

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)

Лекция 13

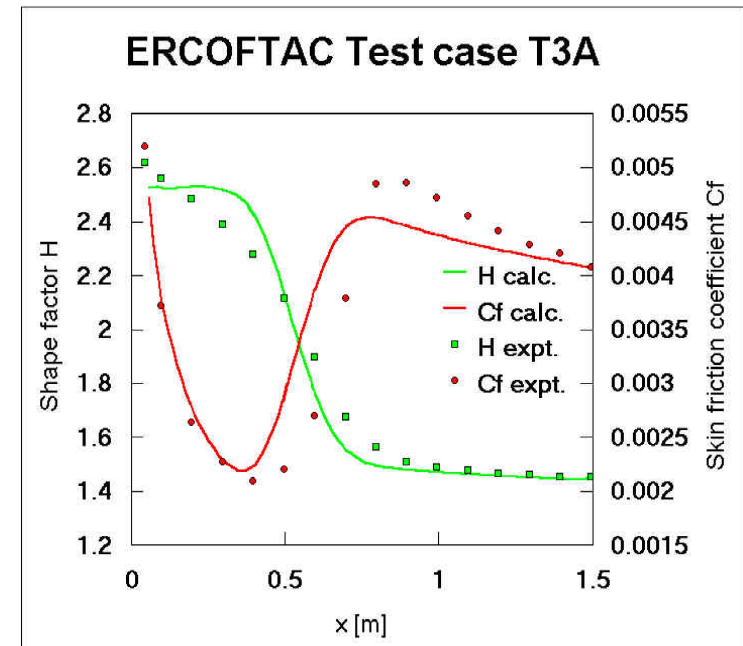
Модели для описания ламинарно-турбулентного перехода

Гарбарук Андрей Викторович (agarbaruk@mail.ru)
2023

Особенности
перехода к турбулентности
в пограничном слое

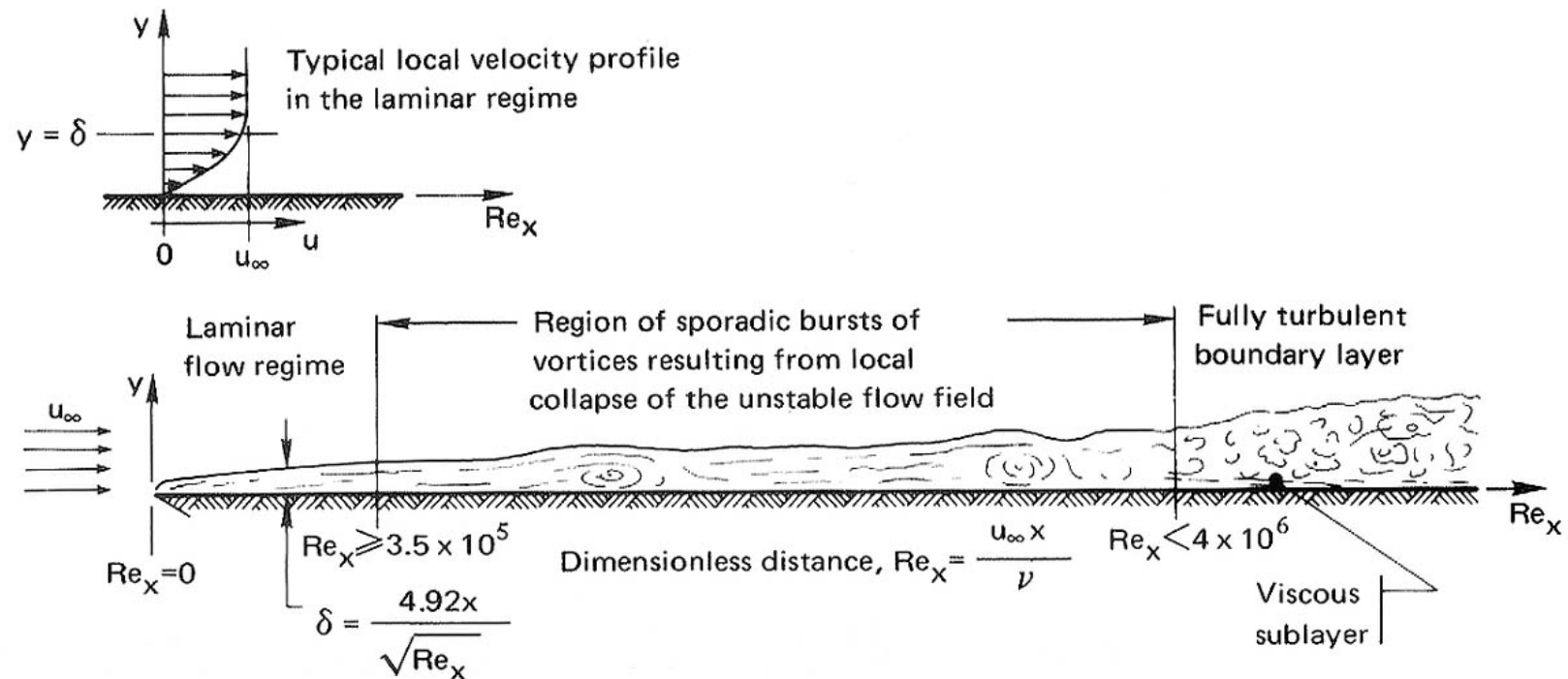
Переход к турбулентности в пограничном слое

- Толщина пограничного слоя растет вниз по потоку
 - Рост числа Рейнольдса
 - ✓ Ламинарно-турбулентный переход
- В зависимости от уровня турбулентности внешнего потока переход к турбулентности на плоской пластине происходит при
 - $Re_\theta = 320 \div 1000$
 - $Re_x = 5 \cdot 10^5 \div 3 \cdot 10^6$
- Происходит перестройка течения
 - Профиль скорости меняется
 - ✓ от профиля Блазиуса к турбулентному профилю
 - Коэффициент трения резко возрастает в несколько раз (около 5)
 - Формпараметр H падает
 - ✓ от 2.6 до $\sim 1.4-1.5$.
 - Меняется зависимость толщины пограничного слоя от x
 - ✓ От $\sim x^{1/2}$ в ламинарном слое к $\sim x$ в турбулентном



Переходный участок

- Процесс развития возмущений в пограничном слое и дальнейшая перестройка профиля происходят не моментально
 - Переходный участок
- Расчет переходного участка пограничного слоя крайне сложная задача
 - Существенно для задач, в которых переходный участок занимает заметную часть течения



Переходный участок в турбулентном пограничном слое

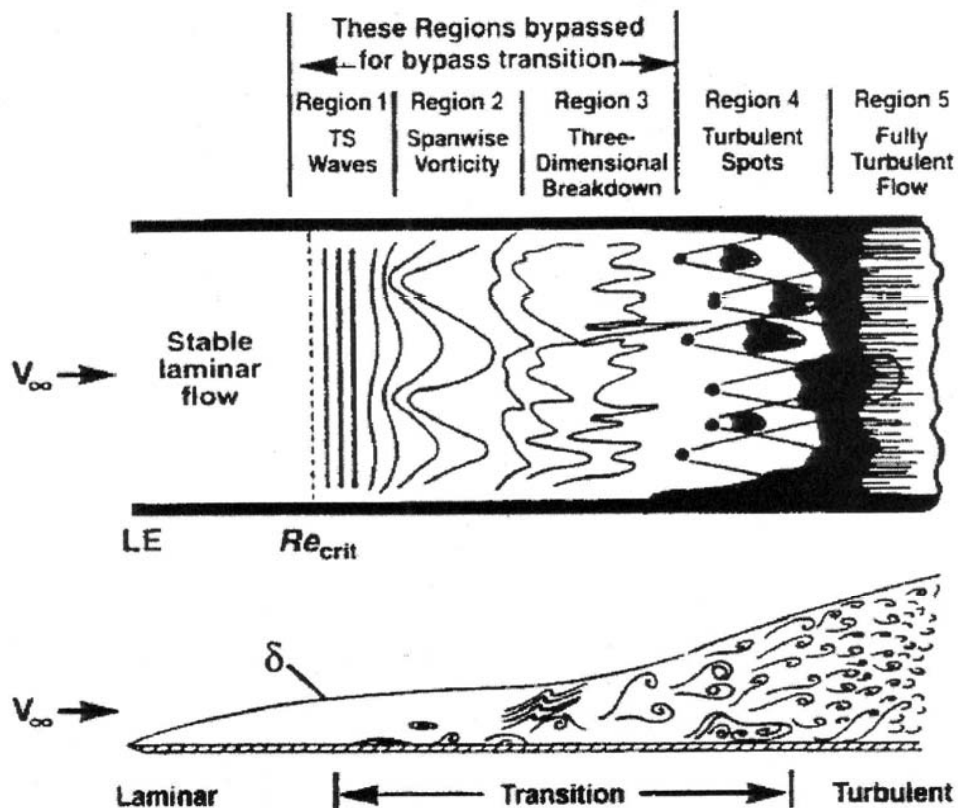
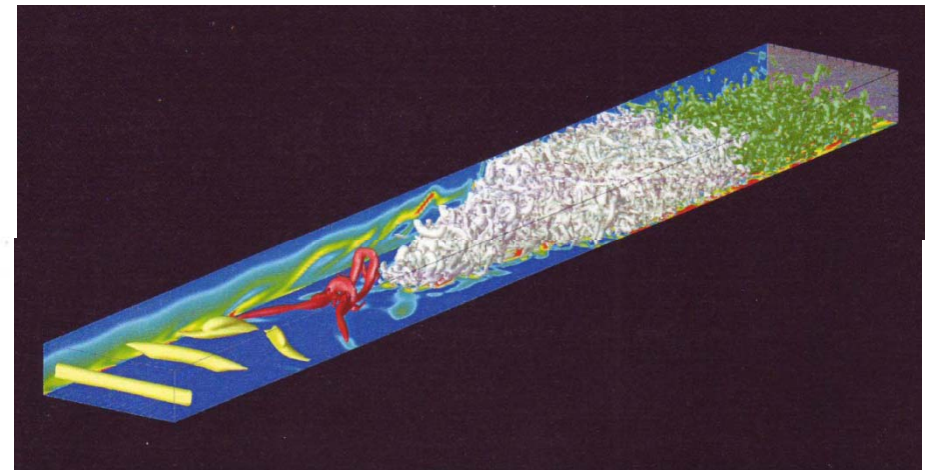
Сценарии перехода в пограничном слое

- Естественный переход (natural transition)
 - Наблюдается при малой степени турбулентности внешнего потока ($<0.5\%$)
 - Характерен для задач внешней аэродинамики
- Вынужденный переход
 - Происходит при высокой степени турбулентности внешнего потока ($>0.5\%$)
 - Характерен для задач внутренней аэродинамики
 - Часто называется байпасным переходом (bypass transition), поскольку при нем отсутствует («обходится» - bypass) участок линейной неустойчивости, на котором развиваются волны Толлмина-Шлихтинга
- Отрывной переход (separated-induced transition, bubble transition)
 - Неблагоприятный градиент давления приводит к отрыву ламинарного пограничного слоя, который быстро турбулизуется и присоединяется
 - Часто встречается при обтекании крыловых профилей
- Неустойчивость поперечного течения (cross-flow instability)
 - Профиль скорости поперечного течения имеет перегиб, что приводит к неустойчивости
 - Встречается при решении существенно трехмерных задач

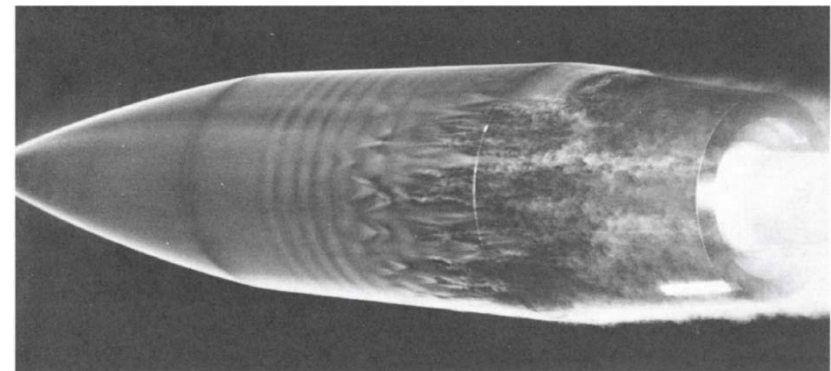
Естественный переход в пограничном слое

1. Потеря устойчивости, появление волн Толлмина-Шлихтинга
2. Появление двумерных вихрей
3. Развал на трехмерные структуры
4. Появление турбулентных пятен
5. Полностью турбулентное течение

Отсутствует при байпасном переходе



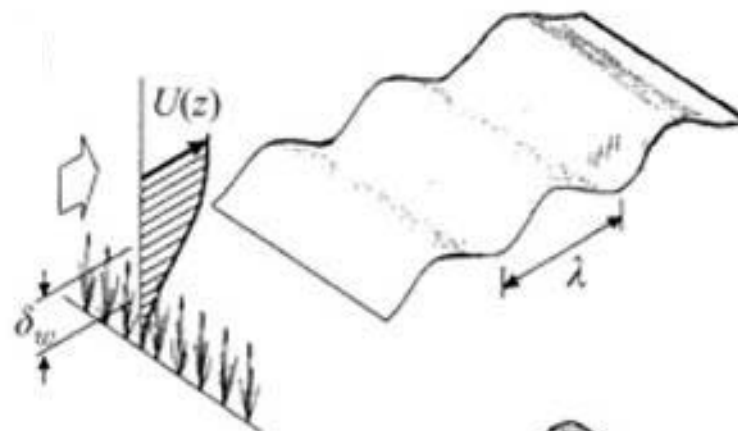
The natural transition process (from Schlichting, 1979)



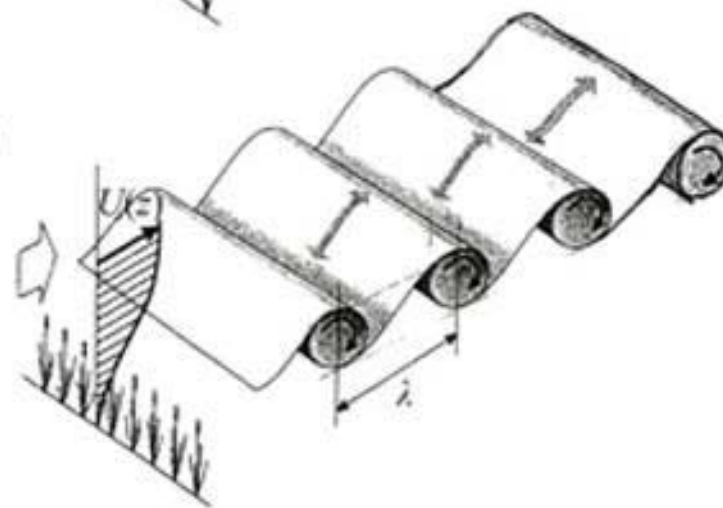
Пример визуализации дымом
[Mueller et al, AIAA J., 1991, V19, p.1608]

Этапы перехода


1. Неустойчивость пограничного слоя приводит к появлению волн Толлмина-Шлихтинга



2. Градиент скорости приводит к сворачиванию продольных вихрей типа roller



Волны Толлмина-Шлихтинга

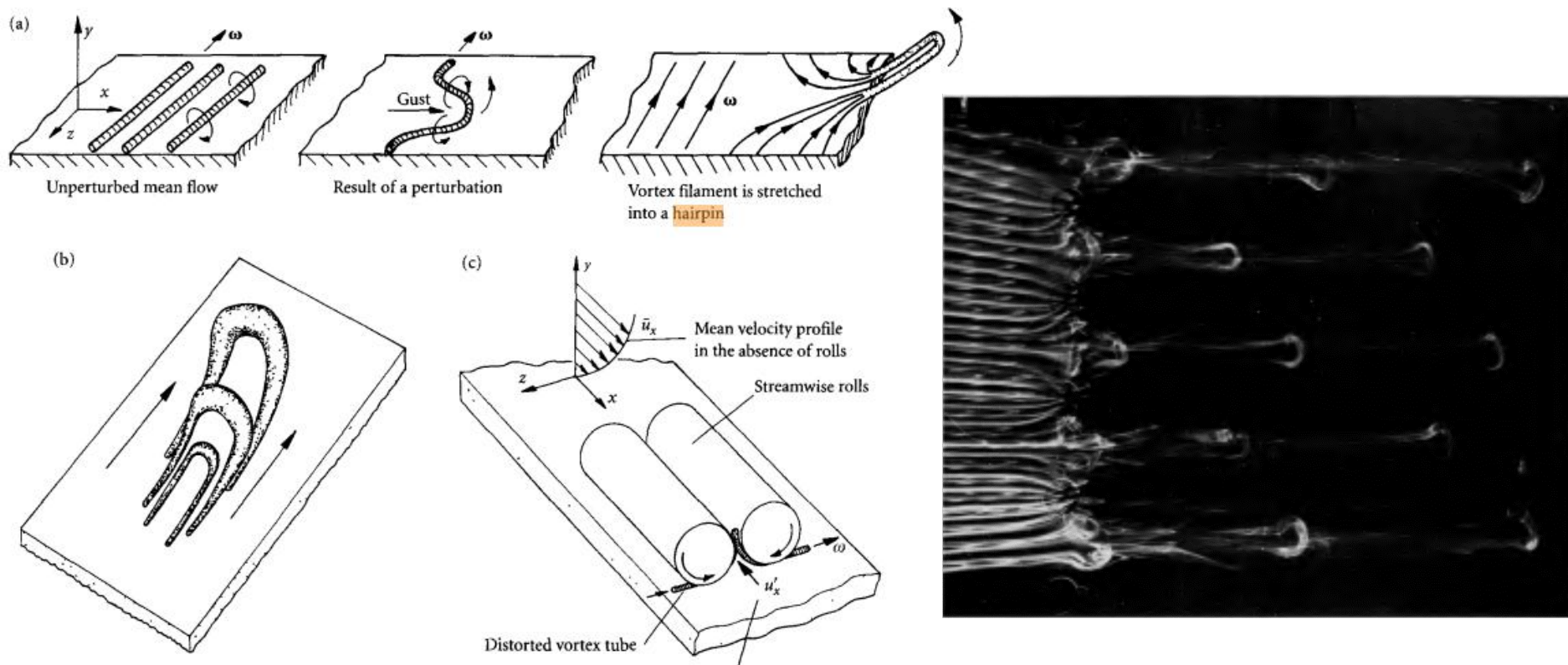


Линии тока в пограничном слое с двумерными волнами Толлмина-Шлихтинга

Этапы перехода

3. Градиент скорости приводит к появлению шпилькообразных (подковообразных, lambda) вихрей

