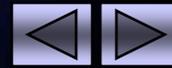


Закрытое акционерное общество «АвиаСТЭП» основано в 1996 году. Основными направлениями деятельности компании являются проектно-конструкторские работы в области авиации и современные информационные технологии.

Сегодня «АвиаСТЭП» является компанией, имеющей собственные наработки в области управления проектными данными и проектирования в электронной среде, в составе которой работают как высококвалифицированные инженеры с опытом работы в авиации, так и способные молодые специалисты, владеющие современными информационными технологиями.

«АвиаСТЭП» является конечным пользователем лицензий программных продуктов CADD5, Pro/Engineer, Pro/Mechanica, EPD Connect, Optegra.



Достоинства FV:

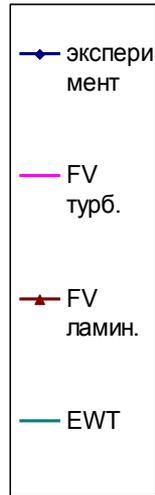
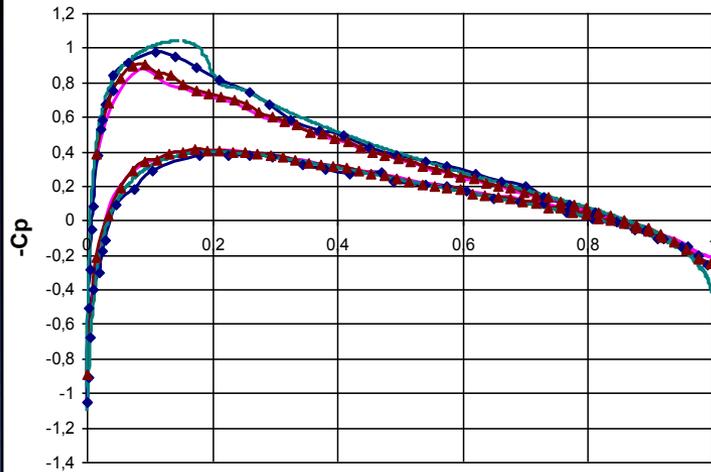
- возможность применения для решения широкого круга практических задач:
 - крыло, самолет на закритических углах атаки,
 - нестационарные характеристики самолета и отдельных его агрегатов,
 - взлетно - посадочная механизация и органы управления,
 - воздухозаборные и выхлопные устройства,
 - системы вентиляции и кондиционирования пассажирского салона;
- импорт геометрии из любых САПР;
- автоматизированное построение расчетных сеток;
- графический интерфейс обработки результатов;
- обмен информацией с системами конечно-элементного анализа.

NACA0012 $M=0.7$ $\alpha=1.49$ $Re=9*10^6$

Влияние модели жидкости и граничных условий на интегральные характеристики

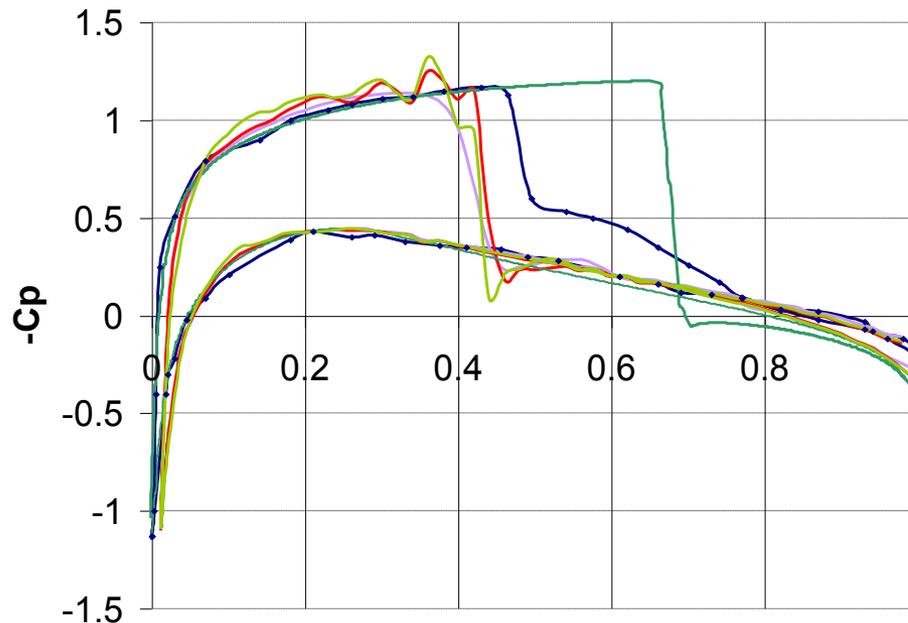
	C_y	C_x	Г.у.	Примечание	Модель
Эксперимент	0.248	0.008			
Турб.	0.169	0.014	Стенка	$K=0$ $\varepsilon=0$	Псж.
Ламин.	0.1877	0.005	Ст. лог.з-н		Псж. без турб.
Ламин.	0.1874	0.006	Стенка		Псж без турб.
Невязкое	0.1899	0.005	Ст.с проск.	$\mu=0$	Псж без турб.

