

Модуль анализа устойчивости пограничных слоев HSFS из пакета HSFlow



ЦАГИ



MIPT
MOSCOW INSTITUTE
OF PHYSICS AND TECHNOLOGY

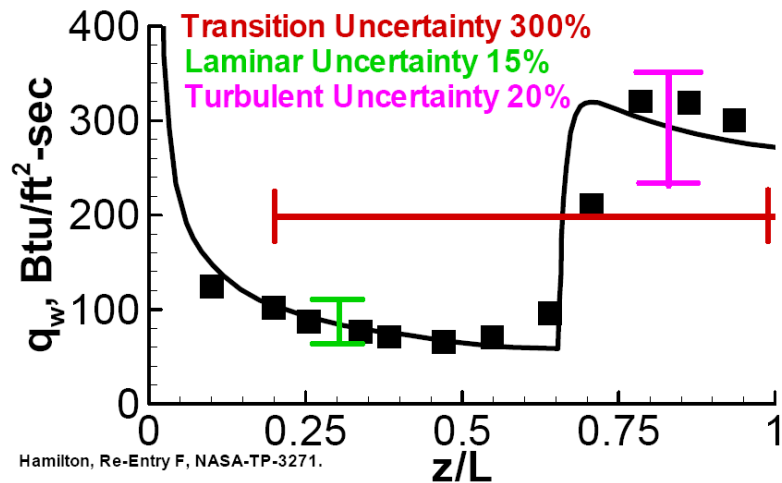
А.Образ

2 декабря 2017г CFD-Weekend, ИПМ, Москва

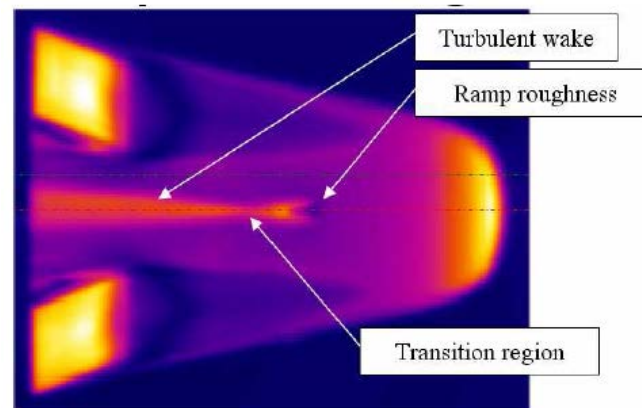
Проблема ламинарно-турбулентного перехода

Aeroheating Rises By a Factor of 3-8 at Transition

13-foot Beryllium Cone at Mach 20 in Reentry
CFD predicts heating well --ONLY IF--
transition location picked to match flight

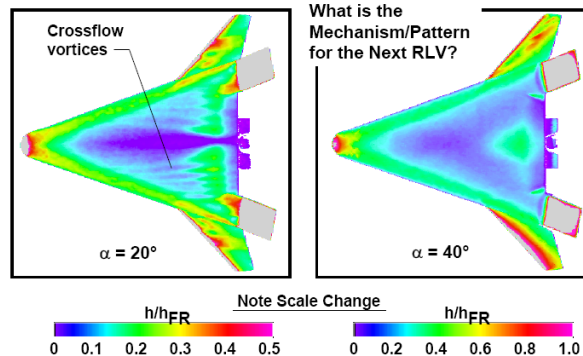


- Переход приводит к увеличению тепловых потоков в несколько раз
- От точности предсказания положения перехода зависит : качество, живучесть, управляемость, вес полезной нагрузки и т.д.



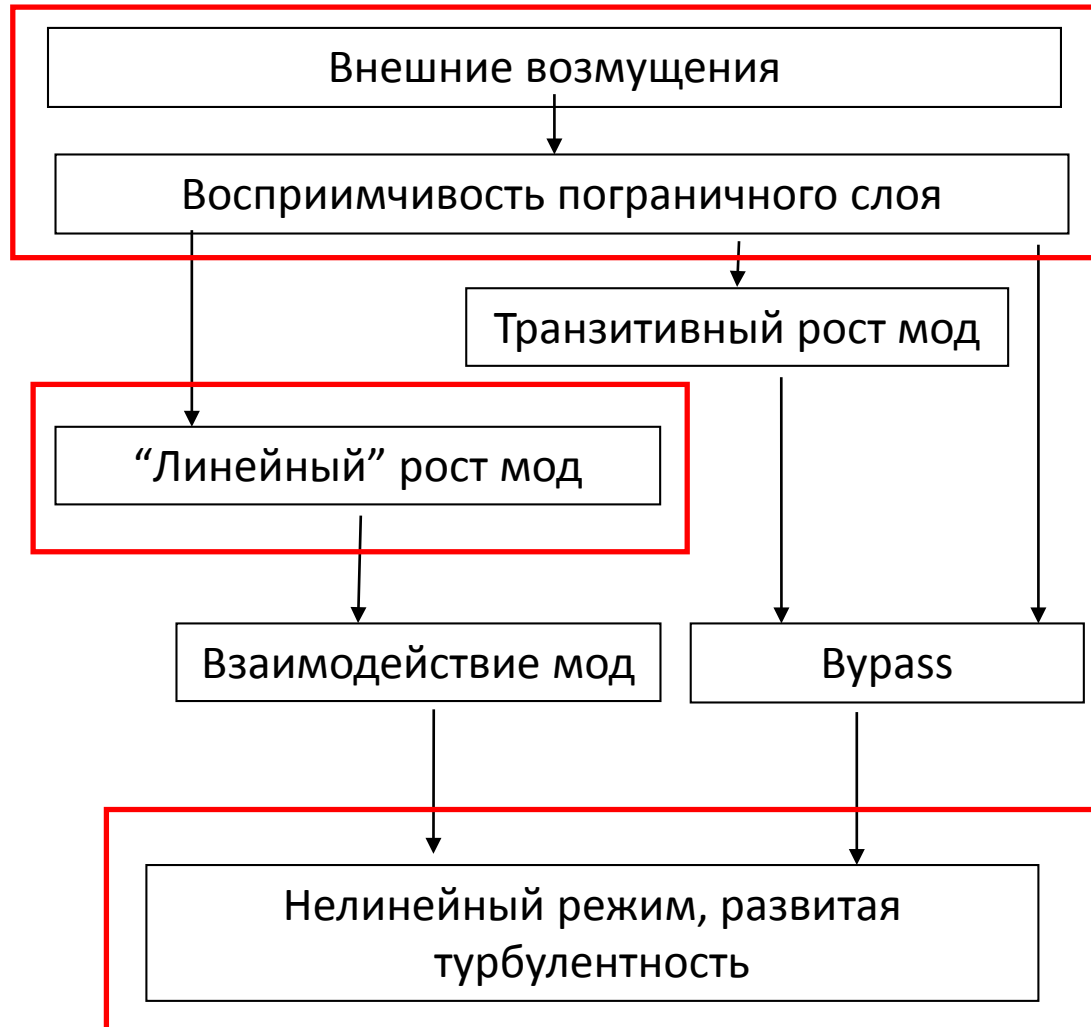
Effect Of Angle-of-Attack on Transition Mechanism for X-33 Rev-F

Mach 6 Expts, Color Prop. to Heating Rate $M_\infty = 6$ $\delta_{BF} = 10^\circ$ $Re_{\infty ft} = 6 \times 10^6$



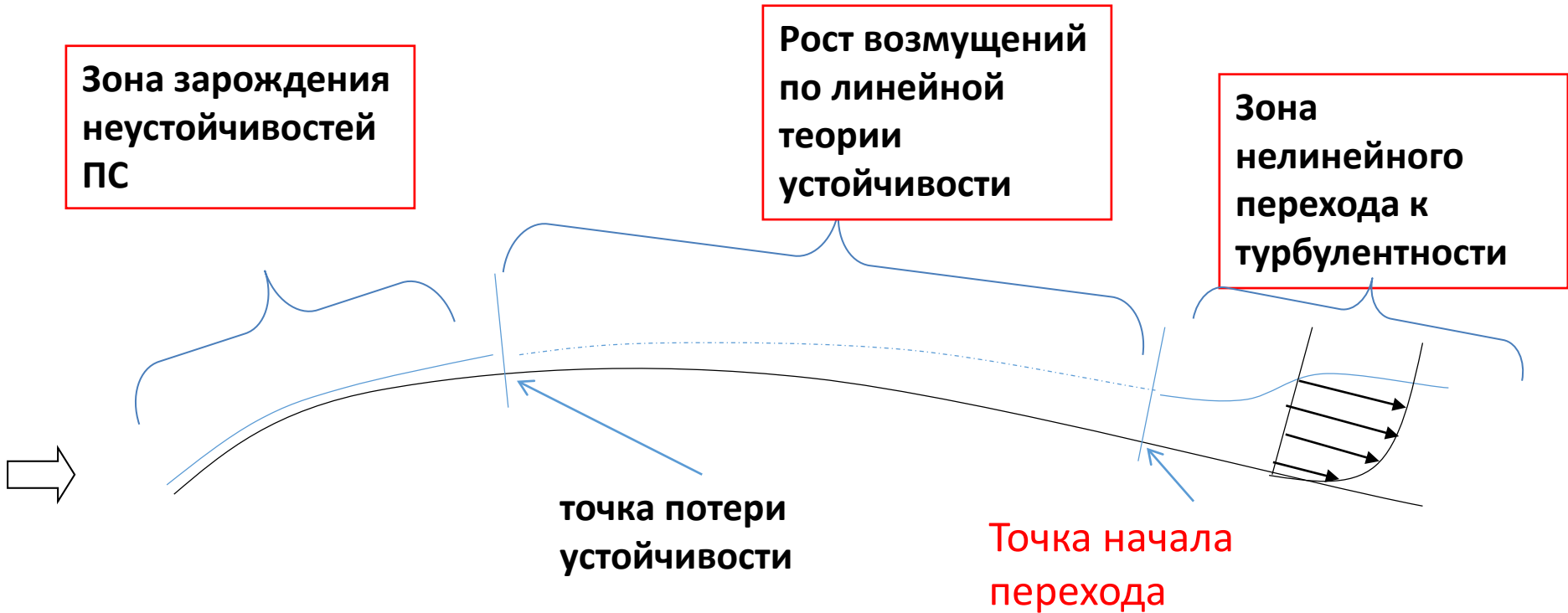
[*] Hamilton, Re-Entry F, NASA-TP-3271

Сценарии перехода*



[*] Morkovin MV, Reshotko E. Herbert T. Transition in open flow systems – a reassessment // Bull. APS, 39(9), p.1882-..., 1994

Схема ЛТП в тихих условиях



- Зона линейного роста в “тихих” условиях – протяженная область
- Точку начала перехода можно оценивать по линейной теории устойчивости

