

Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого  
Физико-механический институт  
Высшая школа прикладной математики и вычислительной физики

Курс лекций «Модели молекулярного и турбулентного переноса.  
Полуэмпирические модели турбулентности»  
([http://cfd.spbstu.ru/agarbaruk/lecture/RANS\\_models](http://cfd.spbstu.ru/agarbaruk/lecture/RANS_models))

## Лекция 3

# Особенности расчета обтекания аэродинамических профилей при различных углах атаки

Гарбарук Андрей Викторович (agarbaruk@mail.ru)  
2023

# Аэродинамические профили

- Аэродинамические профили используются в различных областях техники
  - Турбостроение
  - Ветроэнергетика
  - Авиация
  - Автомобилестроение
- Назначение профилей и условия их обтекания сильно зависят от задачи
  - Это определяет форму профиля



Лопатка турбины



Лопасть «ветряка»



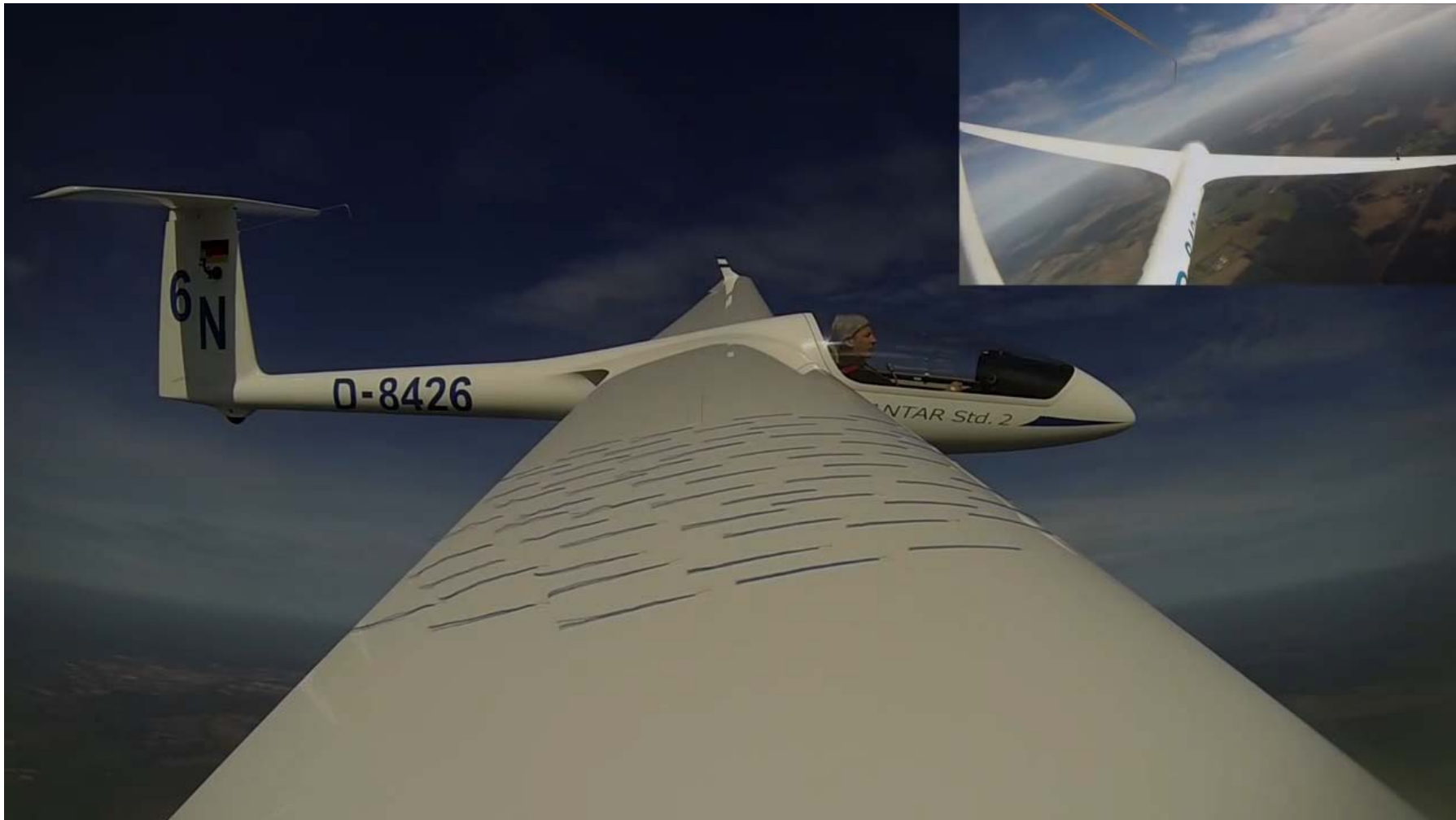
Антикрыло гоночного болида



Крыло самолета

# Обтекание профиля

Важно правильно предсказывать характер обтекания

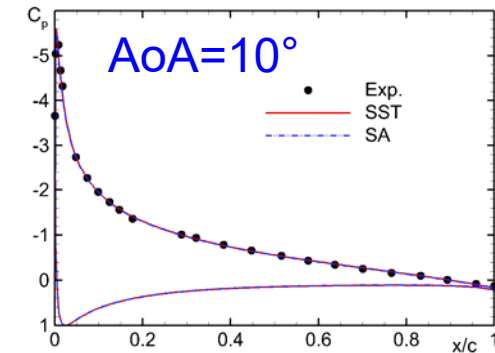
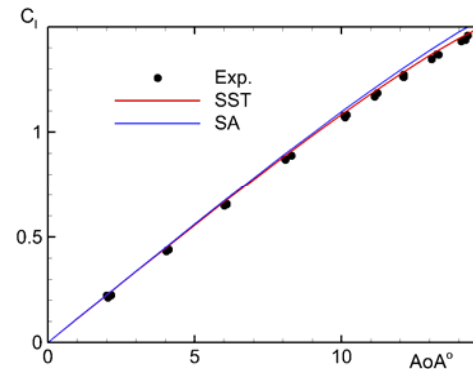


# Содержание

- Дозвуковое обтекание крыльев «бесконечного размаха»
  - Малые углы атаки
  - Появление отрыва в окрестности задней кромки
  - Режим, обеспечивающий максимальную подъемную силу
  - Массированный отрыв при больших углах атаки
  - High-lift configuration (механизация крыла)
- Трансзвуковое обтекание профилей
- Особенности расчета крыла конечного размаха
  - Концевой вихрь
  - Сочленение крыла и фюзеляжа

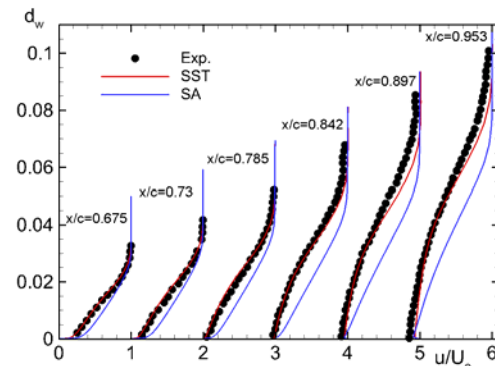
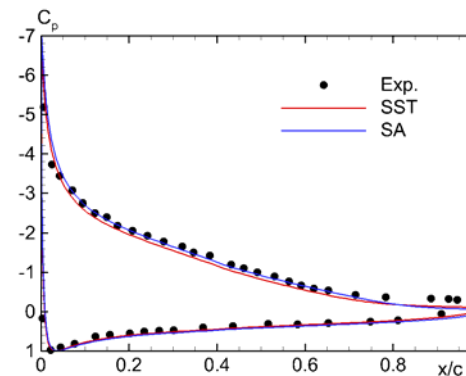
# Безотрывное обтекание профиля

- При малых углах атаки имеет место безотрывное обтекание профиля
  - Угол атаки, до которого течение остается безотрывным зависит от формы профиля, числа Рейнольдса и т.п.
  - Аэродинамические характеристики при таких режимах хорошо предсказываются в рамках RANS
    - ✓ Модели турбулентности настроены на расчет пограничных слоев



НАСА0012: коэффициент подъемной силы и коэффициент давления

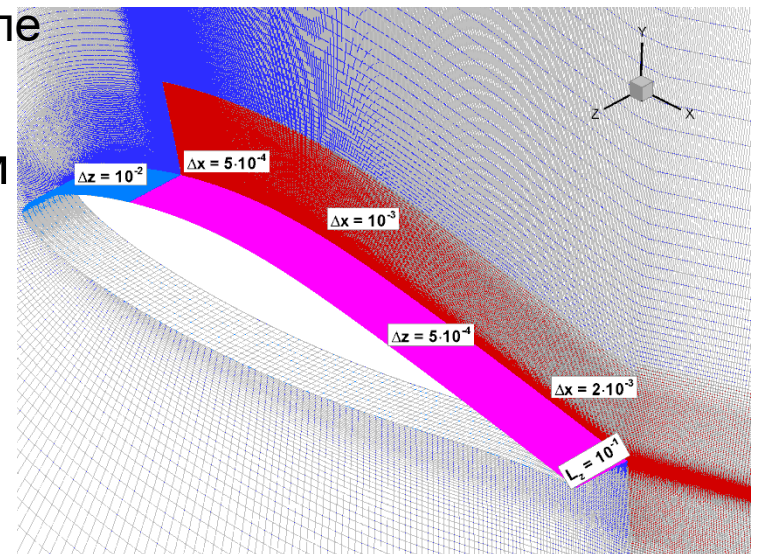
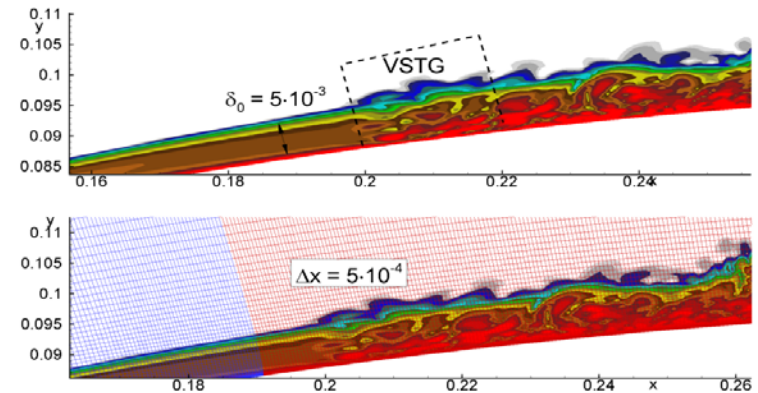
- При появлении отрыва точность расчета падает
  - Это происходит даже при очень небольших размерах зоны отрыва
  - Положение точки отрыва очень чувствительно к характеристикам набегающего пограничного слоя



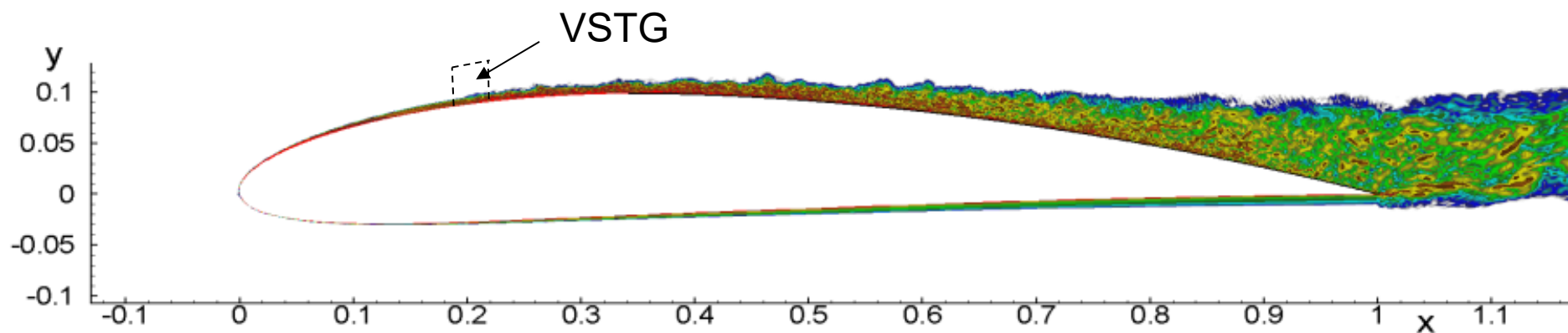
НАСА4412, AoA=13.87°: коэффициент давления и профили скорости

# Вихреразрешающие подходы

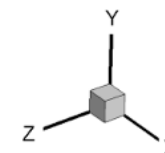
- Расчет такого течения в рамках вихреразрешающих подходов очень затратный
  - Необходимо разрешать турбулентность в пограничном слое
    - ✓ Шаг сетки во всех направлениях должен быть не больше  $1/10$  локальной толщины пограничного слоя  $\delta$
  - Для правильного разрешения когерентных структур ширина расчетной области должна быть не меньше толщины следа в его начале
- Необходимо использовать зонные гибридные подходы (WMLES с генератором синтетической турбулентности на входе)
  - В рамках глобальных подходов трудно обеспечить развитую турбулентность
- Минимальная сетка получается около 24 Млн.
  - 120,000 ячеек в плоскости XY
  - 200 точек в поперечном направлении



