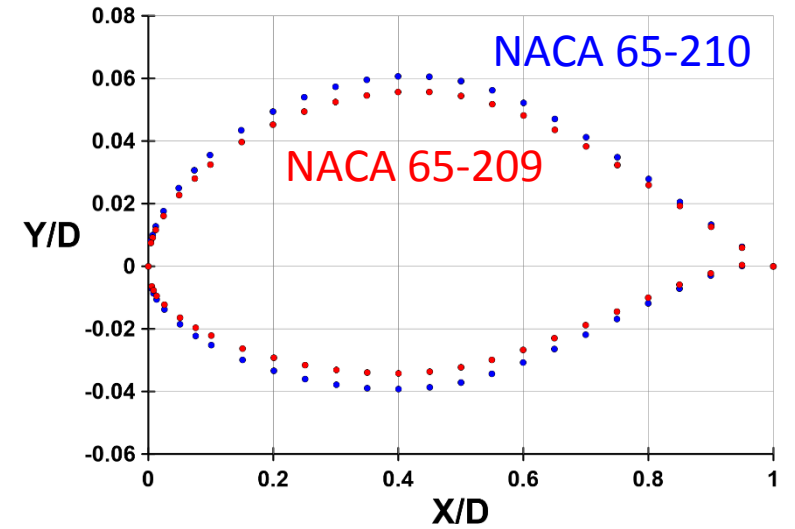
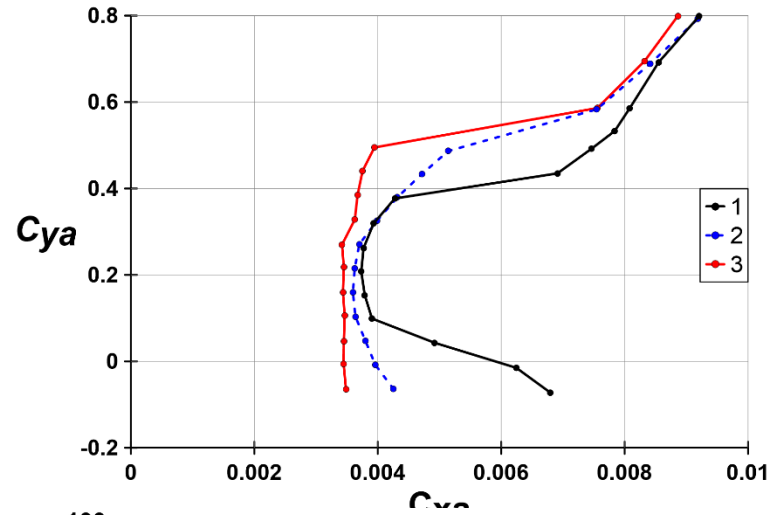
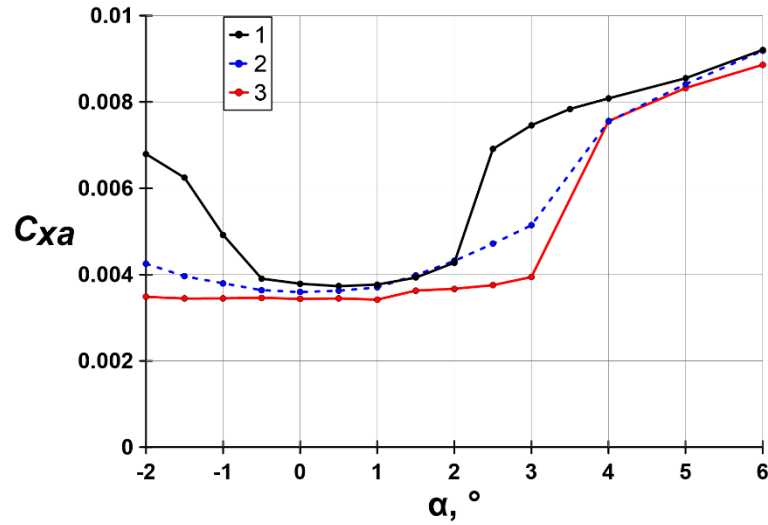
АДХ профиля НАСА 65-210