NACA0012 $M=0.7$ $\alpha=1.49$ $Re=9 \cdot 10^6$

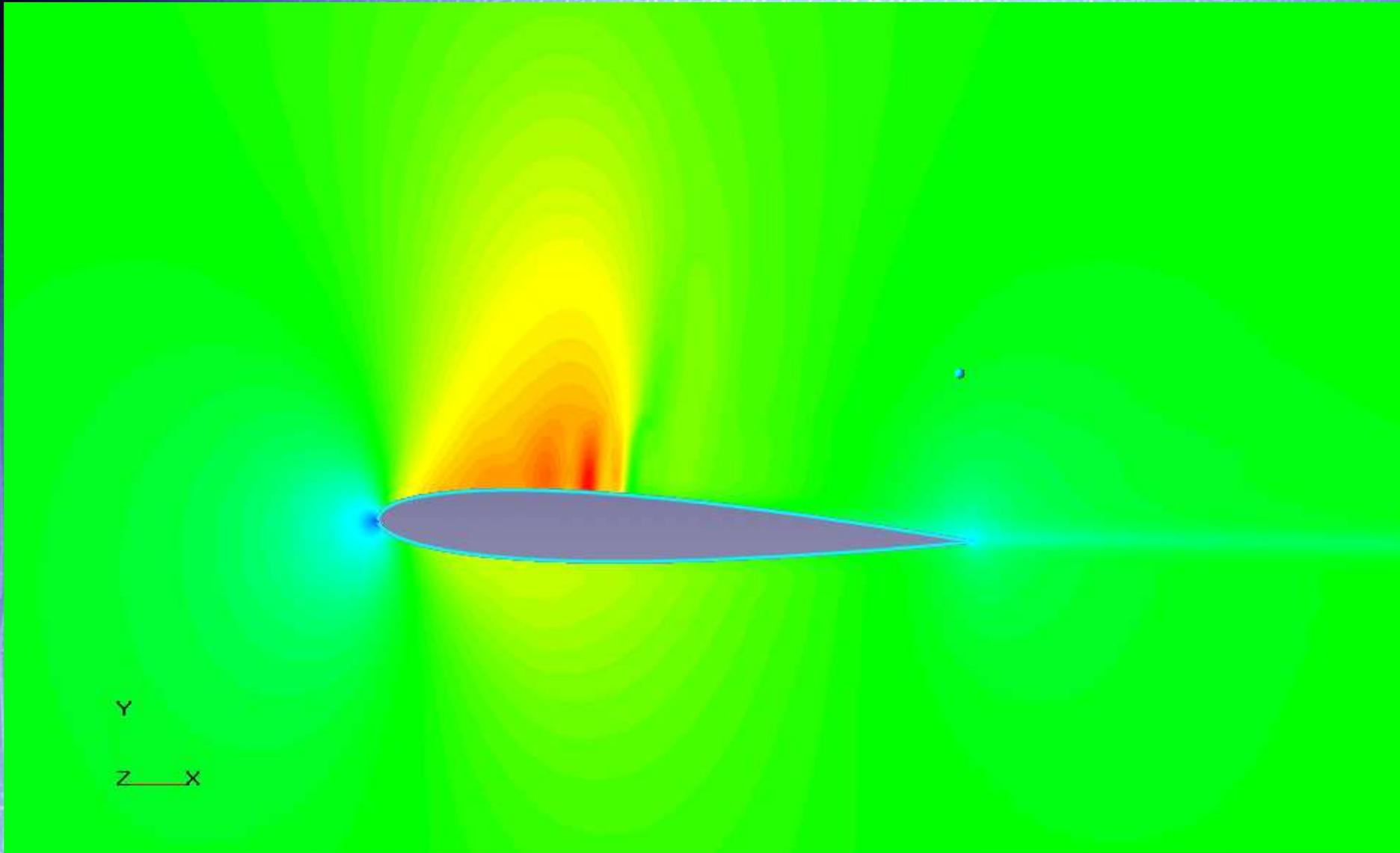


Распределение C_p по хорде профиля

NACA0012
 $M=0.799$ $\alpha=2.26$ $Re=9 \cdot 10^6$