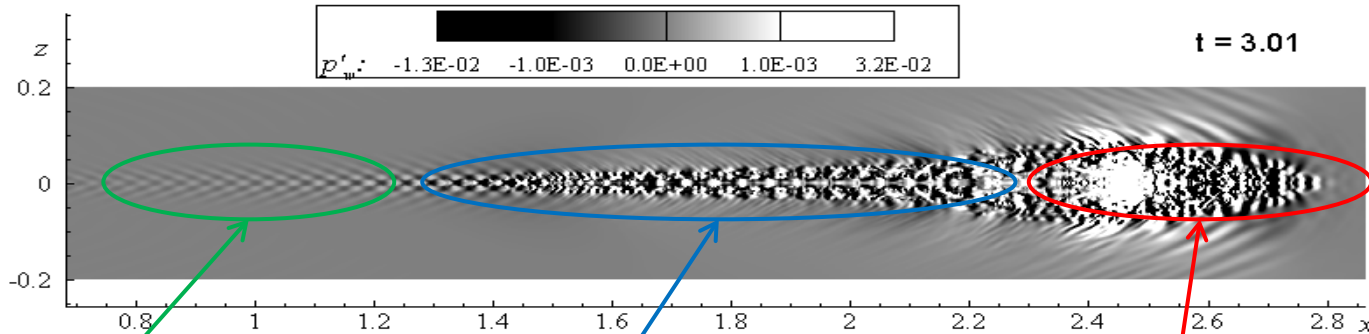
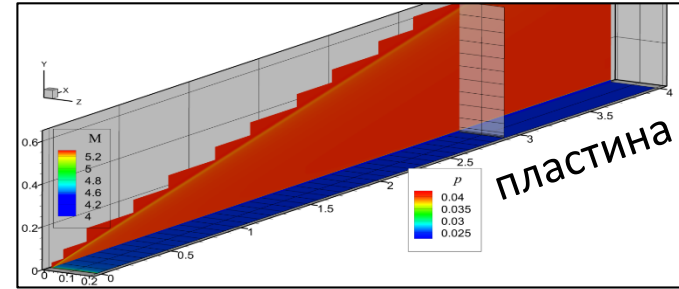
Линейная теория устойчивости

Представление возмущений в пограничном слое:

$$q = \bar{q} + \tilde{q}$$

$$q = \{u, v, w, p, T\}^T$$

$$\tilde{q}(x, y, z, t) = \hat{q}(y) \exp[i(\alpha x + \beta z - \omega t)]$$



Линейная стадия*:
волны первой моды
Мэка

Нелинейная
стадия

“Молодой” турбулентный
клин

[*] DNS расчет всех стадий ЛТП при помощи кода HSFflow

MF-солвер*

- HSFlow** = High-Speed Flow solver (с) НИО-8 ЦАГИ
- Моделирование внешних и внутренних течений сжимаемого вязкого газа с помощью численного решения нестационарных уравнений Навье-Стокса и Рейнольдса 2D и 3D. Учёт неравновесных физико-химических процессов
- Неявный метод конечного объёма 2ого порядка по времени
- Квазимонотонная схема типа Годунова с реконструкцией значений на гранях ячеек по методу WENO 3его порядка точности
- Распад произвольного разрыва на гранях ячеек по методу Roe
- Многоблочные структурированные расчётные сетки в формате CGNS
- Распределённые вычисления на супер-ЭВМ с применением MPI и подпрограмм линейной алгебры PETSc.
- Распараллеливание на уровне блоков.

[*] MF= “Mean Flow”, среднее поле течения

Stability-солвер

- HSFlow Stability (HSFS)** = High-Speed Flow Stability solver (с) НИО-8 ЦАГИ
 - Предсказание положения ЛТП на телах практических конфигураций в “тихих” условиях (полет) и для умеренных значений Tu (трубные эксперименты)
 - Глобальный поиск неустойчивостей
 - Локальный поиск неустойчивостей
 - Различные модели замыкания для e-N метода**
 - Входные данные – расчет MF-солвером ламинарного поля течения вокруг исследуемого тела (Многоблочные структурированные расчётные сетки в формате CGNS)
 - Выходные данные - база данных устойчивости (hdf5)
 - Распараллеливание на параметрическом и геометрическом уровнях
 - Распределённые вычисления на супер-ЭВМ с применением MPI и подпрограмм линейной алгебры PETSc.
-
- Блок анализа DNS-полей возмущений: разложение пакетов неустойчивых волн по биортогональной системе мод

Модель e-N**

Представление возмущений в пограничном слое:

$$q = \bar{q} + \tilde{q}$$

$$q = \{u, v, w, p, T\}^T$$

$$\tilde{q}(x, y, z, t) = \hat{q}(y) \exp[i(\alpha x + \beta z - \omega t)]$$

N-фактор

$$N(s) = \int_{s_0}^s \sigma(x) dx$$

**Цель: Вычисление
Пространственного
инкремента нарастания**
 $\sigma(s) = \sigma(\alpha(s), \beta(s))$
 $s = s(x, z)$

Достижение критического N-фактора => начало ЛТП

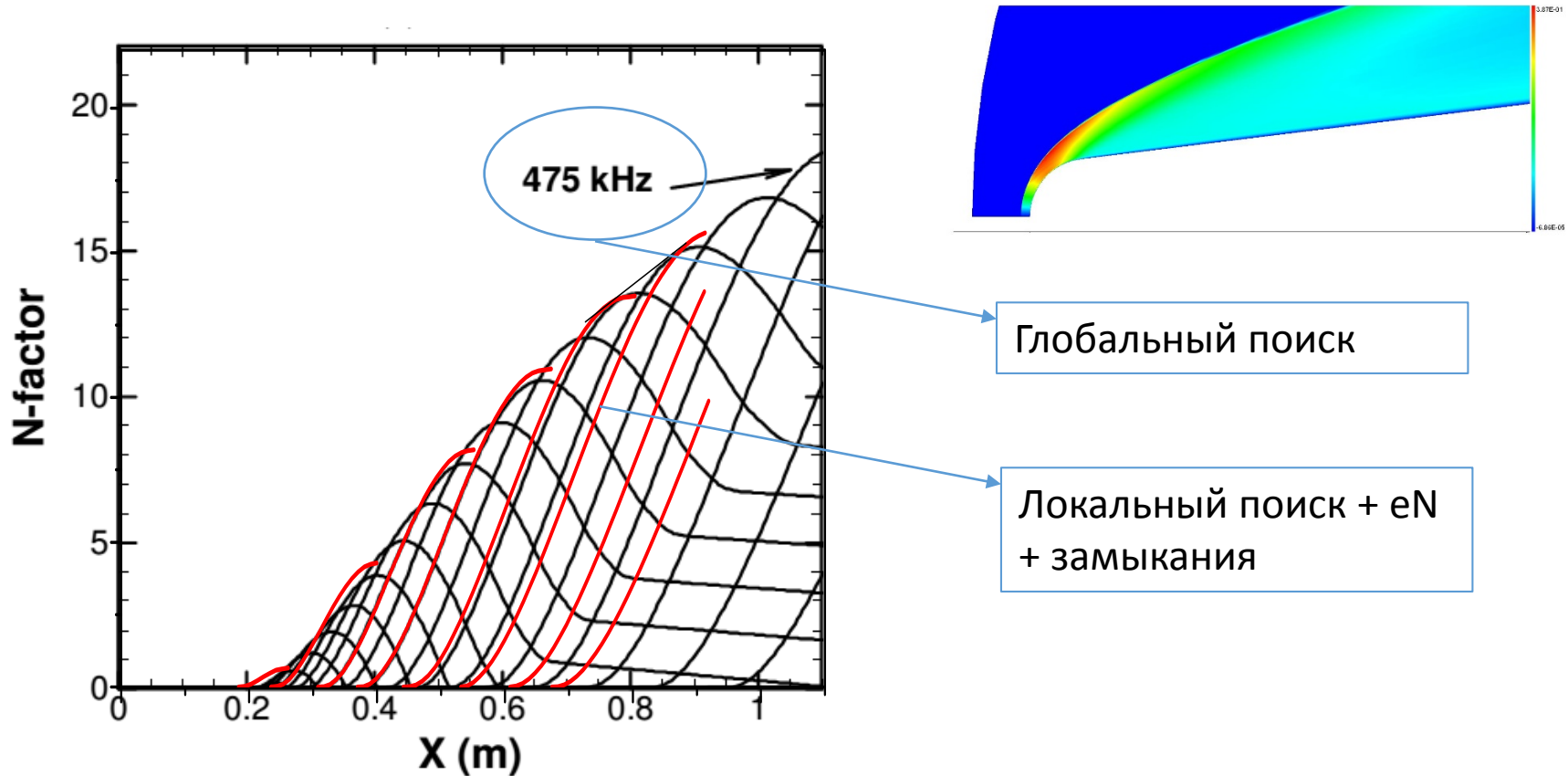
Значение критического N-фактора - эмпирическая константа

* HSFS - High Speed Flow Stability (Solver)

[**] - Smith, A.M.O.: Transition, Pressure Gradient, and Stability Theory. Proceedings IX International Congress of Applied Mechanics, Brussels, Vol.4, 1956, pp. 234-244

Код устойчивости

Расшифровка непонятных фраз



[*] - Meelan Choudhari et al., "Transition Analysis for the HIFiRE-1 Flight Experiment" // AIAA Paper 2011-3414

Глобальный поиск

Численный метод

Уравнения Навье-Стокса:

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial E}{\partial x} + \dots = 0$$

Линеаризация:

$$U = \bar{U} + \tilde{U}$$

$$U = \{u, v, w, p, T\}^T$$

$$\tilde{U}(x, y, z, t) = \hat{q}(y) \exp[i(\alpha x + \beta z - \omega t)]$$

Ур-я устойчивости (Лиза-Линя):

$$\frac{dQ}{dy} = B(y; \omega, \alpha, \beta)Q$$

Ур-я устойчивости в спектральной форме*:

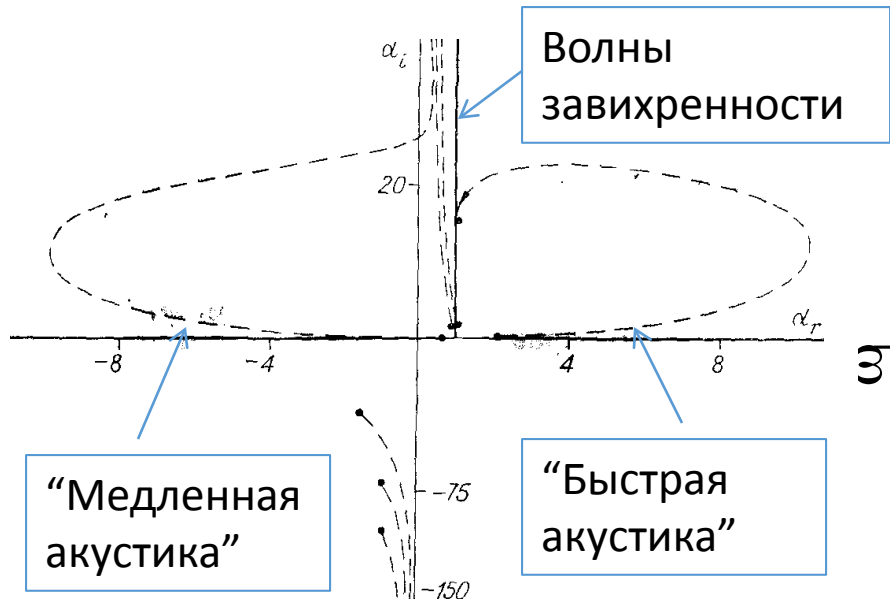
$$A Q_g = \omega B Q_g^{**},$$

$$A h = \lambda h$$

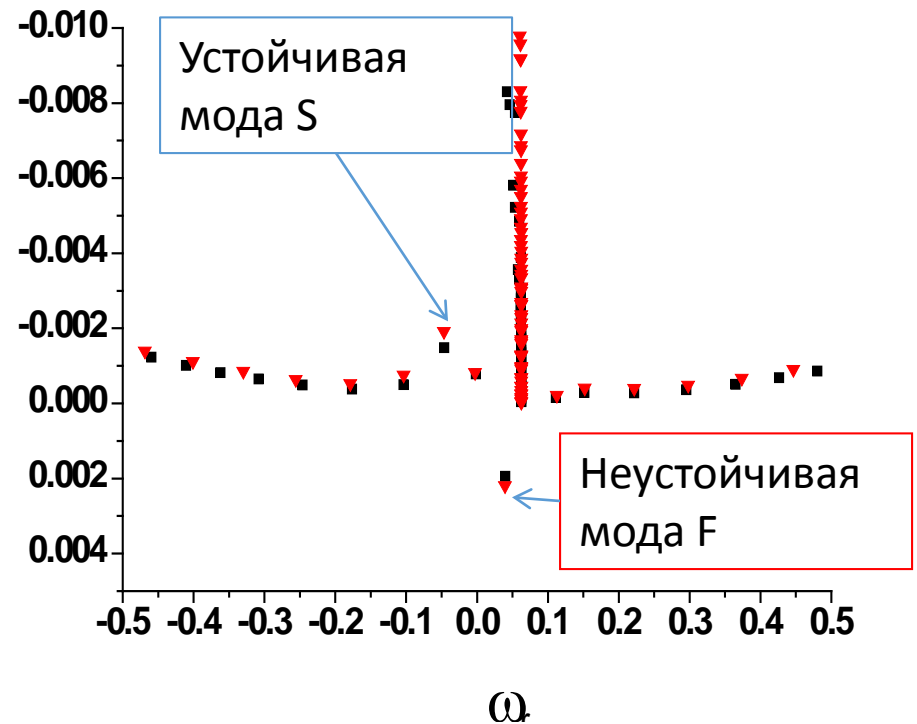
*Malik, Balakumar Stability of three dimensional boundary layers 1991