- Их развитие ведет к доминированию продольных вихрей в пристенной области



Развитие шпилькообразных вихрей

Шпилькообразные вихри в пограничном слое

Lambda-вихри

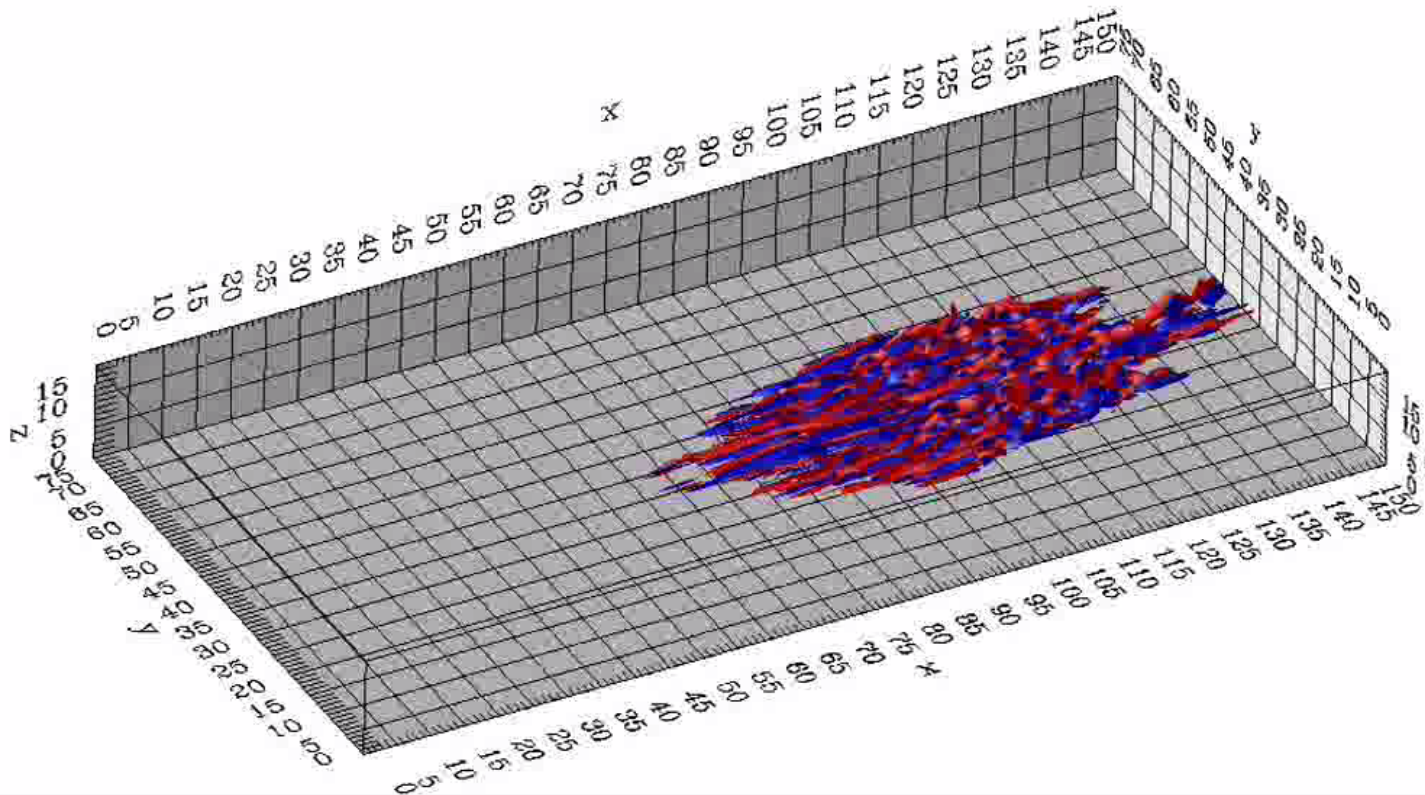
head vortex
above b_1

Поведение лямбда-вихря
у верхней границы
пограничного слоя

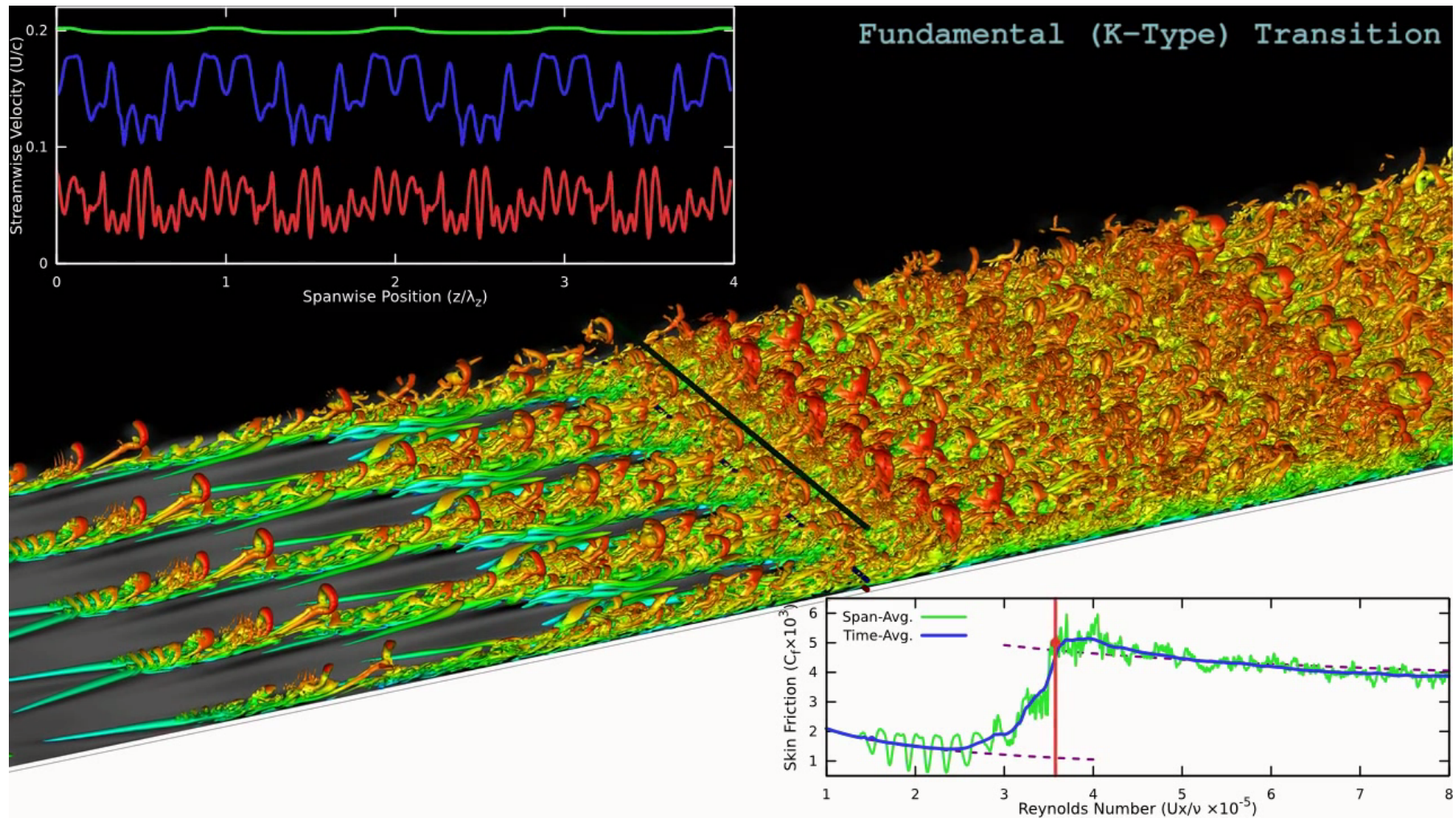
Этапы перехода

4. Появление характерных турбулентных пятен (пятна Эммонса)

- Количество турбулентных пятен увеличивается вниз по потоку
 - ✓ Сливаясь, турбулентные пятна заполняют весь пограничный слой

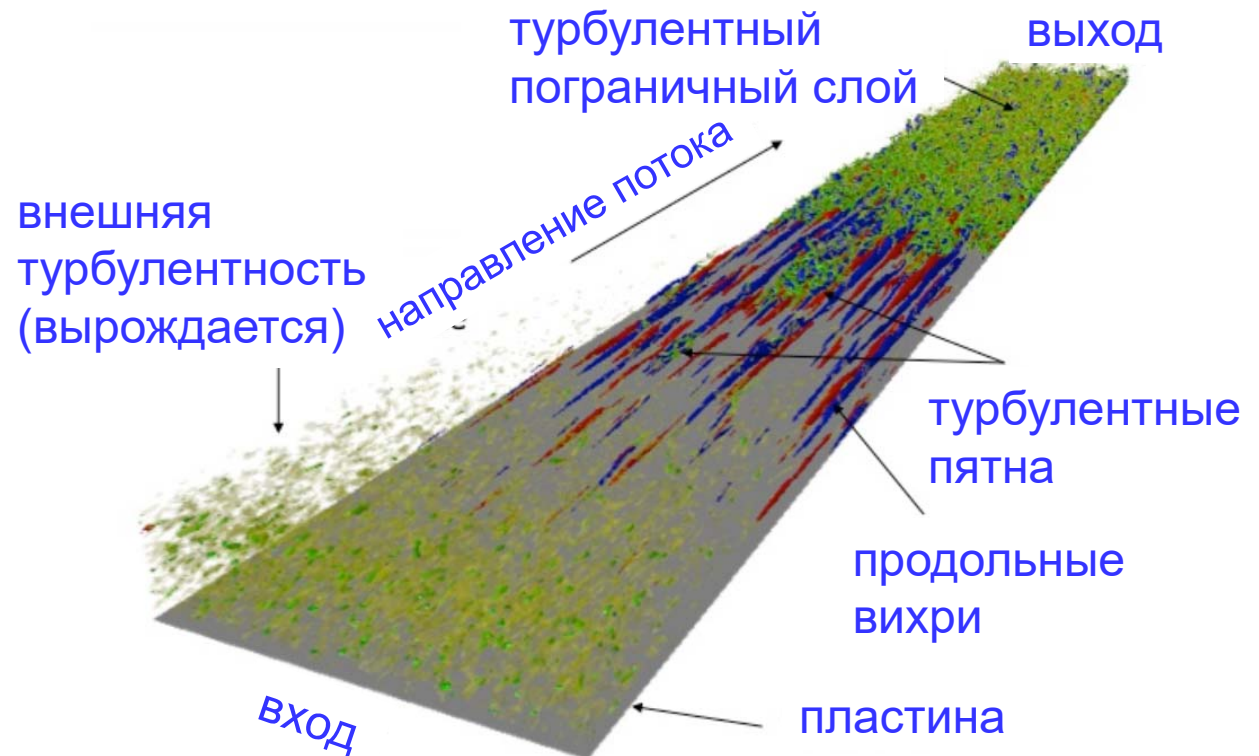
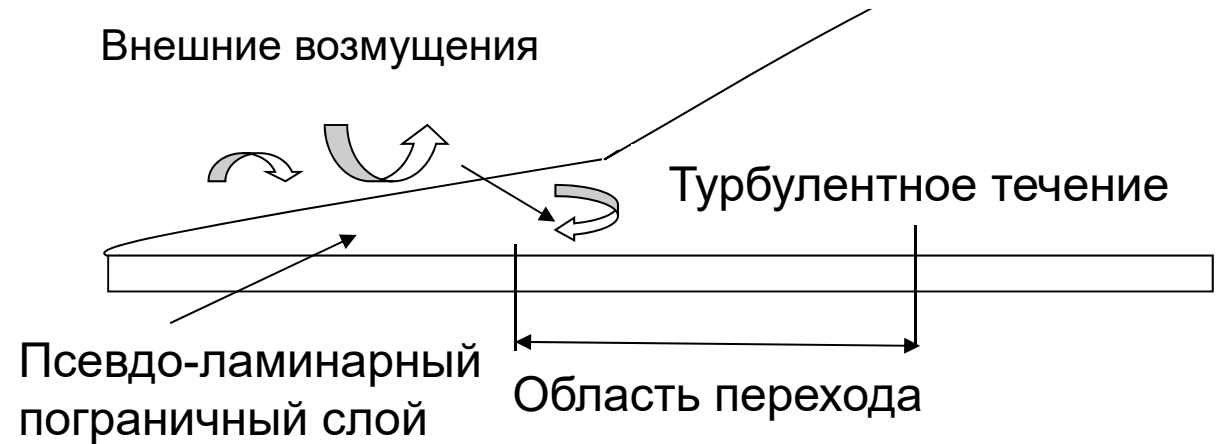


Переход в пограничном слое



Вынужденный переход ($Tu \sim 0.5-10\%$)

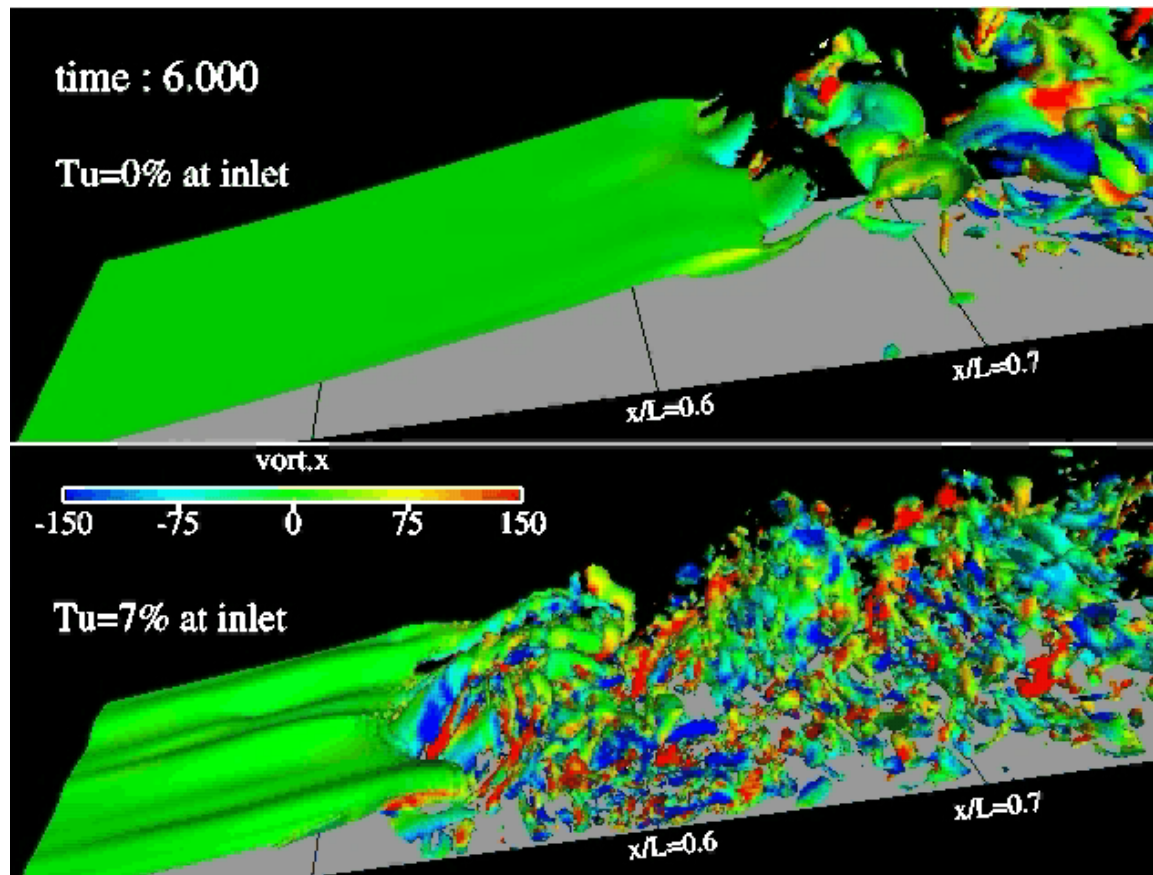
- Возмущения внешнего потока искажают профиль скорости в пограничном слое
 - Возникает другой тип неустойчивости
- Возмущения большой амплитуды проникают из внешнего потока в пограничный слой
 - Это сокращает длину области перехода



