

**CFD-weekend**

**ИПМ им. М.В.Келдыша РАН. 25-26 октября 2014.**

**Код «Lglite»**

**В.Е.Борисов, А.А.Давыдов, И.Ю.Кудряшов, А.Е.Луцкий, И.С.Меньшов.**

## **Общие цели и задачи кода**

*Решение фундаментальных научных и прикладных задач.*

## **Что моделируется (классы течений)**

*Сжимаемые течения – Дозвук (в т.ч. низкоскоростные) Сверхзвук  
Гиперзвук,*

*Возможность доп. физики – источники энергии в потоке*

## **Модели**

*Эйлер, НС, Моделирование турбулентных течений (RANS, LES, DES).*

*Модель турбулентности Спаларта-Аллараса. Моделирование  
ламинарно-турбулентного перехода (Модель Ментера ).*

## **Есть ли собственный генератор сеток?**

*Нет, формат CEDRE (ngeom)*

## **Численные методы**

*Конечно-объемные,*

*Порядок аппроксимации по пространству: 1,2,3 (схема С.К.Годунова,  
TVD2, WENO3)*

*Интегрирование по времени: явные схемы, неявные схемы,  
используемые солверы для решения систем линейных уравнений: LU-  
SGS, BiCGSTAB+LU-SGS*

## **Параллельные вычисления**

*Тип распараллеливания: одноуровневое – MPI*

*Рабочий диапазон числа процессорных ядер - до 1000*

*Гетерогенные вычисления – нет*

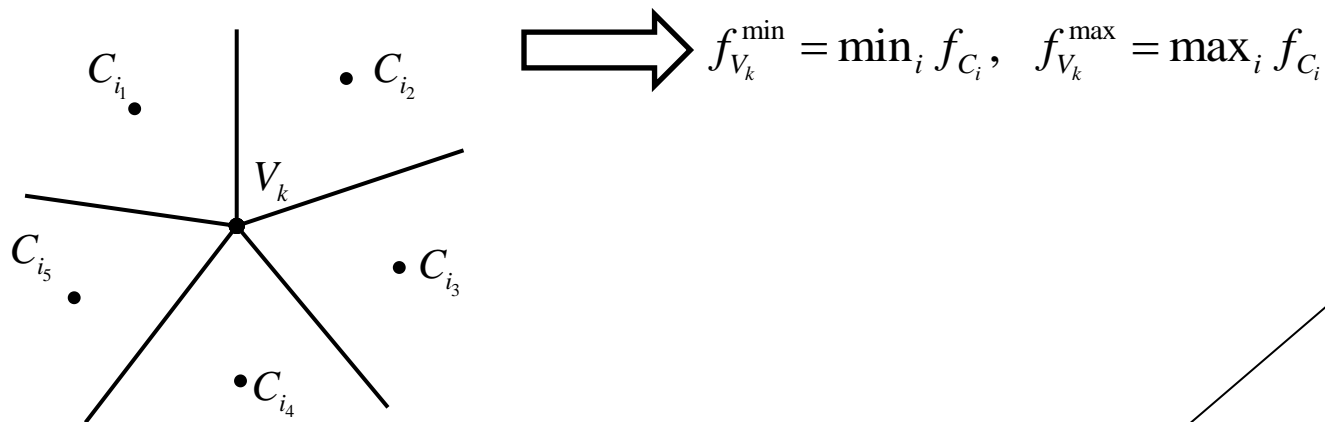
*Достижимый процент от пика выч. устройств - не известно.*

# Особенности схемы TVD

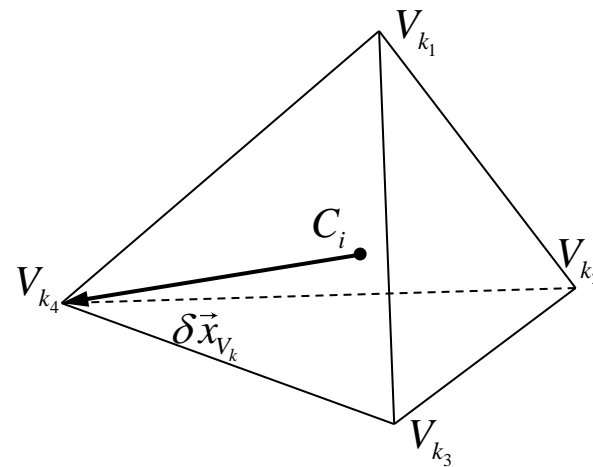
Для реконструкции величины  $f$  на грани вычисляется градиент ( WLSQ/Green-Gauss )