** PETSC, SLEPSC math libs (Scientific Linear Algebra Eigenvalue Package)

Глобальный поиск



Расчет непрерывного спектра в переменных волнового числа α взятый из [*]. Обтекание пластины, $M=2$, $R=100$, $\omega=1$



Расчет спектра пограничного слоя. Обтекание острого кругового конуса, $M=3.5$, угол атаки $\alpha=1^\circ$, боковая образующая $x=0.5$

*В.Н. Жигулев, А.М.Тумин. "Возникновение турбулентности".- Новосибирск: Наука, 1987

Локальный поиск

Численный метод

Ур-я устойчивости (Лиза-Линя):

$$\frac{dQ}{dy} = B(y; \omega, \alpha, \beta)Q$$

- FDM-метод
- RK-схема
- Ортогонализация базисных функций

Дисперсионное соотношение:

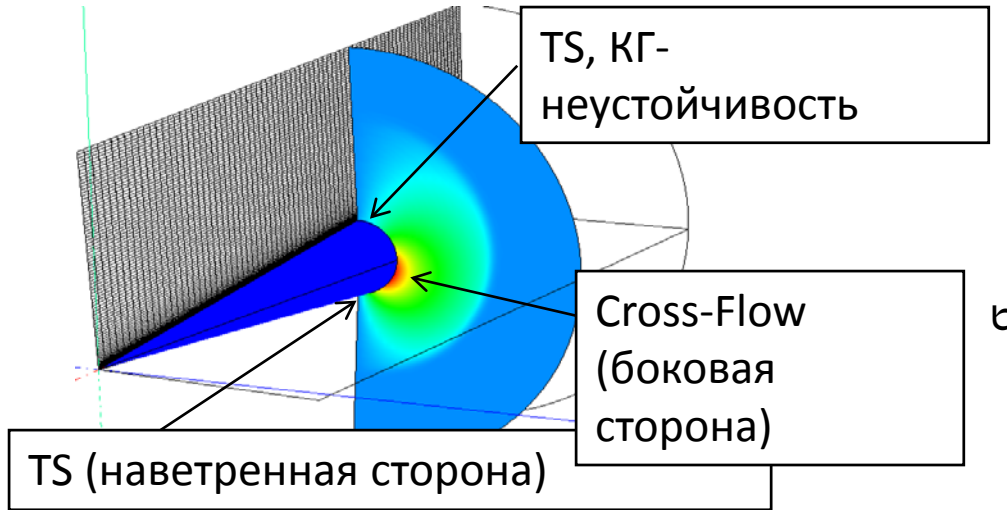
$$F(\alpha^*, \beta^*, \omega^*) = 0$$

- Метод Ньютона

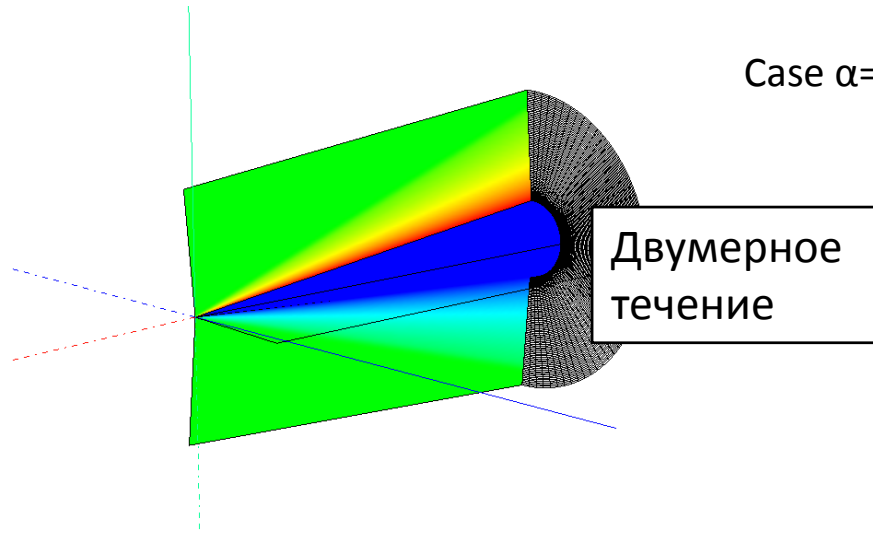
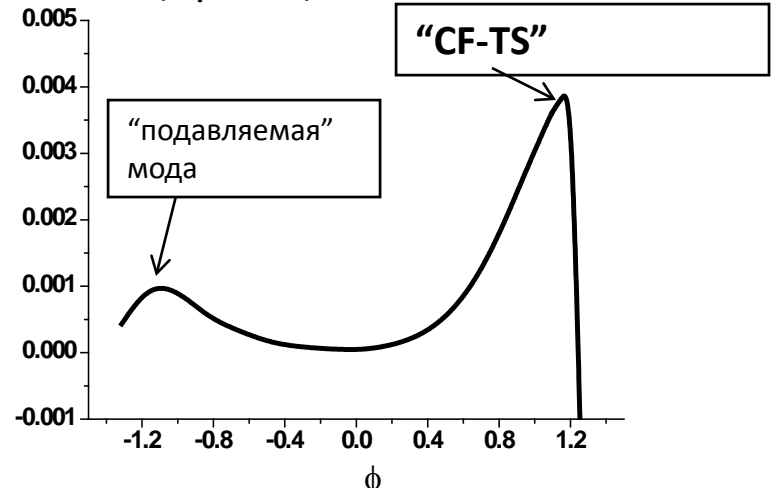
- Гораздо быстрее чем глобальный поиск (1-2 порядка)
- Нужно хорошее начальное приближение для метода Ньютона
- **Глобальный поиск + Локальный поиск = Вычислительное ядро HSFS**

Замыкания для e-N метода

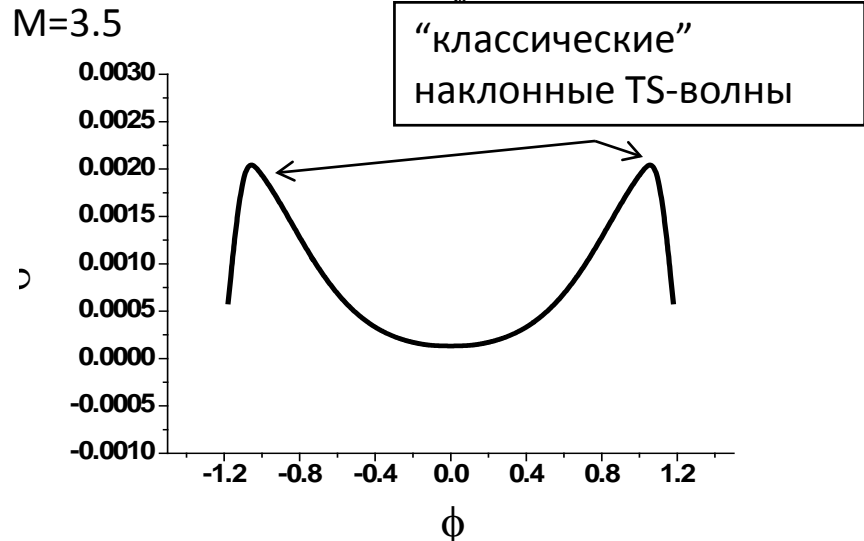
Пример расчета – конус под углом атаки



Инкременты нарастания наиболее неустойчивых мод, $\alpha=1^\circ$, $\phi=90^\circ$, $x=0.9$

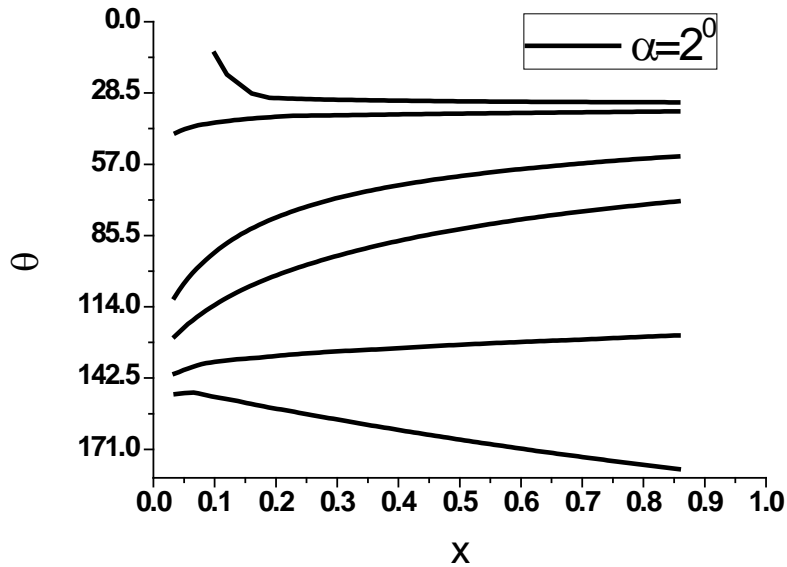
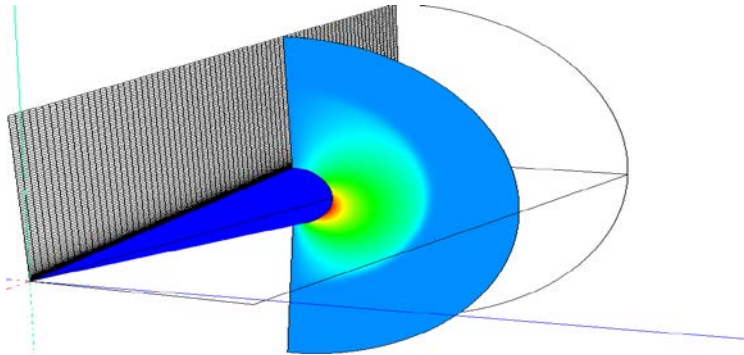