Влияние степени турбулентности внешнего потока на переход

При высоком уровне турбулентности внешнего потока переход происходит раньше

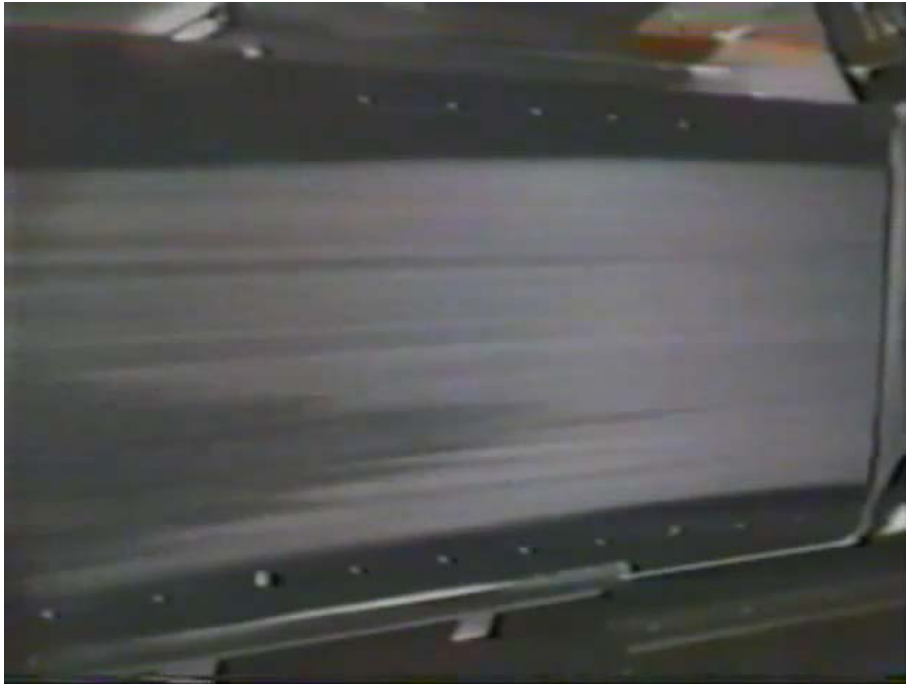
- Переходный участок существенно короче



Сравнение естественного и байпасного перехода в пограничном слое

Вынужденный переход

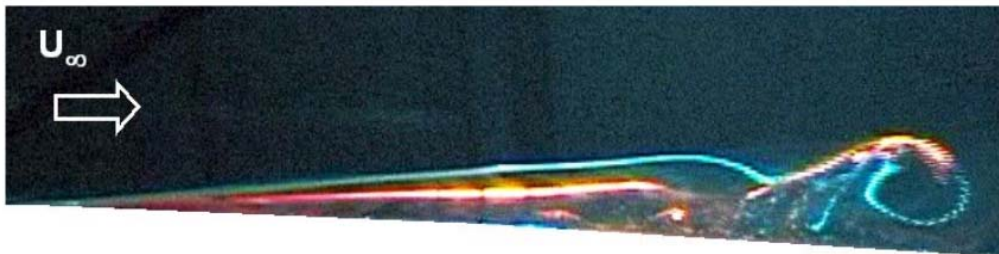
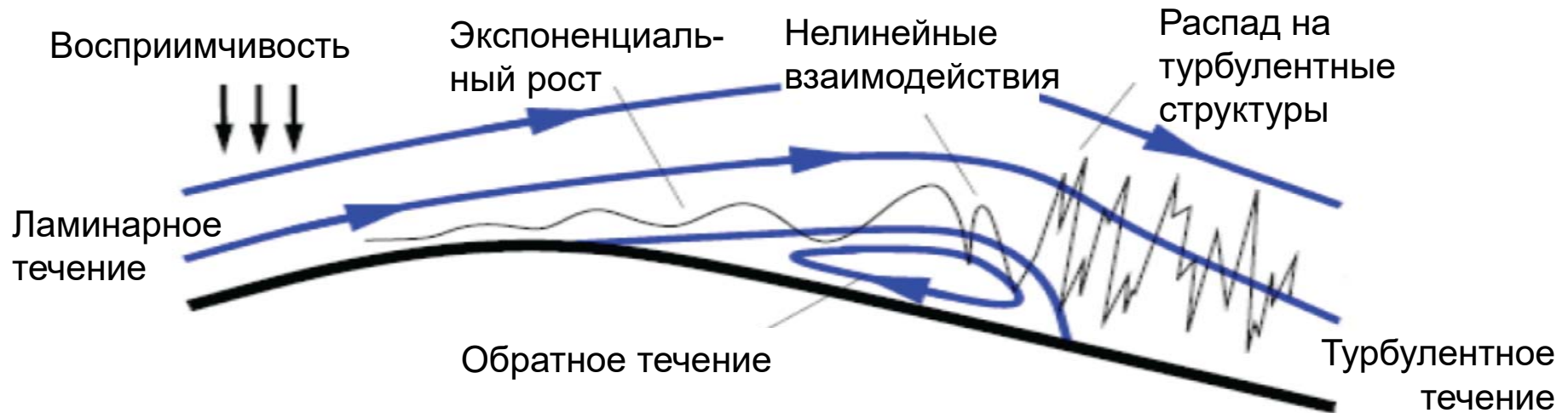
$Tu=2.2\%$



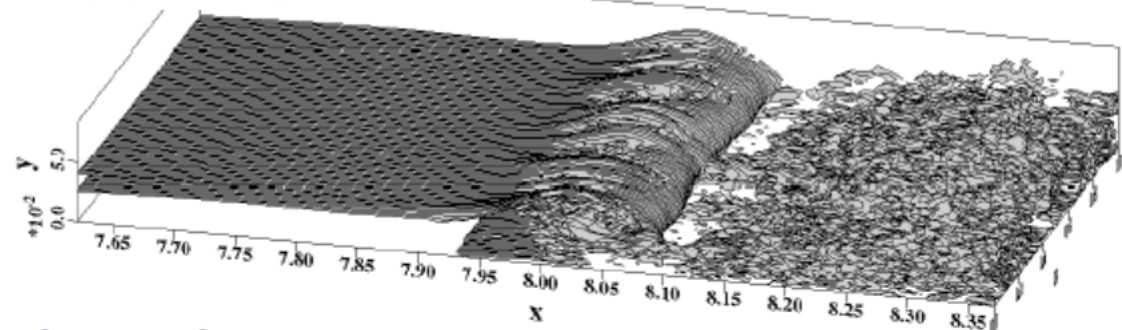
$Tu=6.6\%$



Переход, индуцированный локальным ламинарным отрывом



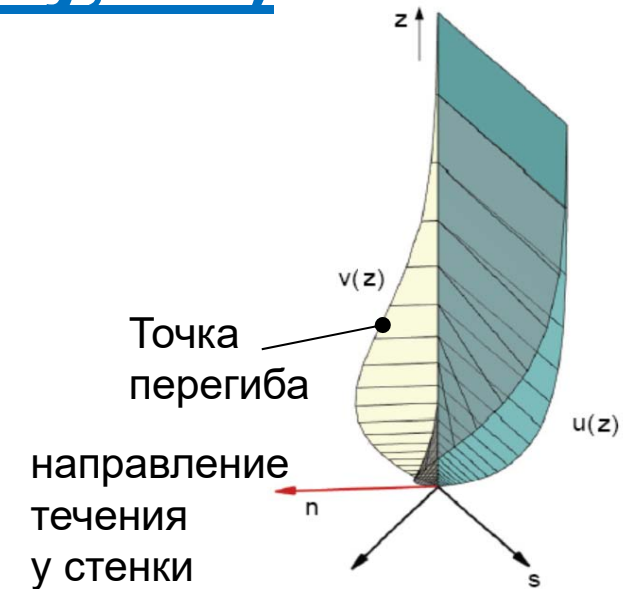
Визуализация в течении воды, Univ. Stuttgart [Lang, Rist, Wagner, 2002]



DNS, Univ. Stuttgart [Maucher, 2001]

Неустойчивость поперечного течения (cross flow instability, CF)

- В сложных трехмерных течениях (обтекание крыла) направление скорости у стенки и во внешнем потоке различаются
 - Профиль поперечной скорости имеет перегиб
 - ✓ Течение теряет устойчивость



— рост возмущений —
восприимчивость — переход —



ламинарная область

турбулентная область

LES расчеты для скользящей пластины при благоприятном градиенте давления и внешней турбулентности [Schrader et al, J. Fluid Mech. 646, pp.297, 2010].

Моделирование
перехода к турбулентности
в пограничном слое

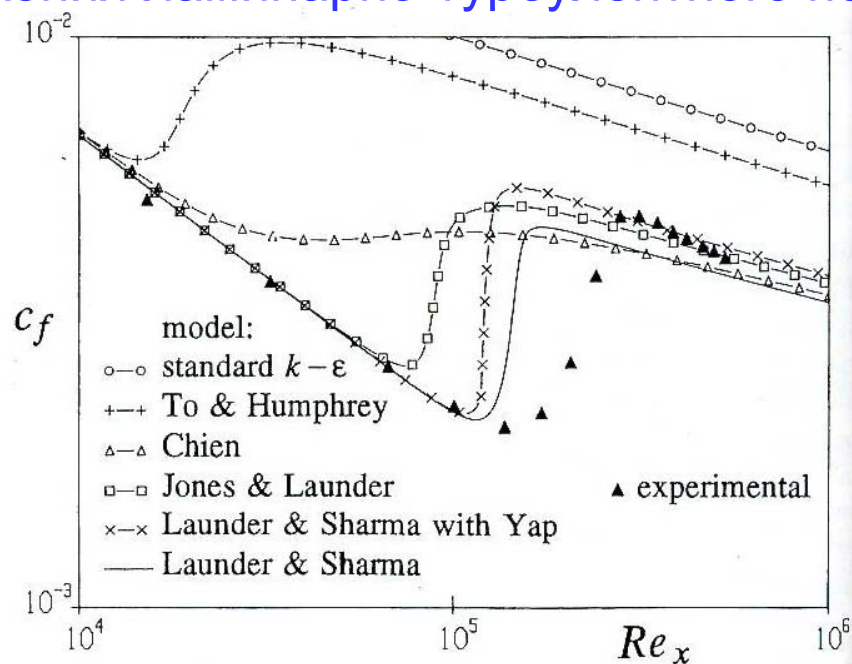
Моделирование перехода

При моделировании перехода необходимо решить две задачи

- Определить место перехода
 - Переход принципиально не может быть описан в рамках полуэмпирической модели турбулентности
 - ✓ Переход определяется неустойчивостью ламинарного течения
 - Точка перехода должна быть получена из дополнительных соображений
 - ✓ Экспериментальные корреляции
 - ✓ Интегральные модели на основе теории устойчивости (метод e^n)
 - ✓ Модели перехода
- Описать переход в рамках выбранной модели турбулентности
 - Необходимо подавить генерацию характеристик турбулентности (v_t, K_t) в области выше по потоку от точки перехода
 - ✓ В сложных трехмерных течениях определение этой области является нетривиальной задачей
 - В окрестности точки перехода нужно обеспечить генерацию турбулентных характеристик
 - ✓ При этом трудно претендовать на описание характеристик течения в зоне перехода

Спонтанный переход

- Некоторые низкорейнольдсовые модели способны к спонтанному переходу к турбулентности
 - Положение перехода зависит не только от модели турбулентности, но и от схемы, сетки, глубины сходимости и других численных особенностей алгоритма расчета
- Полуэмпирические модели турбулентности непригодны для надежного предсказания положения ламинарно-турбулентного перехода

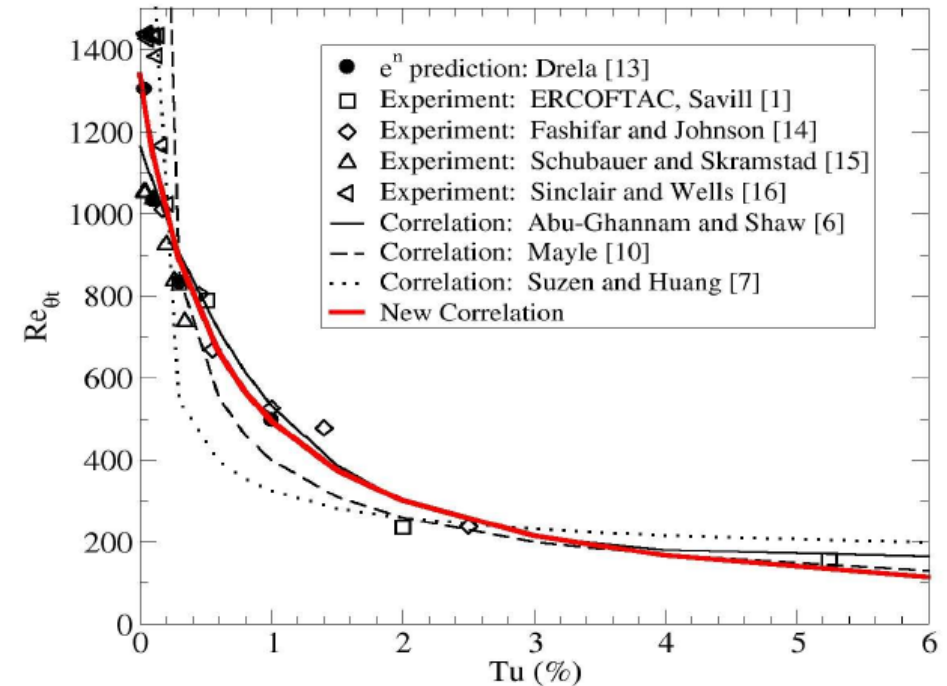


Коэффициент трения в ПС на пластине при $Tu=3\%$
(Savill A.M. By-pass transition using conventional closures)

Эмпирические подходы

- Широко распространены в «инженерной» практике
 - Чаще всего используются для предсказания байпасного перехода (при высоком уровне турбулентности внешнего потока)

- Базируются на эмпирических корреляциях, связывающих критическое число Рейнольдса перехода Re_{θ_t} с такими характеристиками пограничного слоя как градиент давления, уровень турбулентности, интенсивность течения в поперечном направлении (для cross-flow instability) и др.



- Переход происходит в том сечении, где локальное число Рейнольдса $Re_{\theta} = \frac{\rho U_e \theta}{\mu}$ превышает критическое

Эмпирические подходы

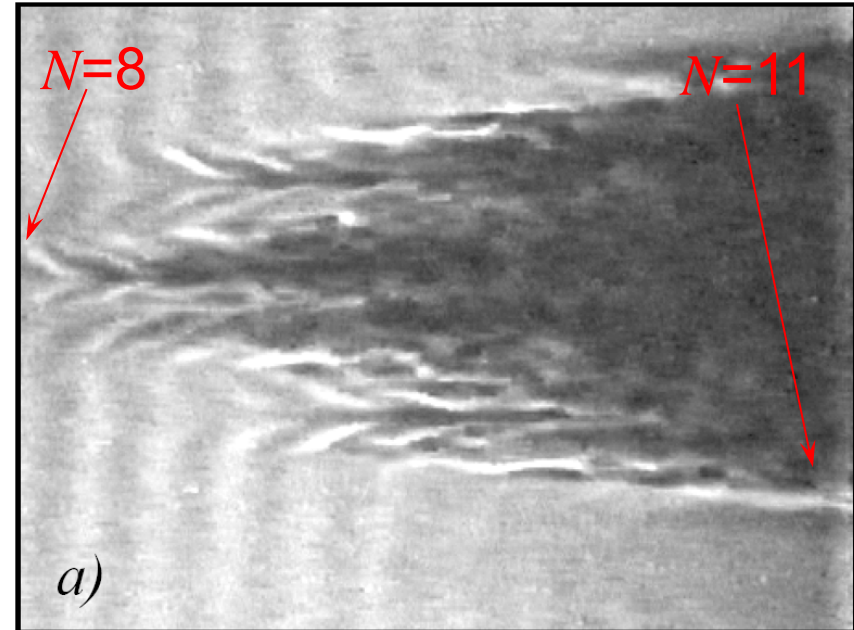
- Достоинства:
 - Надежность предсказания положения точки перехода в широком диапазоне параметров внешнего потока
 - Относительная простота реализации в тех специализированных кодах, где нетрудно извлечь нелокальные параметры (например, решение уравнений пограничного слоя)
- Недостатки:
 - Необходимо использовать нелокальные операции (интегрирование поперёк пограничного слоя и др.)
 - Необходимо задавать параметры внешнего потока, «местоположение» которого должно быть чётко определено
 - «Длина» переходного участка никак не контролируется



Такой подход практически невозможно использовать
в коде «общего назначения»

Метод e^N

- Предназначен для предсказания естественного перехода
 - При достижении определенной толщины пограничного слоя в нем возникает неустойчивость и формируются волны Толлмина-Шлихтинга (TS waves)
 - ✓ Амплитуда волн TS растет экспоненциально $A \sim e^N$
- Метод e^N (Smith&Gamberoni, 1956, van Ingen, 1956)
 - При отсутствии внешних возмущений начало перехода происходит при $N=8$, а конец при $N=11$
 - ✓ Существуют поправки на уровень турбулентности $N=N(Tu)$ (при $Tu < 2\%$)
- Метод e^N «привязан» к понятиям двумерного пограничного слоя

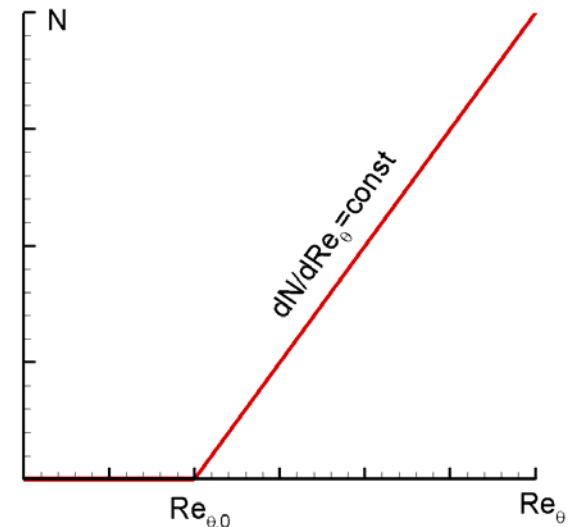


Его также невозможно использовать в коде «общего назначения»

Пример метода e^N : метод Drela

- Метод Drela является одной из практических реализаций метода e^N
 - Предполагается, что пограничный слой со слабо возмущенным внешним потоком становится турбулентным тогда, когда амплитуда наиболее неустойчивой моды вырастет в e^9 (~8100) раз
- Drela исследовал при помощи уравнений Орра-Зоммерфельда устойчивость профилей Фолкнера-Скэн при разных Re_θ
 - Профили Фолкнера-Скэн
 - ✓ Скорость на внешней границе ПС меняется по степенному закону
 $U_\infty = U_0 \cdot x^m$
 - ✓ Существует автомодельное решение
 - ✓ При каждом m формпараметр H не зависит от x
 - Расчеты Drela показали, что зависимость $N(Re_\theta)$ может быть аппроксимирована простой кусочно-линейной функцией
 - ✓ В произвольном пограничном слое величина N может быть вычислена по формуле

$$N = \int_{Re_{\theta,0}}^{Re_\theta} \frac{dN}{d Re_\theta} d Re_\theta$$



Пример метода e^N : метод Drela

Для определения N в случае произвольного пограничного слоя

$$N = \int_{\text{Re}_{\theta,0}}^{\text{Re}_{\theta}} \frac{dN}{d \text{Re}_{\theta}} d \text{Re}_{\theta}$$

на основе расчетов устойчивости профилей Фолкнера-Скэн получены корреляции между $\text{Re}_{\theta,0}$, $dN/d\text{Re}_{\theta}$ и формпараметром H

$$\log_{10}(\text{Re}_{\theta,0}) = \left[\frac{1.415}{H-1} - 0.489 \right] \cdot \tanh\left(\frac{20}{H-1} - 12.9 \right) + \frac{3.295}{H-1} + 0.44$$

$$\frac{dN}{d \text{Re}_{\theta}} = 0.01 \cdot \sqrt{0.25 + (2.4 \cdot H - 3.7 + 2.5 \cdot \tanh(1.5 \cdot H - 4.65))^2}$$

Алгоритм расчета:

- В ламинарном ПС в каждом сечении на основе локального формпараметра H вычисляются значения $\text{Re}_{\theta,0}$ и $dN/d\text{Re}_{\theta}$
- Если $\text{Re}_{\theta} > \text{Re}_{\theta,0}$ вычисляется добавка к N
$$\Delta N = \frac{dN}{d \text{Re}_{\theta}} \cdot (\text{Re}_{\theta}^n - \text{Re}_{\theta}^{n-1})$$
- Когда N достигает 9, «включается» модель турбулентности