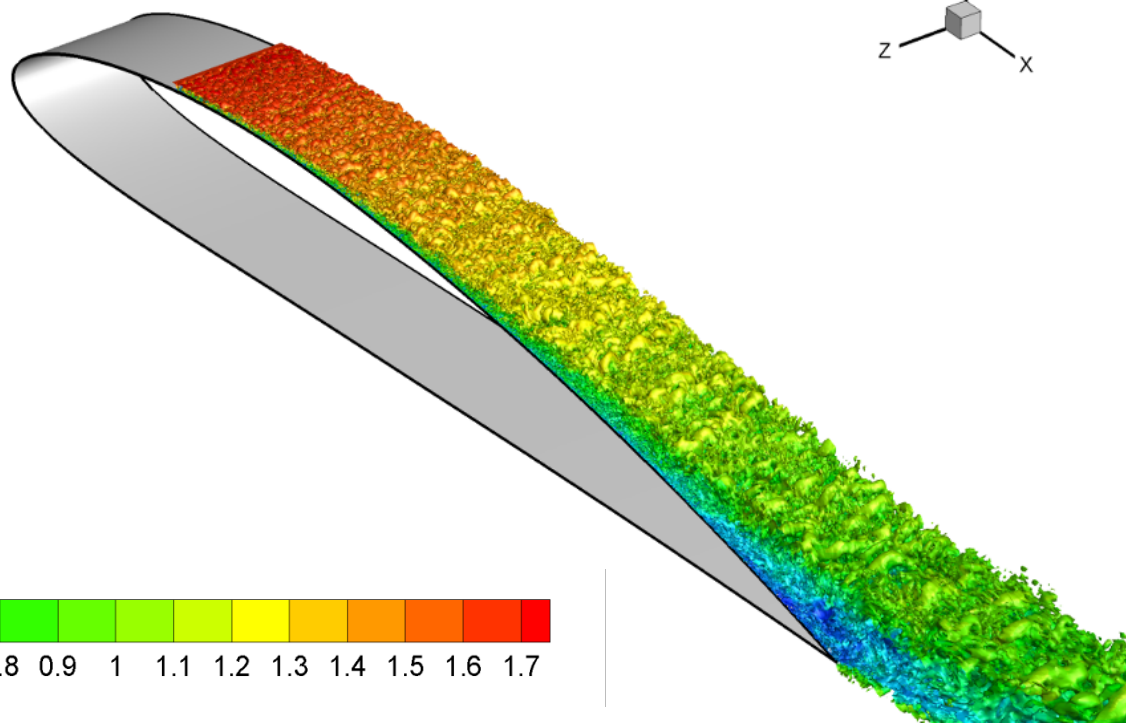
# Визуализация турбулентных структур



Завихренность в плоскости XY

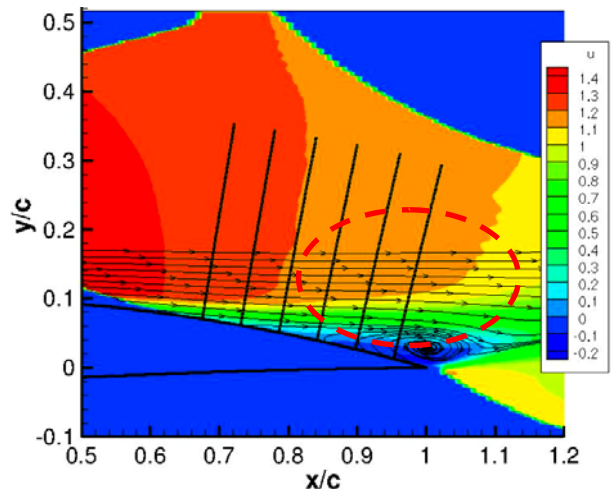


Изоповерхность  
закрутки, окрашенная  
значением скорости

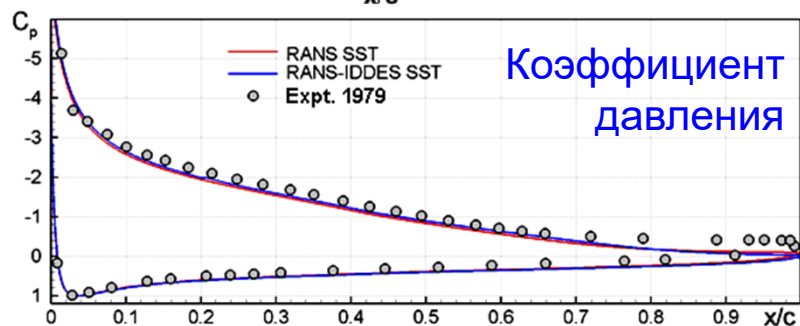
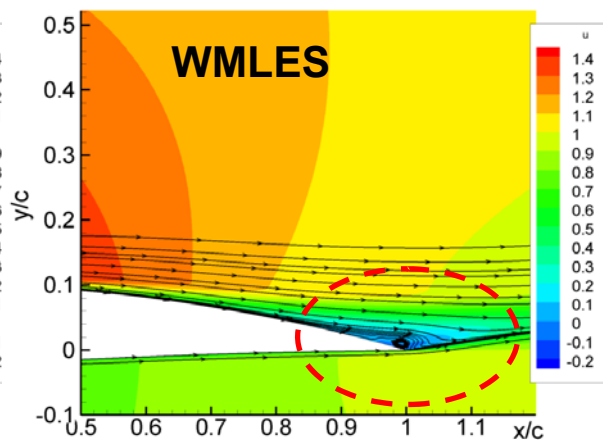
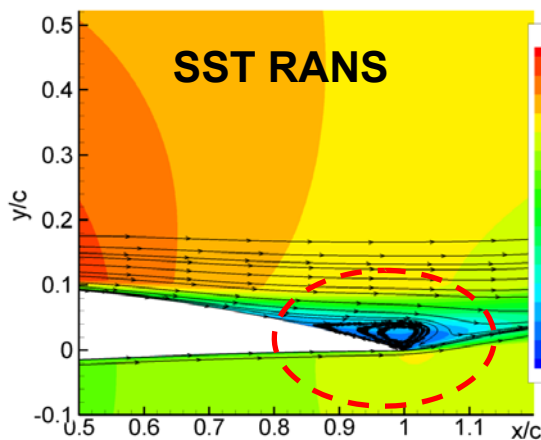


# Сравнение с экспериментом

Experiment, 1979

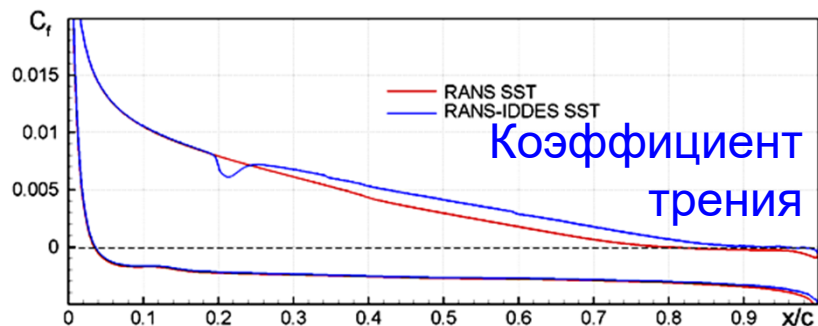
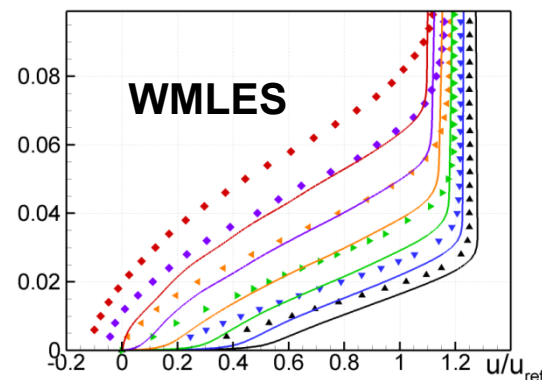
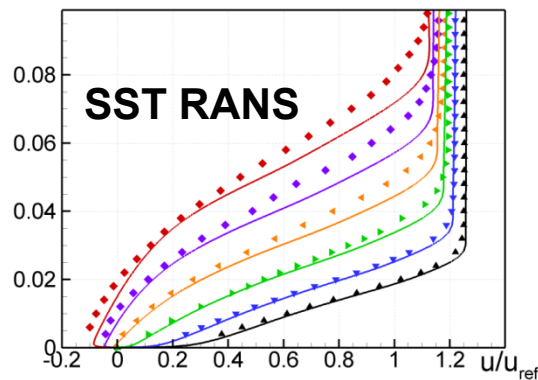


Точность WMLES оказывается даже несколько хуже, чем у SST RANS



Коэффициент давления

Линии тока



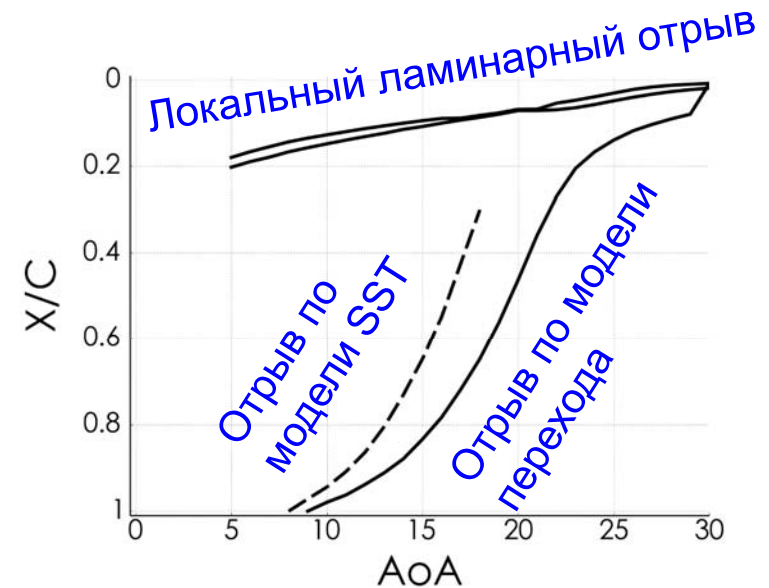
Коэффициент трения

Профили скорости

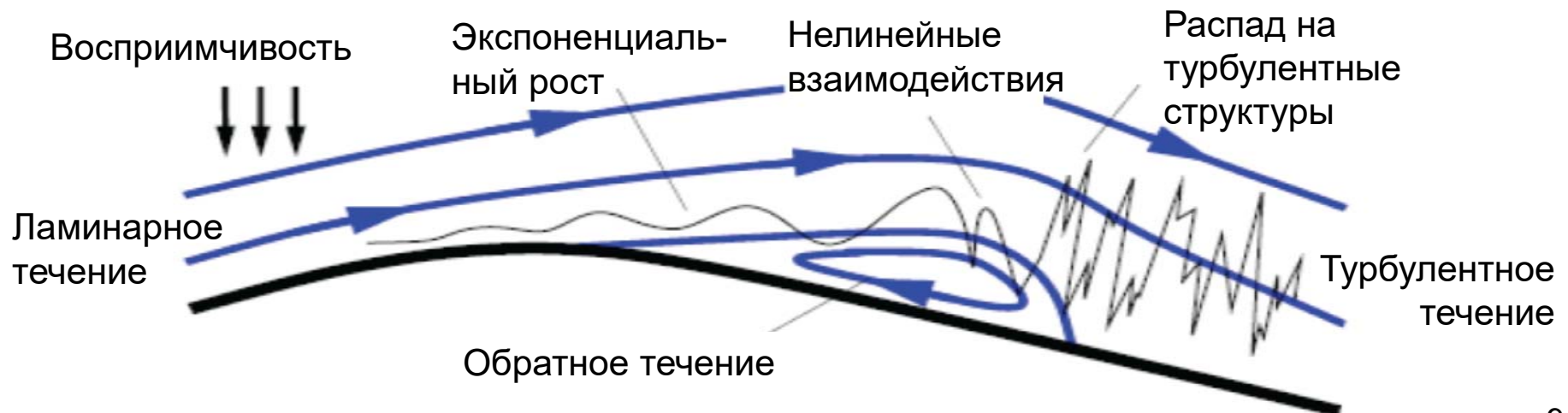


# Ламинарно-турбулентный переход

- В некоторых случаях существенную роль играет ламинарно-турбулентный переход
  - Особенно сильное влияние он оказывает на положение точки отрыва
- На аэродинамических профилях часто встречается переход, индуцированный отрывом