1 – ПК ANSYS FLUENT k- ω -SST,
2 – ПК ANSYS FLUENT Transition-SST,
3 – ПМ LAZURIT SA-BC

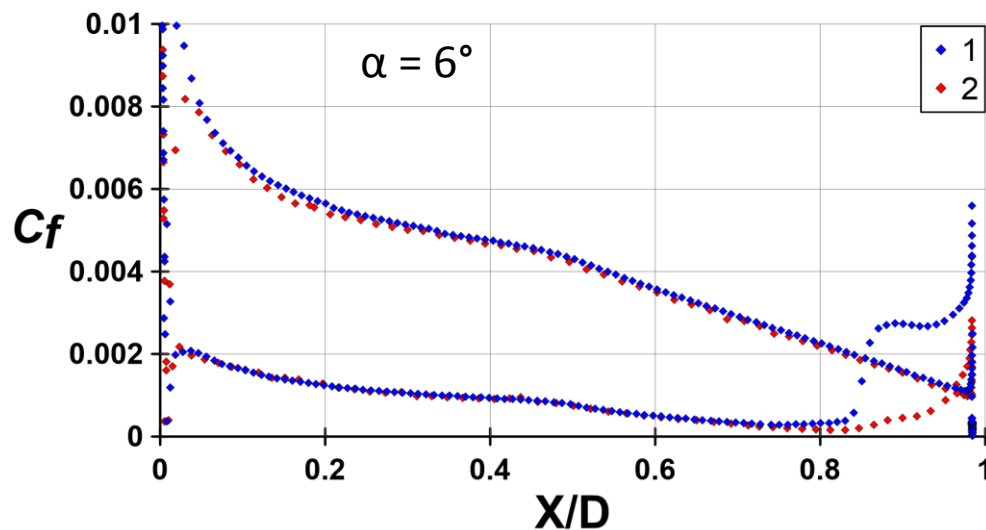
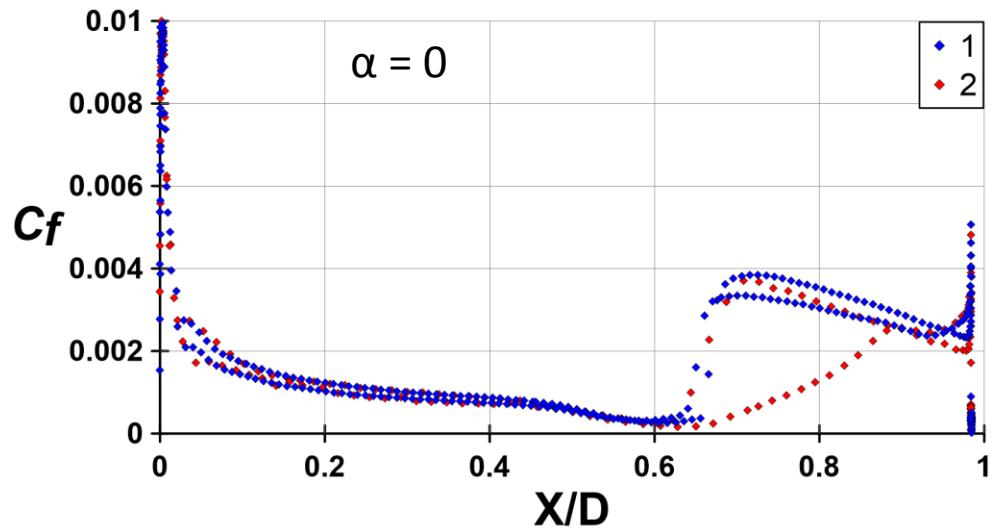
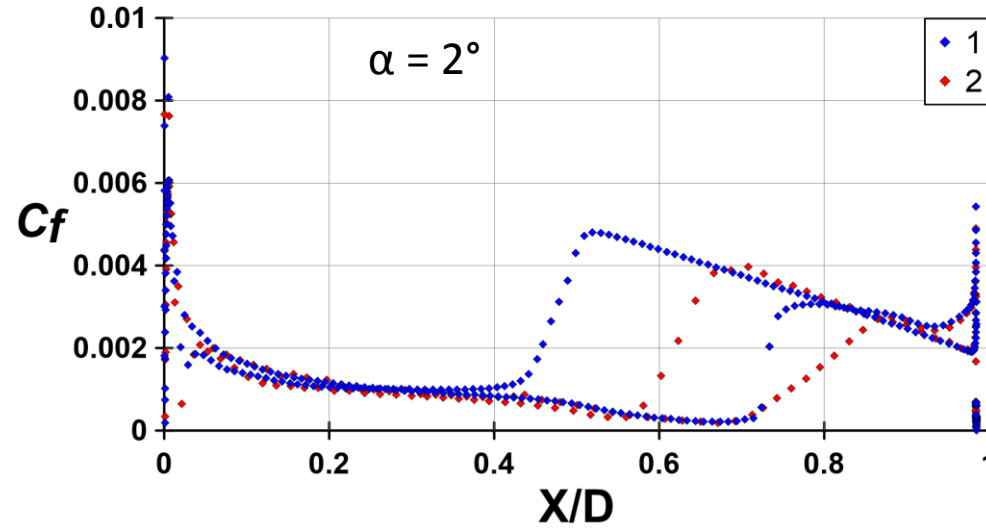
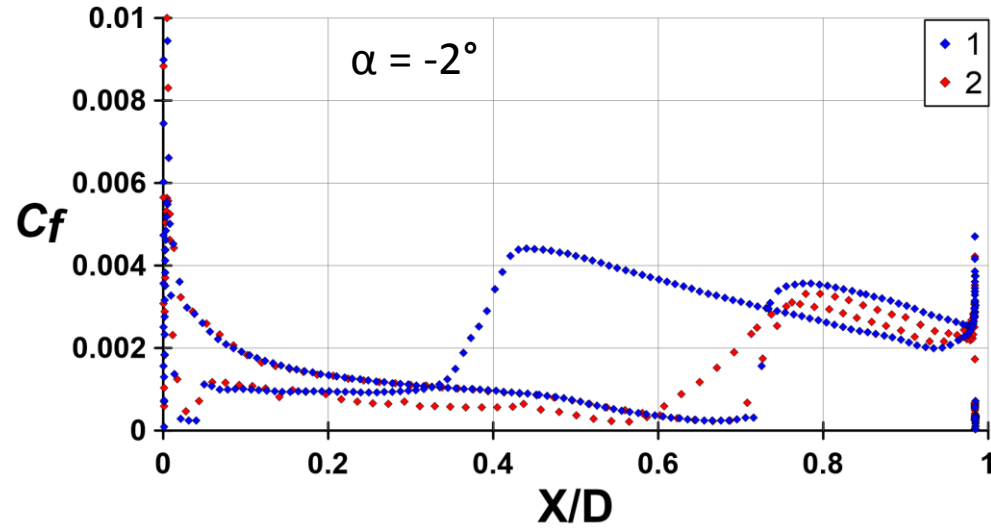
АДХ профиля НАСА 65-209

Расчет проводился в квазидвумерной постановке. В сечении было 145×10^3 ячеек. В центре соседней со стенкой $Y^+ < 1$.
Параметры течения: $M=0.1$, $T=288K$, $Re=3 \times 10^6$ (по хорде $L=0.6096m$)



- 1 – Эксп.,
- 2 – ПК ANSYS FLUENT Transition-SST,
- 3 – ПМ LAZURIT SA-BC

АДХ профиля НАСА 65-209



1 – ПК ANSYS FLUENT
Transition-SST,
2 – ПМ LAZURIT SA-BC

Анализ эффективности ПМ Lazurit RANS/ILES на примере задачи распада однородной изотропной турбулентности

Постановка задачи. Режимы расчетов.