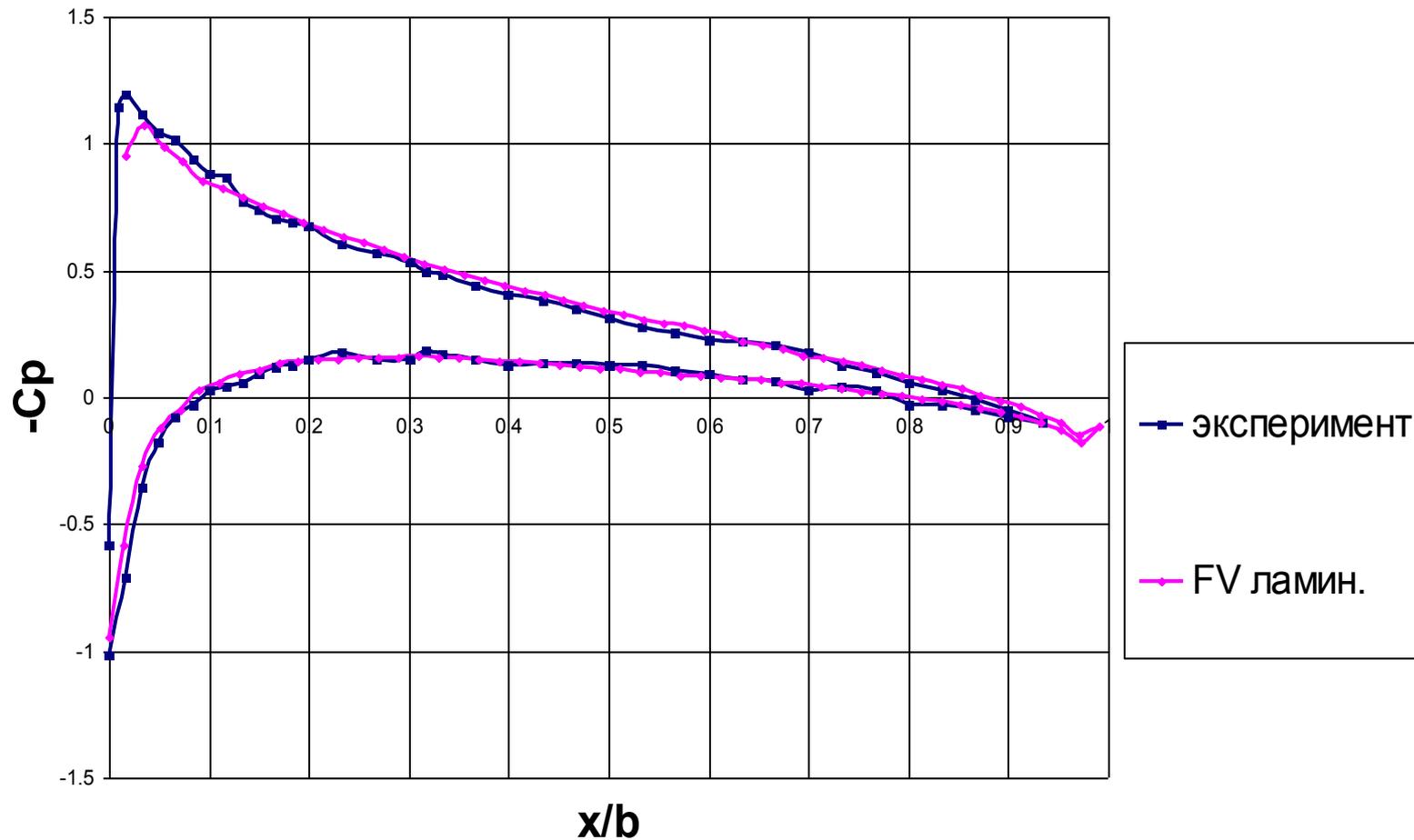


NACA0012 $M=0,799$ $\alpha=2.26$ $Re=9*10^6$ Поле чисел Маха

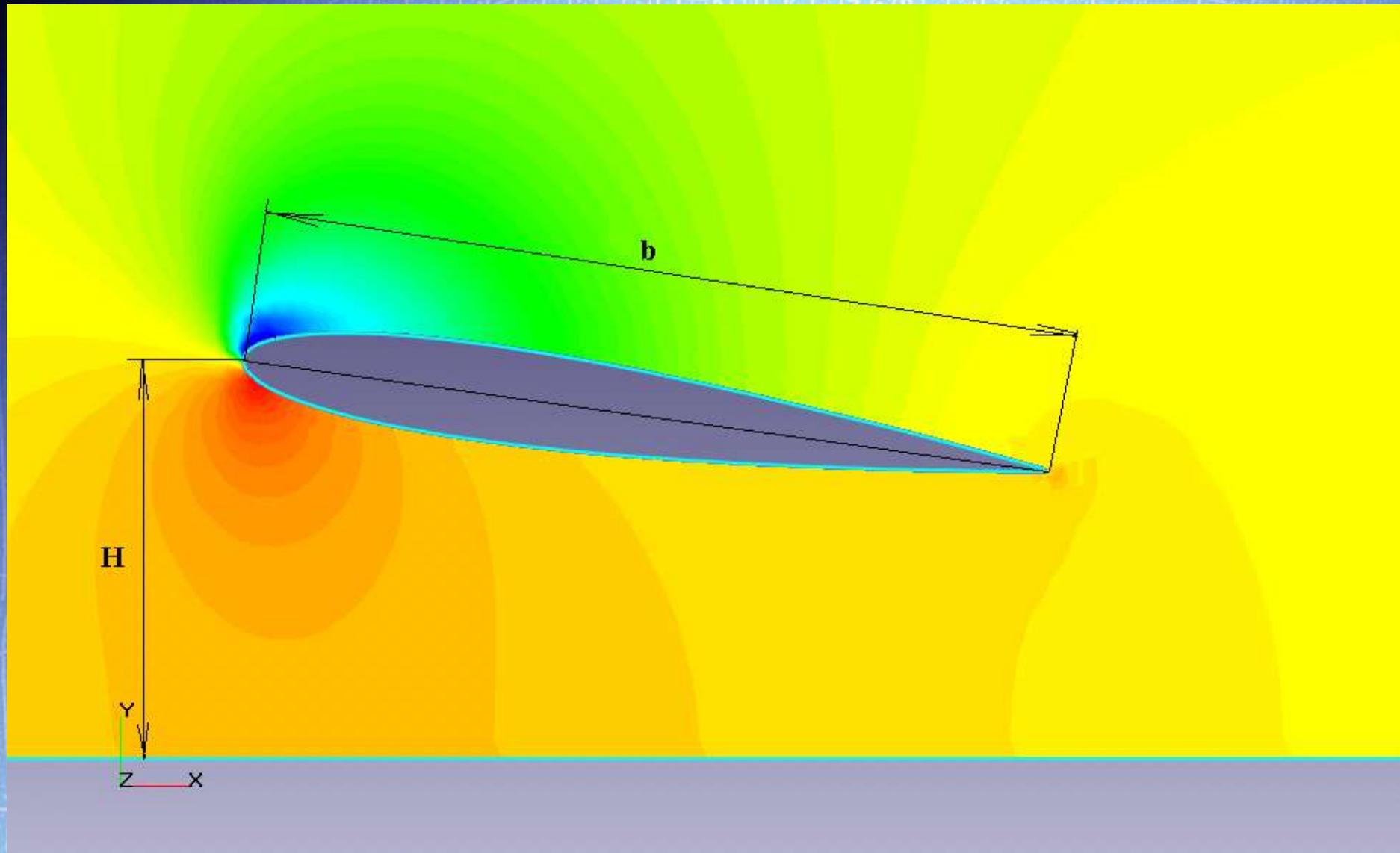


НАСА0012 Распределение C_p по хорде профиля

$M=0.3$ $\alpha=3.59$