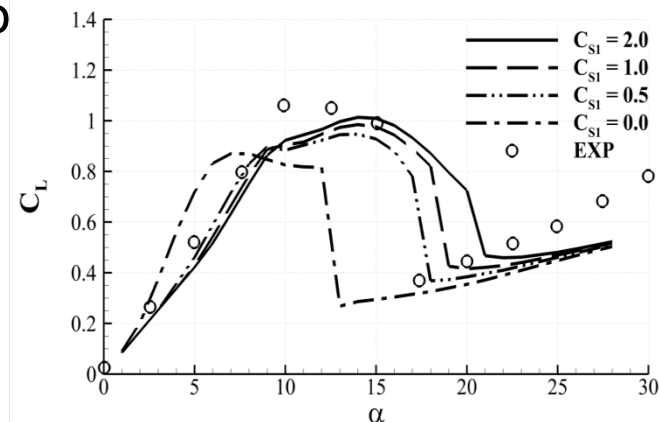
A-airfoil: положение отрыва при разных углах атаки



# Модели перехода

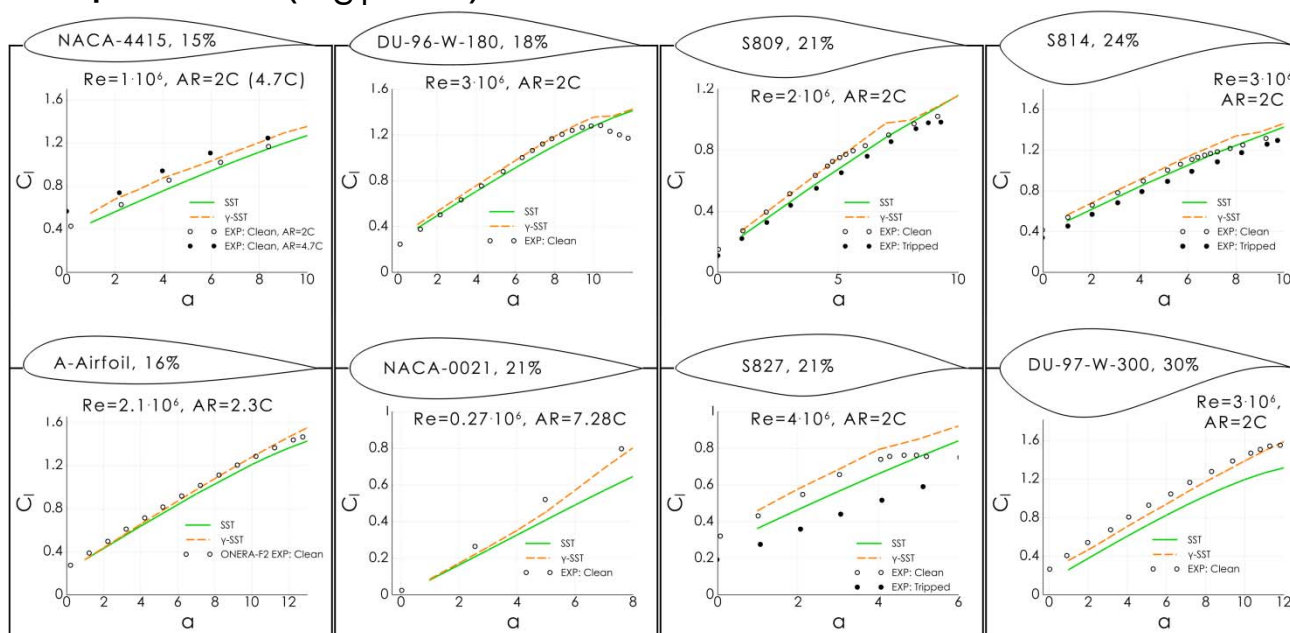
- Для предсказания ламинарно-турбулентного перехода можно использовать модели перехода

- К сожалению, они сильно ухудшают сходимость и не всегда точны
  - ✓ Например, модель перехода  $\gamma\text{-Re}_\theta$  настраивалась на задачи турбомашиностроения ( $C_{S1}=2$ ), но для задач аэродинамики ее приходится перестраивать ( $C_{S1}=0.5$ )



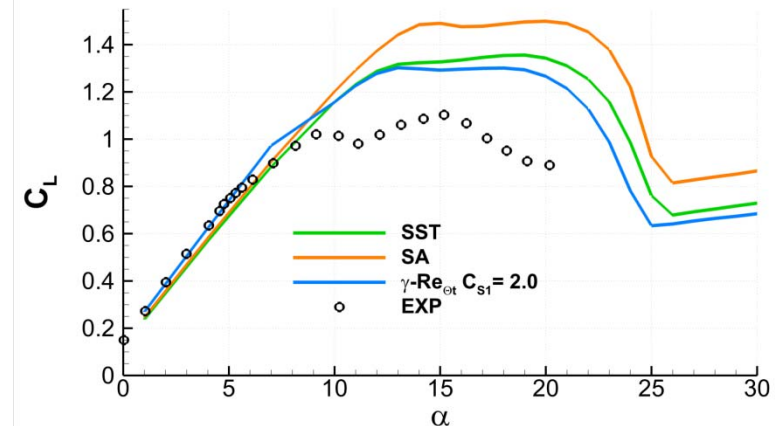
NACA 0021: влияние константы  $C_{S1}$  в модели  $\gamma\text{-Re}_{\theta t}$

- В некоторых случаях учет перехода заметно улучшает согласование с экспериментом

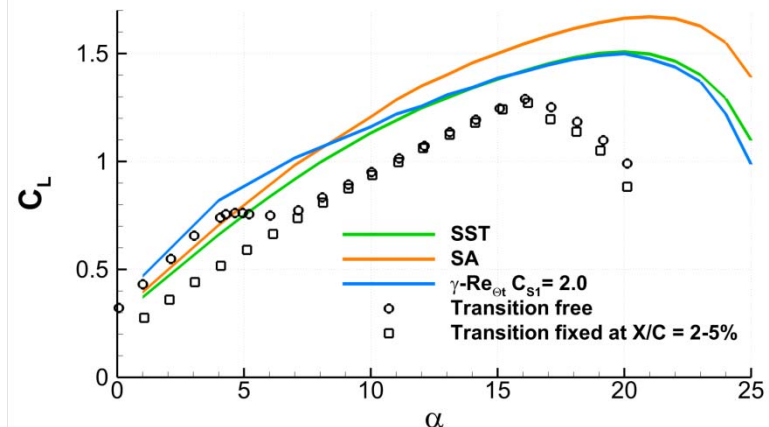


# Обтекание крыловых профилей при переходе к режиму срыва потока

- При приближении к срыву потока достигается максимум коэффициента подъемной силы
  - Для некоторых задач (например, ветроэнергетики) эти режимы очень привлекательны
- При расчете этих режимов точность RANS невысока
  - Завышены максимальная подъемная сила и значение угла, при котором она достигается

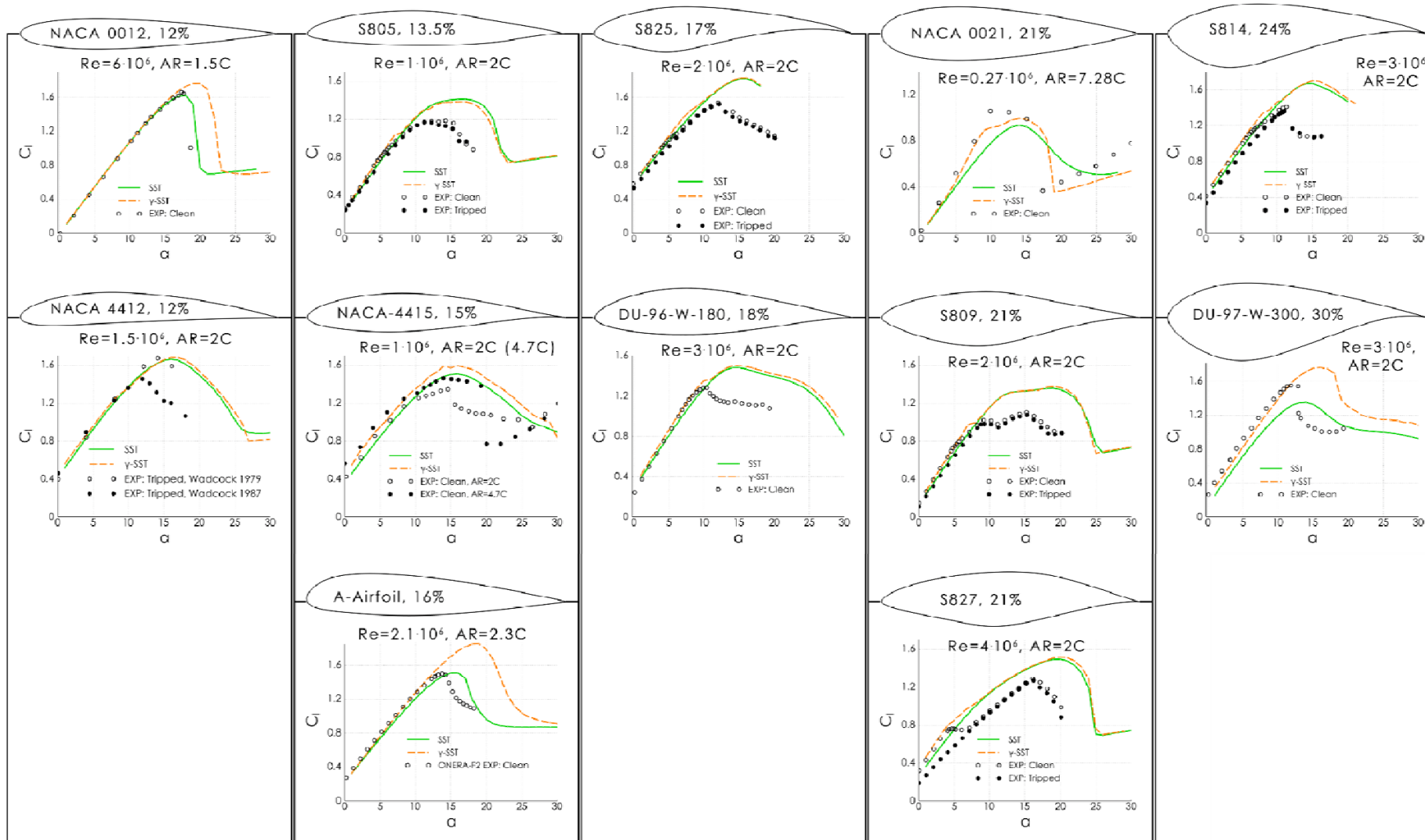


**S809** **Re = 2.000.000**



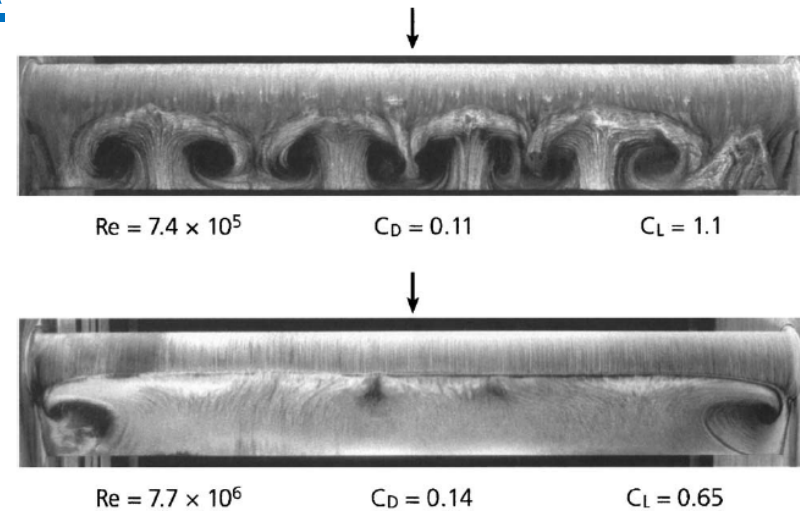
**S827** **Re = 4.000.000**

# Обтекание крыловых профилей при переходе к режиму срыва потока

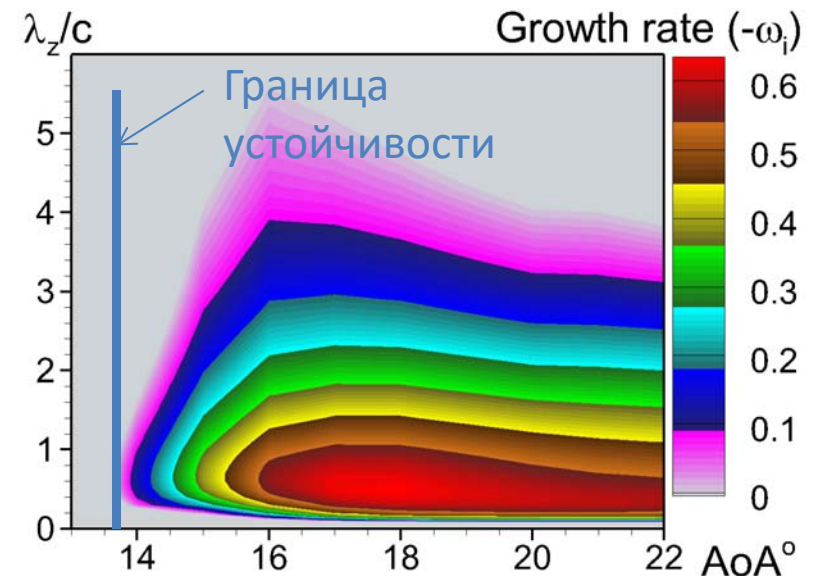


# Неустойчивость отрыва

- Одной из возможных причин неточности двумерных расчетов может быть трехмерность течения в эксперименте
  - В некоторых экспериментах наблюдаются трехмерные «грибообразные» структуры, которые появляются из-за неустойчивости отрыва в «третьем» направлении
    - ✓ Эта неустойчивость может быть предсказана с использованием анализа устойчивости
    - ✓ Трехмерная неустойчивость в расчете чувствительна к модели турбулентности
- Для учета трехмерности течения необходимо проводить расчеты в области, соответствующей эксперименту