Моделирование производилось в кубической расчетной области на равномерной сетке, по всем пространственным координатам использовалось периодическое граничное условие. Расчет методом RANS/ILES выполнялся на сетках, содержащих $46 \times 46 \times 46$, $64 \times 64 \times 64$ и $90 \times 90 \times 90$ ячеек. Далее: сетка 1, сетка 2 и сетка 3 соответственно. Расчеты с помощью CFX производились только на сетке 1. В качестве начального условия использовалось искусственное поле скорости, сгенерированное по заданному пространственному энергетическому спектру. Моделирование было проведено для трех режимов:

- 1) несжимаемого, соответствующего значению турбулентного числа Маха $M_t \ll 1$ (далее: режим 1);
- 2) слабо сжимаемого, соответствующего $M_t=0.3$ (далее: режим 2);
- 3) и сжимаемого, соответствующего $M_t=1.2$ (далее: режим 3).

Турбулентное число Маха определяется из соотношения:

$$M_t = \frac{(\overline{u_1^2 + u_2^2 + u_3^2})^{0.5}}{\bar{c}} = \frac{\sqrt{2k_t}}{\bar{c}}, \quad (1)$$

где \bar{c} – осредненная по объему скорость звука, $\overline{u_1^2}, \overline{u_2^2}, \overline{u_3^2}$ – осредненные по объему компоненты скорости.

Схема Роу

$$f_{i+1/2} = \frac{1}{2} [f(q_L) + f(q_R)] - \frac{1}{2} \alpha |A| (q_R - q_L)$$

Коэффициент α определяет уровень диссипативности схемы, было исследовано его влияние.

Таблицы режимов

Параметры расчетов RANS/ILES методом

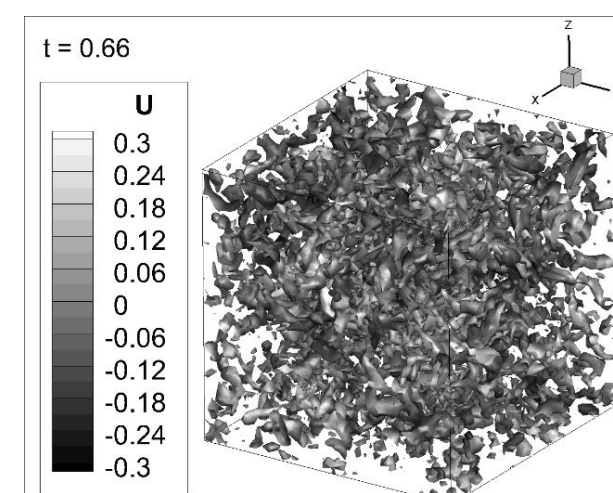
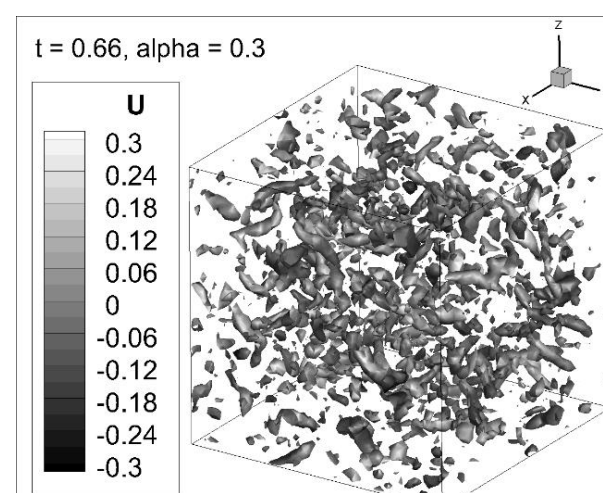
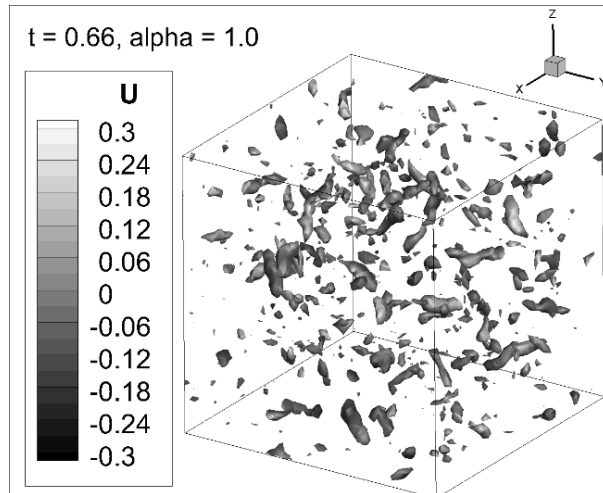
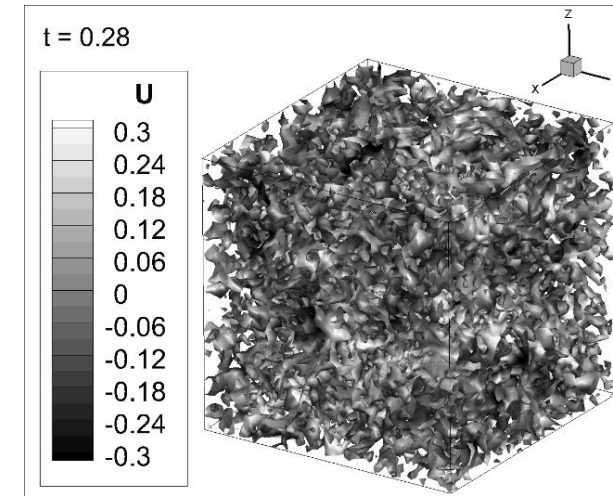
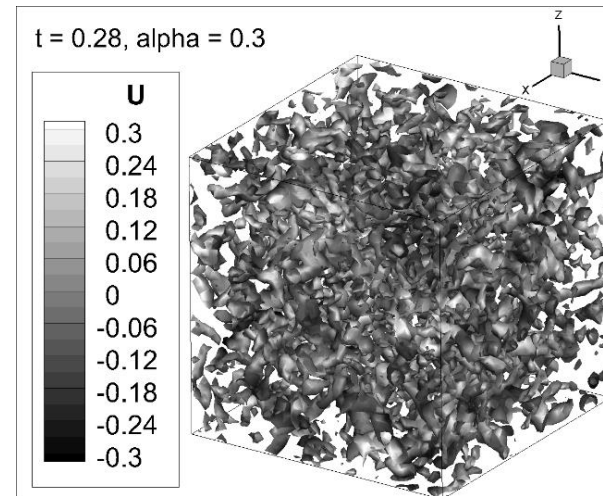
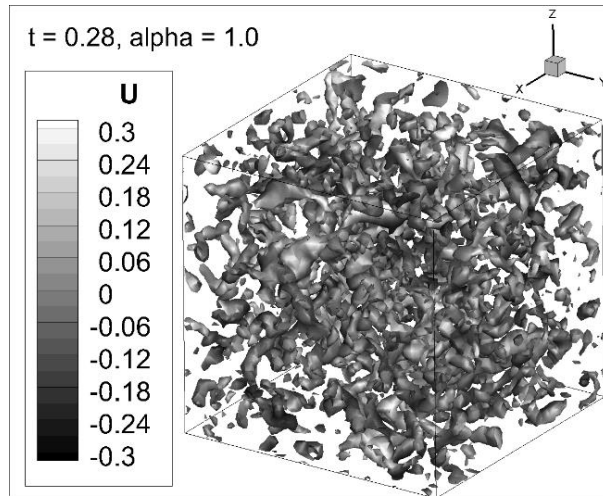
№	Режим	Сетка	α	Шаг по времени Δt , с	$\tau/\Delta t$
1	1	сетка 1	1	10^{-4}	1047
2	1	сетка 1	1	10^{-5}	10470
3	1	сетка 1	0.3	$2.5 \cdot 10^{-5}$	4190
4	1	сетка 1	1	$2.5 \cdot 10^{-5}$	4190
5	1	сетка 2	0.3	$2.5 \cdot 10^{-5}$	4190
6	1	сетка 3	0.3	10^{-5}	10470
7	2	сетка 1	0.1	$5.4 \cdot 10^{-3}$	100
8	2	сетка 1	0.2	$5.4 \cdot 10^{-3}$	100
9	2	сетка 1	1.0	$5.4 \cdot 10^{-3}$	100
10	2	сетка 2	0.1	$5.4 \cdot 10^{-3}$	100
11	2	сетка 2	0.8	$5.4 \cdot 10^{-3}$	100
12	2	сетка 2	0.8	$1.36 \cdot 10^{-4}$	4000
13	2	сетка 3	0.1	$5.4 \cdot 10^{-3}$	100
14	3	сетка 1	1.0	$2.64 \cdot 10^{-5}$	100