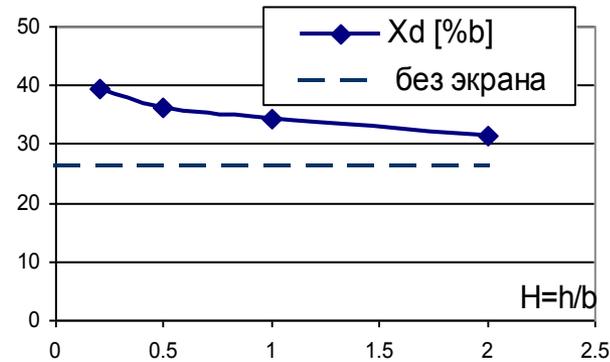
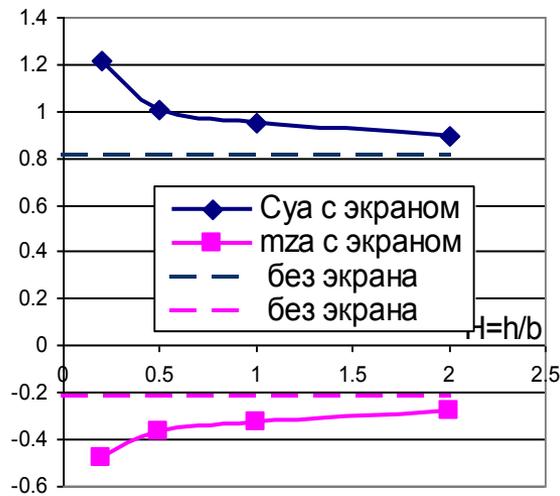
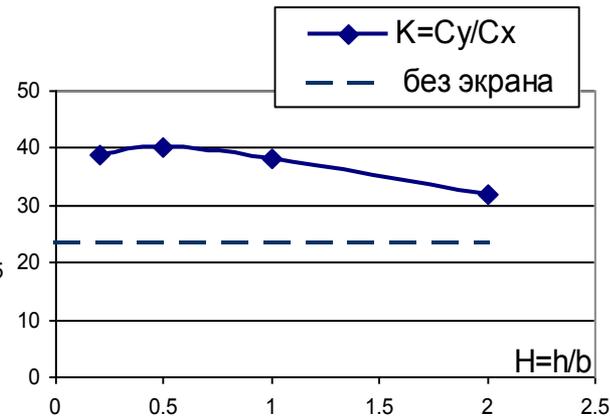
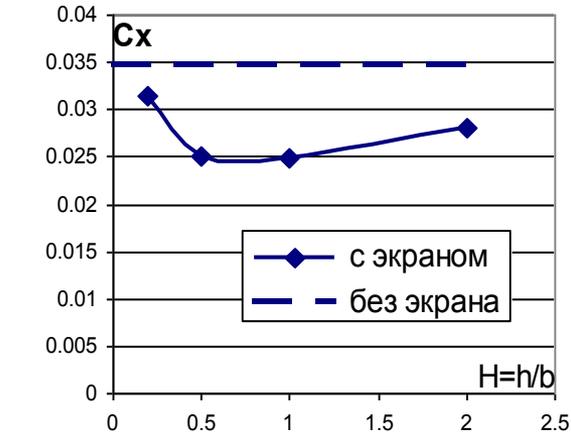


NACA0012 вблизи экрана. Поле давления.