Case $\alpha=0^\circ$, $M=3.5$



Замыкания для e-N метода

Выбор траекторий интегрирования



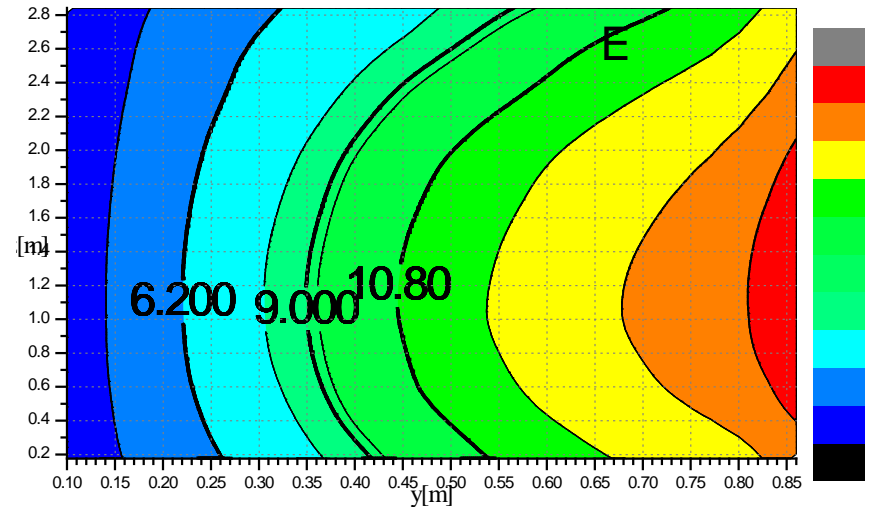
Траектории волновых пакетов по групповой скорости, $\text{AOA} = 2^\circ$

Параметры течения:

$$M_\infty = 3.5; L^* = 1m$$

$$T_0 = 300K;$$

$$T_w = T_{ad}$$



Поверхности уровня N-фактора на развертке конуса; $\text{AOA} = 0.6^\circ$; $N=9$ — начало ЛТП

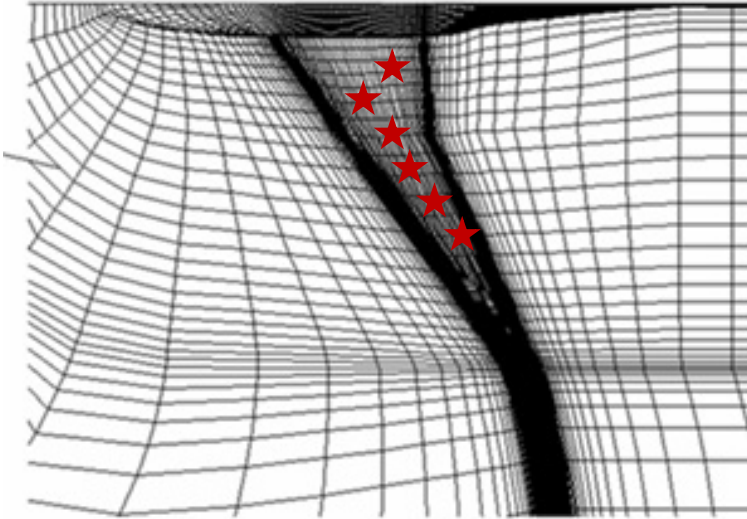
Схема e-N расчета на практике

Пакет программ HSFlow



Распараллеливание

Пакет программ H5Flow



Выбор границ для глобального поиска:

- N_g реперных точек на поверхности
- Диапазон частот ω : $\omega_{\min} < \omega < \omega_{\max}$, N_w точек
- Диапазон волновых чисел β : $\beta_{\min} < \beta < \beta_{\max}$, N_b точек

$$N = N_t * N_g * N_w * N_b$$

proc0

proc1

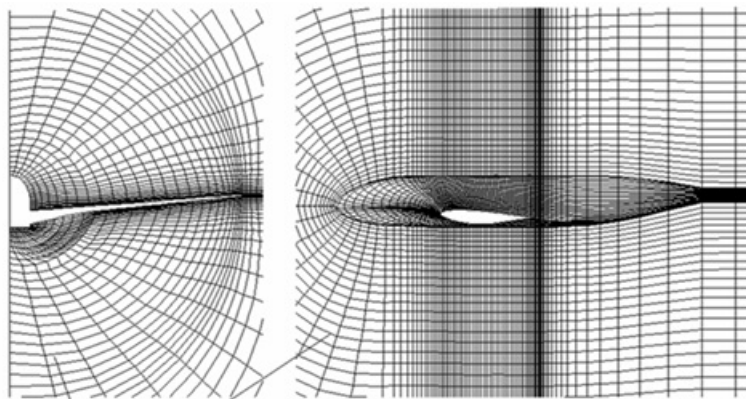
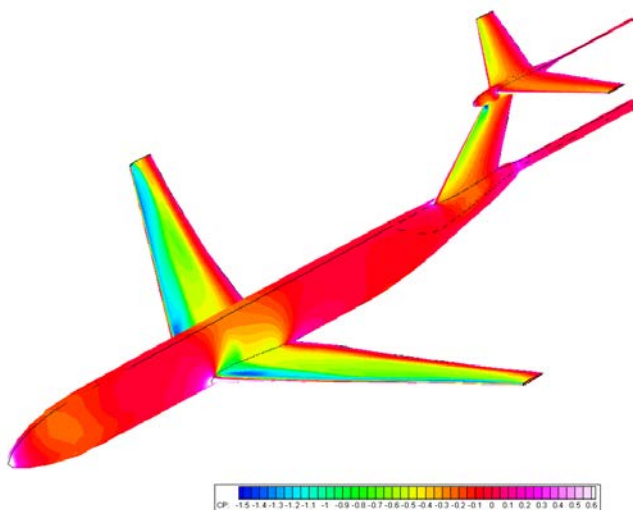
procJ

- MPI код
- Абсолютная масштабируемость

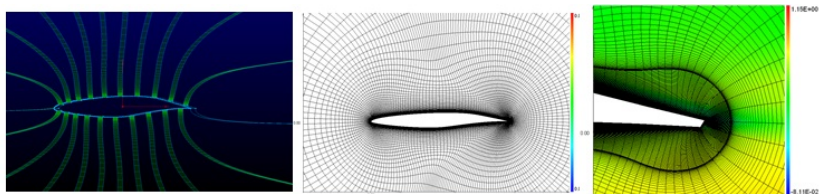
Stab.h5 *

Примеры расчетов

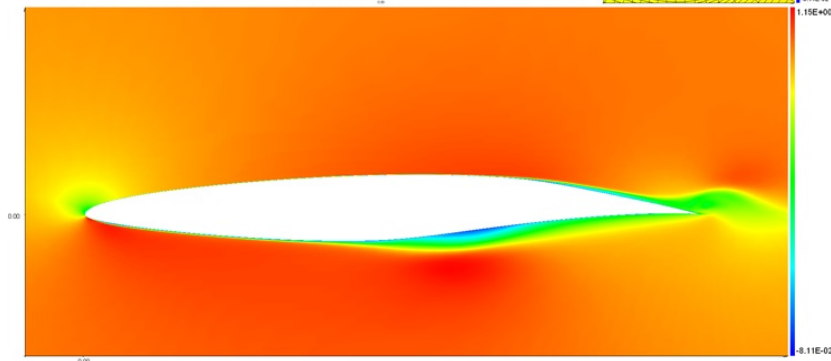
Крылья, BLWF+HSFS и HSFlow+HSFS



BLWF: ур-я Эйлера+ ур-я ПС, внешняя сетка



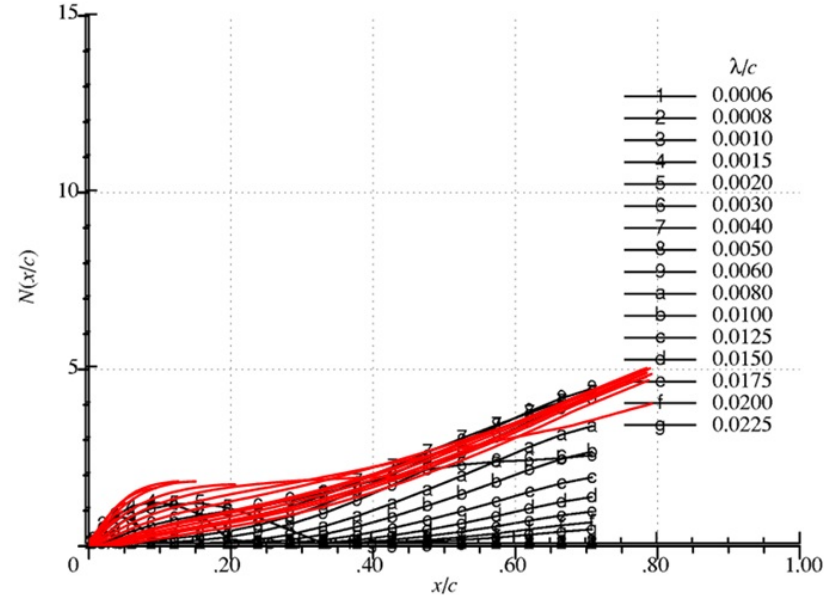
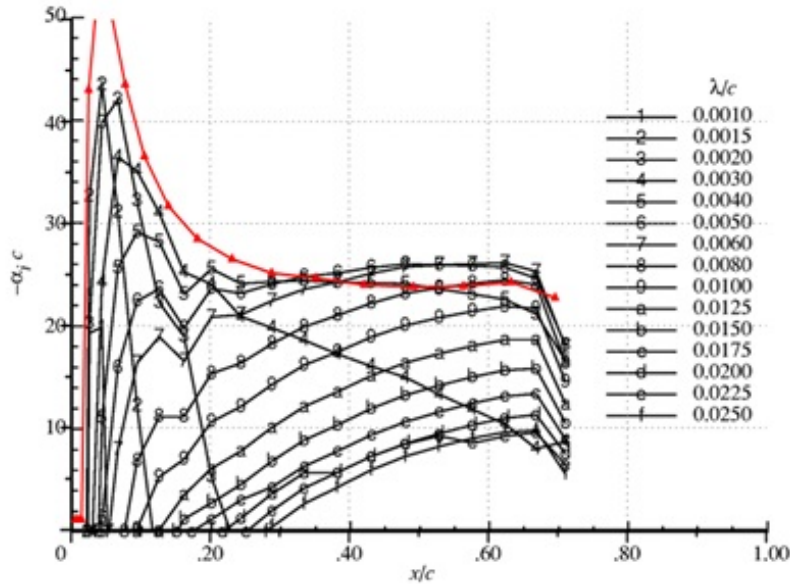
HSFlow: расчет бесконечного стреловидного крыла NLF415, ламинарная сетка



TODO: Сравнение с экспериментом по ЛТП на крыле

Примеры расчетов

Стреловидное крыло, крыло+фюзеляж NLF415 сравнение с [*]