## Обеспечение монотонности:

1)Находим допустимый диапазон значений величины в узлах:



2)Сводим задачу к одномерной, основываясь на предположение о верно вычисленном направлении градиента:

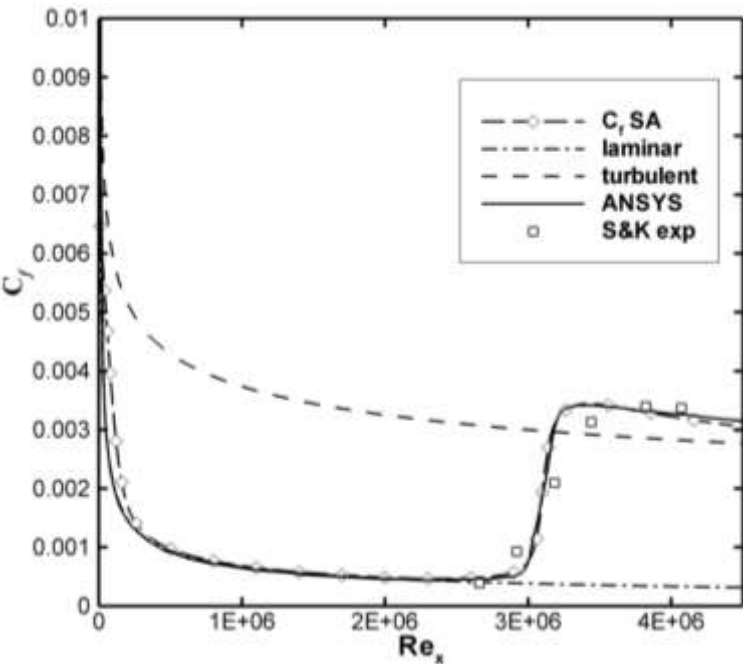


$$\alpha = \min_k \alpha_k, \quad \alpha_k \in [0,1]: (\alpha_k \nabla \vec{f}, \delta \vec{x}_{V_k}) \in [f_{V_k}^{\min}, f_{V_k}^{\max}]$$

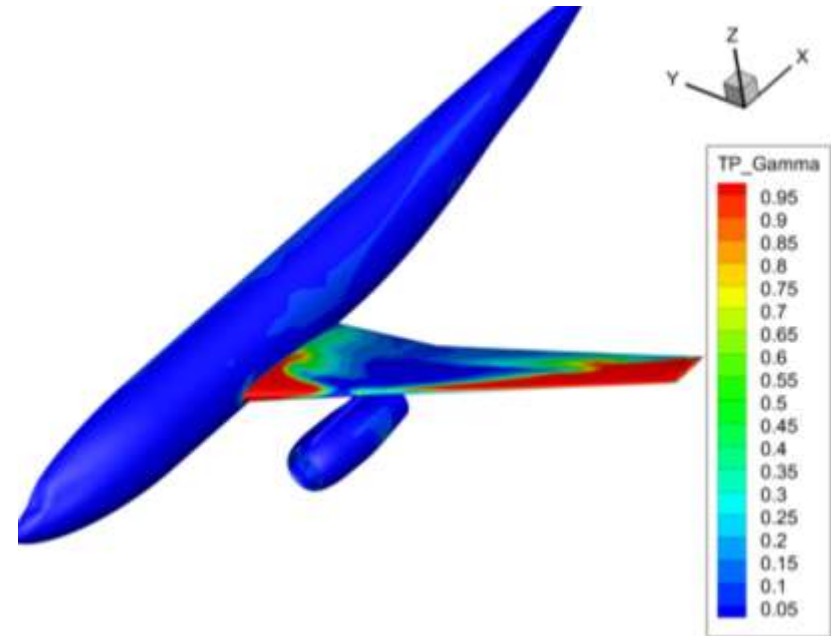
(по всем узлам принадлежащим ячейке)

# Модель ламинарно-турбулентного перехода $\gamma - \text{Re}_\theta$

Два дополнительных уравнения переноса для коэффициента перемежаемости ( $\gamma$ ) и локального числа Рейнольдса по толщине потери импульса ( $\text{Re}_\theta$ ).