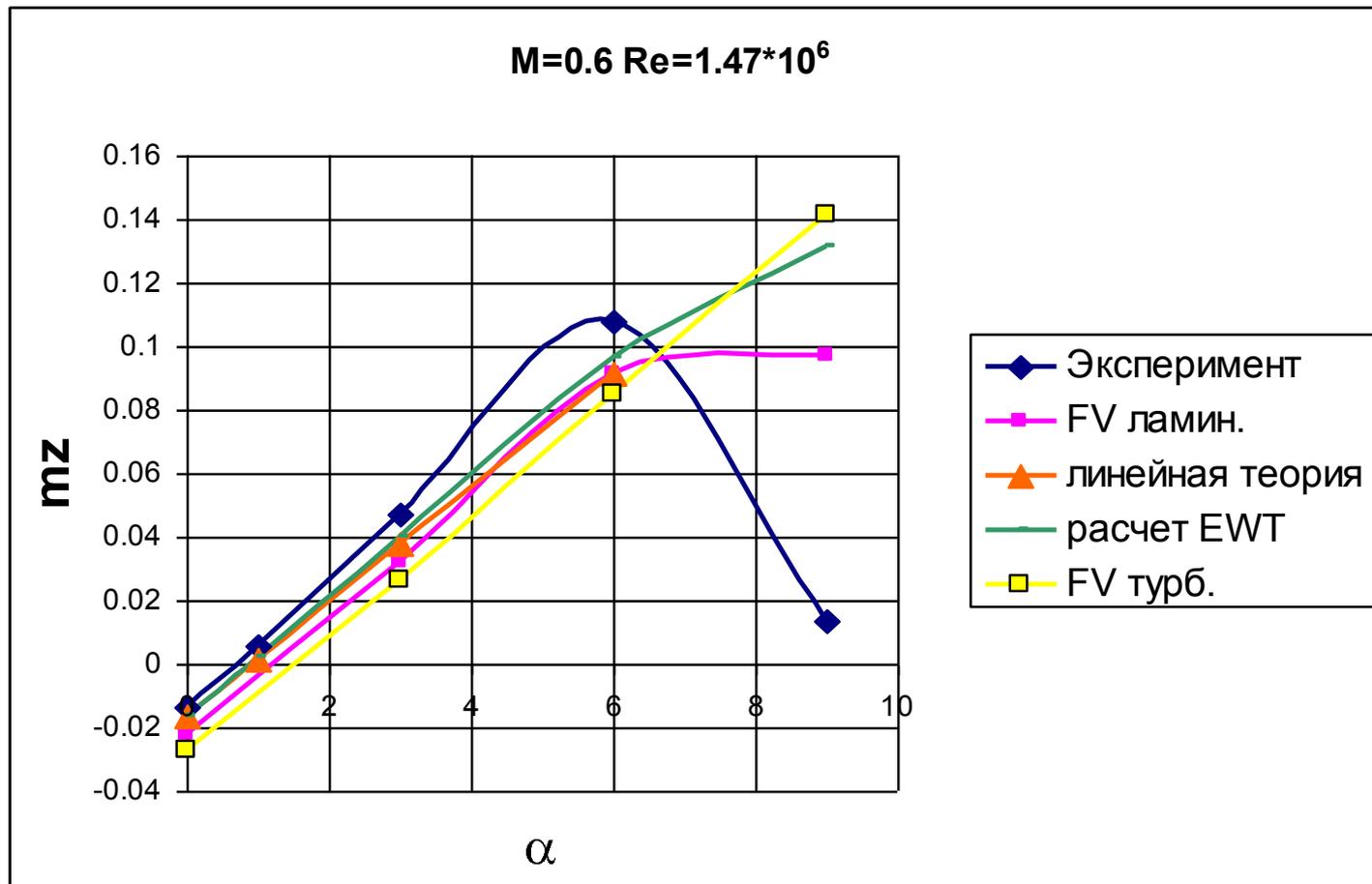
Профиль НАСА0012 вблизи экрана

расчет FV (ламинарное