Параметры расчетов для CFX

№	Режим	SGS модель	Константа подсеточной модели	Δt , с	$\tau/\Delta t$
1	1	Smag	0.1	$2.5 \cdot 10^{-5}$	4190
2	1	Smag	0.6	$2.5 \cdot 10^{-5}$	4190
3	1	WALE	0.5	$2.5 \cdot 10^{-5}$	4190
4	2	Smag	0.1	$5.4 \cdot 10^{-3}$	100
5	3	Smag	0.1	$2.64 \cdot 10^{-5}$	100
6	3	Smag	0.06	$2.64 \cdot 10^{-5}$	100
7	3	WALE	0.5	$2.64 \cdot 10^{-5}$	100

$$\tau = \frac{u_{rms}}{L_I} \text{ - интегральный временной масштаб}$$

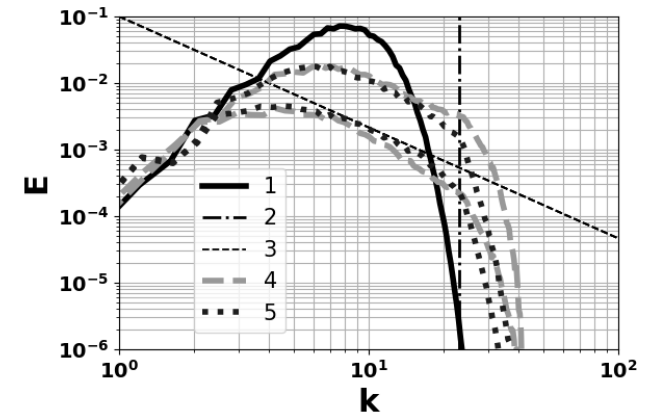
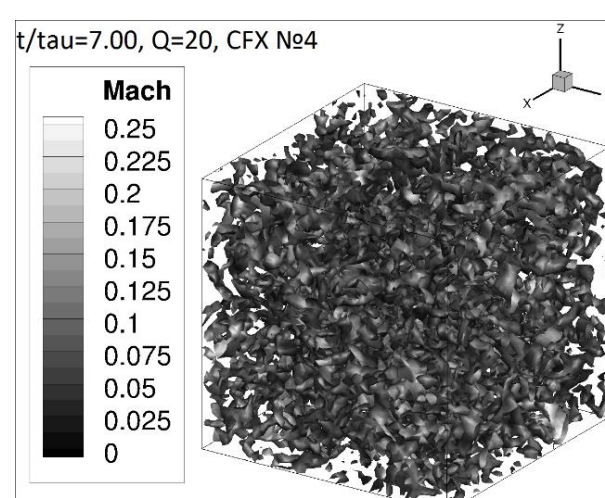