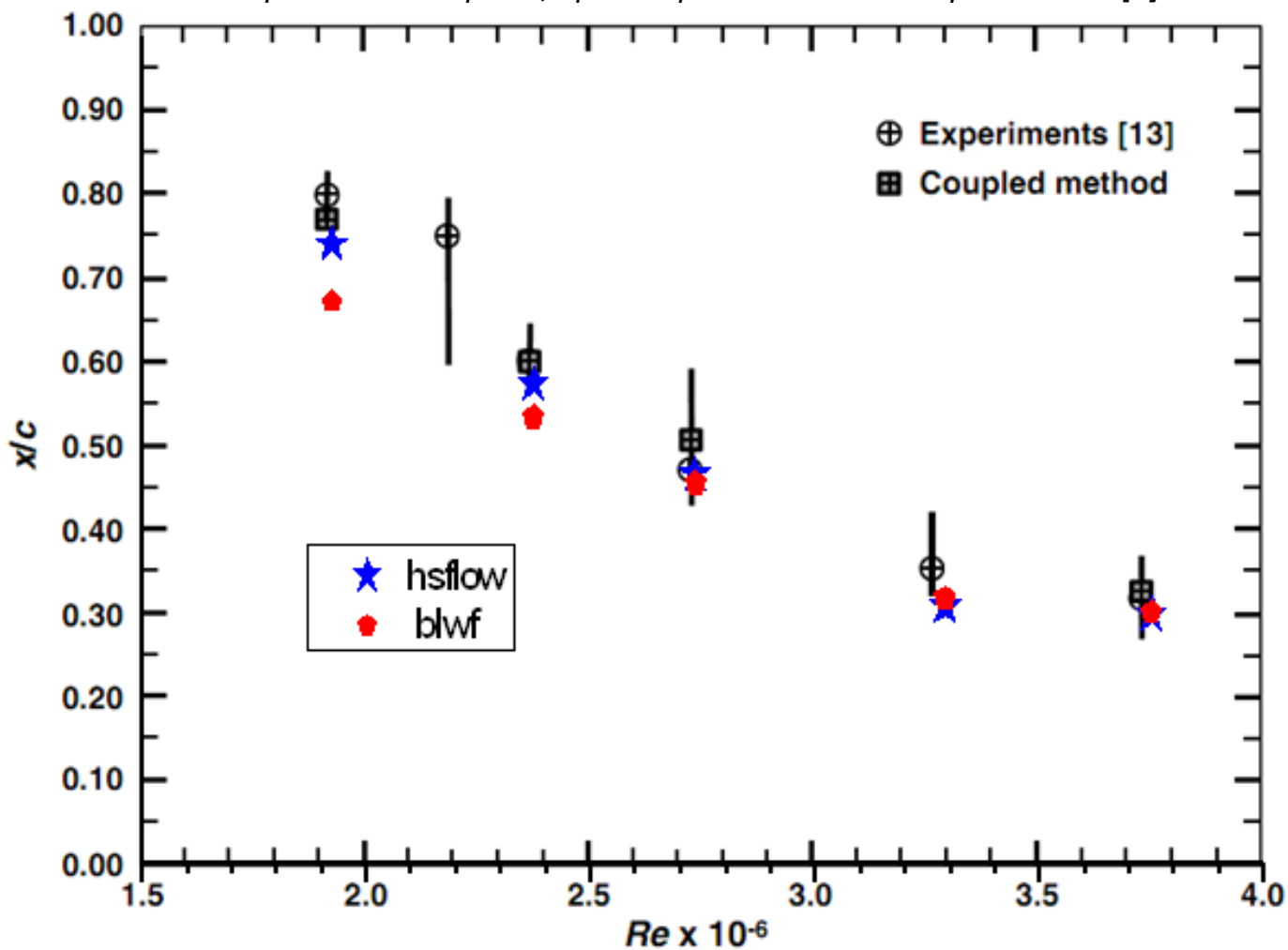
Максимальные инкременты
нарастания.
Число Рейнольдса $Re=3.81 \times 10^6$, угол
атаки $\alpha = -4^\circ$

N-факторы.
Число Рейнольдса $Re=3.81 \times 10^6$, угол
атаки $\alpha = 0^\circ$

[*] – Dagenhart J.R., Saric W.S. Crossflow stability and transition experiments in swept-wing flow// NASA TP-1999-209344, 132 p

Примеры расчетов

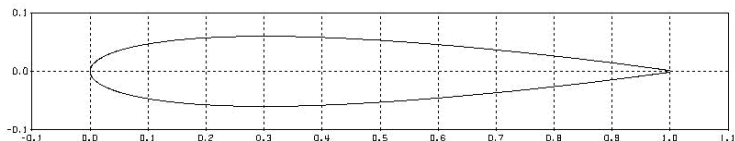
Стреловидное крыло, крыло+фюзеляж NLF415 сравнение с [*]



Зависимость положения перехода от единичного числа Re , угол атаки $\alpha = -4^\circ$

Примеры расчетов

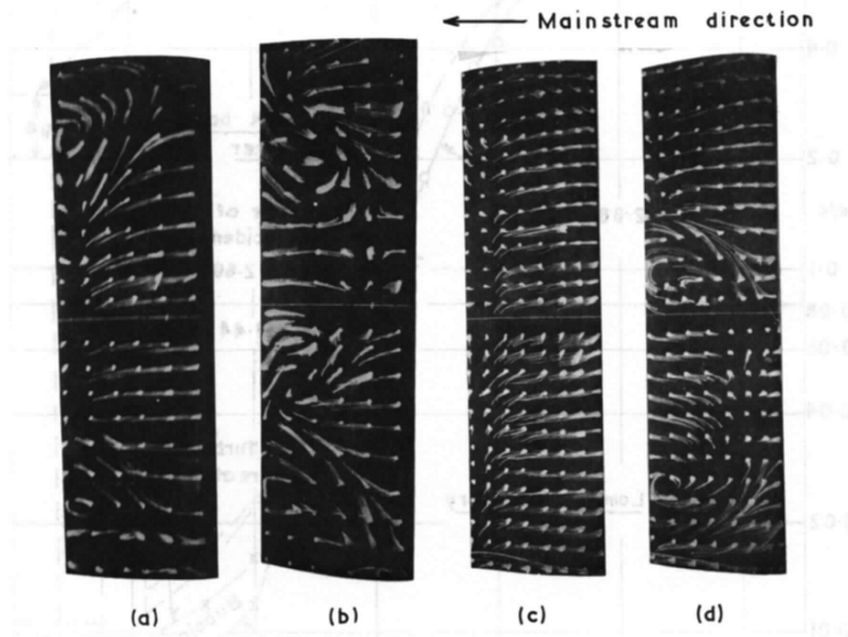
Прямое крыло, крыло+фюзеляж NACA0012 сравнение с [*]



Параметры течения:

$$M \sim 0.2$$

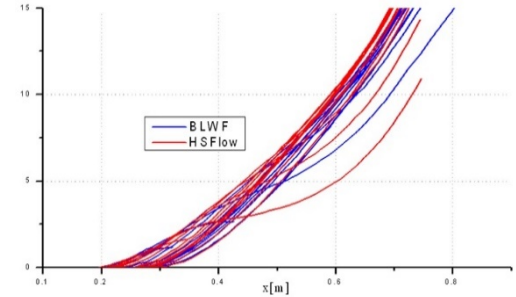
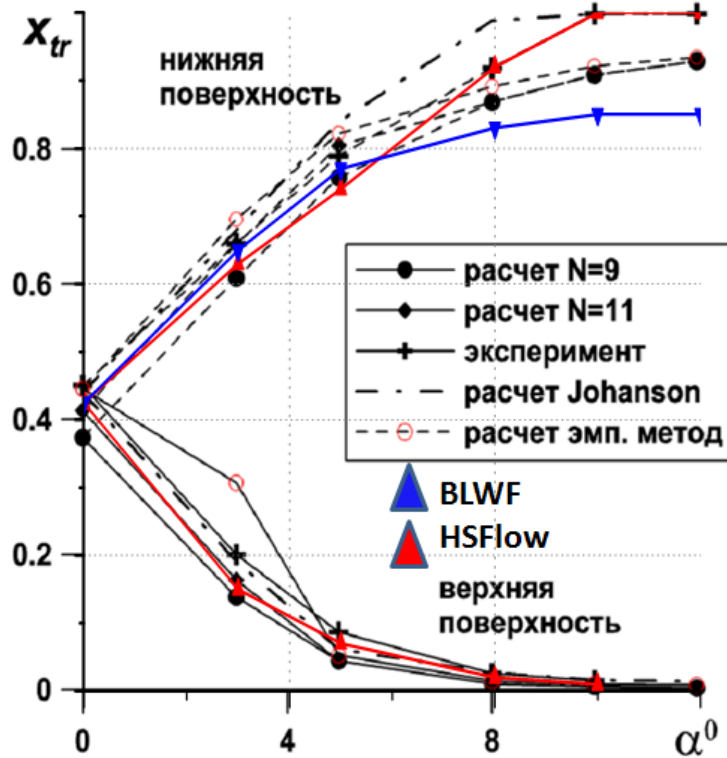
$$Re_c \sim 3 \times 10^6$$



[*] – Gregory N., O’Reilly C.L. Low-speed aerodynamic characteristics of NACA0012 airfoil section including the effect of upper-surface roughness simulation hear frest// Tech rep., NFL AERO Rept. 1308, 1970

Примеры расчетов

Прямое крыло, крыло+фюзеляж NASA0012 сравнение с экспериментом

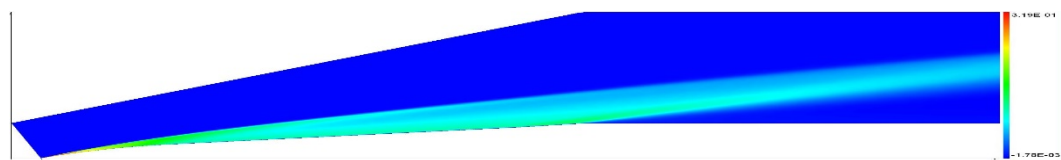


Типичное
распределение N-
фактора по крылу

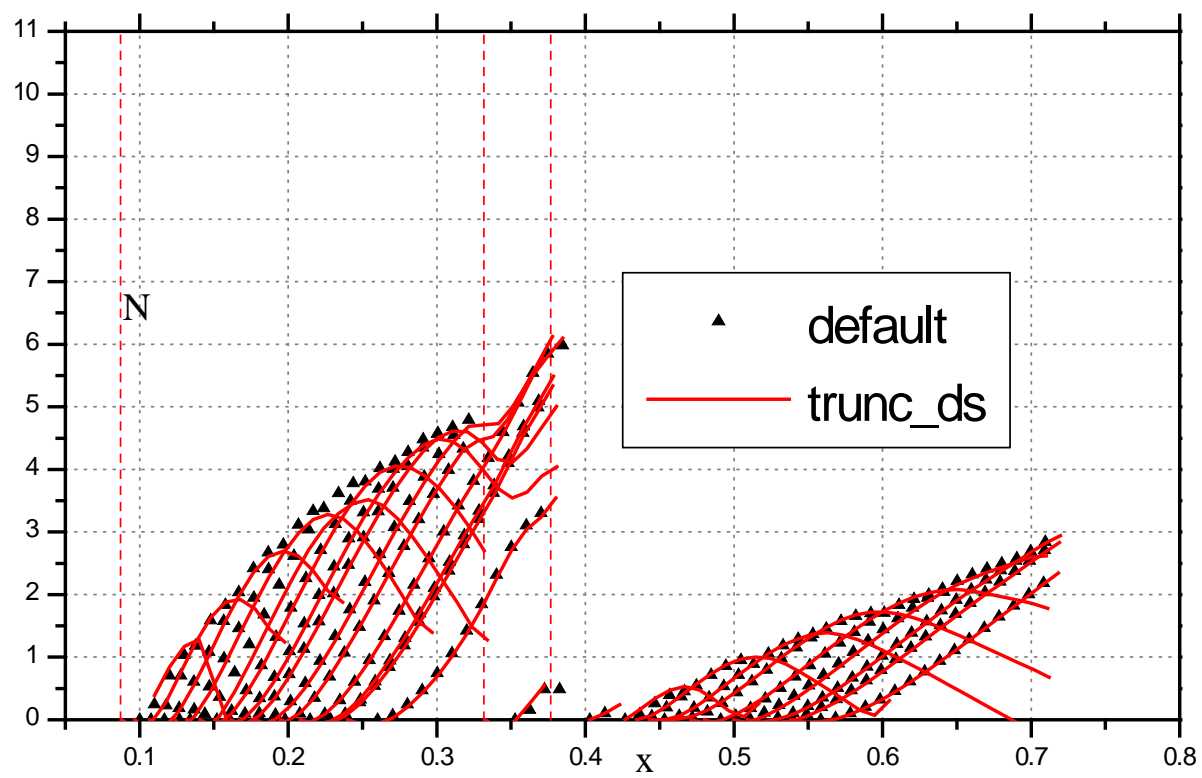
Зависимость положения перехода от угла атаки,
 $Re=3млн$