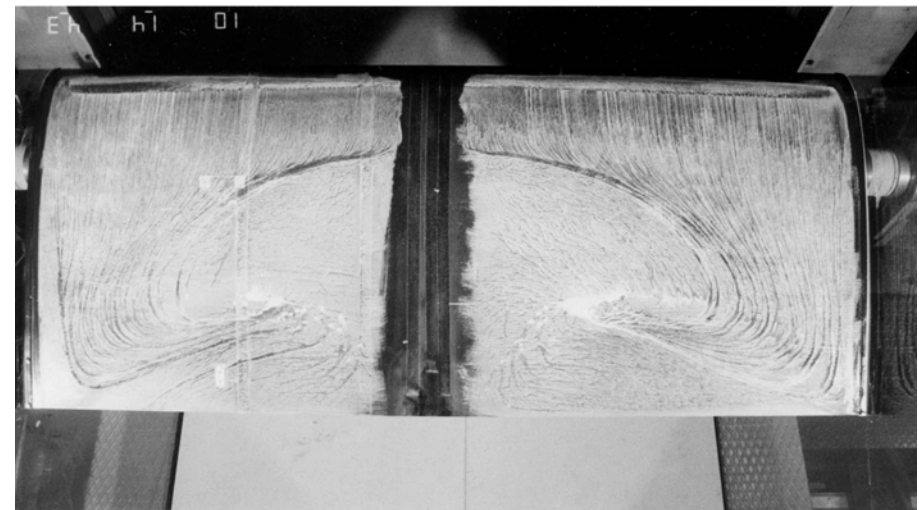
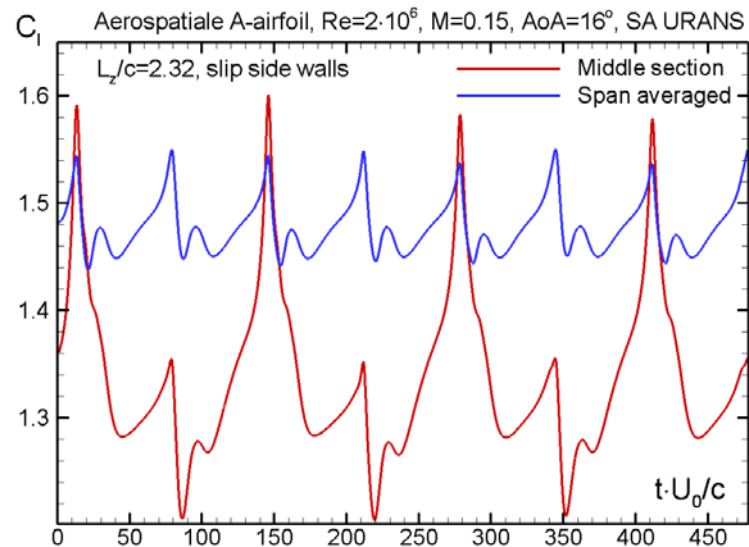
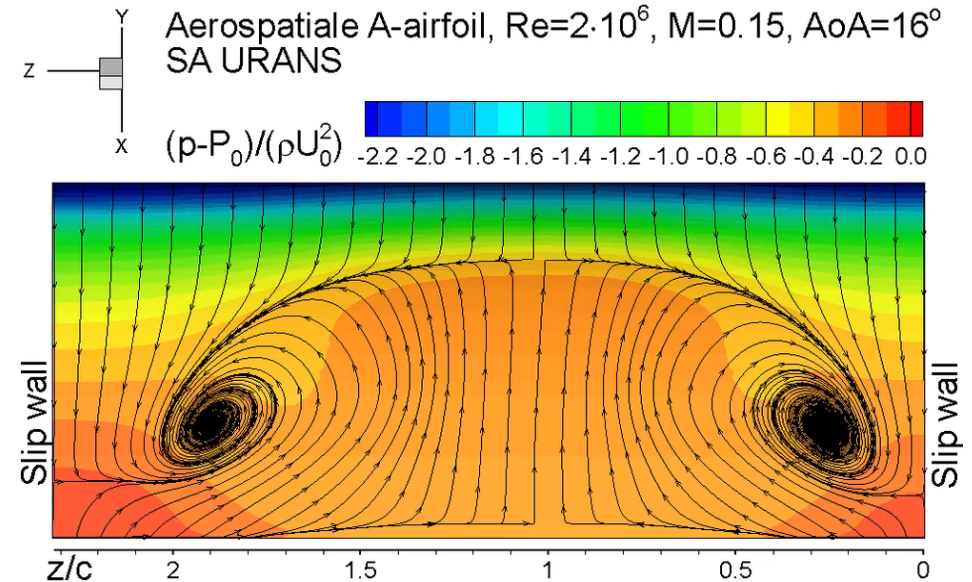
Трехмерные структуры, наблюдаемые в эксперименте



«Карта» неустойчивости

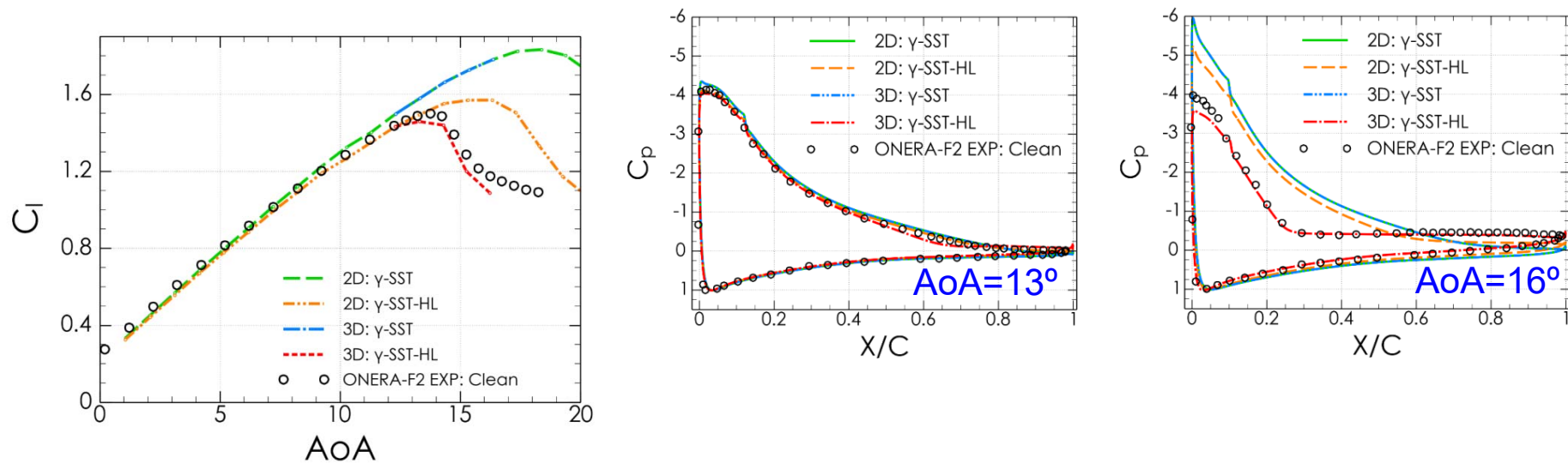
# Неустойчивость трехмерных структур

- В некоторых случаях (режим течения и модель турбулентности) стационарное трехмерное решение не существует или является неустойчивым
  - Приходится проводить нестационарные расчеты



# Подстройка модели

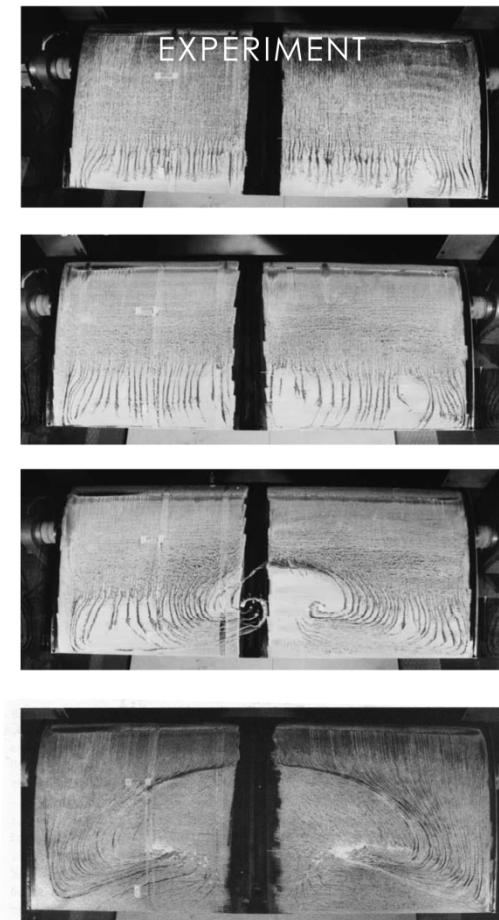
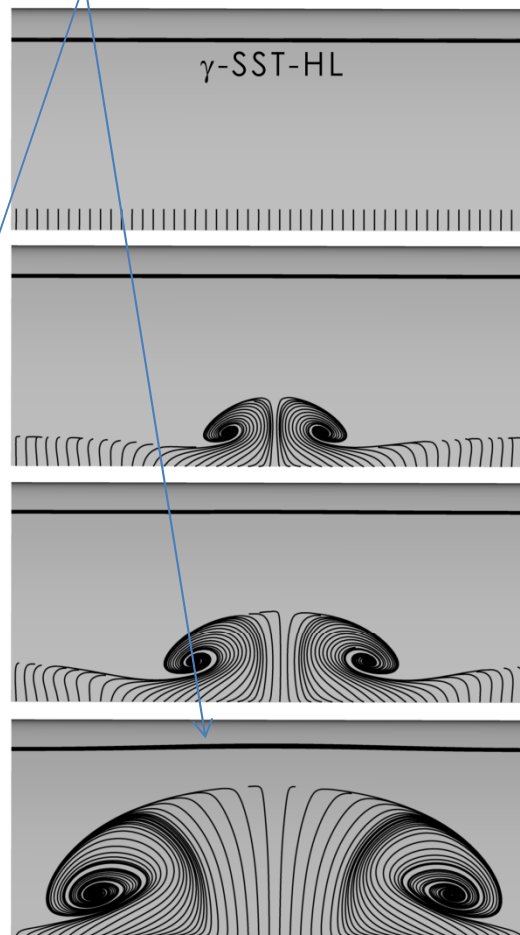
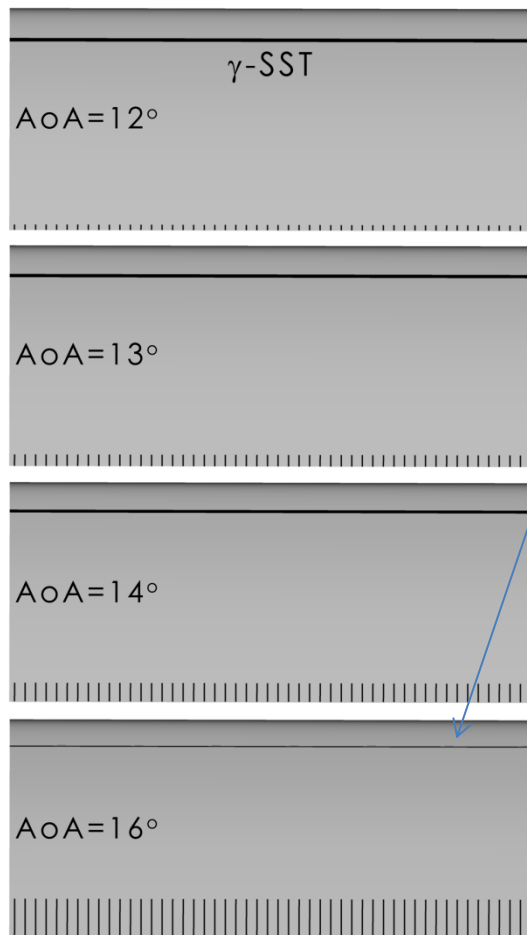
- К сожалению, одними трехмерными эффектами разницу расчета и эксперимента объяснить не удаётся
  - Трехмерные структуры появляются в расчете при более высоких углах, чем в эксперименте
  - Приходится подстраивать модель под данный тип течений
    - ✓ SST-HL (high lift) модель
- Использование специально настроенных моделей в трехмерной постановке позволяет добиться хорошей точности расчета.