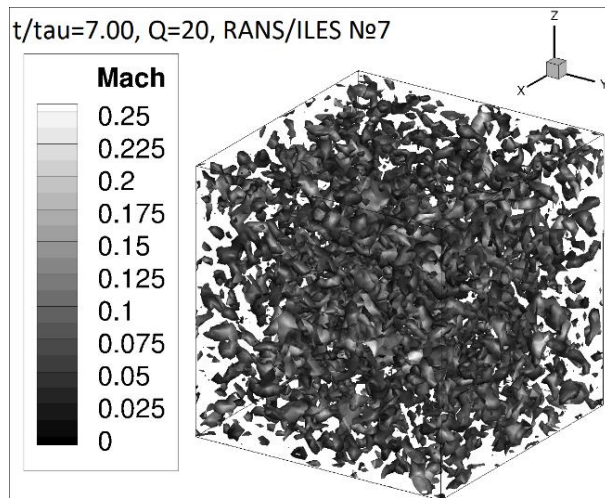
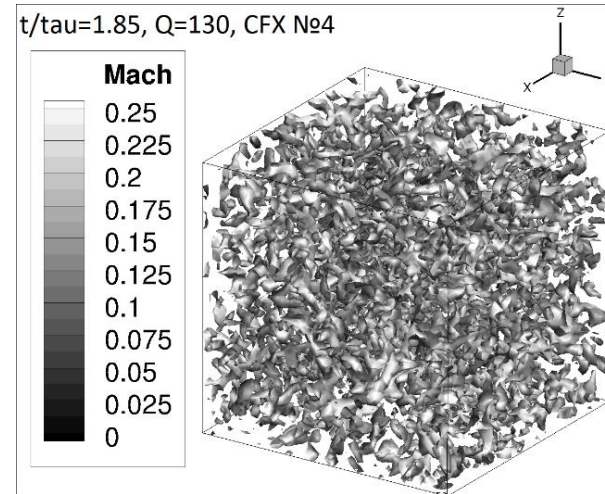
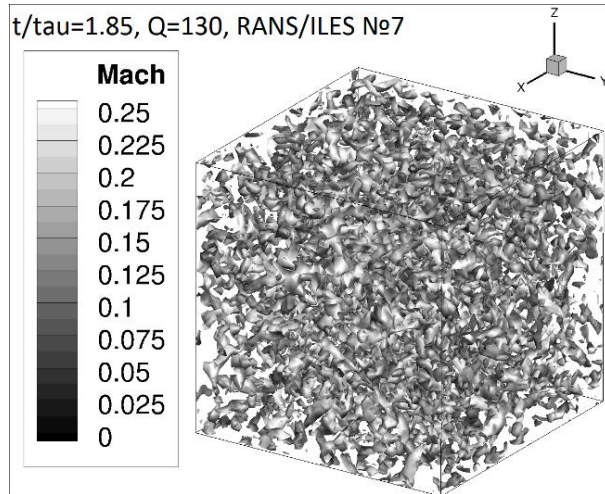
Несжимаемый режим $M_t \ll 1$. Изоповерхности Q-критерия $Q = 30 \text{ 1/с}^2$



RANS/ILES на сетке 1 с различными значениями α

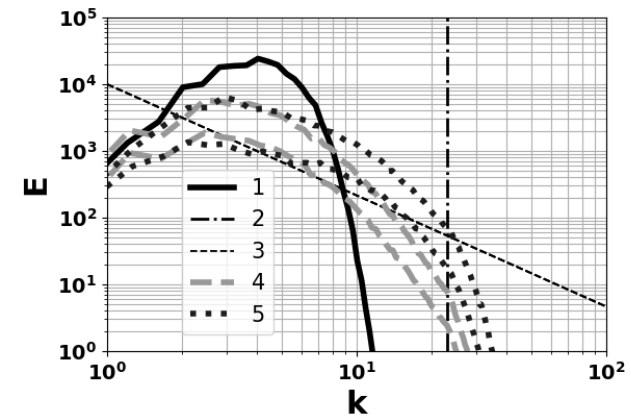
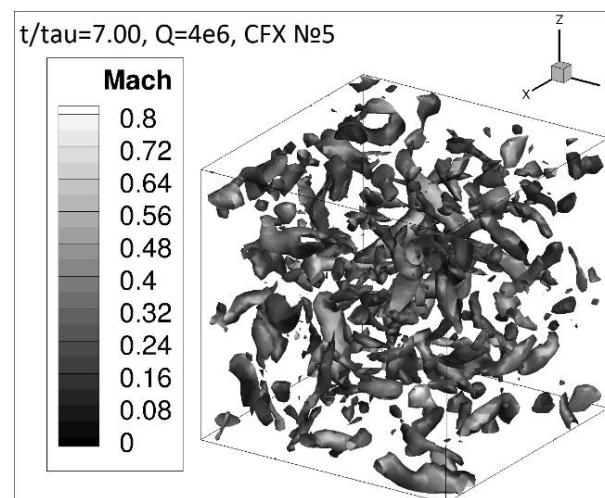
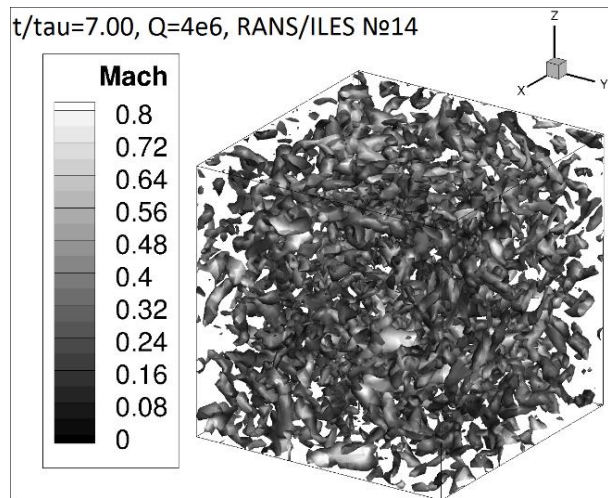
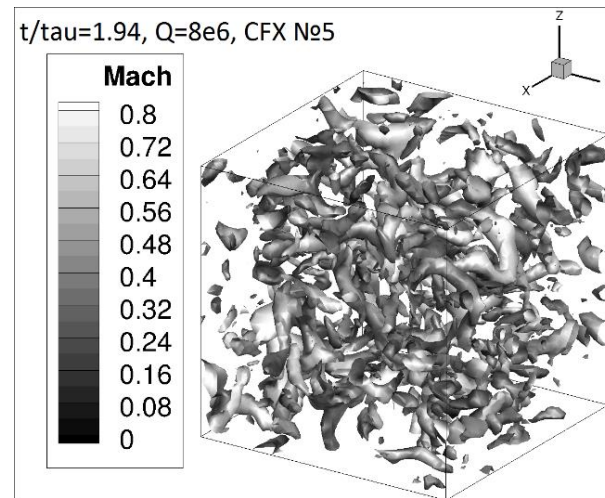
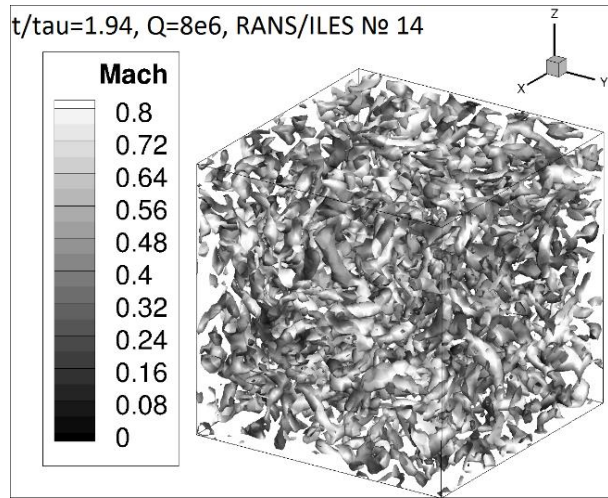
CFX на сетке 1, подсеточная модели WALE и центрально разностной схемы (расчет № 3).