обтекание) $\alpha=8$ $M=0.3$

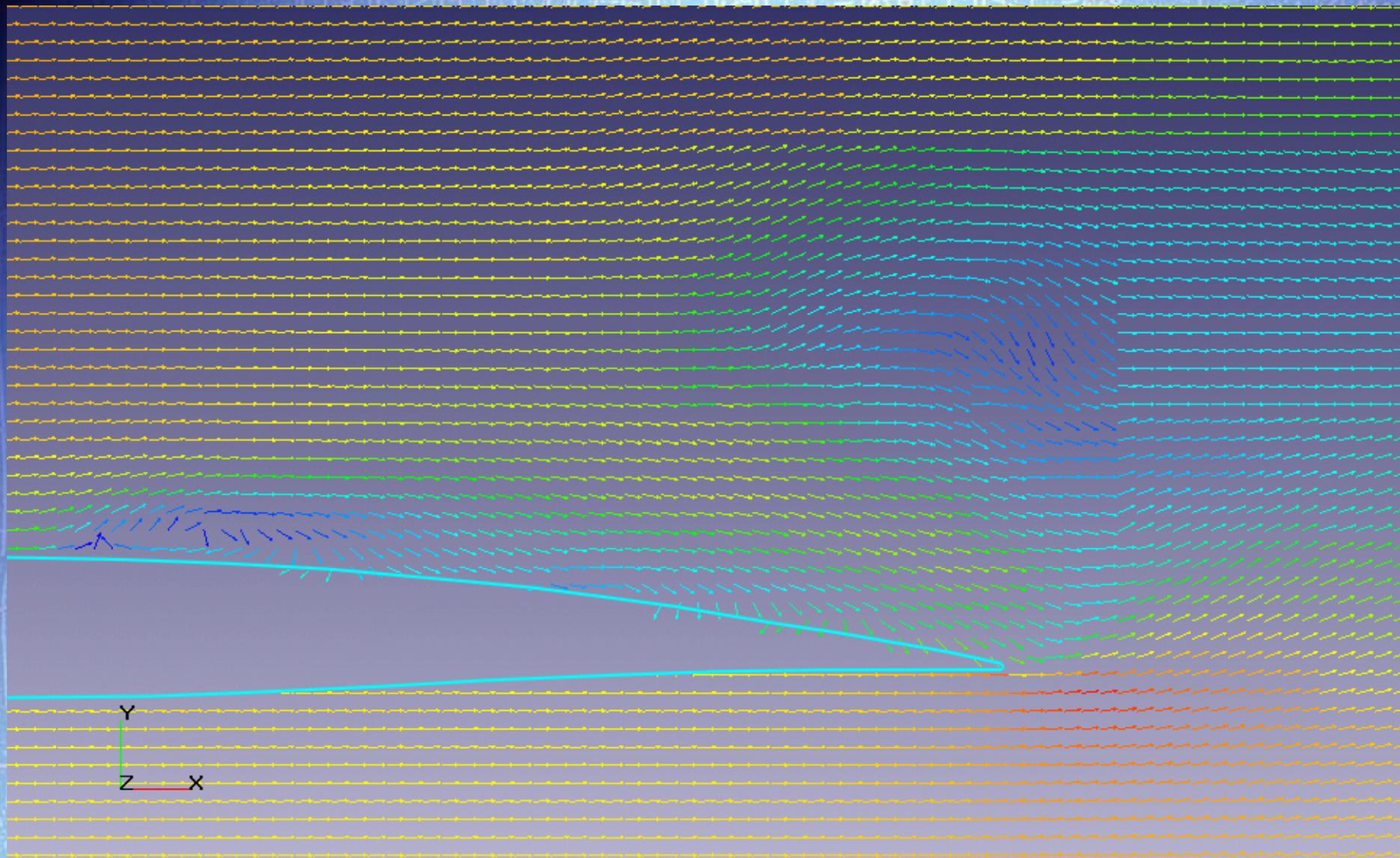


Крыло обратной стреловидности.