Алгоритм практически не реализуем даже в рамках двумерного кода

Модели перехода

Требования к модели перехода

- Все рассмотренные подходы неприменимы для практического использования в современных CFD кодах
- Наиболее «технологичными» являются модели ламинарно-турбулентного перехода, удовлетворяющие следующим требованиям
 - Совместимость с современными CFD кодами (сложные геометрия и топология сетки, неструктурированные сетки, возможность параллелизации)
 - ✓ Отсутствие вычислительных операций нелокального характера (расчет интегральных параметров развивающихся пограничных слоев, определение параметров внешнего потока)
 - «Предсказательная сила» в широком диапазоне параметров (естественный и байпасный переходы; переход, вызванный отрывом)
 - Надежность и устойчивость (с вычислительной точки зрения)

Попытки создания подобных моделей
предпринимаются
уже в течении нескольких десятилетий и заметно
интенсифицировались в последние годы

Модели перехода

- Как правило модели перехода базируются на привычных моделях турбулентности
 - Для точного описания турбулентной части потока важно использовать хорошую модель в качестве основы для модели перехода
- Требования к модели перехода
 - Правильно предсказать положение перехода в пограничном слое
 - Обеспечить низкое значение турбулентной вязкости в ламинарном слое до перехода
 - Обеспечить правильное функционирование базовой модели турбулентности после перехода
- В модели перехода используются дополнительные величины, контролирующие переход
 - Эти величины добавляются в уравнения базовой модели для того, чтобы удовлетворить вышеперечисленным требованиям
 - Могут определяться как из решения дополнительных дифференциальных уравнений, так и из алгебраических соотношений
 - Дифференциальные уравнения не имеют физического смысла, а используются как технологический прием

Основы моделей перехода

Большинство существующих моделей перехода опираются на следующие подходы

- Линейная теория устойчивости
 - Контролирующие переход переменные вычисляются на основе корреляций D_{rela}
 - ✓ Для нелокальных характеристик используются локальные оценки
 - Этот подход применим для естественного перехода
 - ✓ n -модель Кодера
- Описание возмущений в ламинарном потоке перед переходом
 - Подход применим для описания байпасного перехода
 - ✓ $k_T-k_L-\omega$ модель Walters, модель Kubacki, Dick
- На основе эмпирических корреляций
 - Самый распространенный подход
 - Использует понятие коэффициента перемежаемости γ
 - ✓ Модели Ментера SST $\gamma-Re_\theta$, SST γ
 - Для нелокальных характеристик используются локальные оценки

Пример: n-модель Кодера

- Является развитием e^N метода
- Распространение скорости роста возмущений описывается уравнением переноса

$$\frac{D\rho\tilde{n}}{Dt} = \rho\Omega F_{crit} F_{growth} \frac{d\tilde{n}}{dR_{\delta 2}} + \nabla \cdot \left(\frac{\rho(v + \tilde{v})}{\sigma_n} \nabla \tilde{v} \right) \quad \left(\frac{d\tilde{n}}{dn} \right)_w = 0 \quad \tilde{n}_\infty = 0$$

$$F_{growth} = F_{growth}(H_{12}) \quad F_{crit} = \begin{cases} 0, & R_y < R_{y,0} \\ 1, & R_y \geq R_{y,0} \end{cases} \quad R_y = \frac{\rho U d}{\mu} \quad R_{y,0} = R_{y,0}(H_{12})$$

➤ $H_{12} = H_{12}(H_L)$, - локальная замена формпараметра H

$$H_L = \frac{Sd}{U_e}$$

- Модель используется совместно с моделью Спаларта-Аллмареса, в которой заменена функция

$$f_{i2} = C_{t3} \cdot [1 - \exp(2(\tilde{n} - N_{crit}))] \cdot \exp(-C_{t4}\chi^2) \quad C_{t3} = 1.2, C_{t4} = 0.05$$

- Критическое число N_{crit} зависит от уровня турбулентности и определяется соотношением (Mask, 1977)

$$N_{crit} = \max \left(0, \min \left(9, -8.43 - 2.4 \cdot \ln \left(\frac{Tu_\infty(\%)}{100} \right) \right) \right)$$

Пример: k_T - k_L - ω модель Walters

- Содержит 3 уравнения переноса
 - Вводится дополнительное уравнение для «ламинарной кинетической энергии» - кинетической энергии пульсационного движения, которое предшествует турбулизации

$$\frac{Dk_T}{Dt} = P_{k_T} + R_{BP} + R_{NAT} - \omega k_T - D_T + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\nu + \frac{\alpha_T}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k_T}{\partial x_j} \right]$$

$$\frac{Dk_L}{Dt} = P_{k_L} - R_{BP} - R_{NAT} - D_L + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\nu \frac{\partial k_L}{\partial x_j} \right]$$

$$\begin{aligned} \frac{D\omega}{Dt} = & C_{\omega 1} \frac{\omega}{k_T} P_{k_T} + \left(\frac{C_{\omega R}}{f_W} - 1 \right) \frac{\omega}{k_T} (R_{BP} + R_{NAT}) - C_{\omega 2} \omega^2 \\ & + C_{\omega 3} f_{\omega} \alpha_T f_W^2 \frac{\sqrt{k_T}}{d^3} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\nu + \frac{\alpha_T}{\sigma_{\omega}} \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] \end{aligned}$$



два десятка
алгебраических
соотношений
и три десятка
эмпирических
констант

- Настроена на «байпасный» переход
 - Предсказывает «отрывной» переход

Пример: γ - Re_θ модель (Menter & Langtry)

- Модель является «надстройкой» к k - ω SST модели Ментера
 - Модификации затронули генерацию и диссипацию кинетической энергии турбулентности

➤ При $\gamma_{eff} = 1$ модель переходит в SST

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j k) = \tilde{P}_k - \tilde{D}_k + \frac{\partial}{\partial x_j} \left((\mu + \sigma_k \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right)$$

- ✓ Предполагается, что спонтанный переход в модели SST происходит быстро

$$\tilde{P}_k = \gamma_{eff} P_k$$

$$\tilde{D}_k = \min(\max(\gamma_{eff}, 0.1), 1.0) D_k$$

- В основе модели лежит уравнение переноса перемежаемости γ

$$\frac{\partial(\rho\gamma)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho U_j \gamma)}{\partial x_j} = P_\gamma - E_\gamma + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_f} \right) \frac{\partial \gamma}{\partial x_j} \right]$$

$\gamma = 1$ в набегающем потоке

$$\frac{\partial \gamma}{\partial n} = 0 \text{ на стенке}$$

$$E_\gamma = c_{a2} \rho \Omega \gamma F_{turb} (c_{e2} \gamma - 1)$$

- Величина генерационного слагаемого контролируется двумя функциями

$$P_\gamma = F_{length} c_{a1} \rho S [\gamma F_{onset}]^{0.5} (1 - c_{e1} \gamma)$$

- F_{length} контролирует длину перехода
- F_{onset} ответственна за возникновение перехода и определяется отношением числа Рейнольдса Re_θ к критическому значению $Re_{\theta c}$

Пример эмпирической корреляционной зависимости

- Критическое число Рейнольдса зависит от уровня турбулентности набегающего потока и от градиента давления

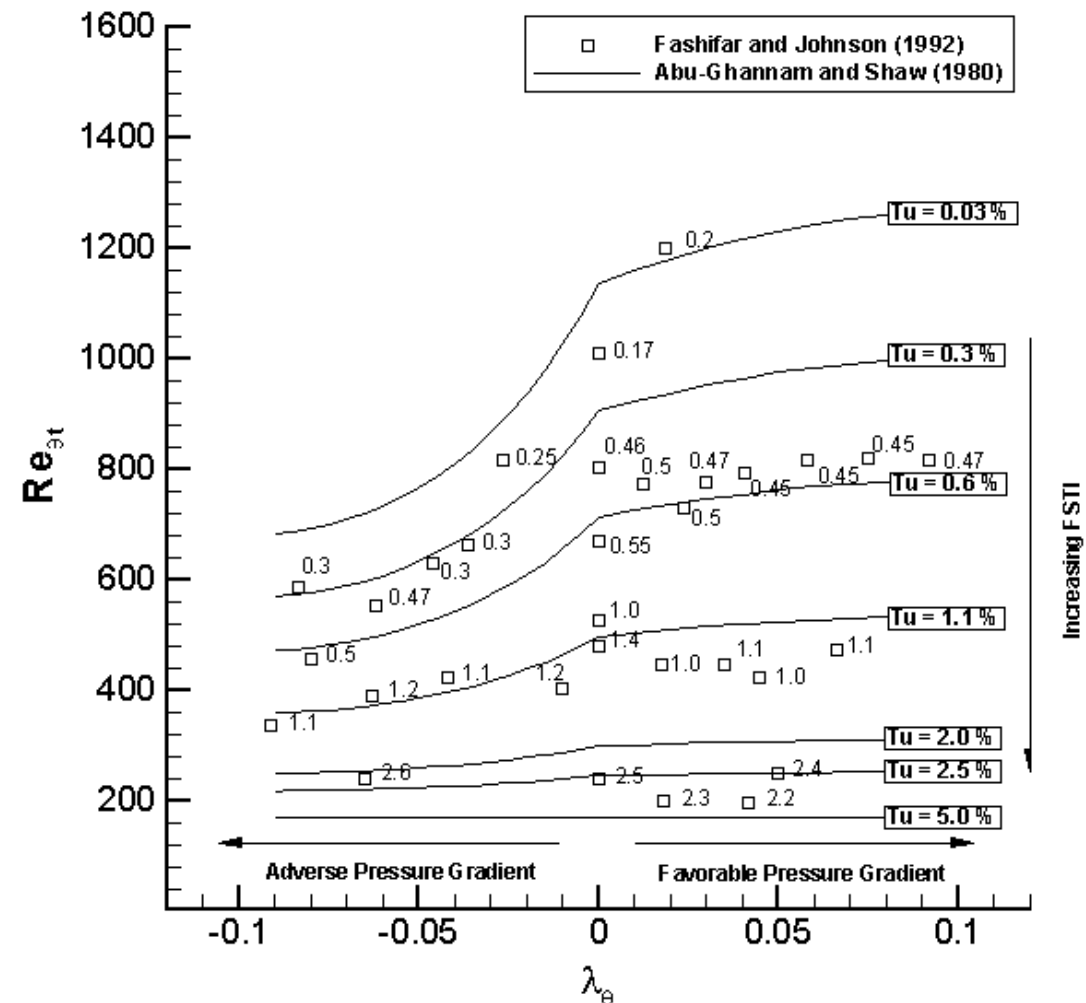
$$Re_{\theta} = f(Tu, \lambda_{\theta}) \quad \lambda_{\theta} = \frac{\rho \theta^2}{\mu} \frac{dU}{ds}$$

➤ Оба параметра нелокальны

- Условия запуска перехода при использовании нелокальной формулировки

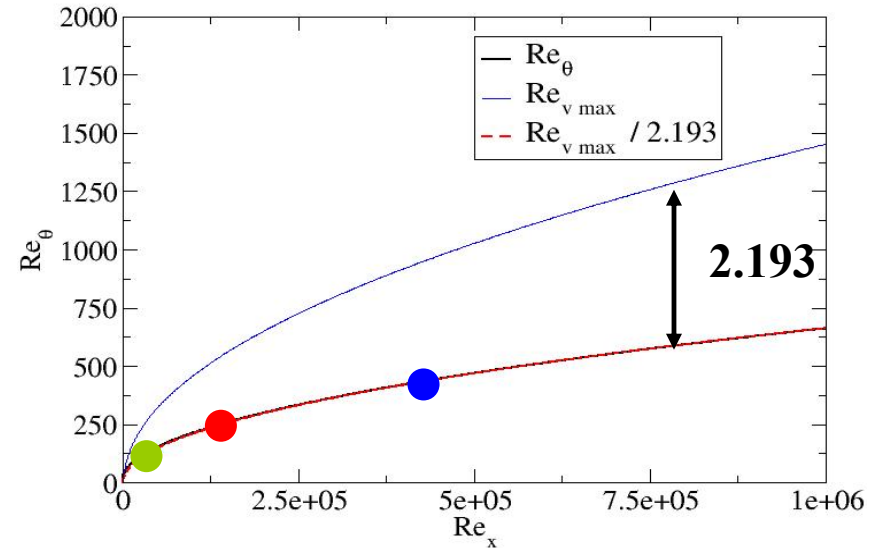
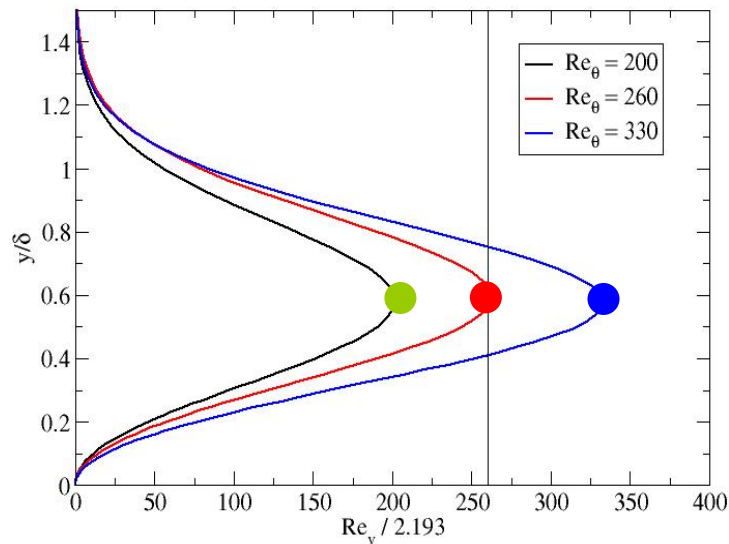
$$Re_{\theta} > Re_{\theta_c}$$

- Для дифференциальной модели необходим технологичный способ их оценки



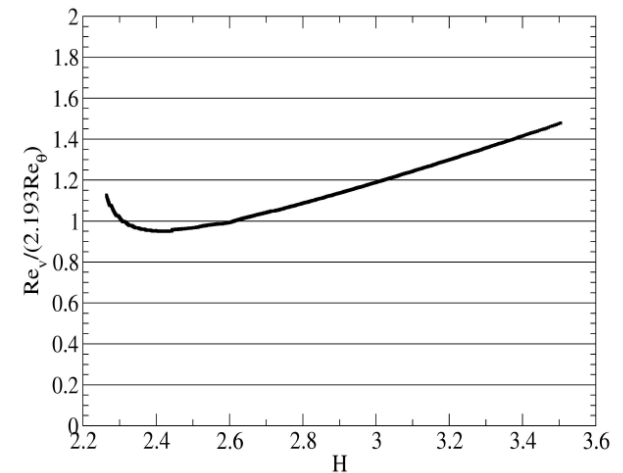
Число Рейнольдса Re_θ

- В пограничном слое максимальное значение $Re_v = \frac{\rho y^2 S}{\mu}$ коррелирует с Re_θ : $Re_\theta \approx \frac{(Re_v)_{\max}}{2.193}$



- Поскольку Re_v - локальная величина, ее вычисление не составляет трудностей, а функцию F_{onset} можно определить как

$$F_{onset} = \frac{Re_v}{2.193 \cdot Re_{\theta c}}$$



Критическое число Рейнольдса $Re_{\theta c}$

- Проблема
 - Критическое число Рейнольдса начала перехода $Re_{\theta t} = f(Tu, \lambda_{\Theta})$ можно определить только во внешнем потоке (его нельзя рассчитать внутри пограничного слоя)
 - Максимальное значение Re_{ν} достигается внутри пограничного слоя
- Решение
 - Записать уравнение для «искусственного» критического числа Рейнольдса начала перехода $\tilde{Re}_{\theta t}$ так, чтобы «правильное» число Рейнольдса «диффундировало» внутрь пограничного слоя

$$\frac{\partial(\rho \tilde{Re}_{\theta t})}{\partial t} + \frac{\partial(\rho U_j \tilde{Re}_{\theta t})}{\partial x_j} = P_{\theta t} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\sigma_{\theta t} (\mu + \mu_t) \frac{\partial \tilde{Re}_{\theta t}}{\partial x_j} \right]$$

$$P_{\theta t} = c_{\theta t} \frac{\rho}{t} (Re_{\theta t} - \tilde{Re}_{\theta t}) (1.0 - F_{\theta t})$$

- ✓ $F_{\theta t} = 1$ внутри пограничного слоя
- ✓ $F_{\theta t} = 0$ во внешнем потоке

В γ -модели (Menter, Smirnov, 2015) удалось обойтись без этого уравнения

γ - Re_{θ} модель

- Для замыкания уравнений требуется около десяти эмпирических корреляций и полтора десятка констант

- Некоторые корреляции были опубликованы позже модели
 - ✓ Различные исследовательские группы разработали им замену

- Модель содержит поправку для описания перехода в ламинарном отрывном пузыре

$$\tilde{P}_k = \gamma_{eff} P_k \quad \gamma_{eff} = \max(\gamma, \gamma_{sep}) \quad \gamma_{sep} = \min\left(s_1 \max\left[0, \left(\frac{Re_v}{3.235 Re_{\theta c}}\right) - 1\right] F_{reattach}, 2\right) F_{\theta r}$$

- Поправка позволяет усилить генерацию в ламинарном слое смешения при образовании пузыря

- Длина пузыря контролируется константой $s_1=2$

- ✓ Это значение подобрано для внутренних задач и не очень подходит для низких уровней турбулентности набегающего потока

- Существует версия, позволяющая описать неустойчивость поперечного течения

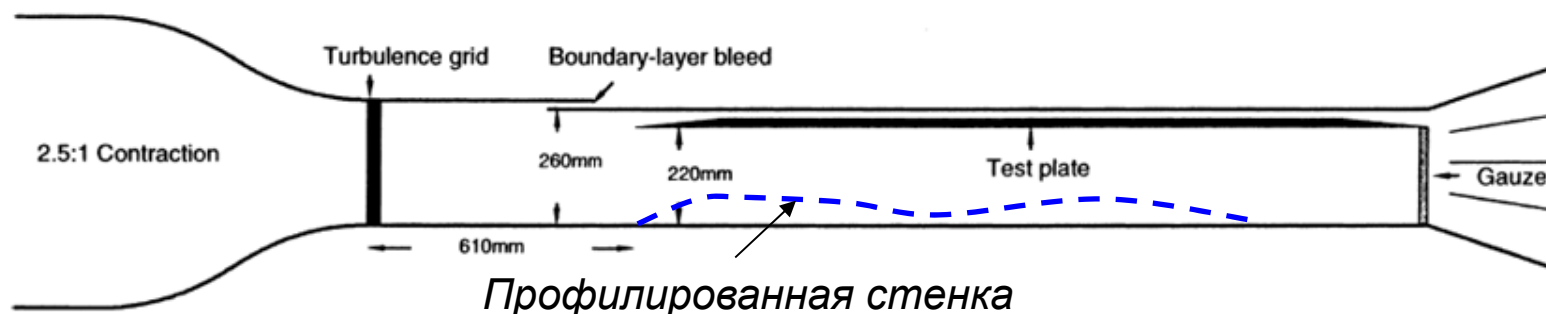
- Она еще больше усложняет модель

Модель имплементирована во многих кодах и является наиболее широко используемой в настоящее время