Слабо сжимаемый режим



- 1 – спектр начального поля,
- 2 – граница, минимально разрешимого на сетке масштаба,
- 3 – степенной закон $E \sim k^{-5/3}$,
- 4 – RANS/ILES № 7,
- 5 – CFX № 4

Сжимаемый режим



- 1 – спектр начального поля,
- 2 – граница минимально разрешимого на сетке масштаба,
- 3 – степенной закон $E \sim k^{-5/3}$;
- 4 – CFX № 5,
- 5 – RANS/ILES № 14

Анализ ПМ Lazurit RANS/ILES влияния уровня турбулентности набегающего потока на течение в сверхзвуковом модельном воздухозаборнике

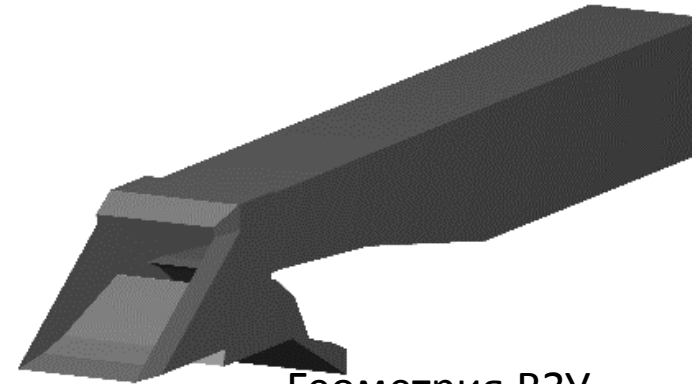
В полете летательный аппарат находится в турбулентном потоке воздуха. Это может быть как атмосферная турбулентность, так и турбулентные возмущения, обусловленные иными причинами. В эксперименте турбулентный поток с заданным контуром создать невозможно. Использование расчетов с помощью RANS не позволит получить турбулентные пульсации всех параметров течения, в частности важные для практики пульсации давления на поверхности летательного аппарата и в канале воздухозаборника. Повышенный уровень пульсаций на входе в него может ухудшить его характеристики и даже привести к помпажу.

Постановка задачи

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.

Значения параметров турбулентности набегающего потока

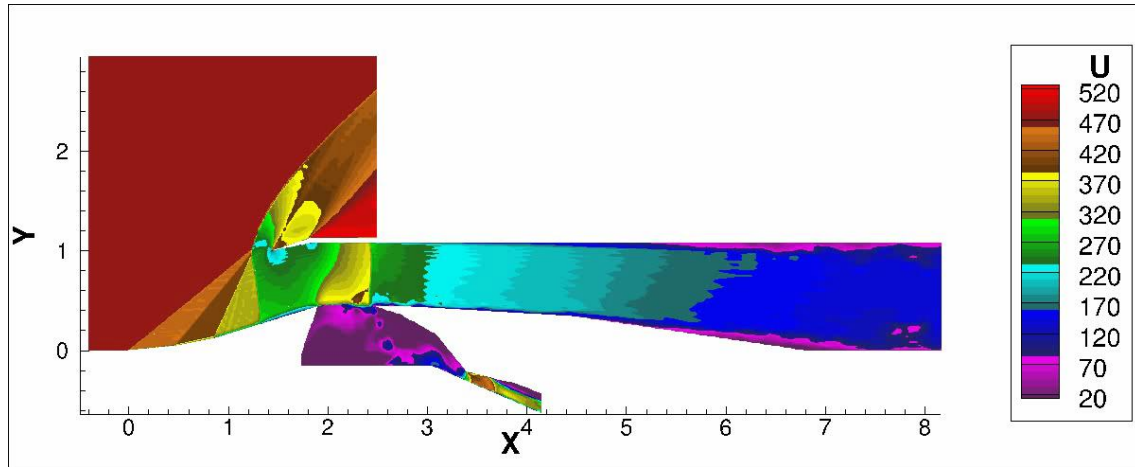
№ расчета	I_t , %	L_t , м
1	0	–
2	2	0.01
3	5	0.01
4	8	0.01
5	5	0.1
6	5	0.3