Примеры расчетов

Тело оживальной формы, сравнение с экспериментом (УТ1М ЦАГИ)



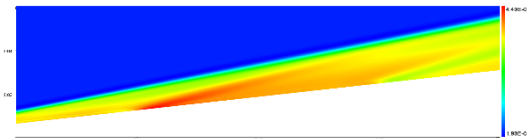
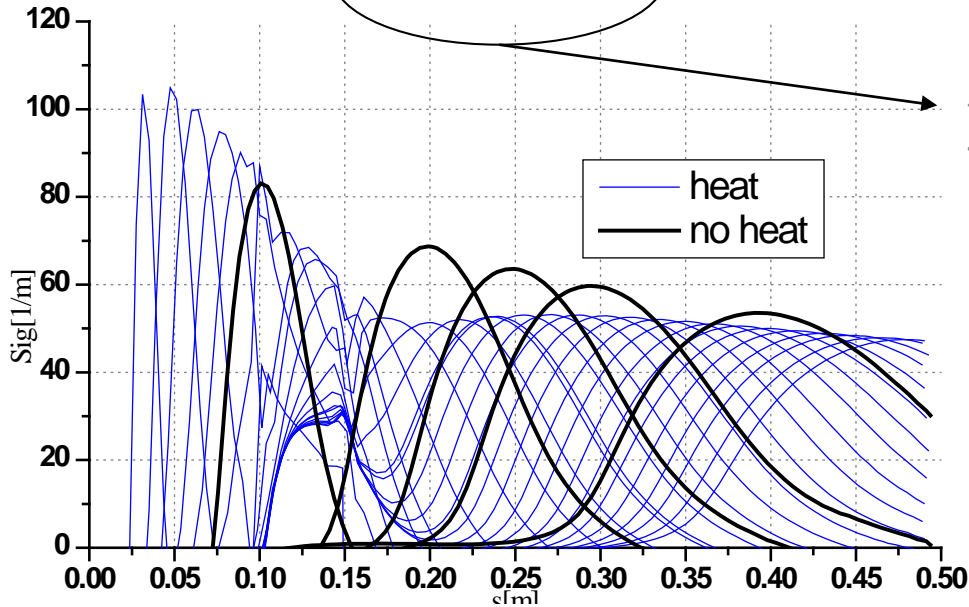
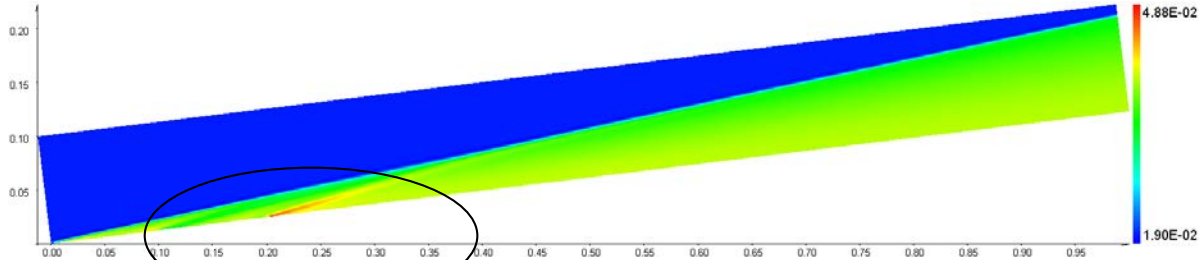
Параметры
течения:
M=6
Tw=300 K



N-факторы. Число Рейнольдса $Re=1.81 \times 10^7$, угол атаки $\alpha=0^\circ$

Примеры расчетов

TransHyperian



Free Stream Parameters:

$$M_{\infty} = 6$$

$$L^* = 0.5M$$

$$T_0 = 360K$$

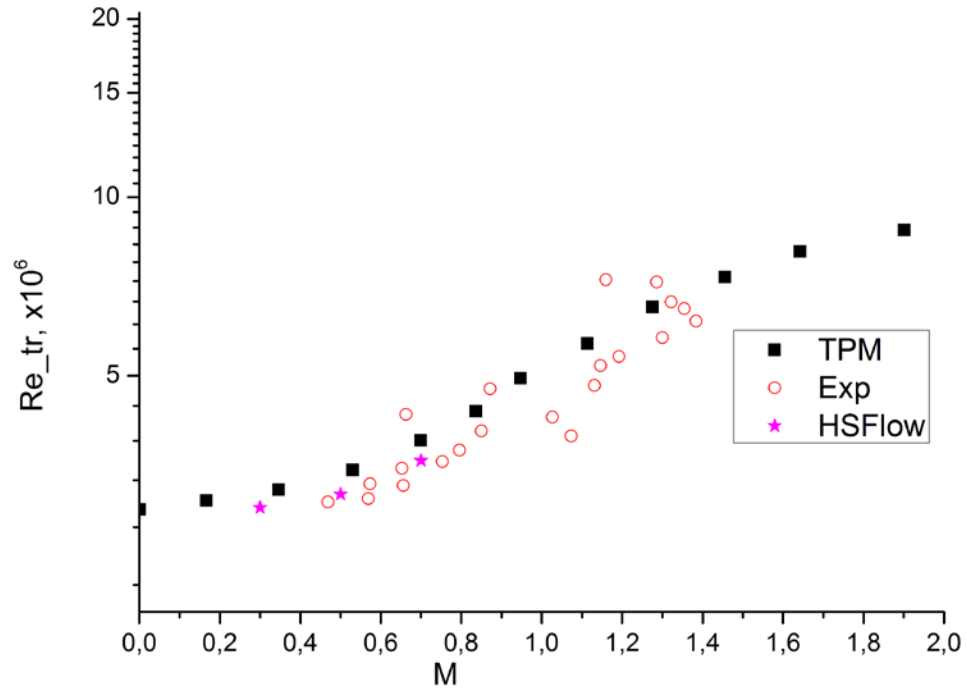
$$T_{\infty} = 44K$$

$$T_w = 290K$$

Spatial Dimensional Growth rates; Flow past sharp angular cone with a patch of heated/cooled surface

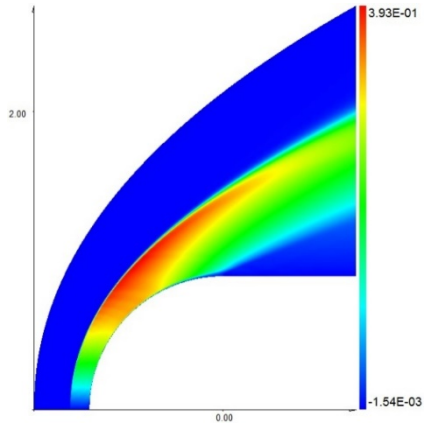
Примеры расчетов

Каноническая конфигурация – острый конус, эксперимент в Т128 ЦАГИ

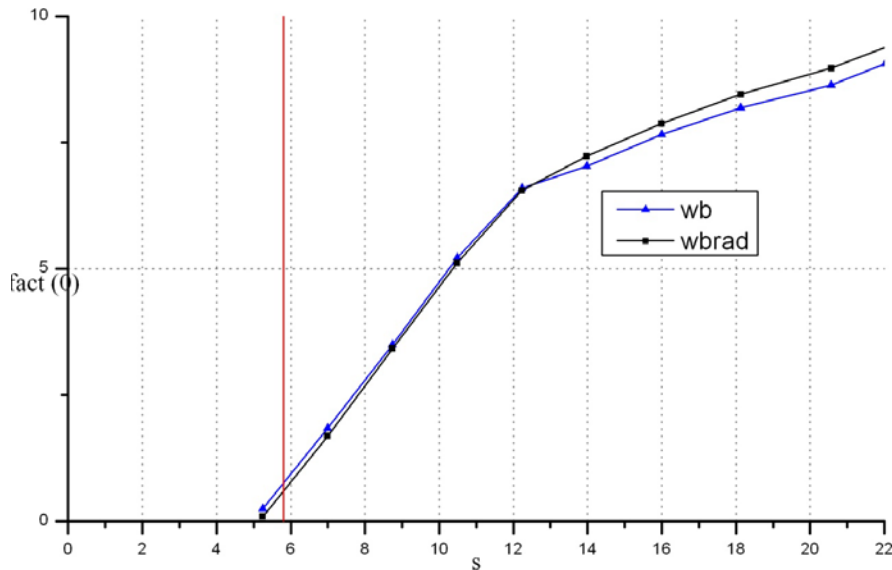
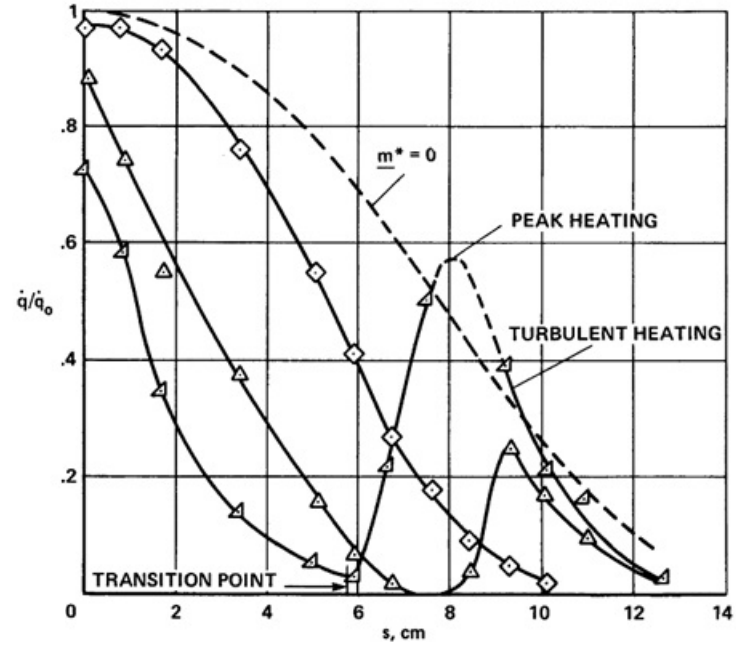


Примеры расчетов

Сфера+цилиндр, эксперимент*, моделирование абляции вдувом



Параметры
течения:
 $M=7.32$
 $T_w=300\text{ K}$



Корреляция N-факторов
с экспериментальными
данными

*George E. Kaattari. Effects of mass addition on blunt body boundary layer transition and heat transfer. // NASA Technical paper 1139. 1978.

Моделирование перехода в RANS

CFD-community:

- Мы любим RANS
- LST* ? Нет, спасибо
- Перемежаемость ? Если удобно сделать как в RANS
- ...
- Итог :
 - gamma-Reteta
 - K-omega SST with trans
 - Как вернуться к физике?