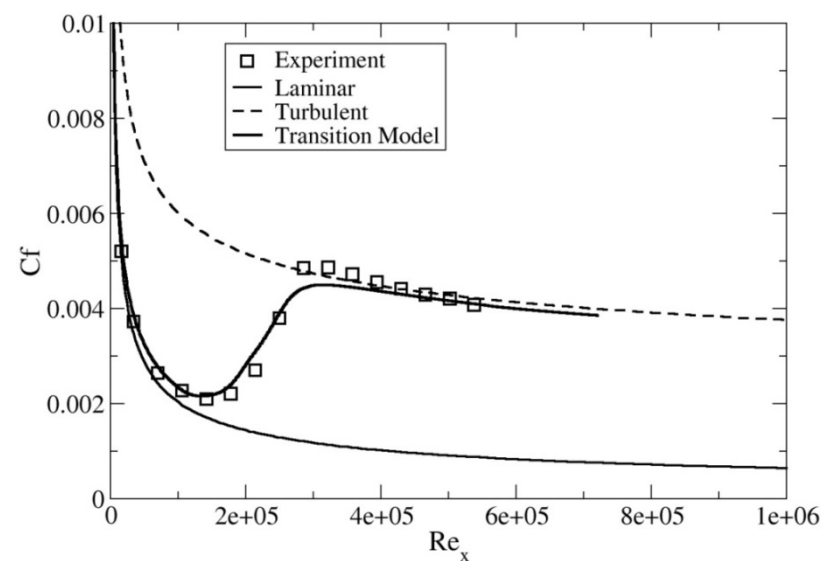
Калибровка и тестирование моделей перехода

Пограничные слои

- Эксперименты серии ТЗ проведены в начале 1990-х в компании Роллс-Ройс
 - Входят в коллекцию тестов ERCOFTAC (European Research Community on Flow, Turbulence and Combustion)



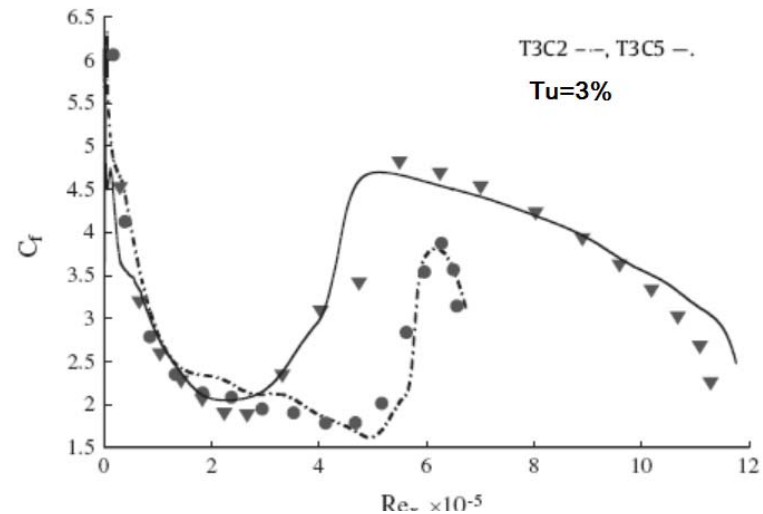
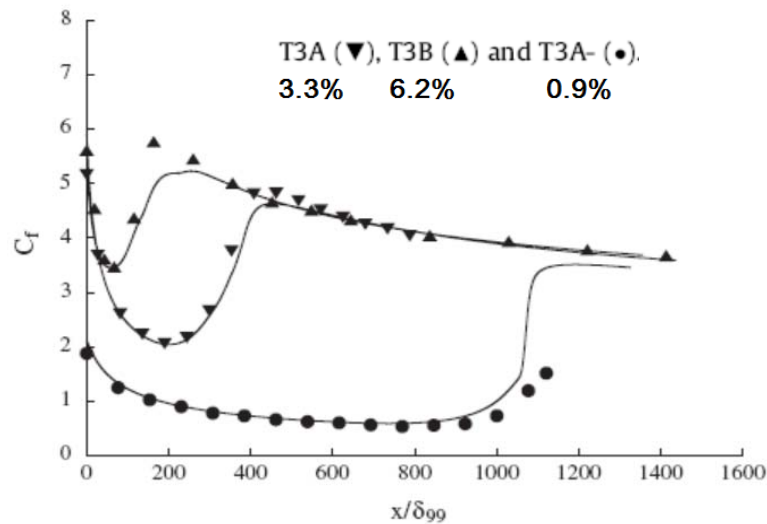
- Эксперименты проводились на воздушной установке
 - Длина пластины 1.7 м
 - Радиус закругления передней кромки - 0.75 мм
 - Степень турбулентности набегающего потока $Tu > 0.8\%$
 - Байпасный переход



ТЗА: $Tu = 3.5\%$ (без градиента давления)

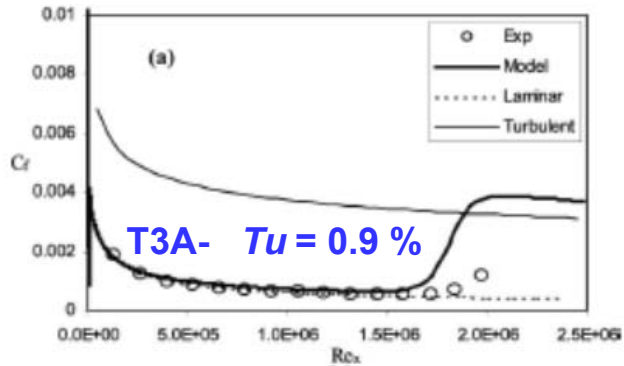
Результаты расчетов

- Лучшие модели, основанные «ламинарной кинетической энергии» и эмпирических корреляциях, хорошо справляются с расчетом этих течений
 - Это неудивительно, поскольку на пограничные слои серии ТЗ часто используются для настройки их констант

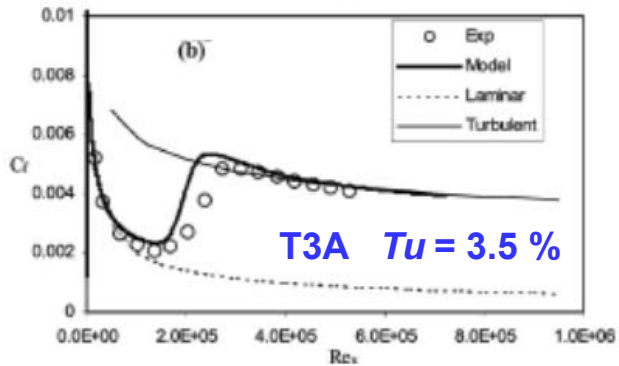


[γ-модель Дурбина \(Durbin, 2012\)](#)

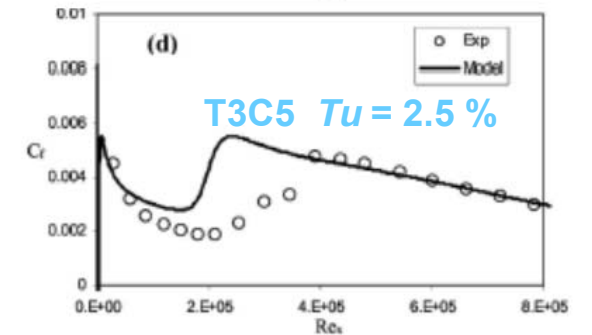
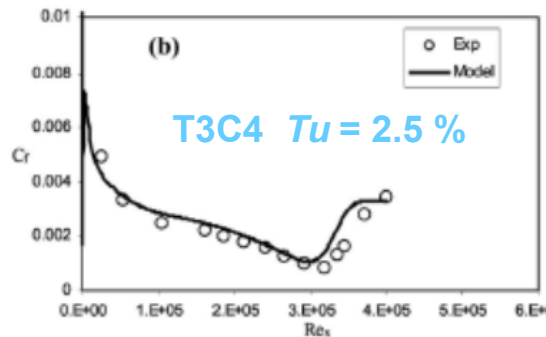
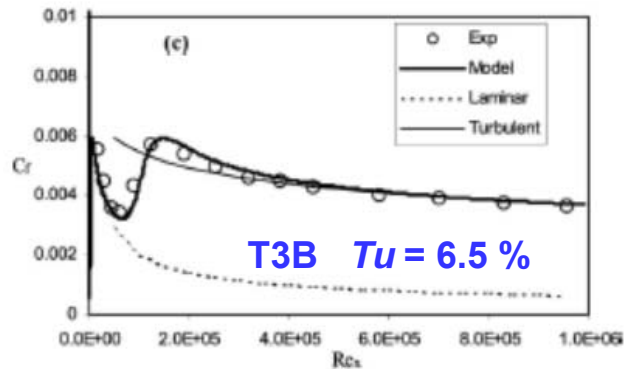
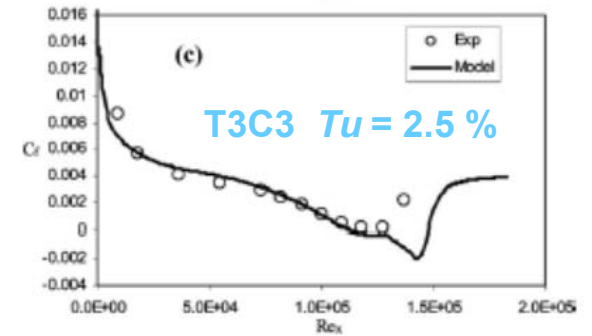
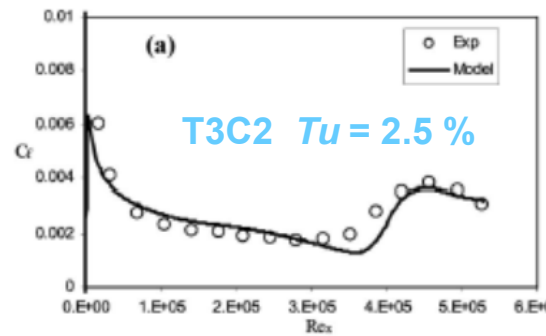
k_T - k_L - ω модель



без градиента давления



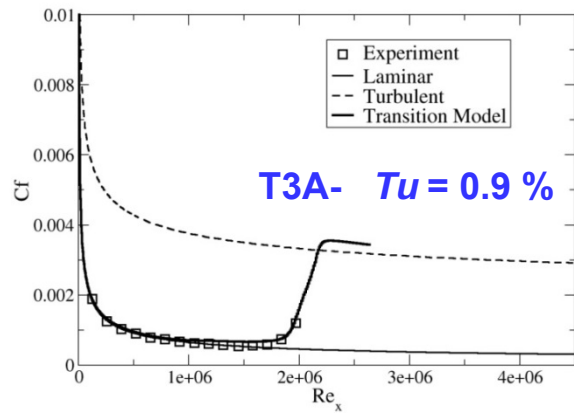
с градиентом давления



Distribution of skin friction coefficient for ZPG flat plate cases: (a) T3A-, (b) T3A, and (c) T3B

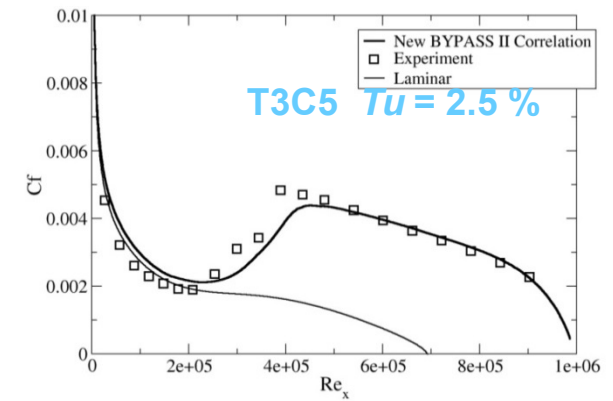
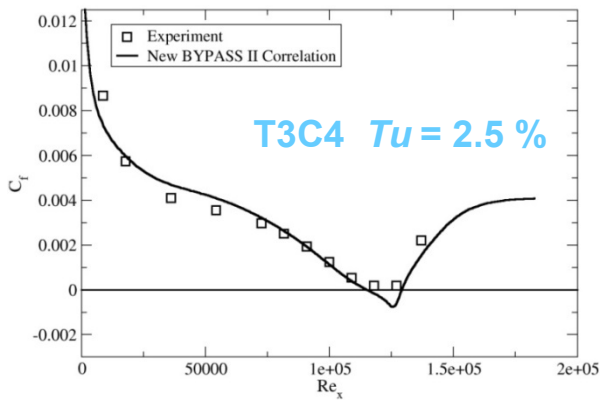
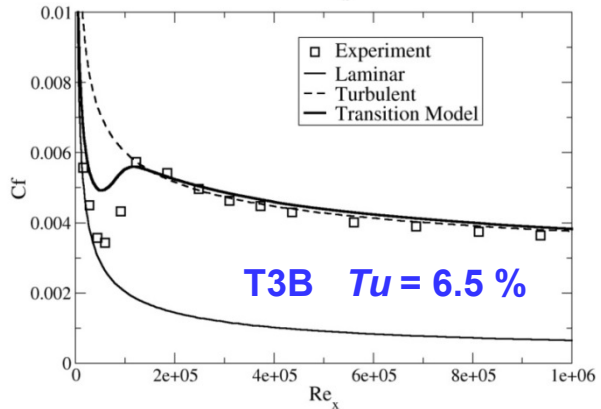
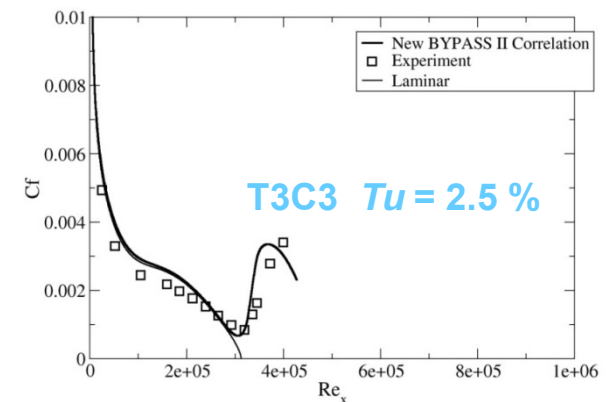
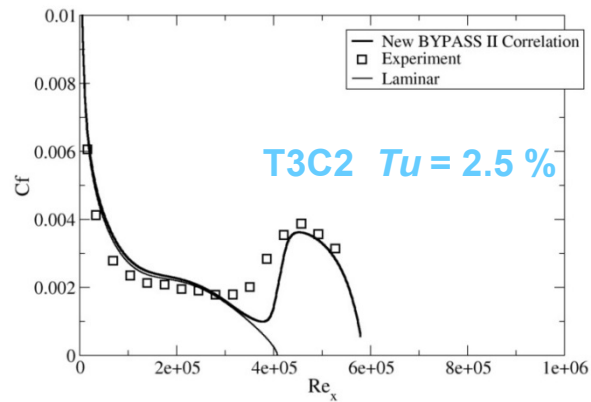
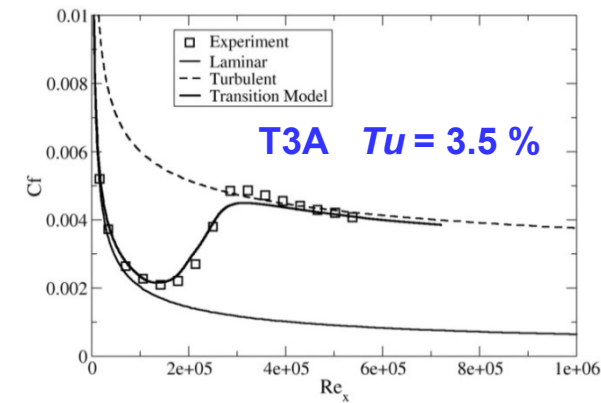
Distribution of skin friction coefficient for flat plate cases with streamwise pressure gradient: (a) T3C2, (b) T3C3, (c) T3C4, and (d) T3C5

γ - Re_θ модель



без градиента давления

с градиентом давления

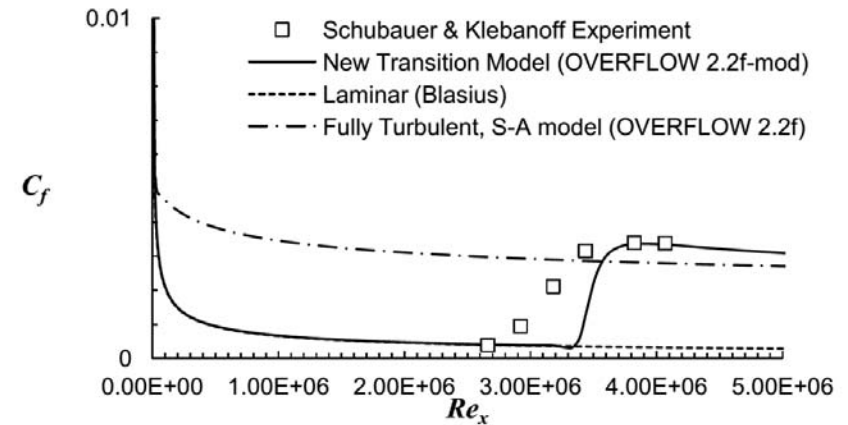


Пограничный слой при низкой интенсивности внешней турбулентности

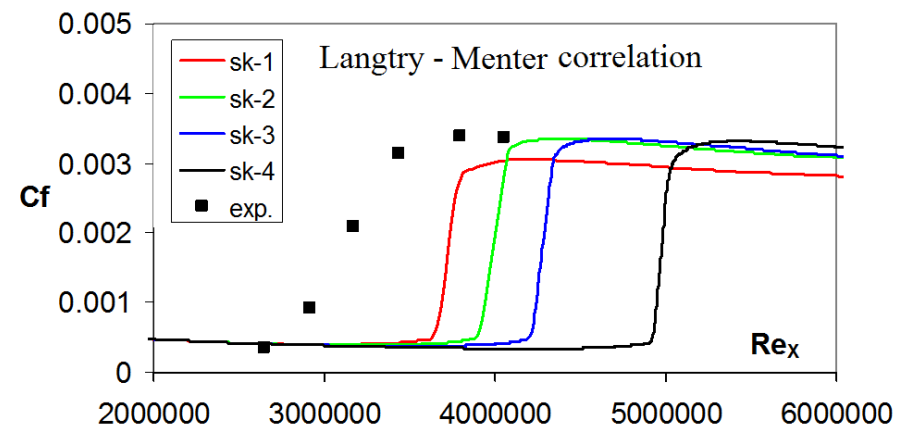
- Эксперимент Schubauer&Klebanoff $Tu = 0.03\%$