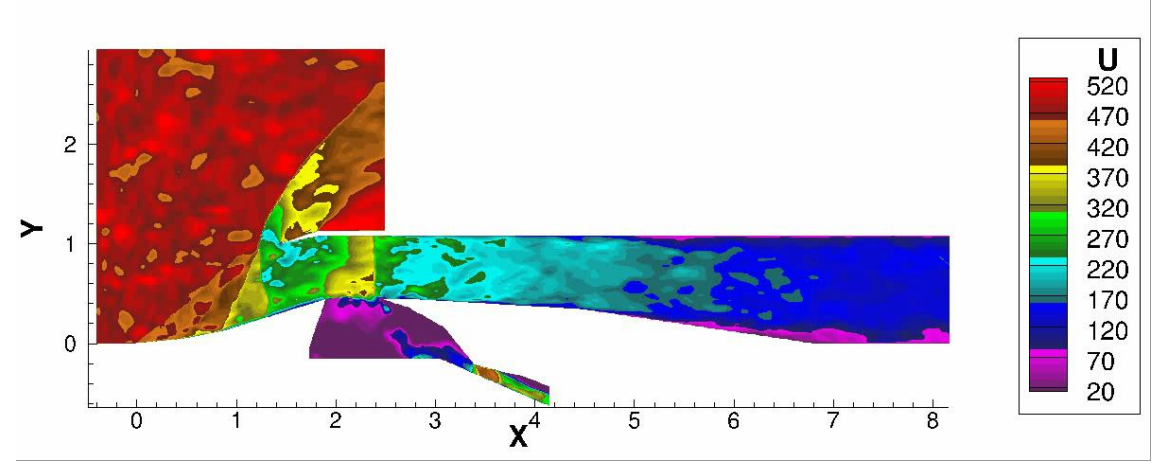
Геометрия ВЗУ

- Число Маха набегающего потока 1.8, число Рейнольдса, вычисленное по высоте входа ВЗ (0.1 м) и параметрам набегающего потока, составляет 2×10^6 .
- На выходной границе задано статическое давление, соответствующее значению приведенной плотности тока $q(\lambda)_{\text{НОМ}} = 0.7$.
- Сетка содержит 9×10^6 ячеек.

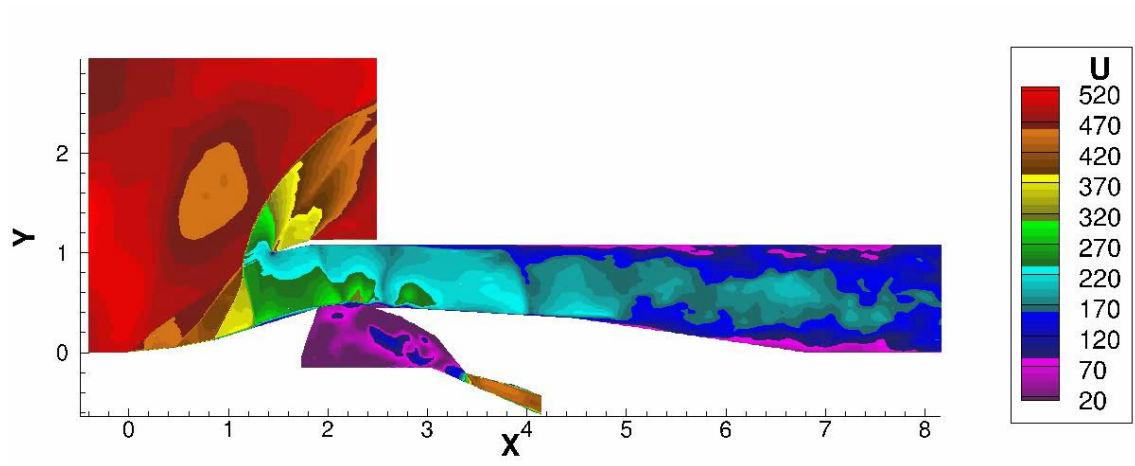
Влияние параметров турбулентности набегающего потока на течение в ВЗ