стреловидность $\chi = -20^\circ$, сужение $\eta = 2,54$, удлинение $\lambda = 8,344$



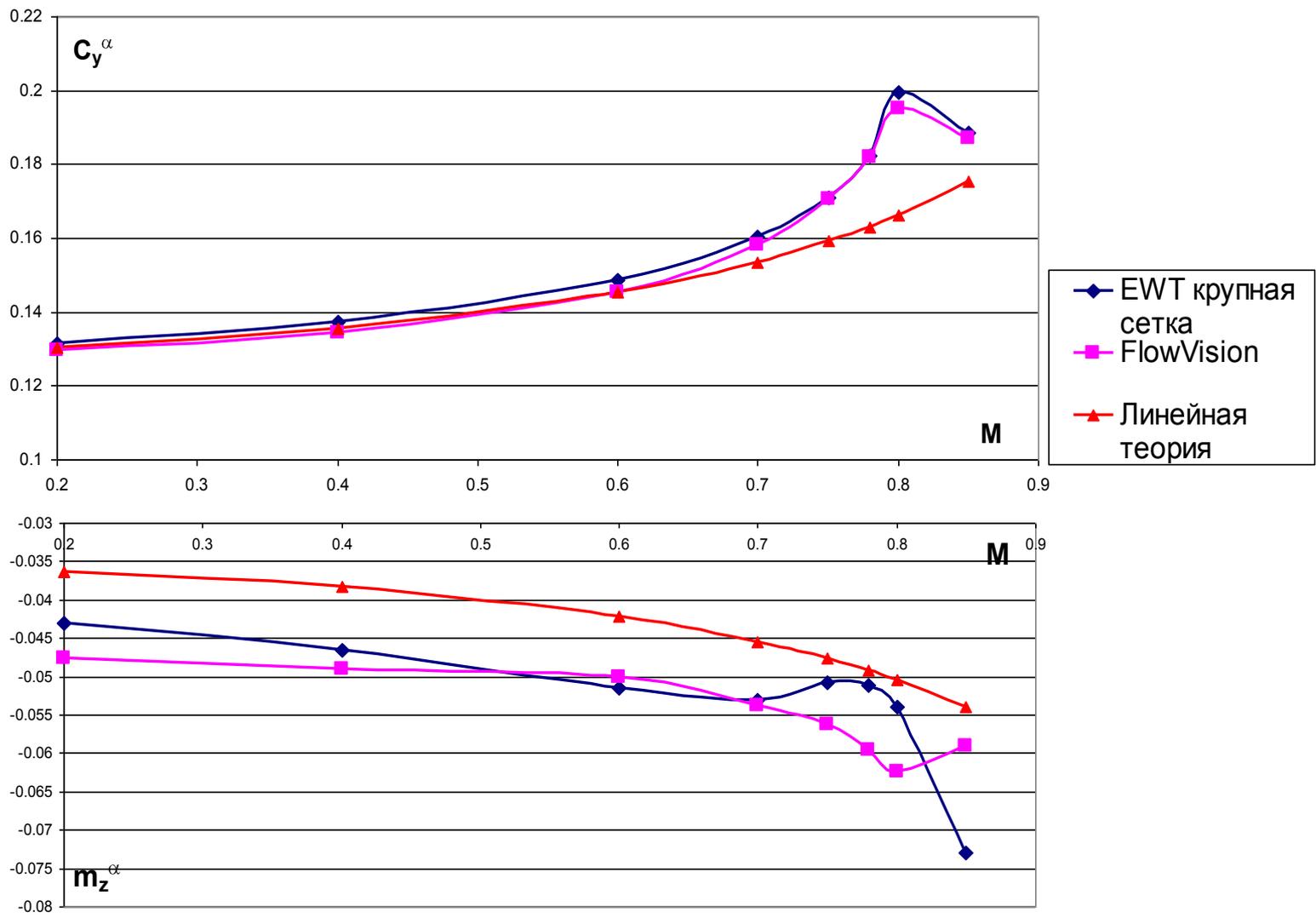
Крыло обратной стреловидности $M=0,6$ $Re=1.47 \cdot 10^6$ $\alpha=9^\circ$ Образование вихрей.