A-airfoil: коэффициент подъемной силы и коэффициент давления

# Визуализация отрыва

- Модель, специально настроенная на расчет крыловых профилей ( $\gamma$ -SST-HL) хорошо предсказывает наличие и форму «грибообразного» отрыва
- Трехмерность «грибообразной» структуры практически не влияет на положение ламинарного отрывного пузыря

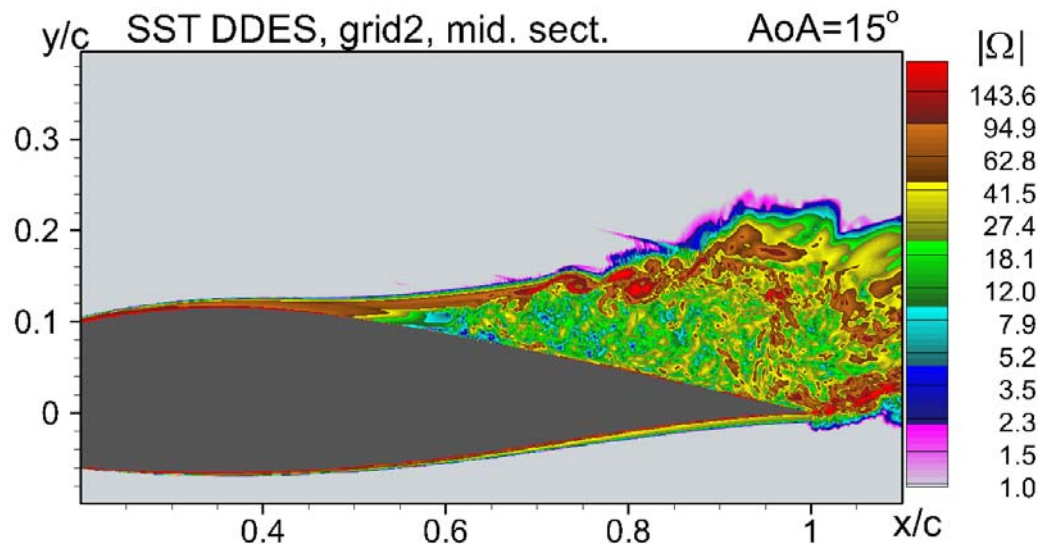


A-airfoil: поверхностные линии тока



# Вихреразрешающие подходы

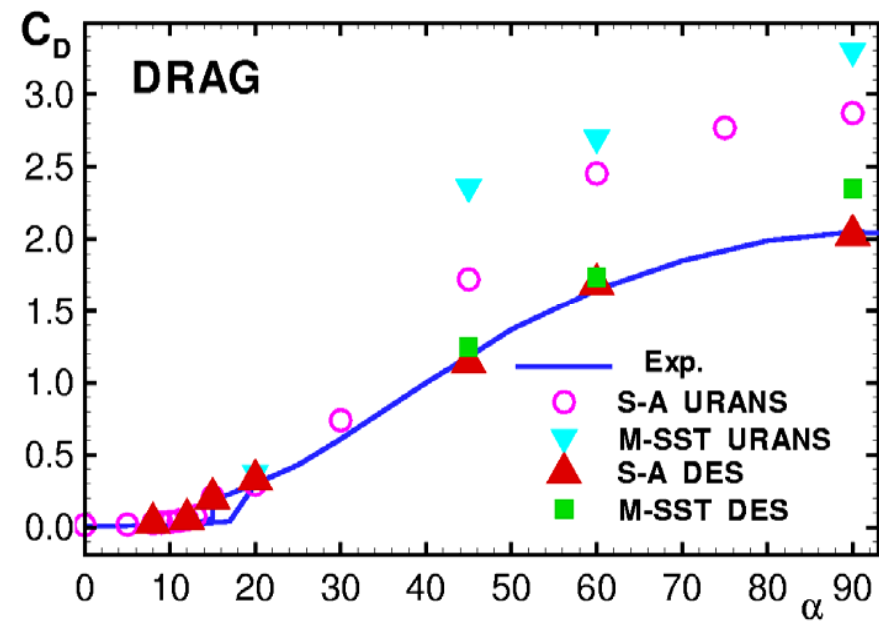
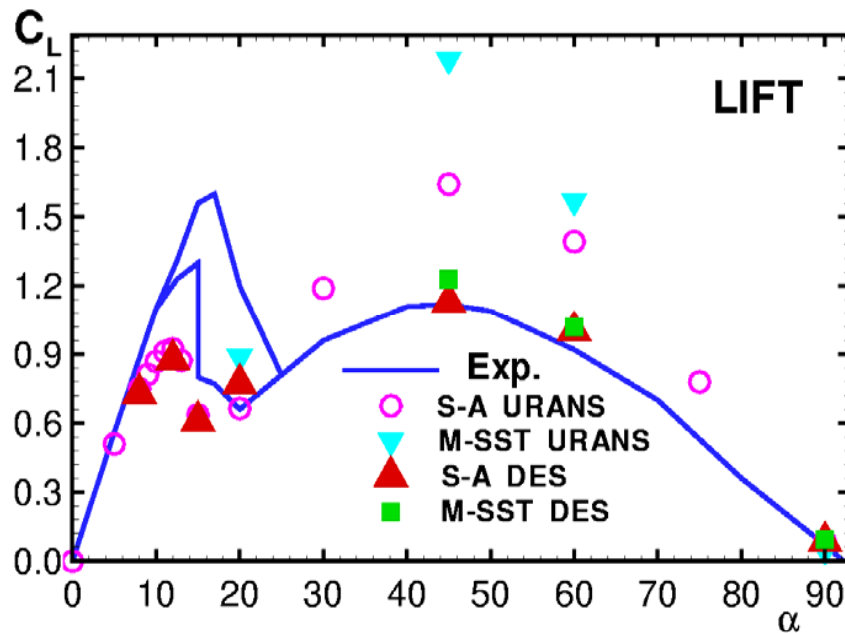
- Как и при малых углах атаки, можно использовать зонные гибридные подходы
  - Стоимость расчета возрастает, т.к. с увеличением размера отрыва входную границу LES надо сдвигать вверх по потоку, а там толщина пограничного слоя меньше
- Применение глобальных гибридных методов (типа DDES) не дает большого выигрыша относительно RANS
  - В окрестности отрыва метод работает в RANS моде
  - Отрыв «контролируется» RANS моделью



DU-96-W-180: мгновенное поле завихренности

# Обтекание профилей при больших углах атаки

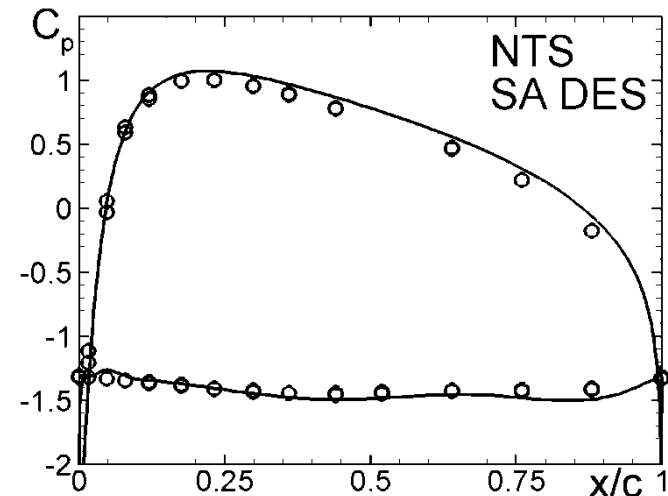
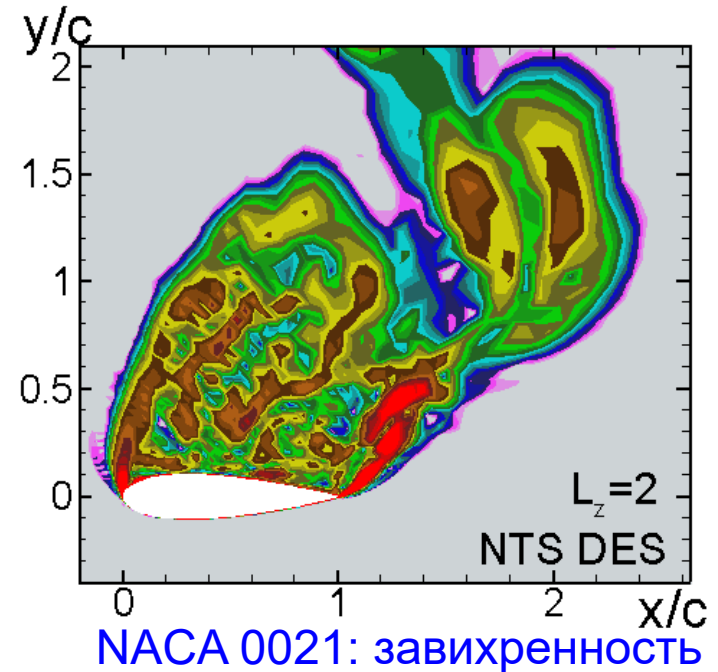
- При больших углах атаки (массированный отрыв) RANS практически непригоден
  - Стационарные уравнения обычно не сходятся
  - В среднем по времени решении нестационарных уравнений коэффициенты сопротивления и подъемной силы существенно завышены
- Наиболее подходящими методами для таких задач являются глобальные гибридные подходы (такие, как DDES)



NACA 0012 при  $Re=10^5$ : коэффициенты сопротивления и подъемной силы

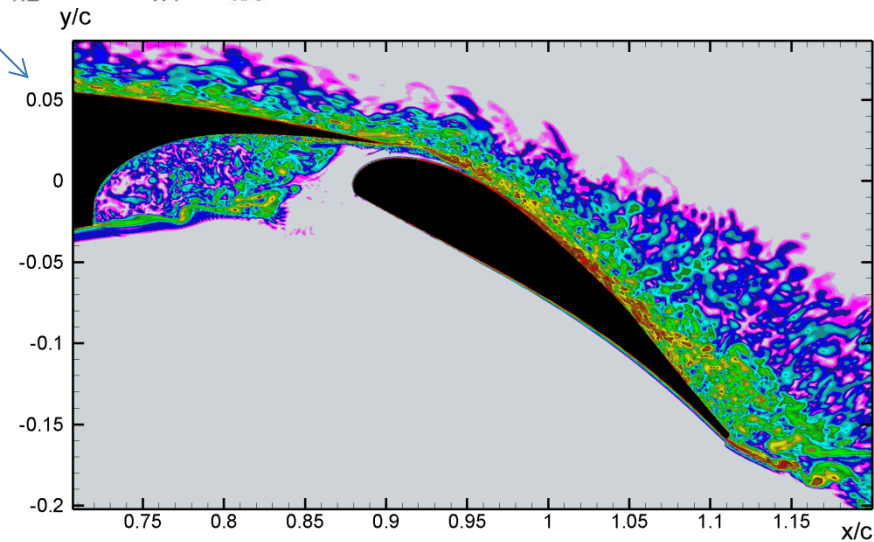
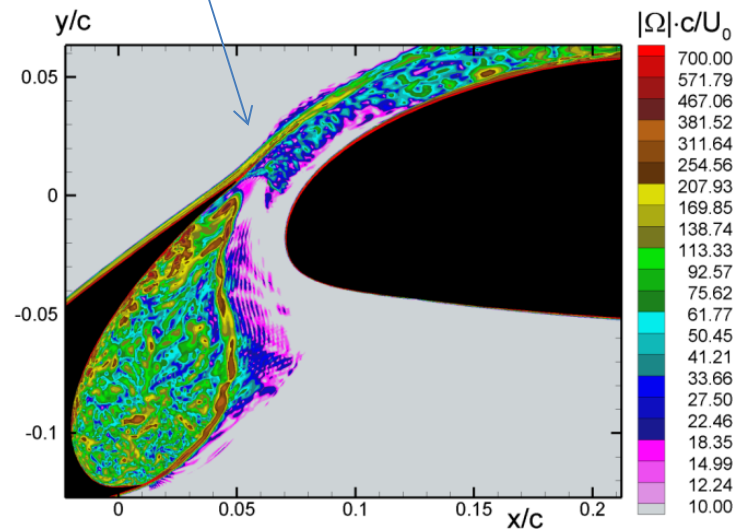
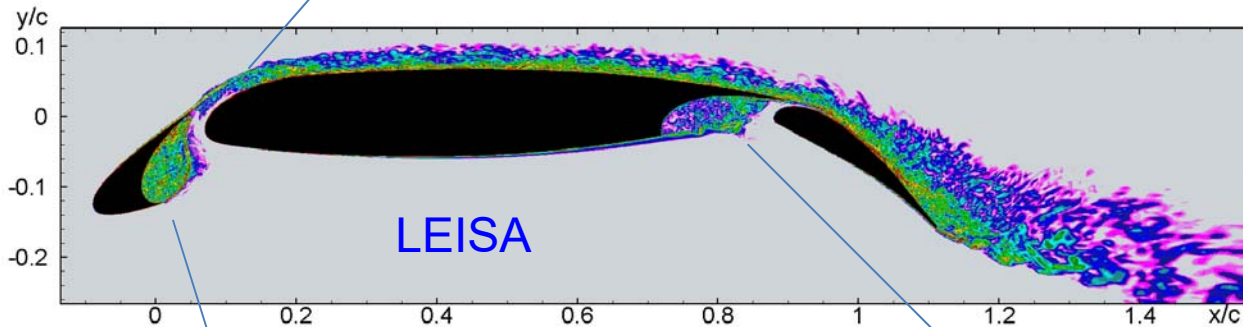
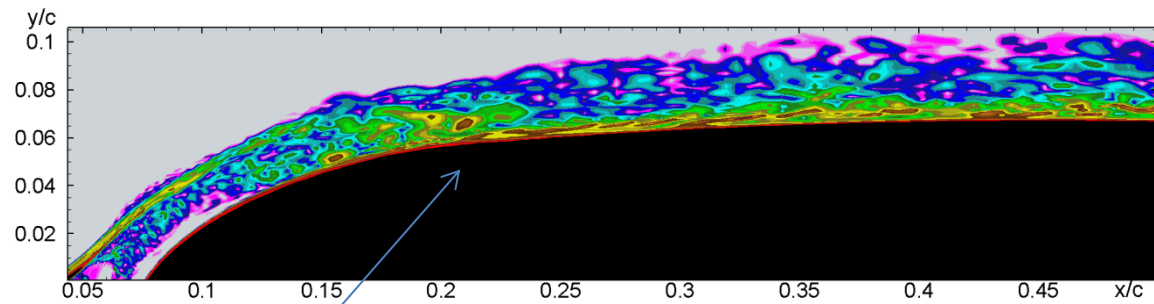
# Глобальные гибридные подходы