- При низких уровнях турбулентности внешнего потока ($Tu < 0.15\%$) n -модель Кодера хорошо предсказывает положение перехода
- Для многих других моделей характерна чувствительность решения к расчетной сетке и начальному приближению
 - ✓ При низком уровне турбулентности происходит задержка спонтанного перехода

Grid	Dimensions	Maximum Y^+ value	Cells along transition region
sk-1	313x162	0.6	≈ 30
sk-2	625x323	0.3	≈ 60
sk-3	1249x645	0.15	≈ 120
sk-4	2497x1289	0.075	≈ 240



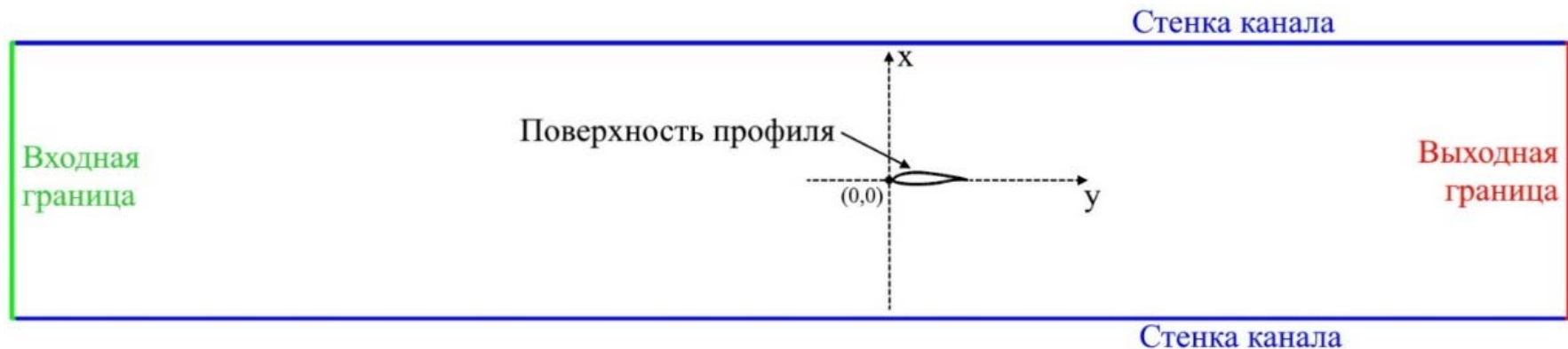
n -модель Кодера



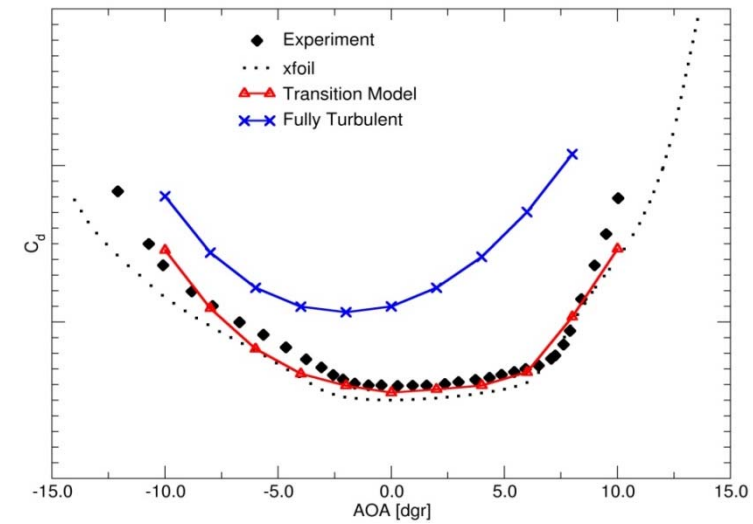
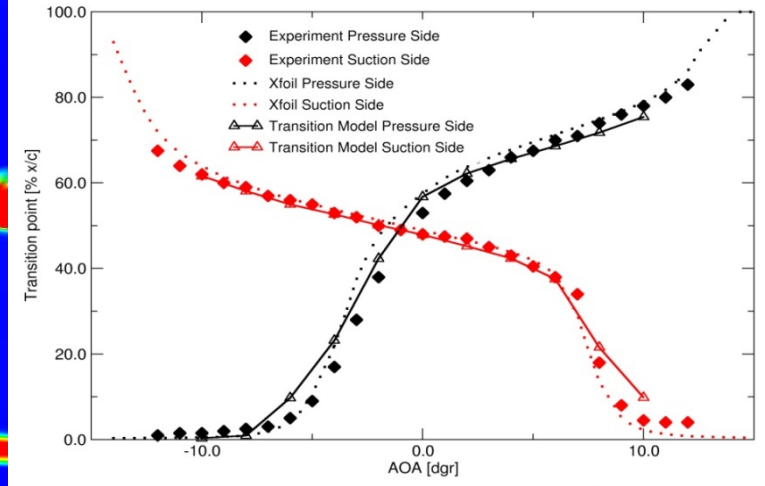
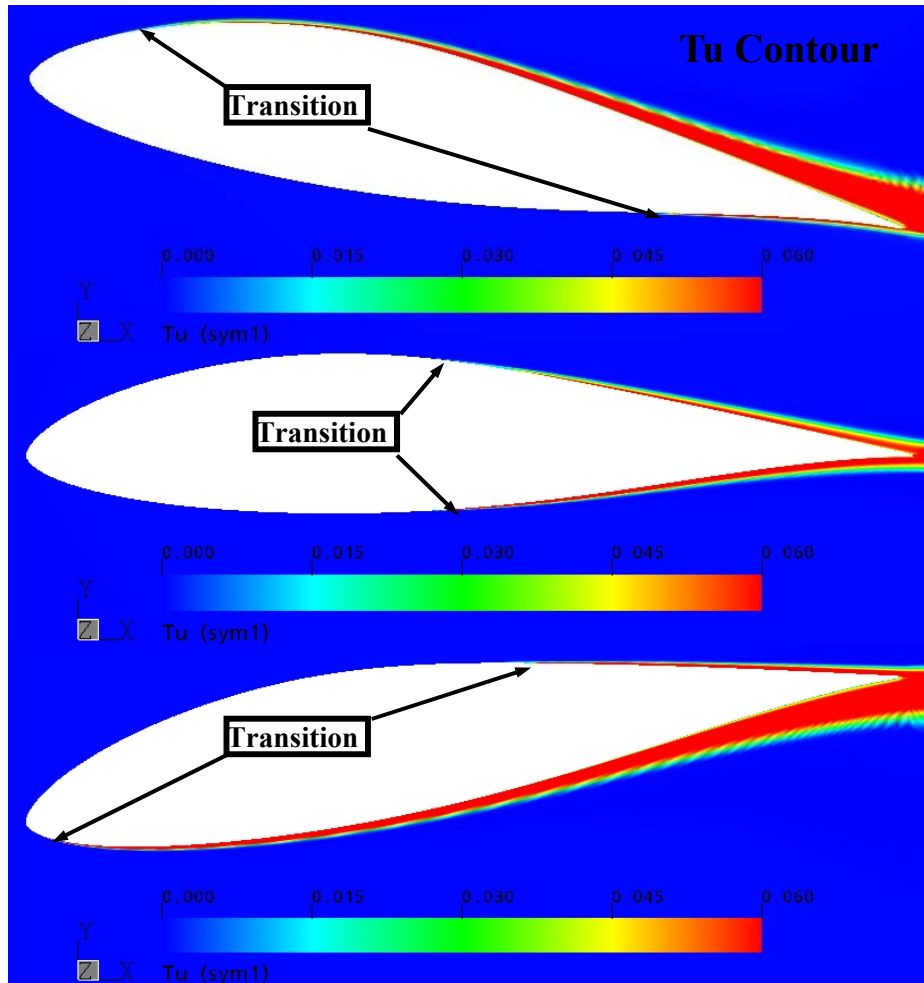
γ - Re_θ модель

Обтекание крыловых профилей

- Как правило расчетная постановка задачи соответствует экспериментальным условиям
 - Расчетная область соответствует сечению прямоугольной закрытой рабочей секции аэродинамической трубы
 - Угол атаки задается геометрическим вращением профиля
 - Граничные условия на входной границе задаются таким образом, чтобы обеспечить экспериментальное значение уровня турбулентности на передней кромке профиля

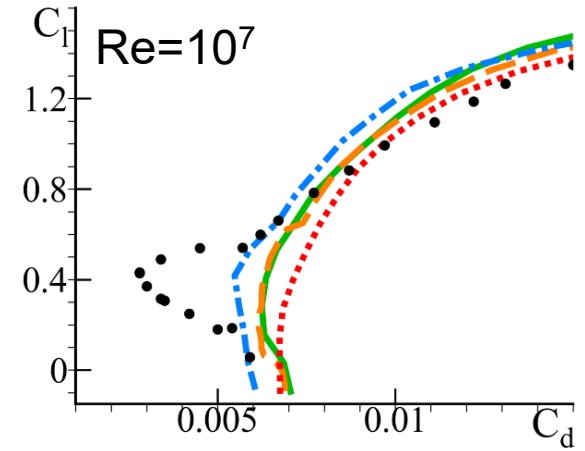
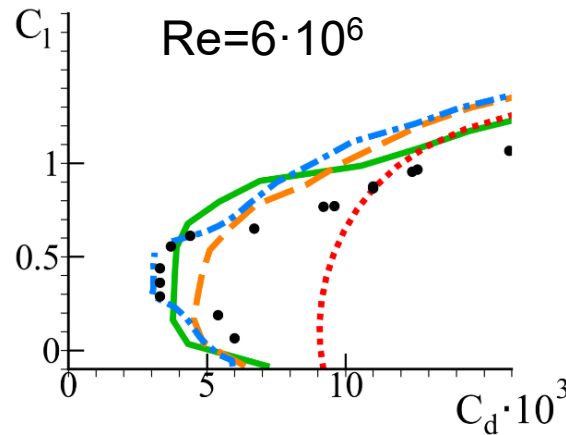
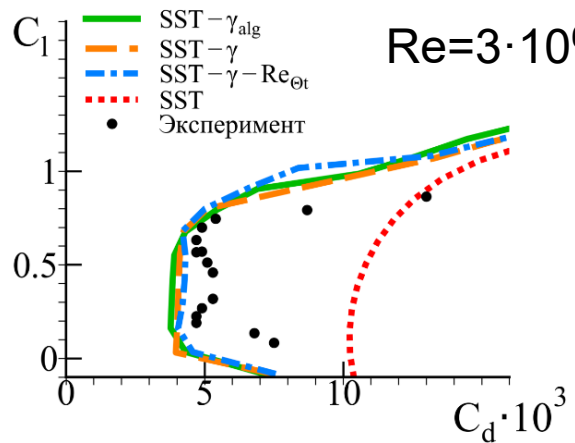


Обтекание лопатки ветряной турбины

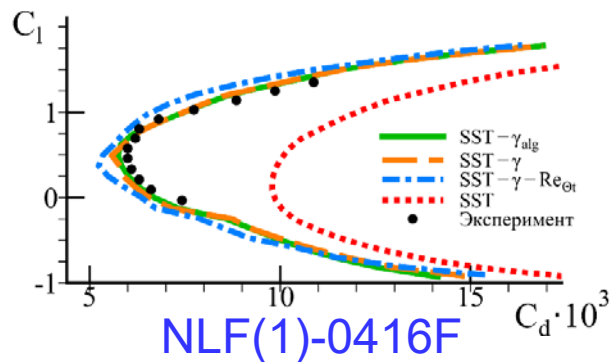
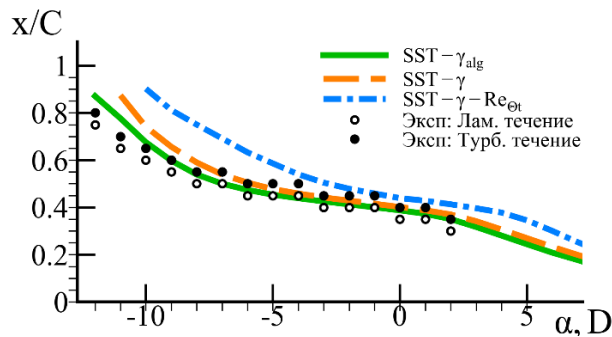


Зависимость положения перехода и поляра крыла

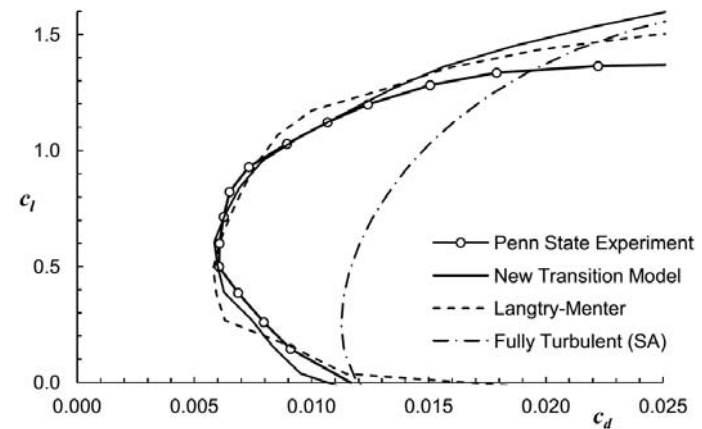
«Ламинарные» крыловые профили



NLF(1)-0414F

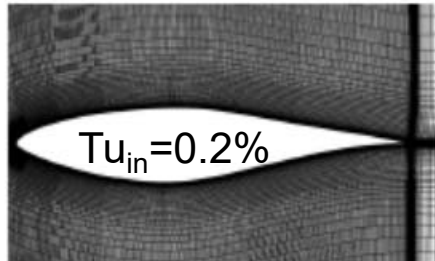


NLF(1)-0416F

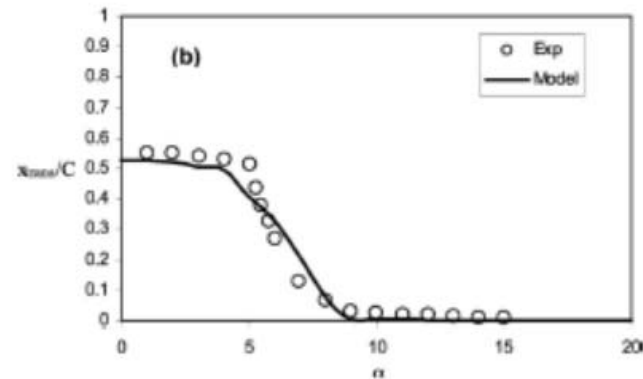
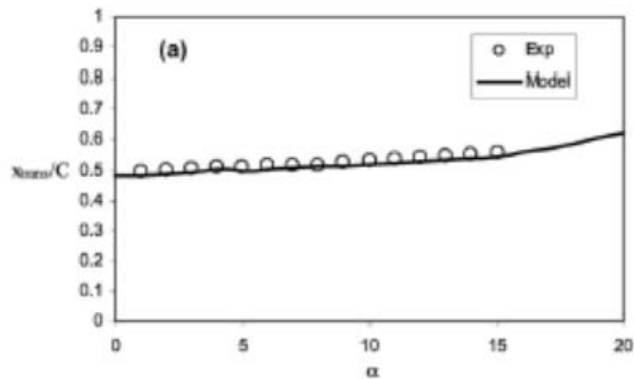


n-модель Кодера: крыловой профиль PSU 94-097 ($Re=10^6$)

Лопатка ветряной турбины S809

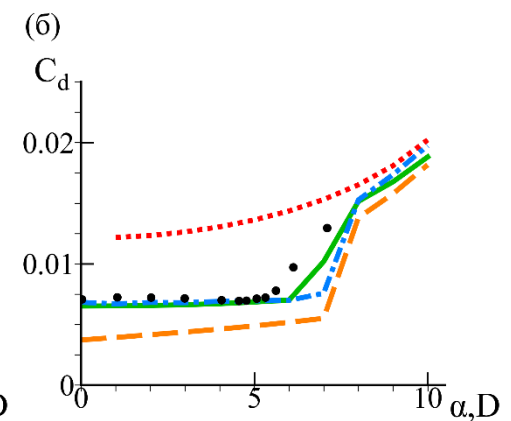
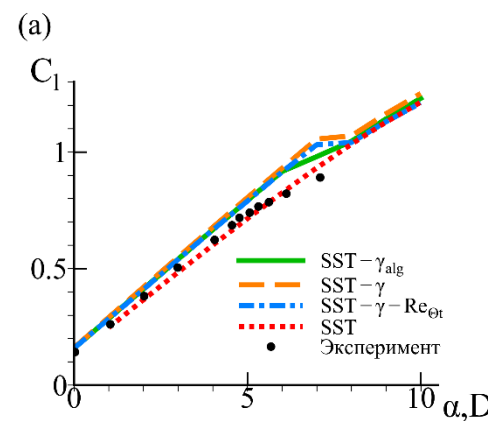
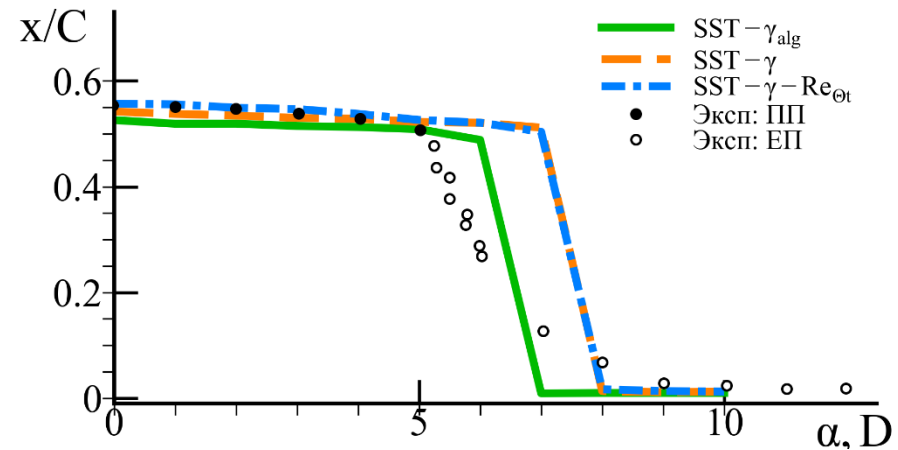


Смещение положения перехода происходит при смене типа ЛТП с пузырькового на естественный



Comparison of predicted and measured transition locations versus angle of attack for S809 airfoil test case: (a) pressure surface and (b) suction surface