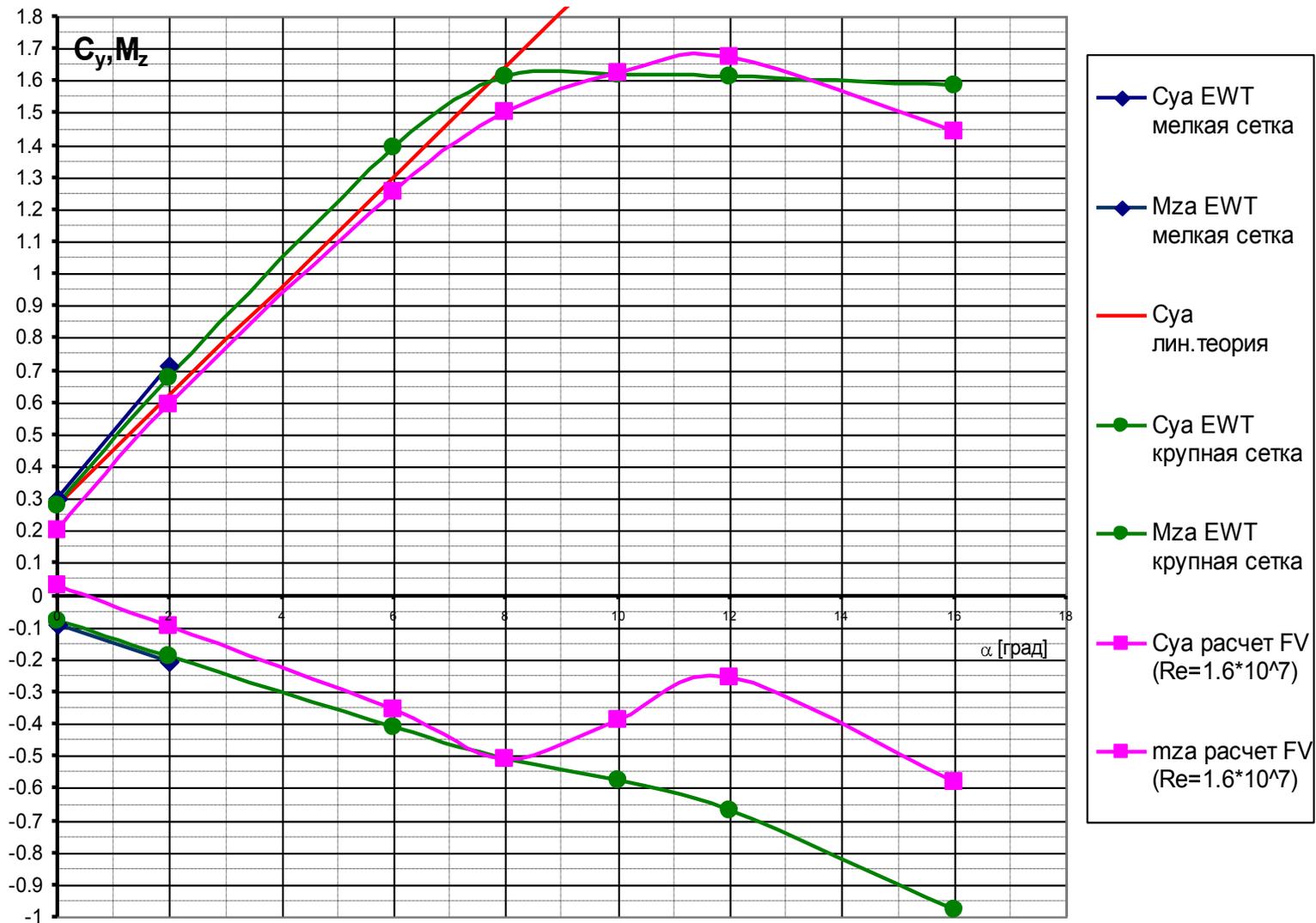
Среднемагистральный пассажирский самолет



Производные аэродинамических характеристик по углу атаки



Зависимость C_y и m_z от угла атаки . $M=0,8$



Выводы.

- на профиле и крыльях расчетное положение скачка уплотнения отличается от экспериментального; при отсутствии скачков результаты хорошо совпадают с экспериментом;
- для профиля NACA0012, крыла обратной стреловидности в рамках модели полностью сжимаемой жидкости наиболее близкие к экспериментальным результаты дает расчет при отключенном уравнении турбулентности;
- для профиля вблизи экрана подтвержден известный факт повышения аэродинамического качества, а также смещения фокуса по углу атаки вперед и появления дополнительного момента на пикирование;
- для полной компоновки самолета результаты расчетов продольных аэродинамических характеристик на малых углах атаки и до наступления кризиса по числу M хорошо соответствуют данным линейной теории и программы EWT; на больших углах атаки - соответствуют данным EWT только качественно.