- В рамках глобальных гибридных подходов развитая турбулентность появляется за счет неустойчивости основного течения
  - Это характерно для течений с массивной рециркуляционной зоной
- Поскольку нет необходимости разрешать турбулентные структуры в пограничных слоях, вычислительные затраты оказываются существенно (на порядок и более) ниже затрат, требуемых зонным подходам для расчета безотрывных течений
  - Представленный расчет выполнен на сетке размером менее 1 млн. узлов



NASA 0021: коэффициент давления

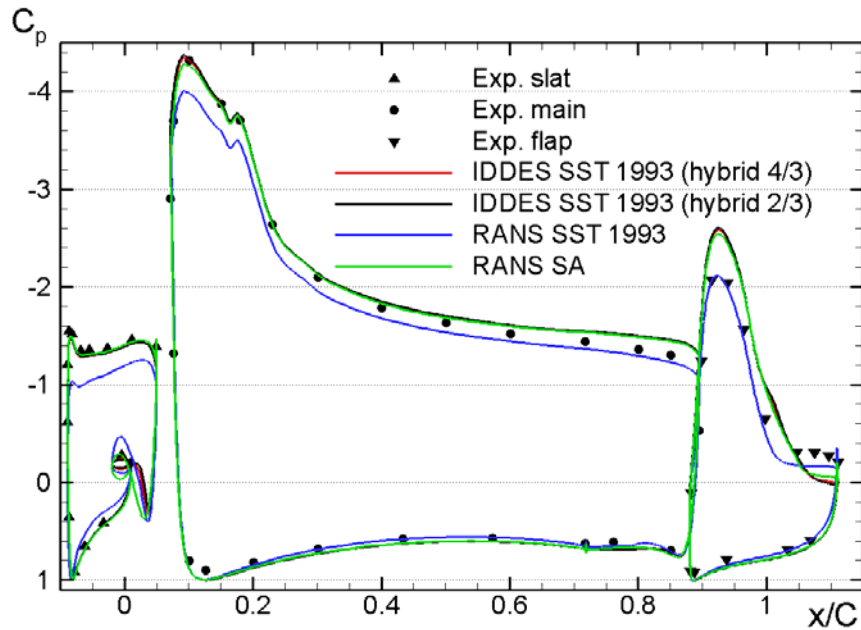
# High-lift configuration



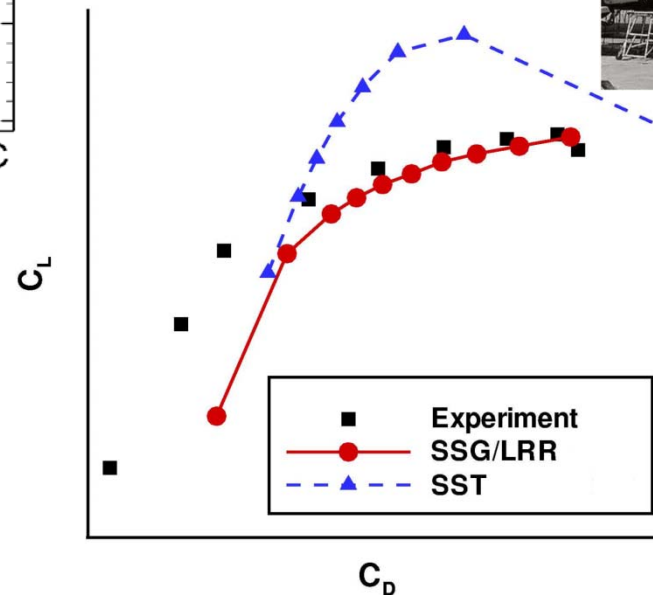
- Существенно более сложное течение
  - Отрывные зоны
  - Взаимодействие слоев смешения с пограничными слоями
  - Отрыв от гладкой поверхности

# High-lift configuration

Из-за сложности течения ни одна модель не может точно предсказать характеристики во всей области



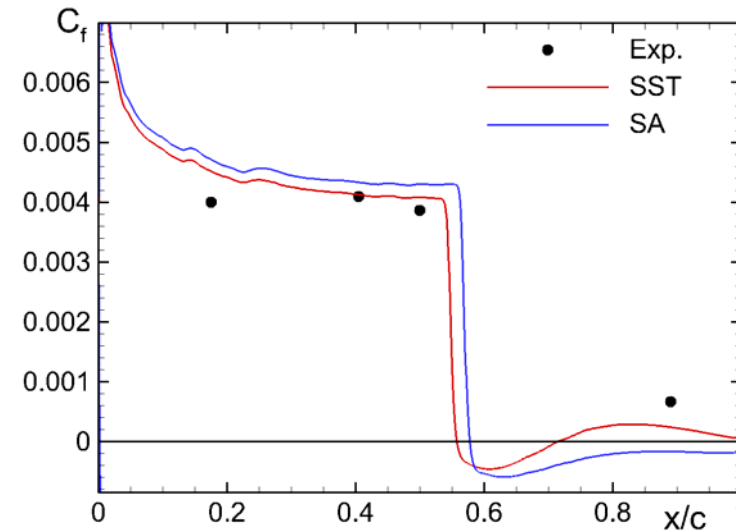
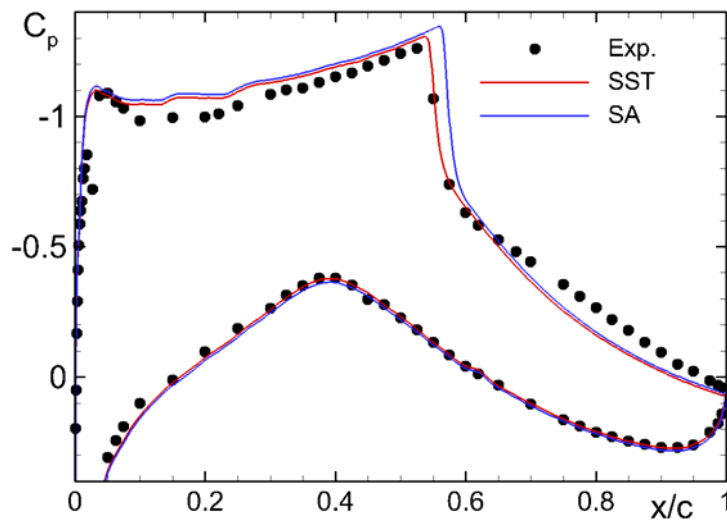
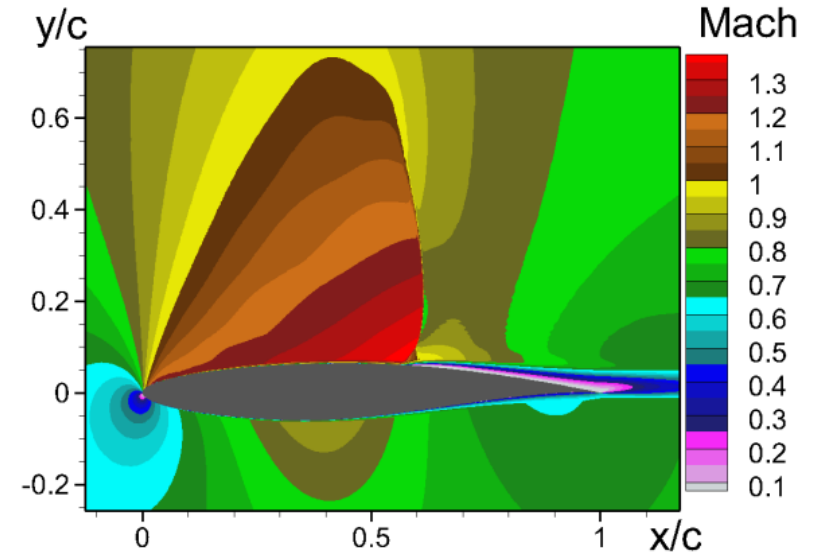
LEISA: коэффициент давления



A-310: поляра крыла

# Трансзвуковое обтекание профилей

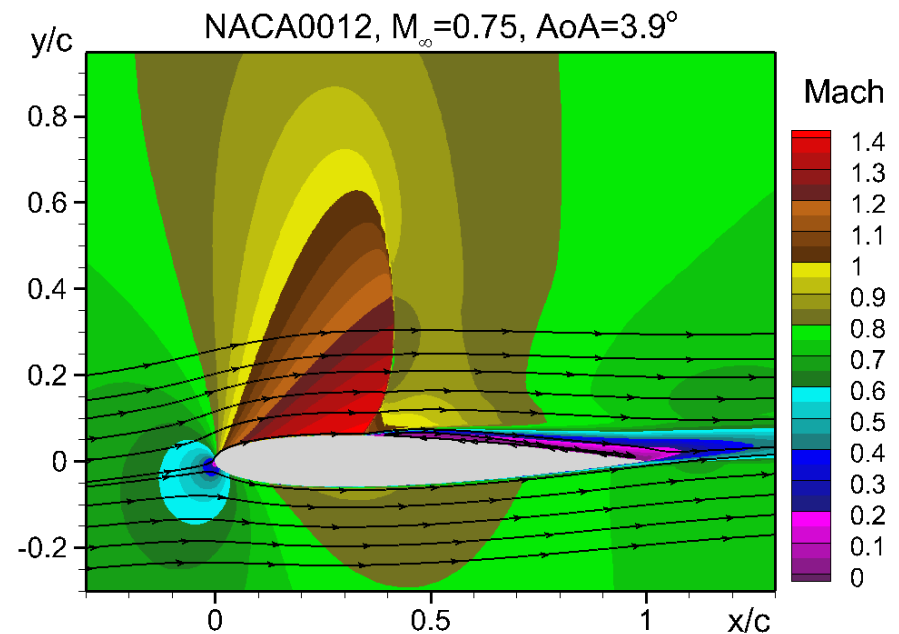
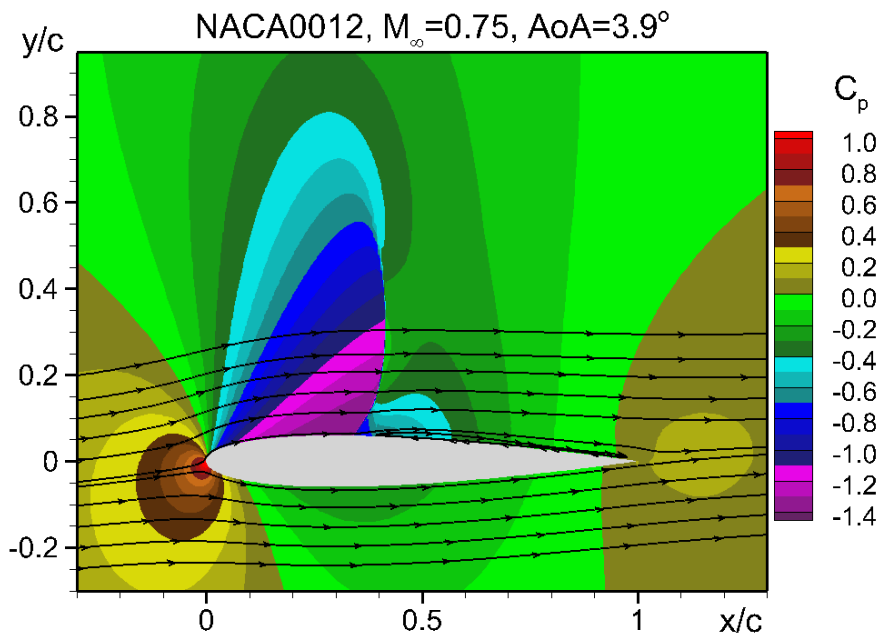
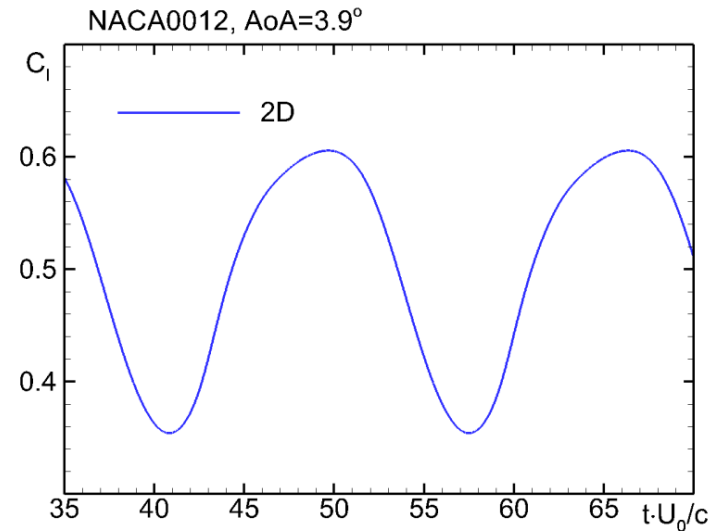
- Трансзвуковое обтекание характерно для полета самолетов в крейзном режиме
- При этом часто возникает отрыв, обусловленный наличием скачка
  - Отрыв и скачок сильно взаимосвязаны и очень чувствительны к моделированию турбулентности