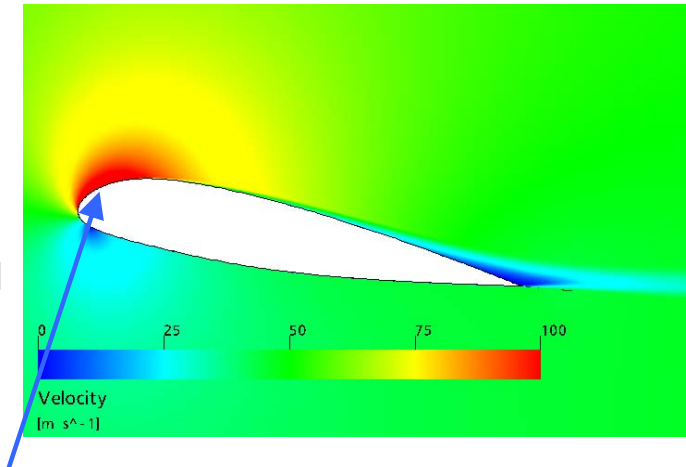
k_T - k_L - ω модель



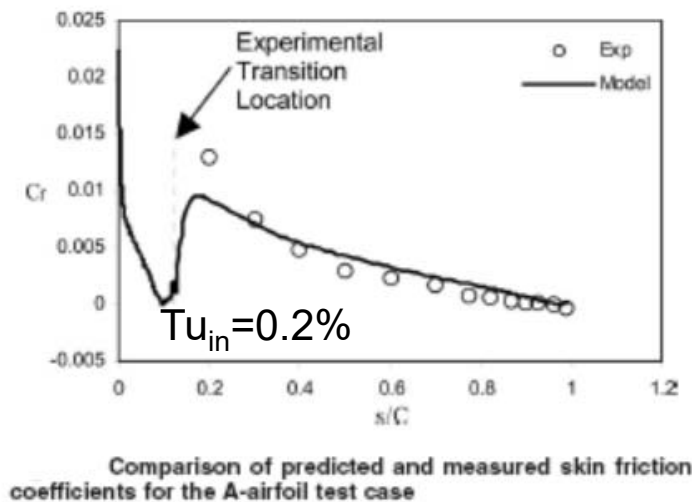
γ -модели Ментера

Отрывной переход: A-Airfoil

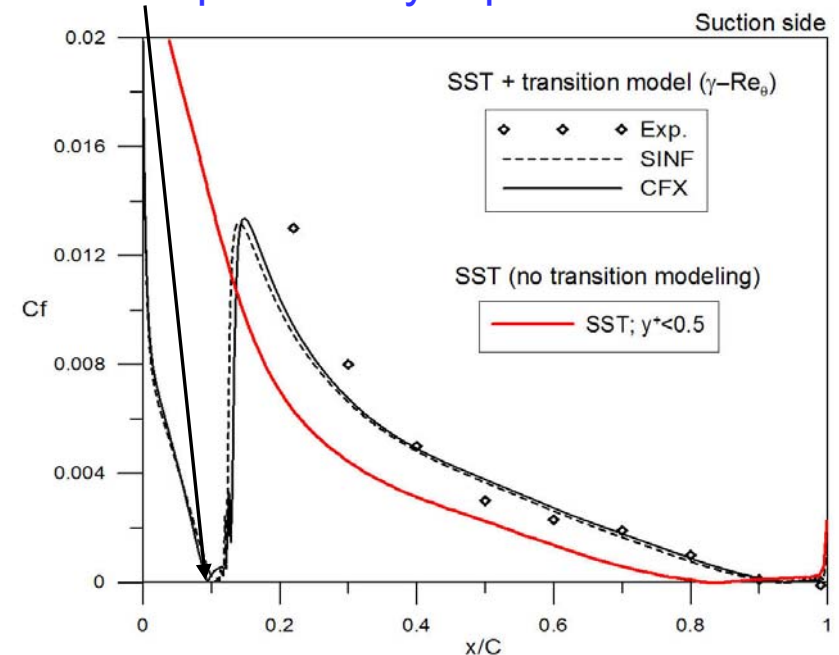
- Обтекание крылового профиля A-Airfoil
 - $Re=2.1 \cdot 10^6$
 - $Tu_{in}=0.2\%$
- Переход инициируется ламинарным отрывом
 - Это тип перехода прост для предсказания



Отрывной пузырь



$k_T-k_L-\omega$ модель



$\gamma-Re_\theta$ модель

Проблемное течение

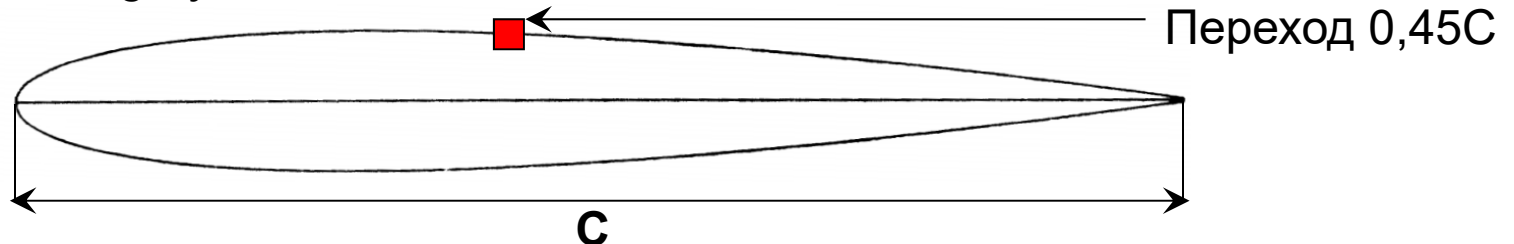
Обтекание тонкого симметричного профиля NACA 0012

Эксперименты: *Gregory et al, 1973*

$Re_c = 2,9 \cdot 10^6$

$M = 0,16$

Угол атаки 0°



Расчет

ANSYS CFX 14

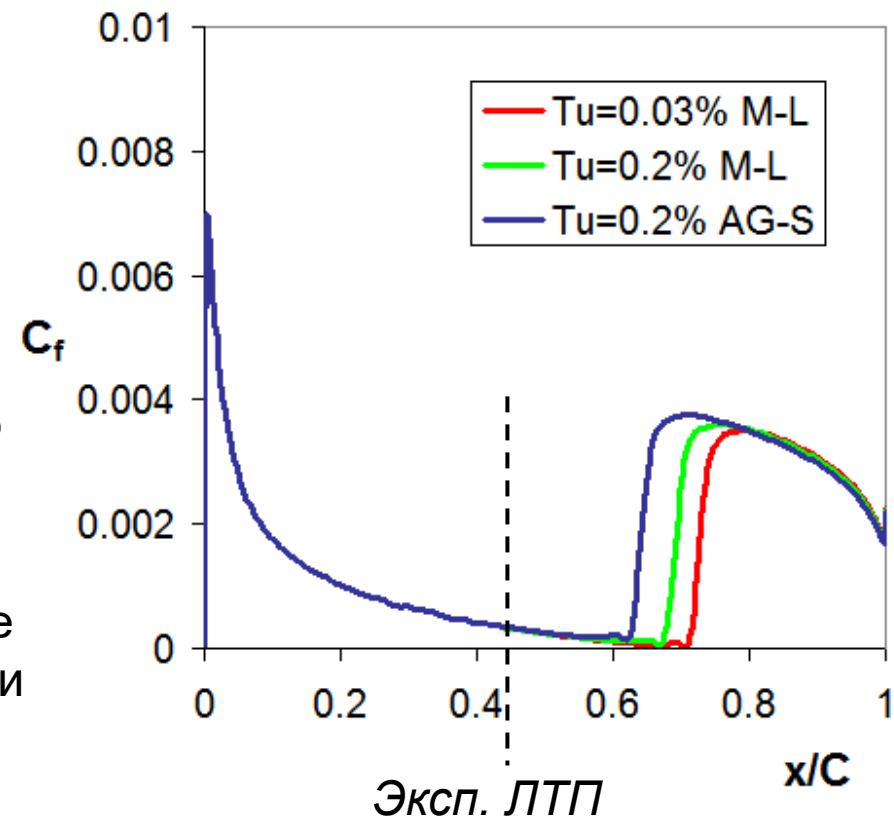
Модель перехода: $\gamma-Re_\theta$

Входные условия

$Tu = 0.03-0.2\%$,

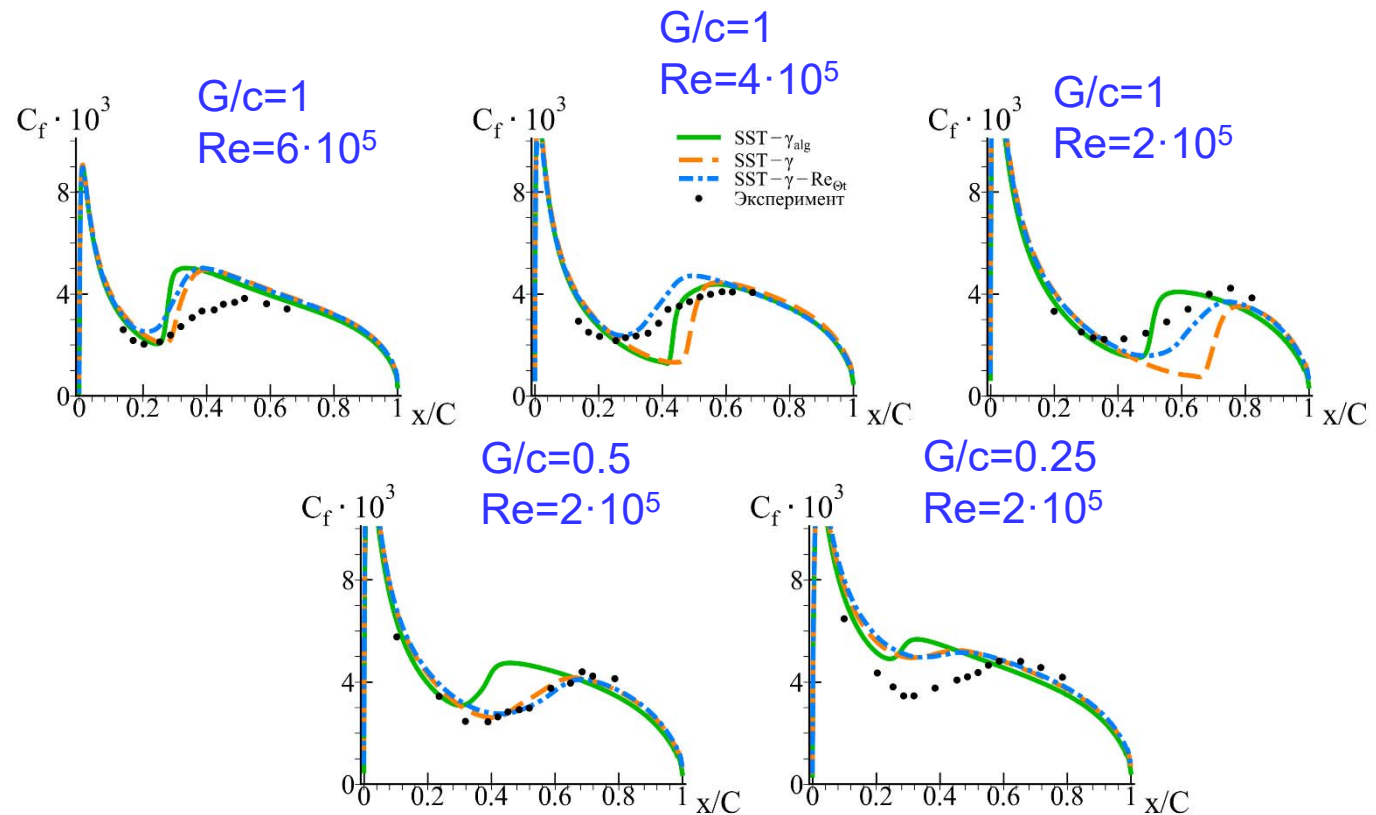
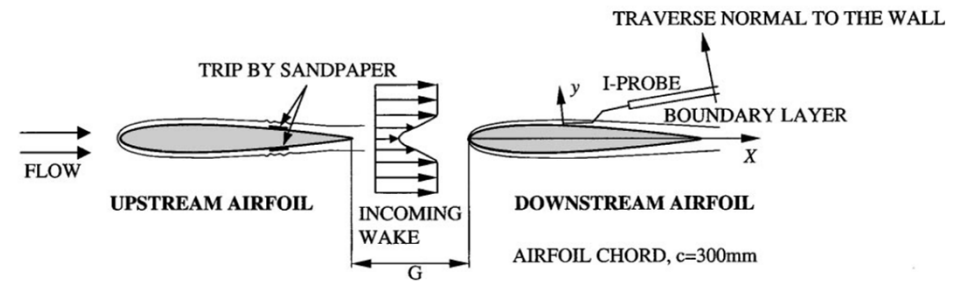
Расчетная сетка: 561x138

- Точка перехода смещена вниз по потоку
 - Увеличение уровня входной турбулентности и использование другой эмпирической корреляции несущественно улучшают согласование с экспериментом



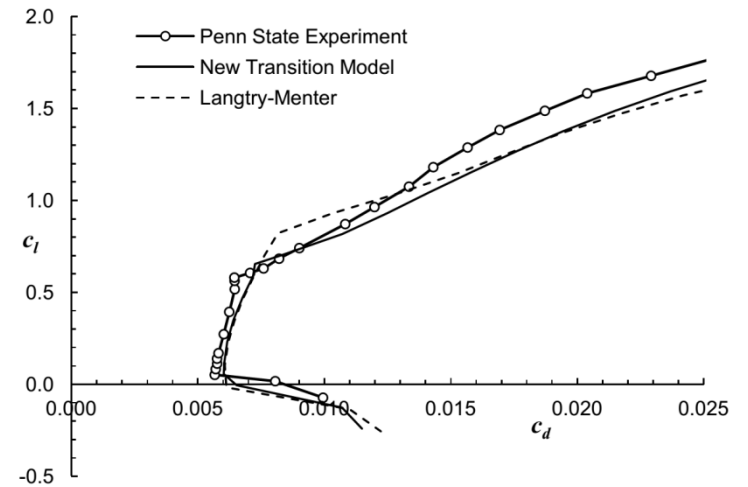
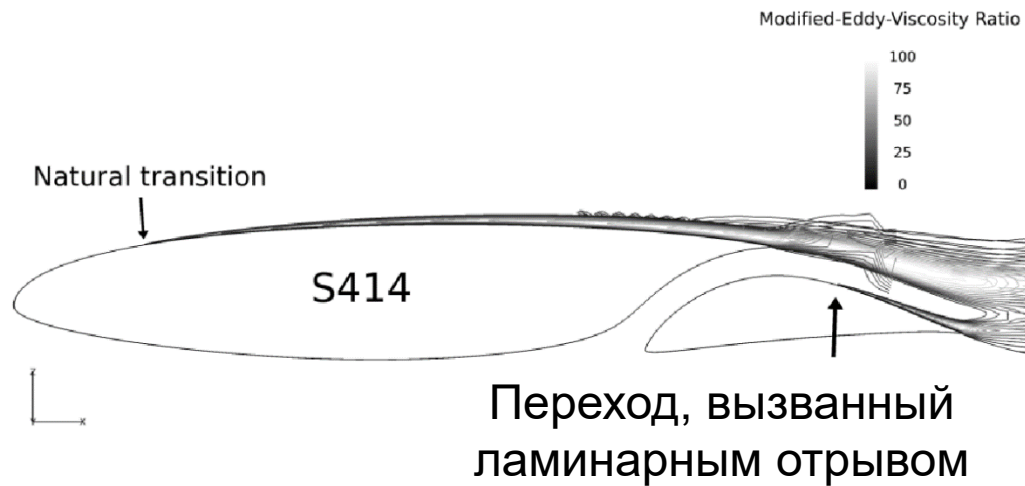
Тандем крыловых профилей NASA-0012

- На первом профиле принудительный переход при $x/C=0.58$
 - Как в эксперименте, так и в расчете
- Сравнивается положение перехода на втором профиле

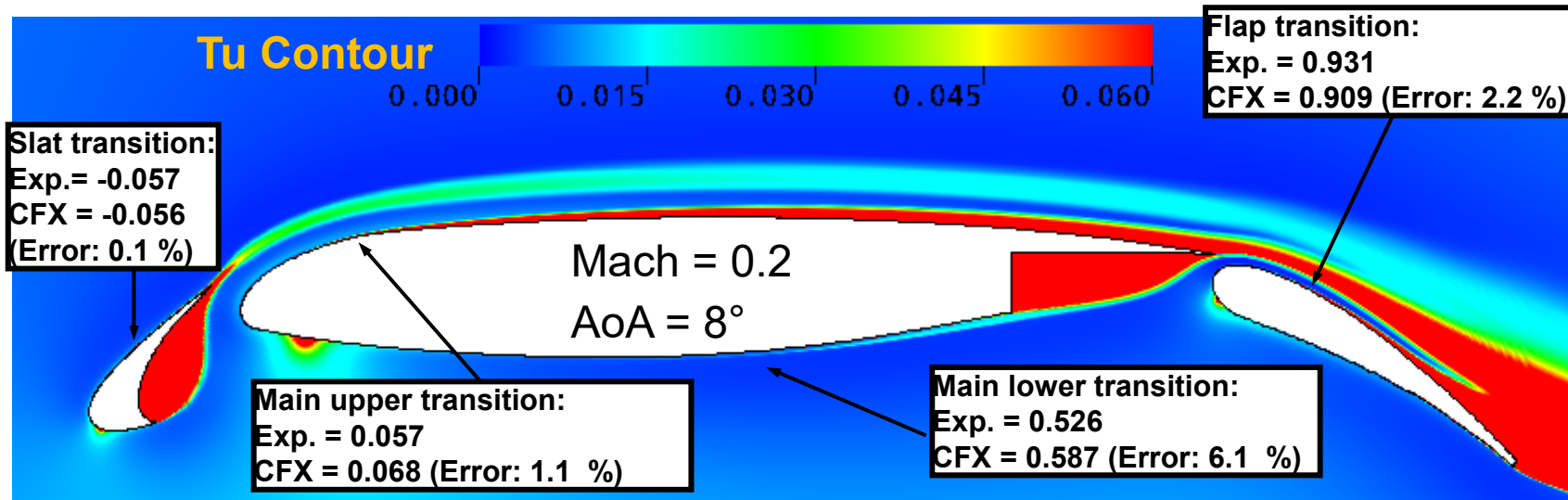


Распределение трения на втором профиле

Многоэлементные профили



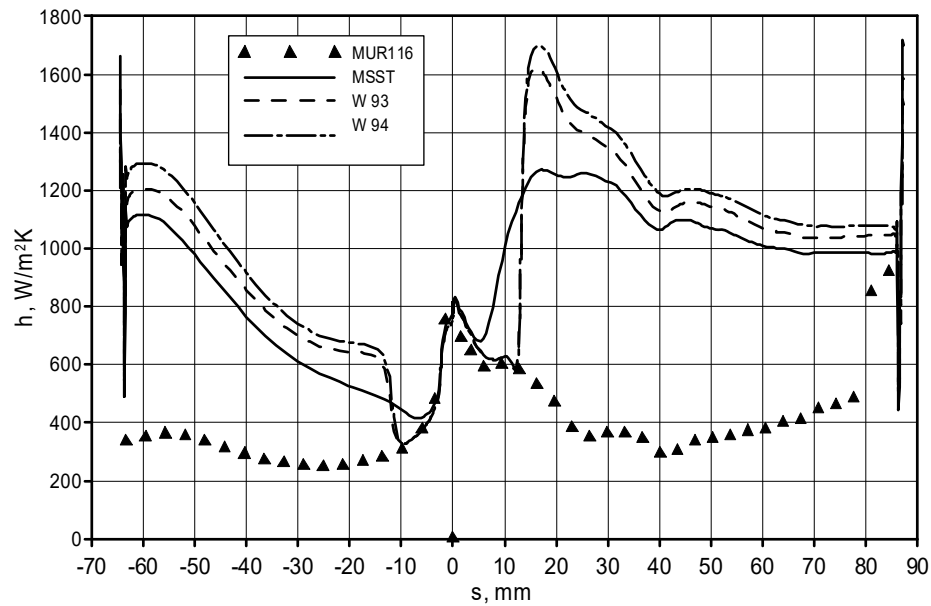
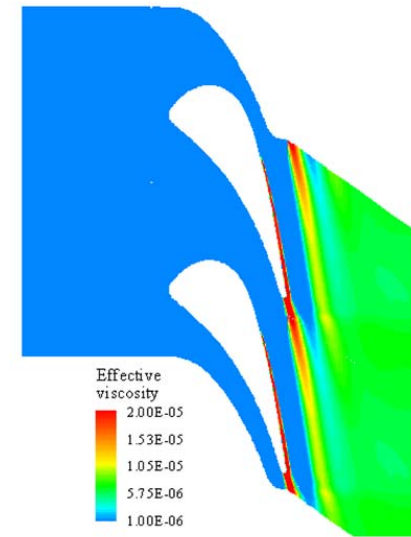
n-модель Кодера: Двухэлементный крыловой профиль S414 при $Re=1.5 \cdot 10^6$