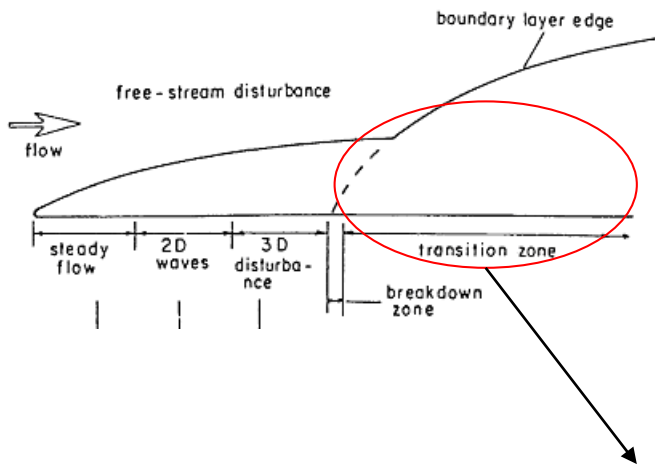
Stability-community:

- Мы любим физику
- LST* ? Дайте два !
- Перемежаемость ? Само собой
- ...
- Итог :
 - e-N
 - Как зайти в RANS ?

*-Linear Stability Theory

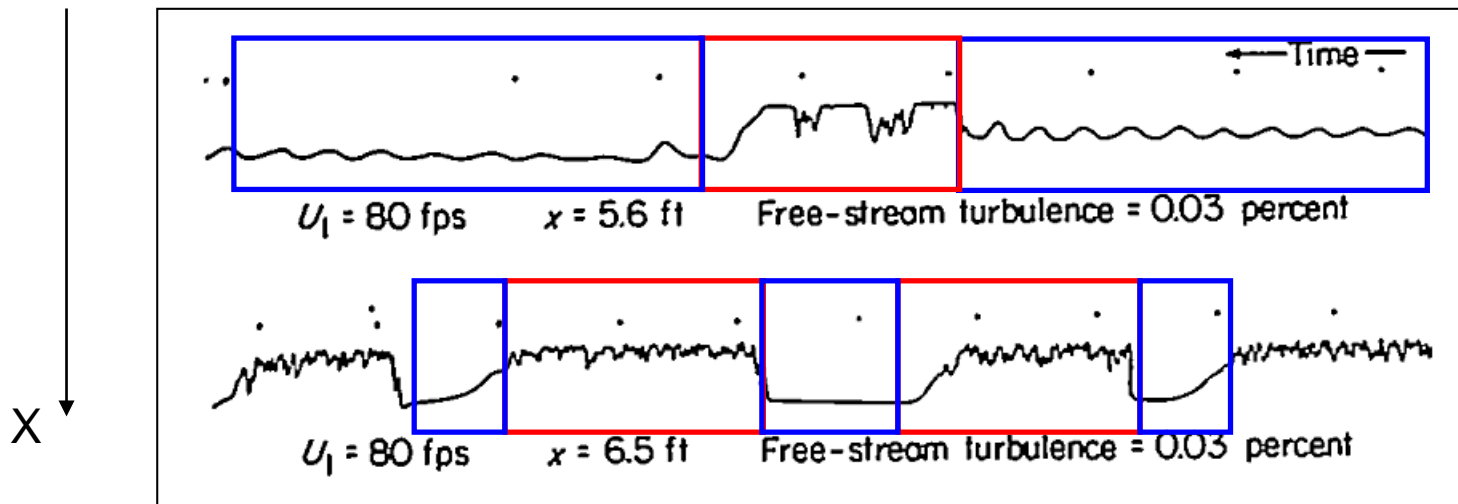
Перемежаемость

Рисунки из [*]



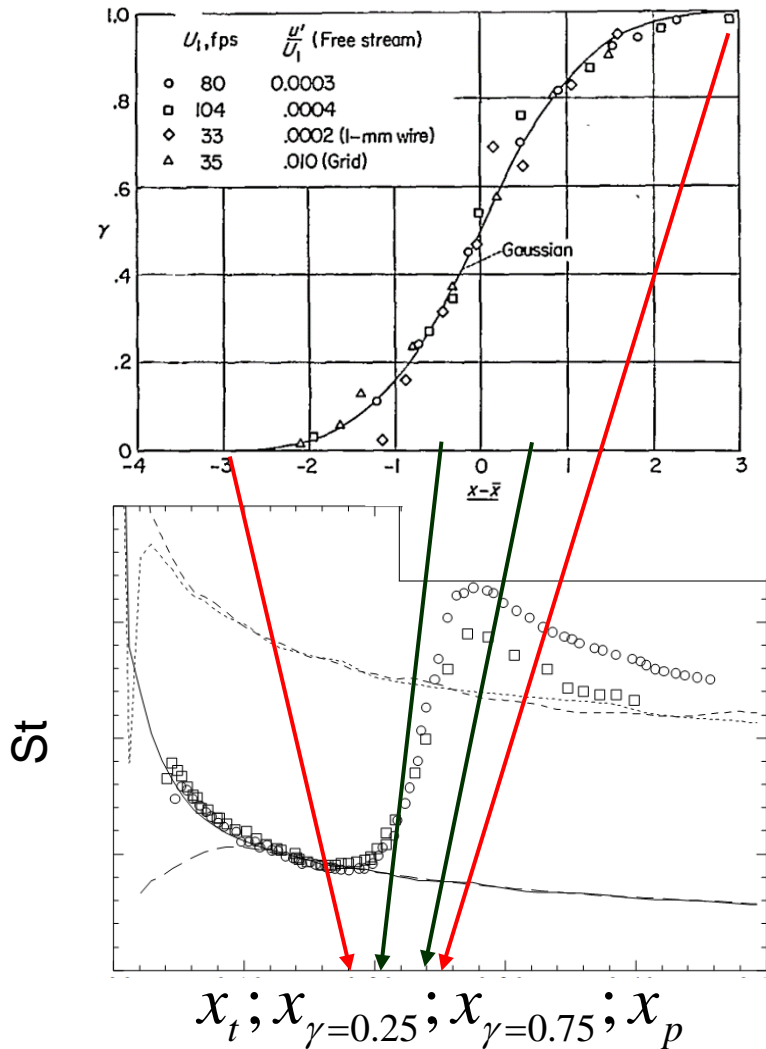
$$\gamma = \frac{\sum \Delta t_{turb}}{T}$$

$$T = \sum \Delta t_{turb} + \sum \Delta t_{lam}$$



[*] - G. B. Schubauer and P. S. Klebanoff, "Contributions on the Mechanics of Boundary Layer Transition," NACA-1289, 1955

Моделирование перемежаемости



- Emmons* :

$$\gamma = 1 - \exp \left[\iiint g(x, z, t) dV \right]$$

- Narasimha** :

$$\gamma = 1 - \exp \left\{ -\frac{\sigma^*}{U_\infty^*} g_n^*(x_t^*)(x^* - x_t^*)^2 \right\}$$

$$\gamma = 1 - \exp \left\{ -0.41 \frac{(x - x_t)^2}{\lambda_N^2} \right\}$$

$$\lambda_N = x_{\gamma=0.75} - x_{\gamma=0.25}$$

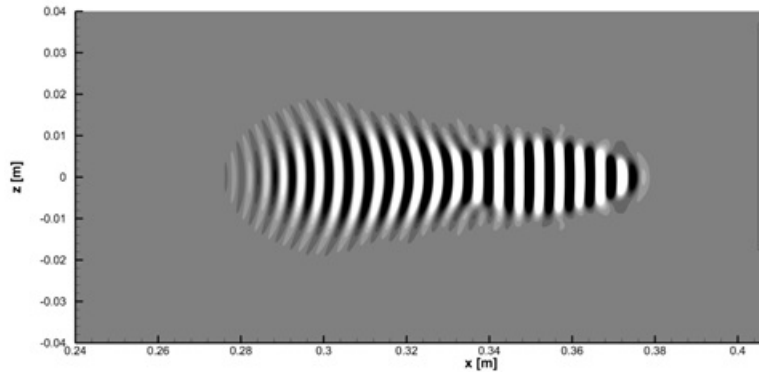
[*] Emmons H. "The Laminar-Turbulent Transition in a Boundary Layer" //J. Aerospace Sci. V18 N7 pp. 490-498, 1951

[**] R. Narasimha, S. Dhawan, "Some Properties of Boundary Layer Flow During the Transition from Laminar to Turbulent Motion," *Journal of Fluid Mechanics*, vol. 3, pp. 418-436, 1958.

Стадии ЛТП

Линейный рост:

TS, Mack modes etc



Опишем эту стадию в LST

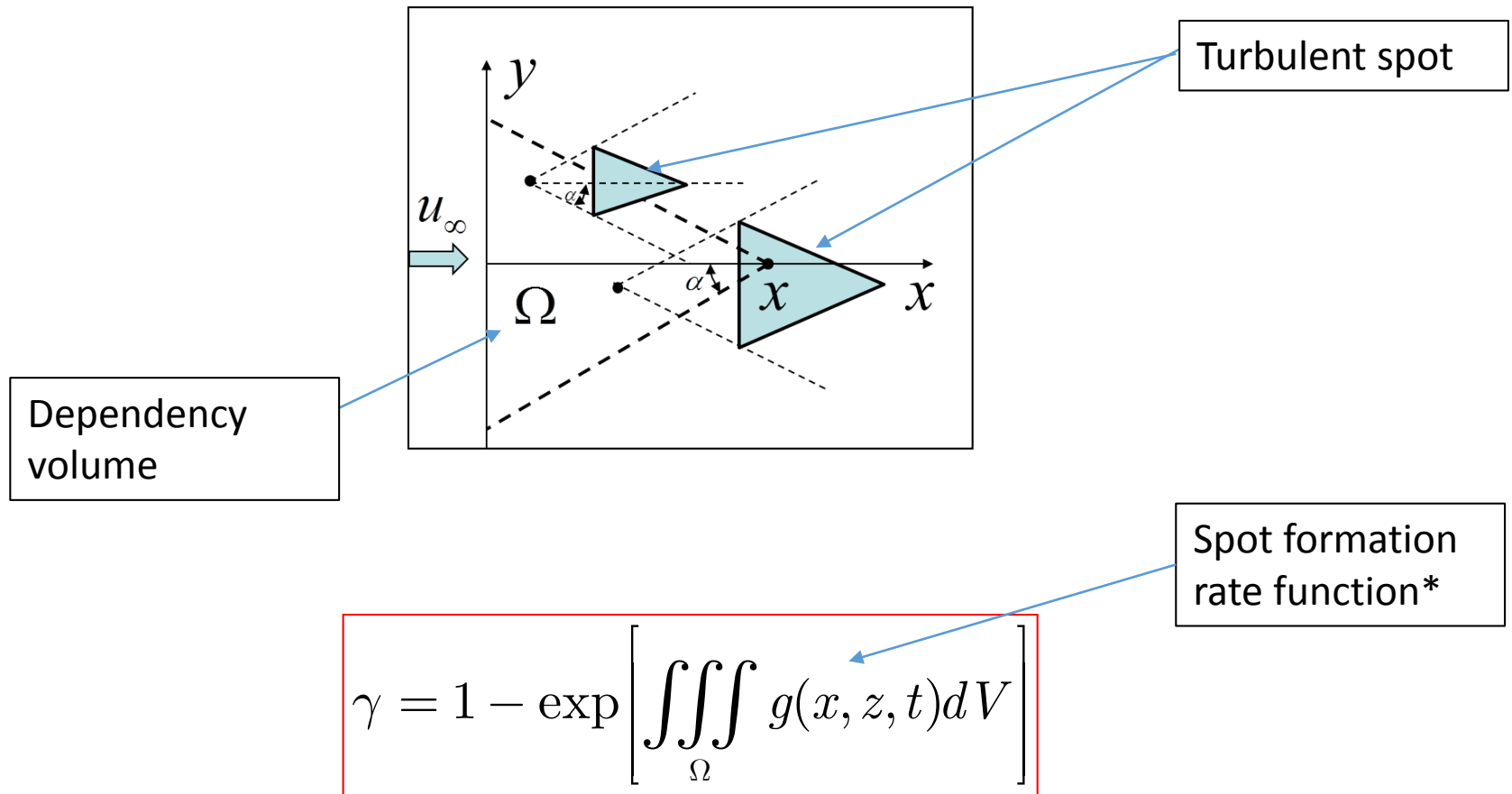
Нелинейный распад:

Турбулентные пятна



Стохастическое моделирование
сигналов-турбулентных пятен

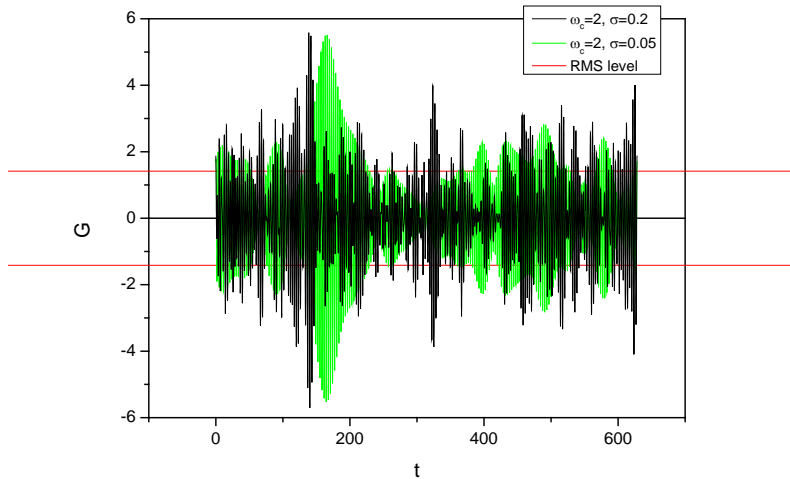
Моделирование турбулентных пятен



[*] Emmons H. "The Laminar-Turbulent Transition in a Boundary Layer" //J. Aerospace Sci. V18 N7 pp. 490-498, 1951

Зарождение турбулентных пятен

Анализ случайных сигналов



Волновой пакет:

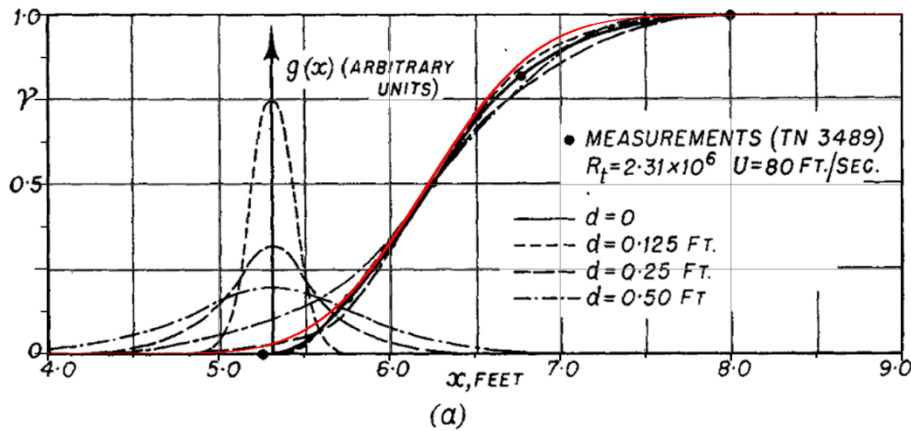
- Случайный сигнал $A(t)$
- Известная автокорреляционная функция
- Усиление пакета по e-N

Частота выбросов за критический уровень a^*

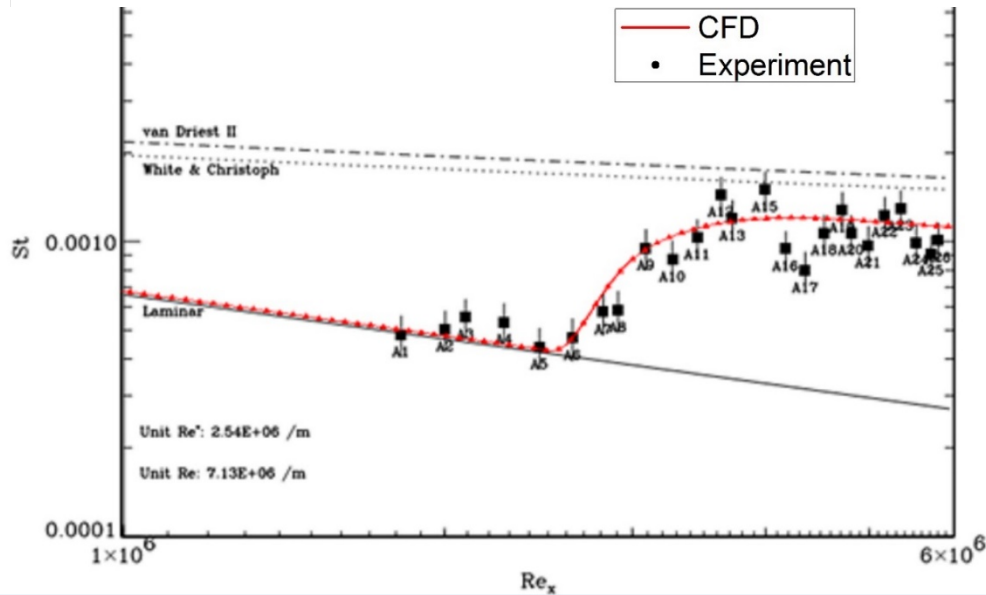
$$\nu_a = \frac{\sigma_v}{2\pi\sigma} e^{-\frac{a^2}{2\sigma^2}}, \sigma_v^2 = -\frac{d^2 R_A}{d\tau^2}(0)$$
$$\sigma^2 = R_A(0)$$

Примеры расчетов

LST-RANS



Калибровка для случая $M=0^*$



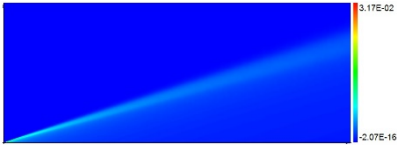
Применяем без изменений для $M=6^{**}$?!

[*] - G. B. Schubauer and P. S. Klebanoff, "Contributions on the Mechanics of Boundary Layer Transition," NACA-1289, 1955

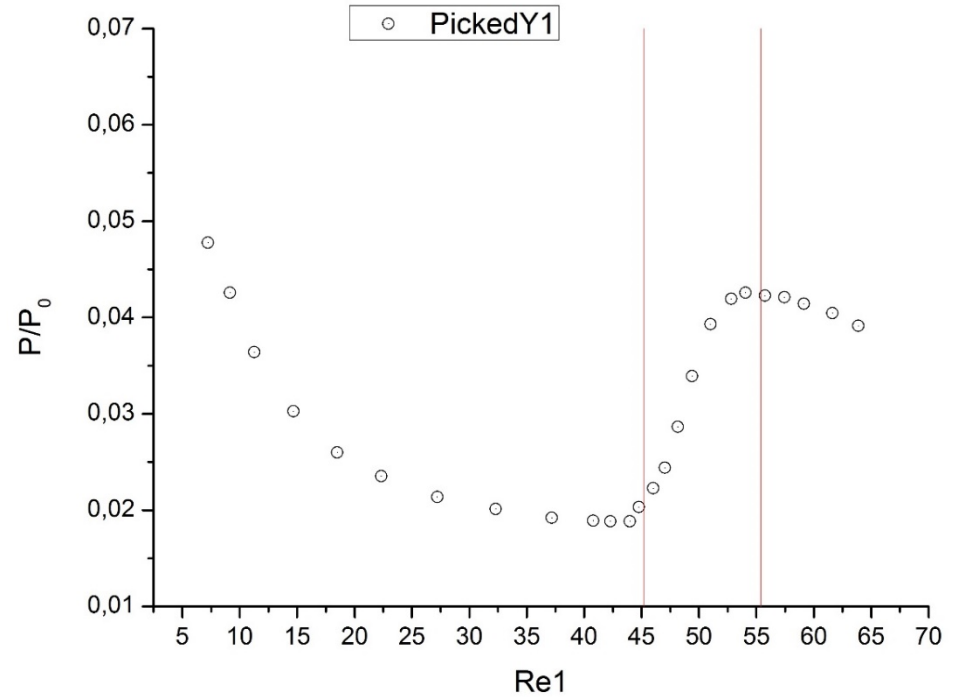
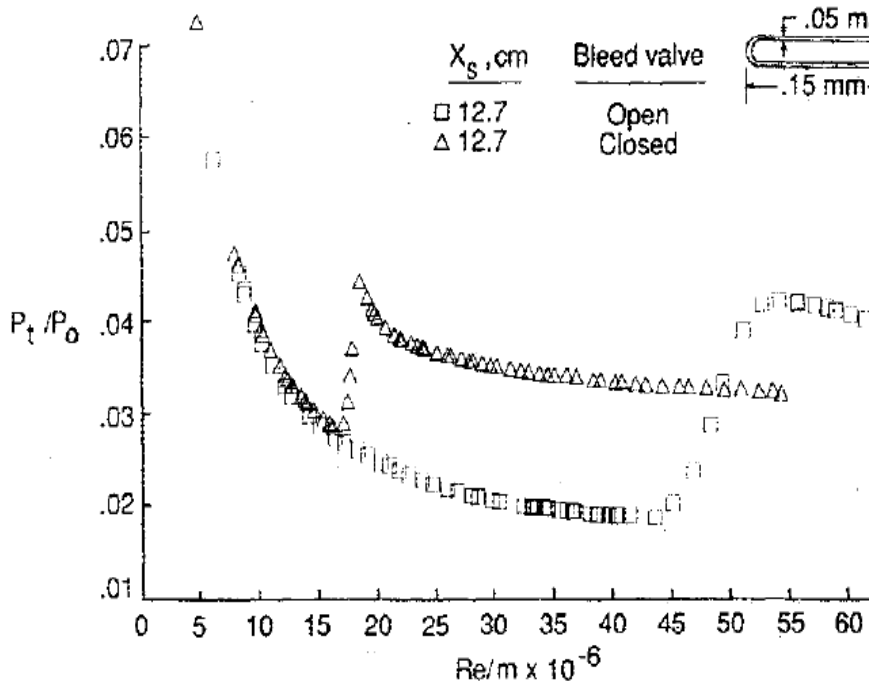
[*] A. Rasheed, "Passive Hypervelocity Boundary Layer Control Using an Ultrasonically Absorptive Surface," PhD Thesis, CalTech, 2001.

Примеры расчетов

LST-RANS , $M=3.5$ case



Датчик:
 $x^*=0.27m$



Сравнение расчетного положения начала и конца ЛТП с экспериментальными данными

Выводы:

- Есть код устойчивости
- Полезен для предсказания ЛТП
- Основа для LST-RANS моделей

Future effort:

- Улучшение use-ability
- LST-RANS в 3D
- LST-код в цикле с MF-солвером (LST-RANS cycle)