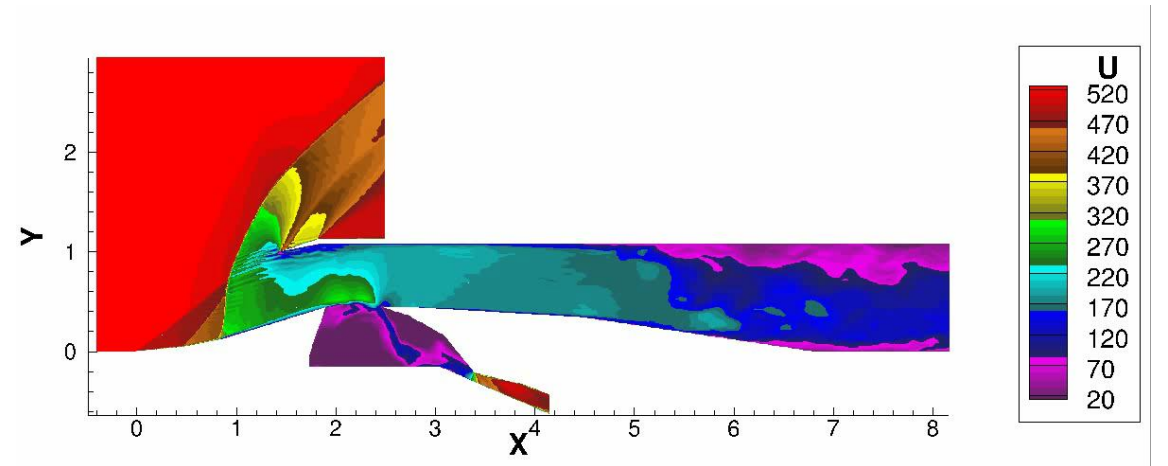
Невозмущенный поток



$I_t = 5 \%, L_t = 0.01 \text{ м}$

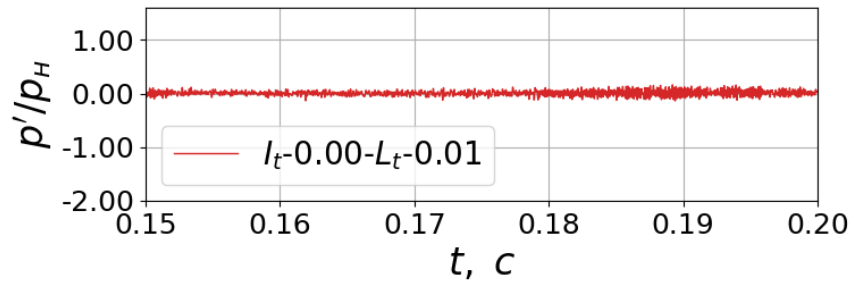


$I_t = 5 \%, L_t = 0.1 \text{ м}$

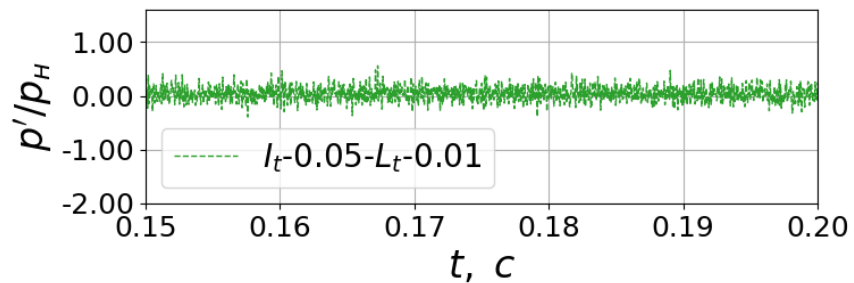


$I_t = 5 \%, L_t = 0.3 \text{ м}$

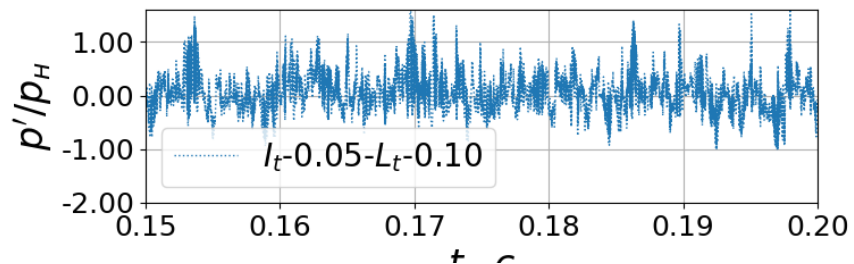
Зависимость от времени пульсаций статического давления на датчике № 7



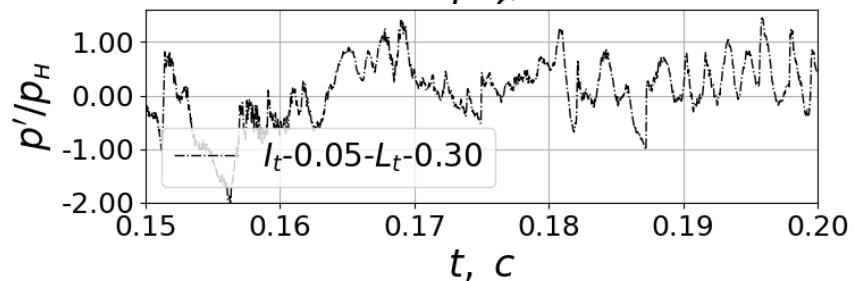
Невозмущенный поток



$I_t = 5\%, L_t = 0.01 \text{ м}$

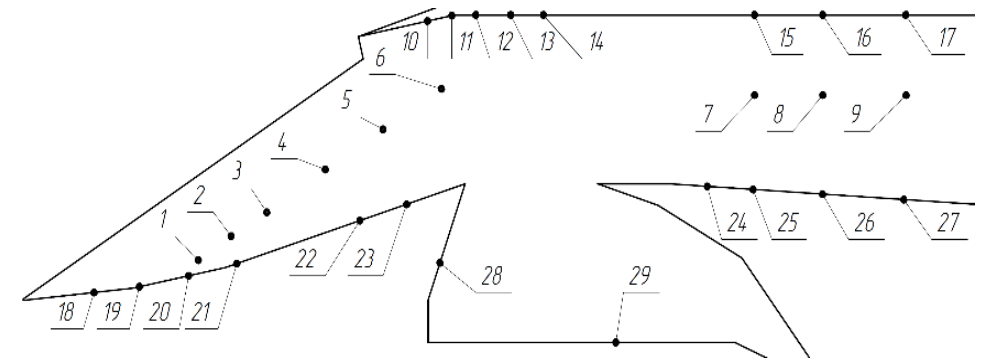


$I_t = 5\%, L_t = 0.1 \text{ м}$



$I_t = 5\%, L_t = 0.3 \text{ м}$

Расположение датчиков



Пульсации отнесены к статическому давлению набегающего потока



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