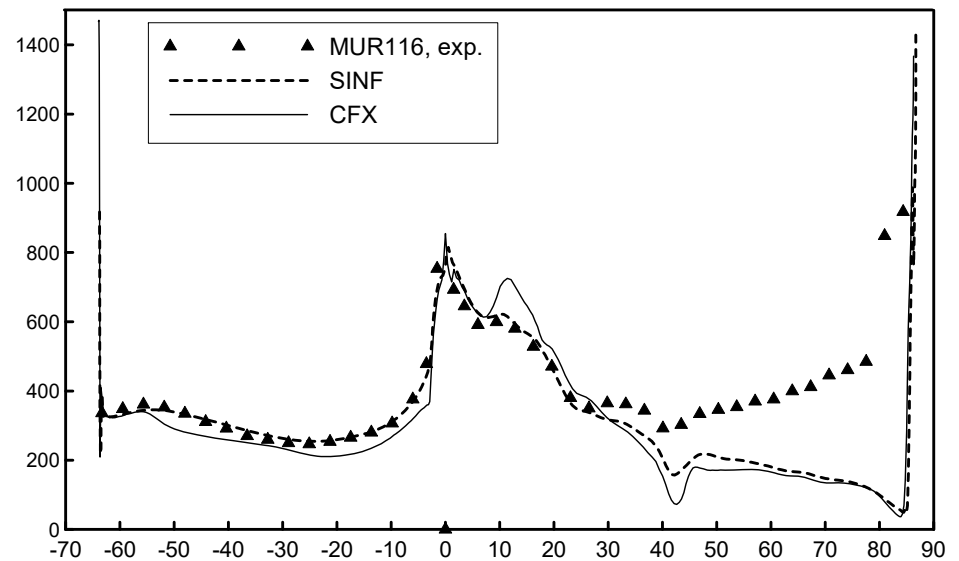
γ - Re_θ модель: трёхэлементный крыловой профиль при $Re=9 \cdot 10^6$

Трансзвуковое течение в решетке турбомашин

- Обтекание решетки лопаток VKI/LS8 (код SINF)
 - $Re_2 = 2 \cdot 10^6$, $Ma_2 \approx 1.1$ (MUR116)
 - $Tu = 0.8\%$
- Использование модели перехода существенно улучшает точность предсказания коэффициента теплоотдачи



Без модели перехода

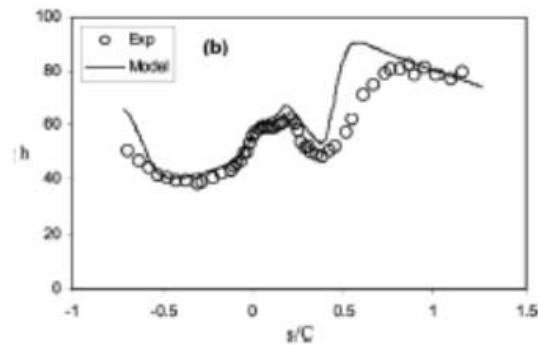
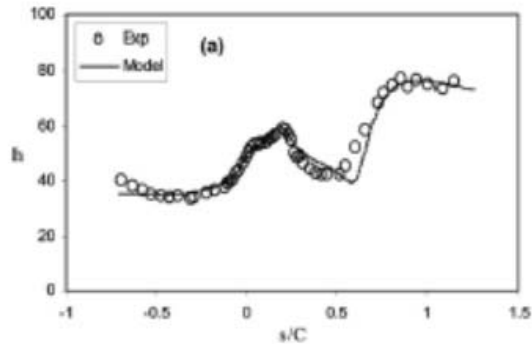


С моделью перехода

Высокие уровни турбулентности: каскады турбинных лопаток



Periodic domain and hybrid 2D mesh for VPI cascade test case

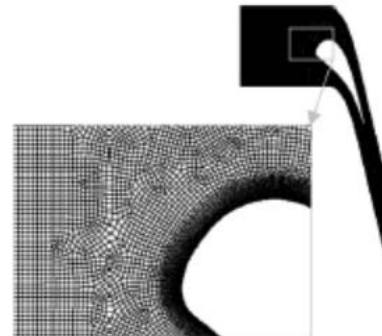


Surface heat transfer coefficient distribution for VPI Cascade test cases: (a) $Tu_{in}=10\%$ and (b) $Tu_{in}=19.5\%$

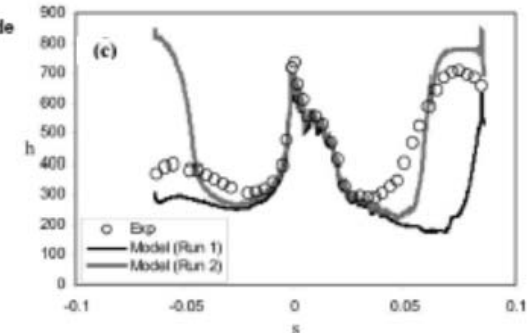
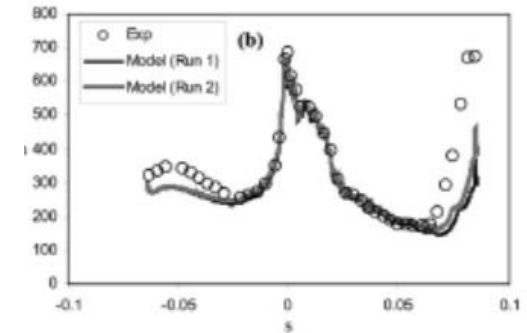
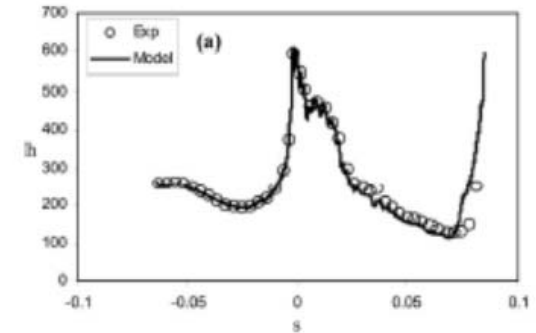
$k_T-k_L-\omega$ модель

VPI

VKI

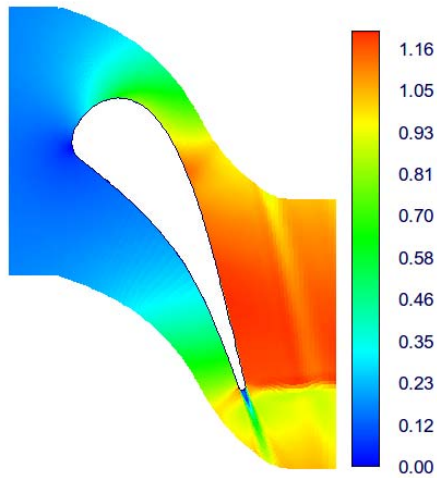


Periodic domain and hybrid 2D mesh for VKI cascade test case

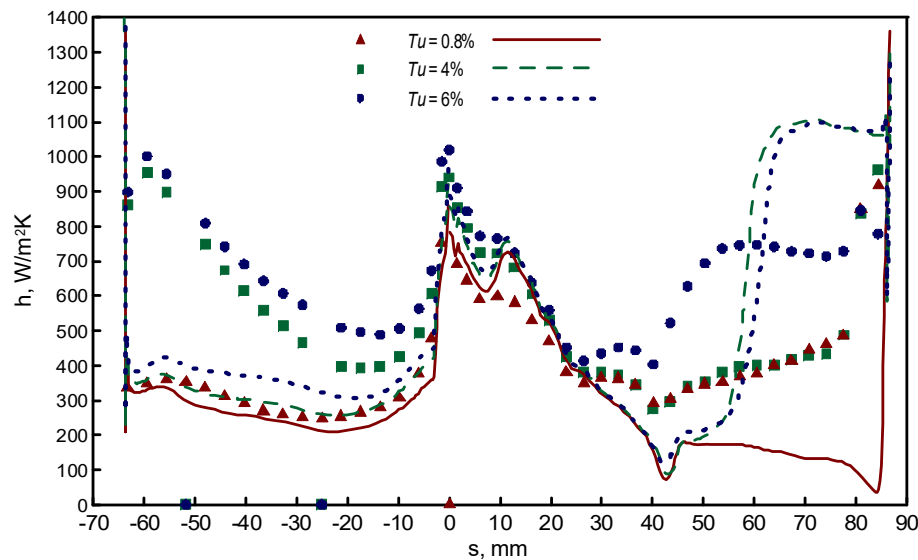
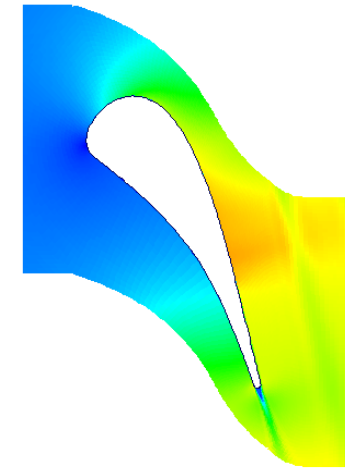


Surface heat transfer coefficient distribution for VKI Cascade test cases with no suction side shock: (a) $Tu_{in}=1\%$, (b) $Tu_{in}=4\%$, and (c) $Tu_{in}=6\%$

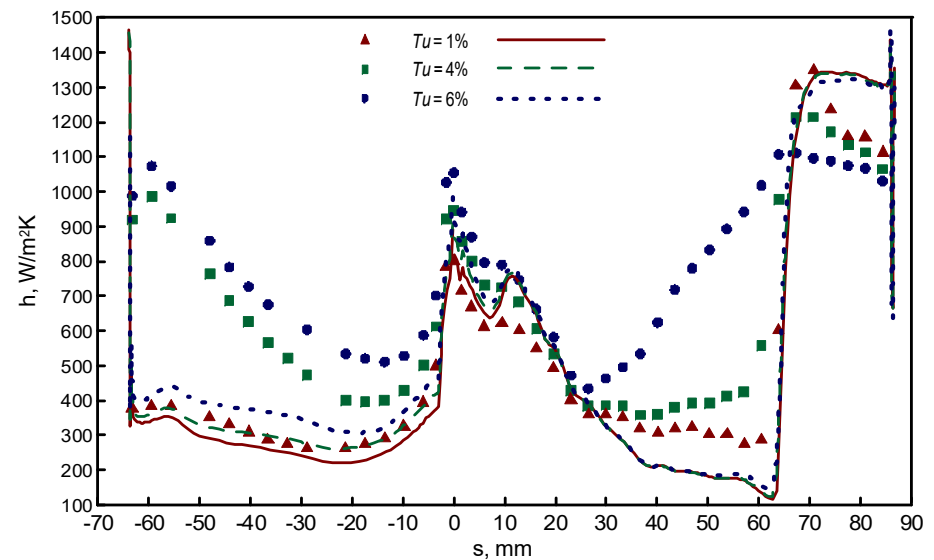
Проблема: зависимость от уровня турбулентности



Модель не в состоянии правильно предсказать изменение теплоотдачи с ростом уровня турбулентности



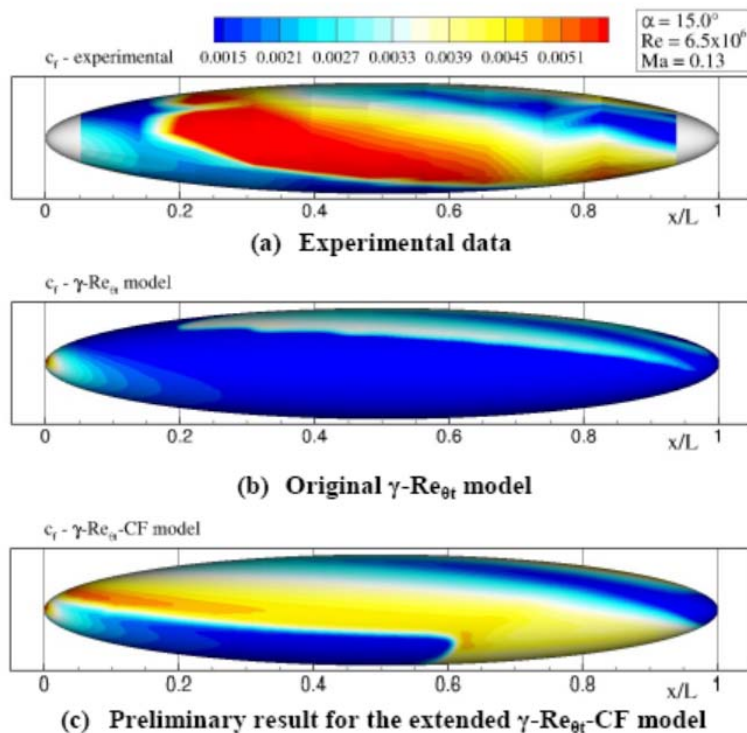
$Re_2 = 2 \cdot 10^6$, $Ma_2 \approx 1.1$ (MUR116)



$Re_2 = 2 \cdot 10^6$, $Ma_2 \approx 0.9$ (MUR247)

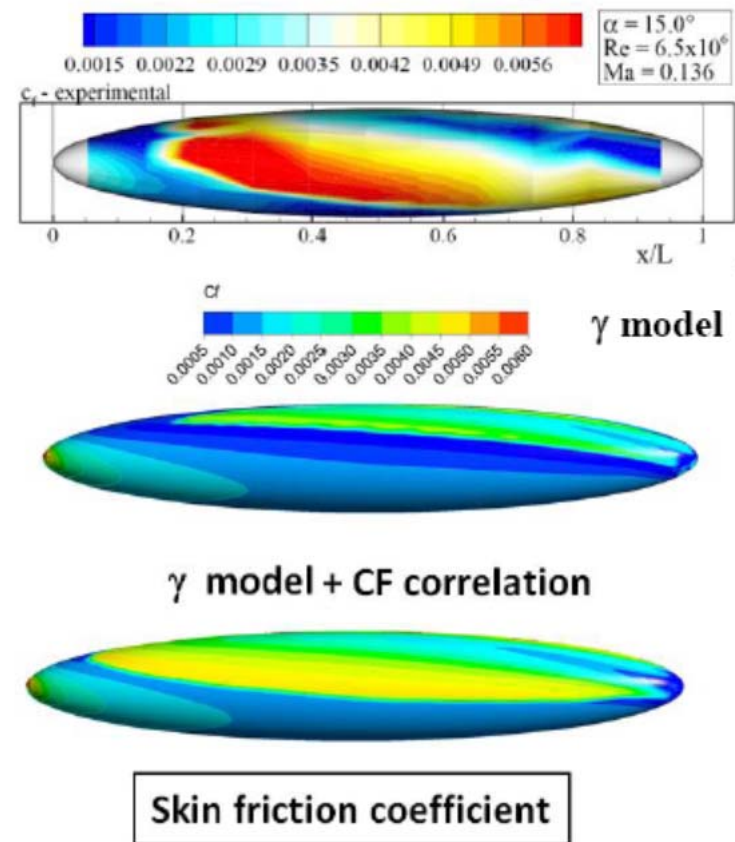
Расчет обтекания наклоненного тела вращения (DLR prolate spheroid)

Применение поправки на неустойчивость поперечного течения заметно повышают точность предсказания коэффициента трения



Skin friction distributions for the 6:1 inclined prolate spheroid:
 $Re = 6.5 \times 10^6$, $\alpha = 15.0^\circ$, CF dominated transition

C. Gabet, A. Krumbein, 2014 (DLR)



F. Menter, P. Smirnov, 2014 (ANSYS)

Резюме

- Существуют различные типы перехода к турбулентности в пограничном слое (естественный, вынужденный, инициированный ламинарным отрывом или поперечной неустойчивостью)
 - Модели перехода должны настраиваться на каждый из них
- Дифференциальные модели перехода, основанные на корреляционных экспериментальных зависимостях, лучше других подходят для решения инженерных задач с помощью современных пакетов программ
- Наиболее успешной в настоящий момент является γ - Re_θ модель
 - Использует только «локальные» характеристики потока
 - Внедрена в большинство кодов (включая CFX и Fluent)
 - Модель протестирована на большом количестве задач
- Даже эта модель далека от совершенства