RAE2822: коэффициенты давления и трения

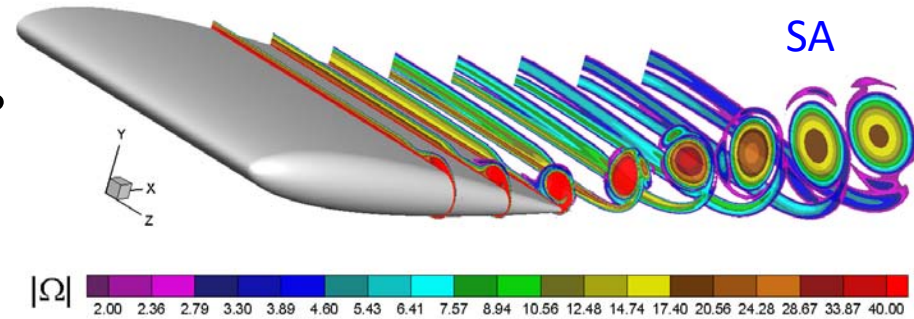
# Трансзвуковой бафтинг

- При некоторых режимах может наблюдаться низкочастотное изменение подъемной силы (transonic buffet)
  - На практике подобное явление крайне нежелательно, поскольку может привести к разрушению конструкций
- Причиной появления бафтинга является неустойчивость стационарного решения

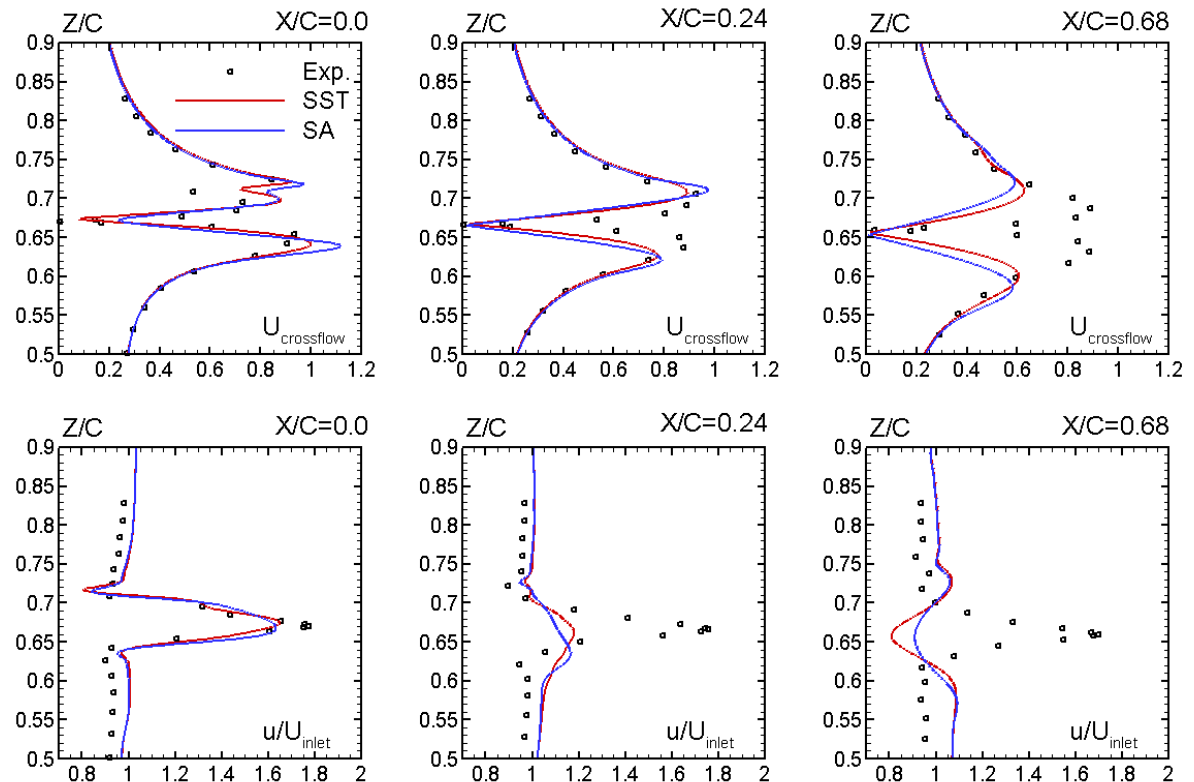


# Крыло конечного размаха

- При обтекании крыла конечного размаха возникает концевой вихрь
- В этом вихре эффекты вращения оказывают существенное влияние на турбулентность (подавляют ее)



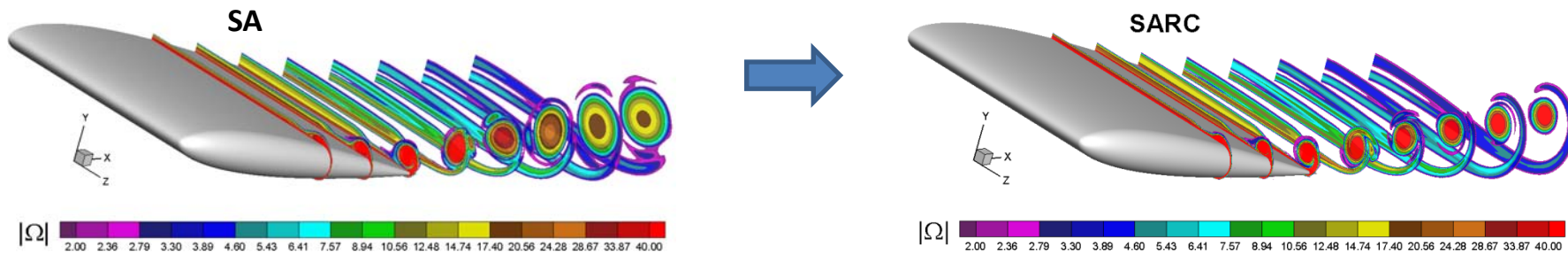
- При расчете таких течений методом RANS необходимо использовать поправки на кривизну линий тока и вращение (в противном случае вихрь слишком быстро диссипирует)



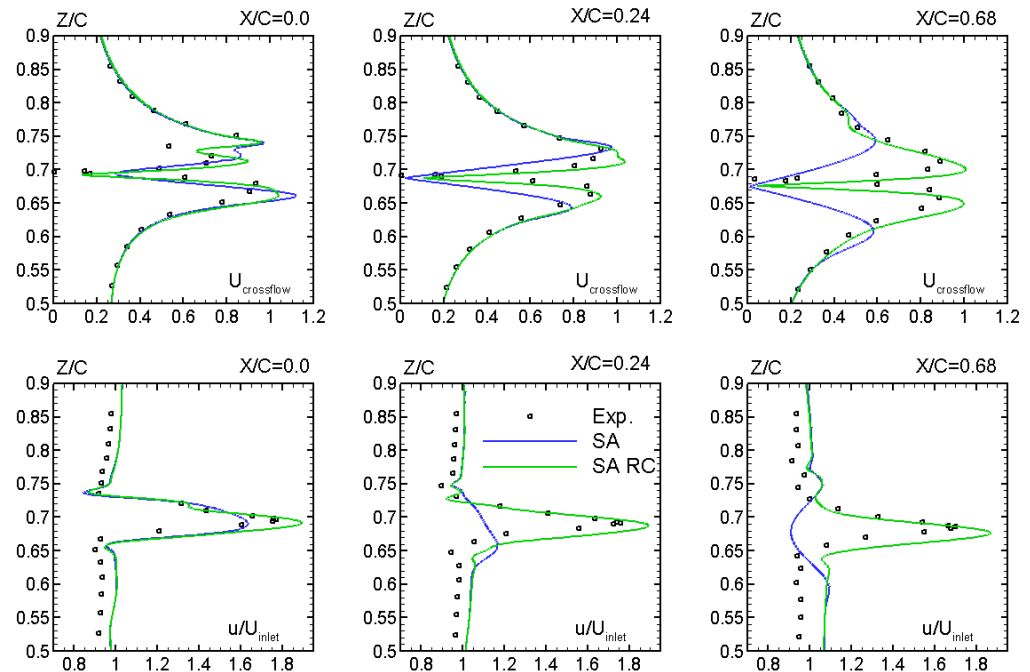


# Влияние поправки

- Поправка на кривизну и вращение подавляет турбулентную вязкость в вихре
  - Вихрь диссипирует медленнее

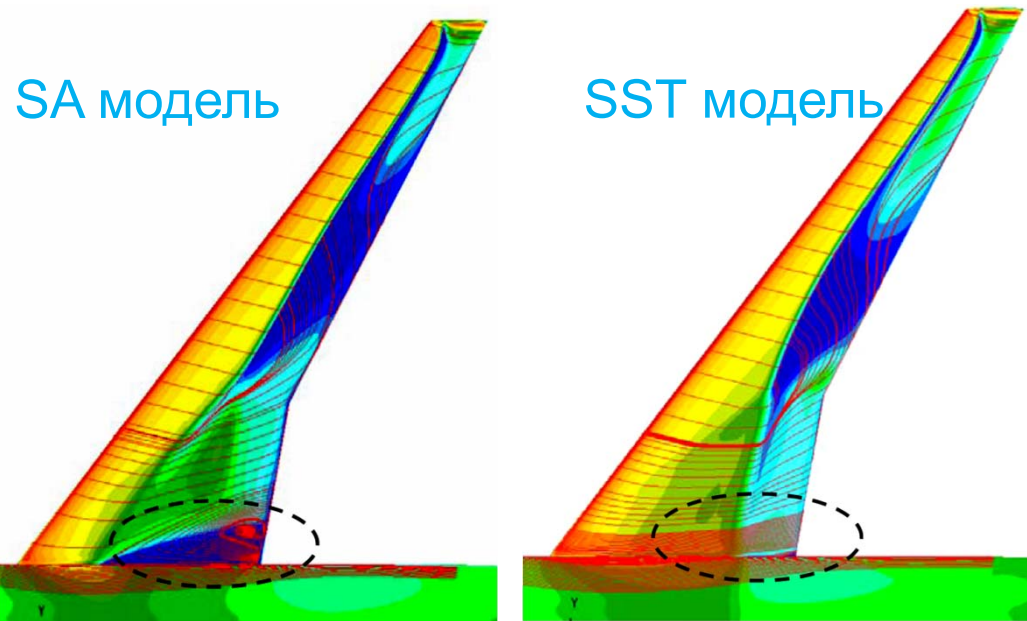


- Это приводит к кардинальному улучшению согласования решения с экспериментом

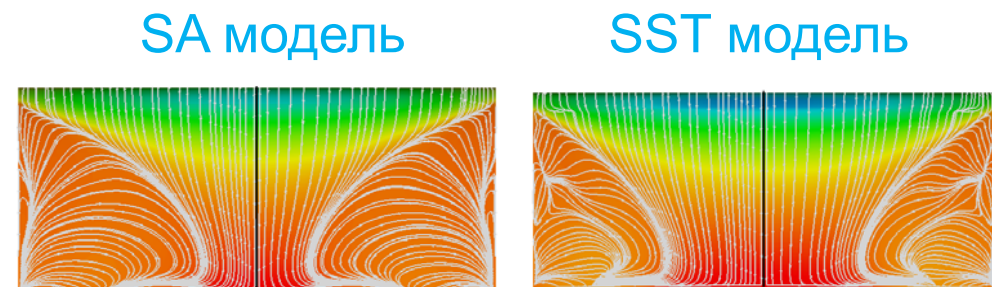


# “Угловой отрыв”

- В месте сочленения крыла и другой поверхности (фюзеляж или стенка aerодинамической трубы) линейные модели предсказывают наличие углового отрыва
  - В эксперименте он не наблюдается
- Для получения «правильного» решения необходимо использовать нелинейные модели



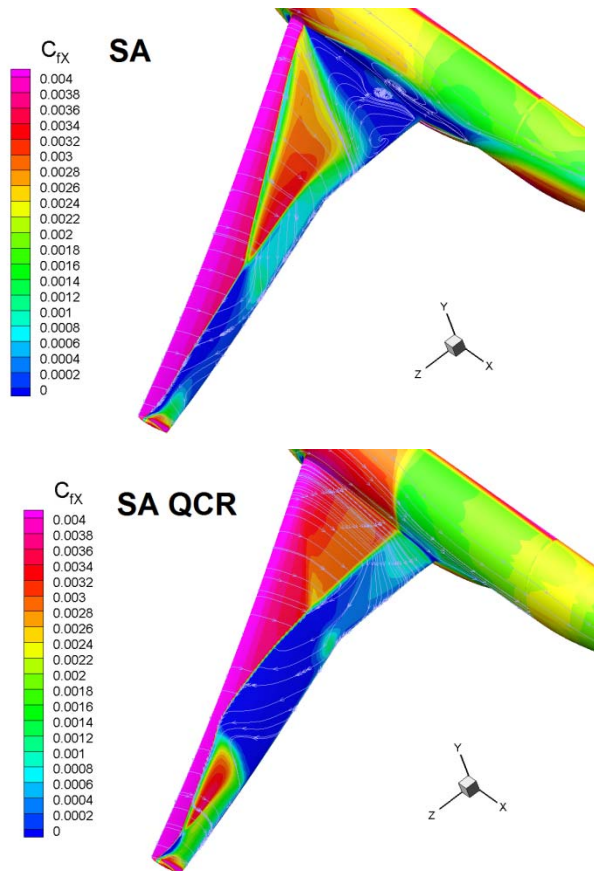
Модель самолета CRM:  
сочленение крыла с фюзеляжем



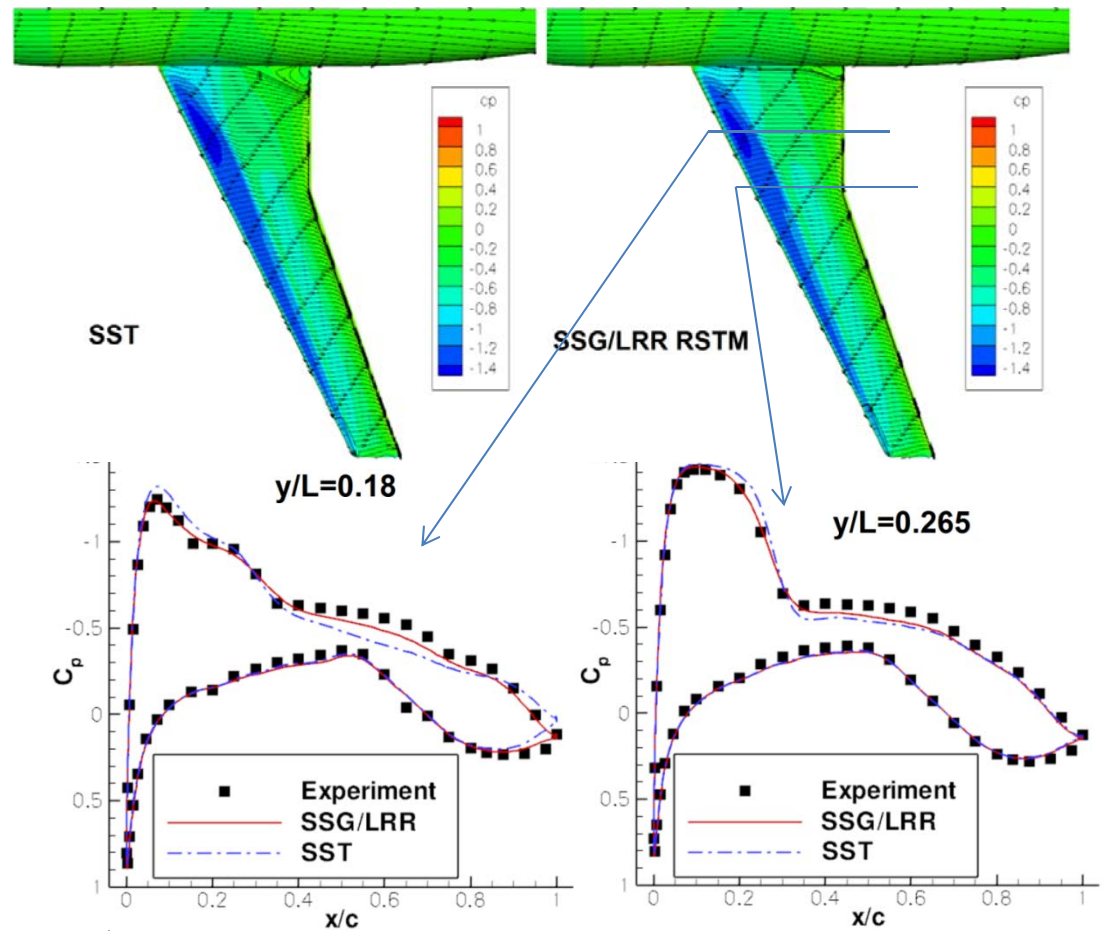
A-airfoil в aerодинамической трубе:  
влияние боковых стенок

# Влияние углового отрыва на течение в целом

- Влияние углового отрыва сильно зависит от рассматриваемой задачи



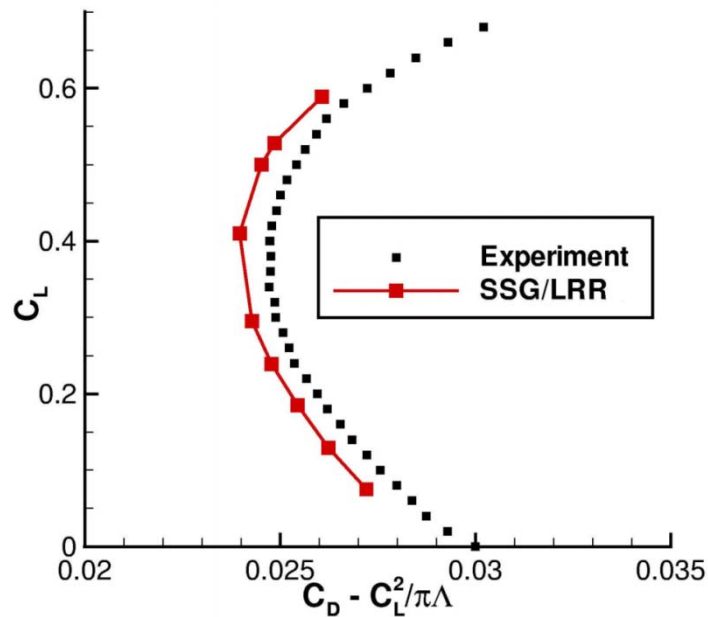
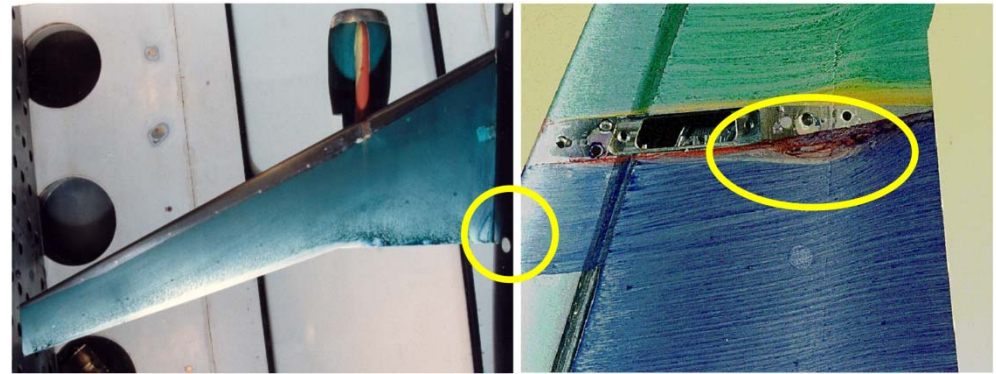
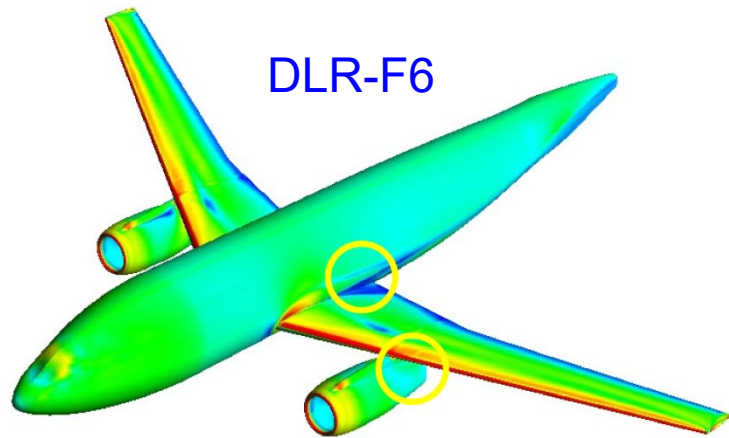
CRM: коэффициент трения



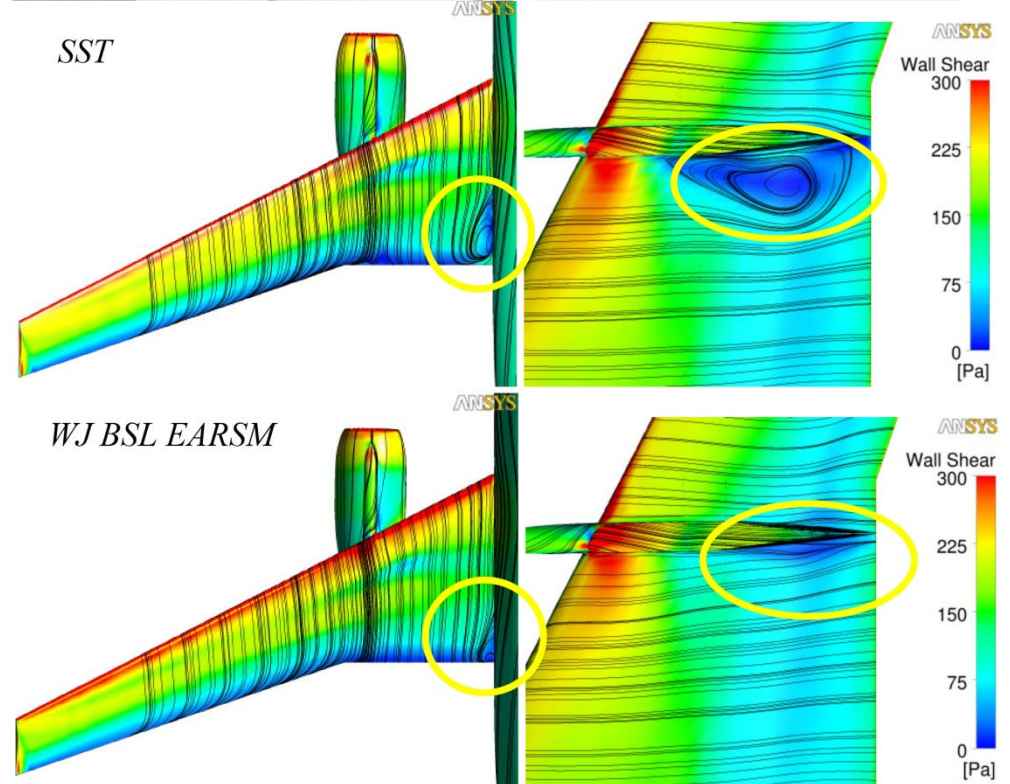
DLR ALVAST: коэффициент давления

- В одних случаях оно довольно локальное,
- а в других приводит к качественно неверному решению

# Модель самолета DLR-F6



DLR-F6: поляра (без индуктивного сопротивления)



DLR-F6: поверхностные линии тока и коэффициент давления

## Резюме

- При малых углах атаки аэродинамические характеристики крыловых профилей хорошо предсказываются RANS
- Наиболее сложными являются режимы с небольшой зоной отрыва
  - RANS становится недостаточно точным
  - Вихреразрешающие подходы очень затратны
    - ✓ Необходимо использовать зонные подходы
- При массивном отрыве высокая точность достигается с использованием глобальных вихреразрешающих подходов
  - RANS практически не применим
- Реальные задачи существенно сложнее и при их расчете точность может существенно снизиться