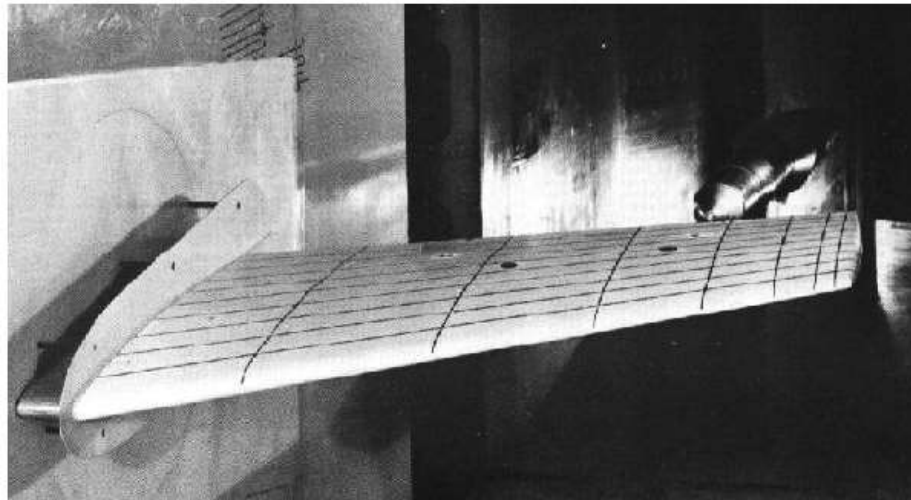


Расчет обтекания плоской пластины. Распределение полученного коэффициента трения в сравнении с экспериментом (Schubauer and Klebanof).



Расчет обтекания DLR-F6. Распределение коэффициента перемежаемости на поверхности модели.

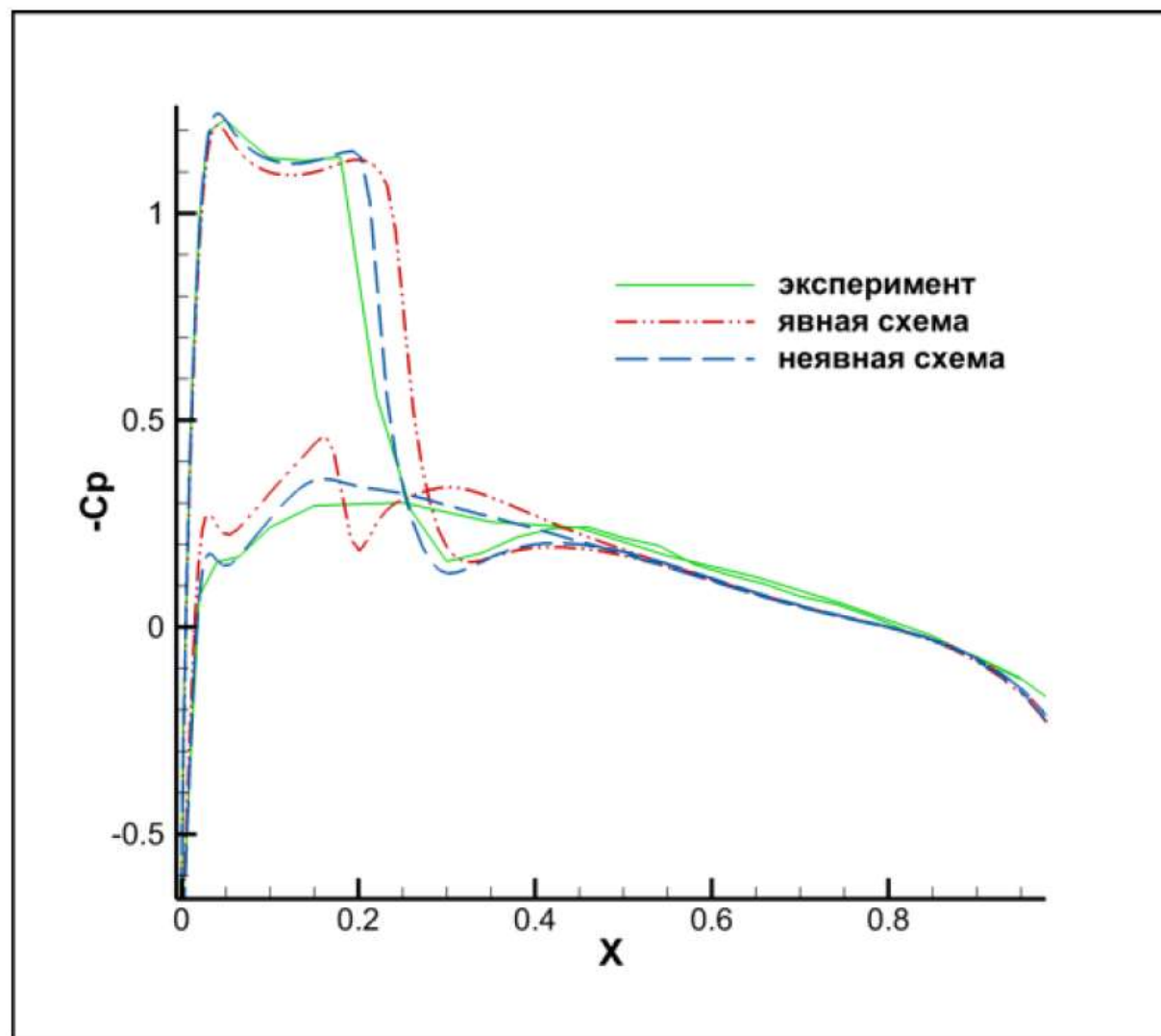
# Крыло ONERA M6 и параметры расчета:



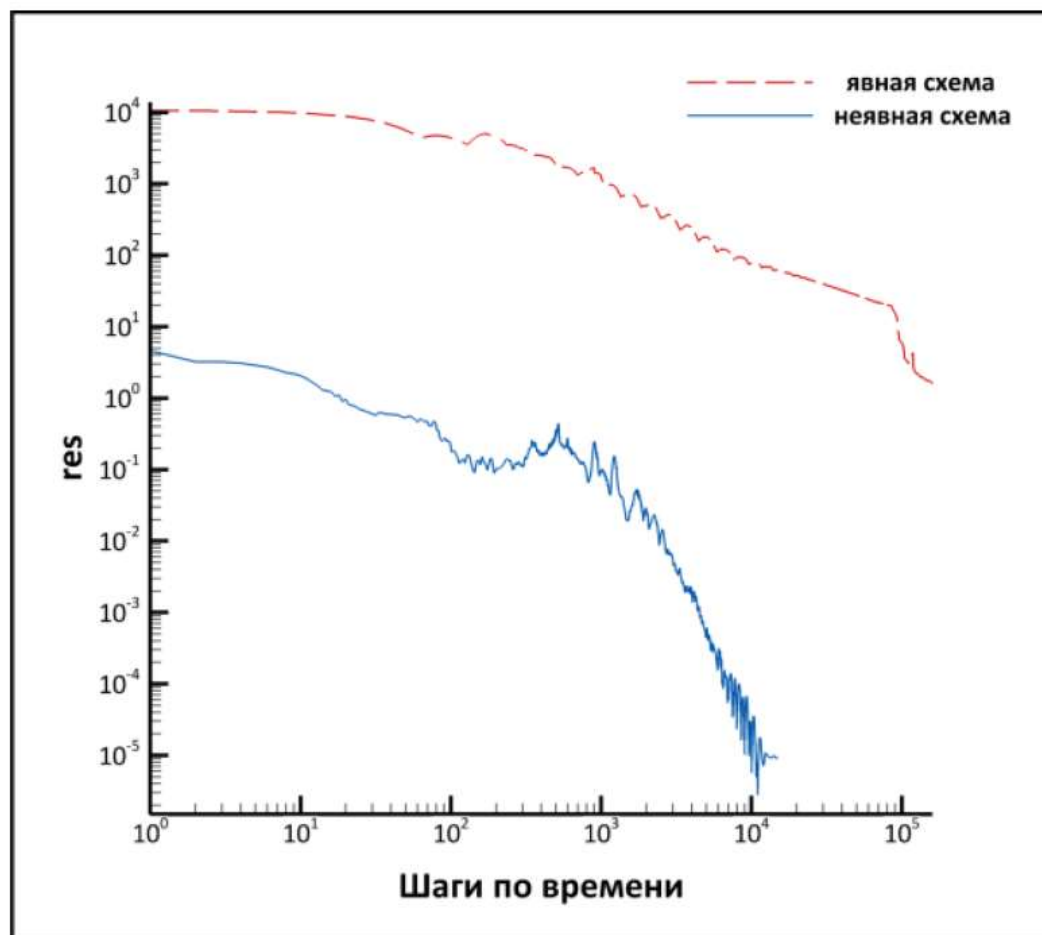
$M_\infty$	$Re$	$\alpha$	$L/2$	$\tilde{\nu}_0$
0.8395	$1.93 \times 10^6$	$3.06^\circ$	1.1963	$3.0\mu_0$

$N_{\text{nodes}}$	$N_{\text{elem}}$	$s_{\text{max}}$	$CFL_{\text{exp}}$	$CFL_{\text{imp}}$
1946085	1898960	1	0.5	1000.0

## Распределение $-C_p$ в сечении $z/(L/2)=0.95$

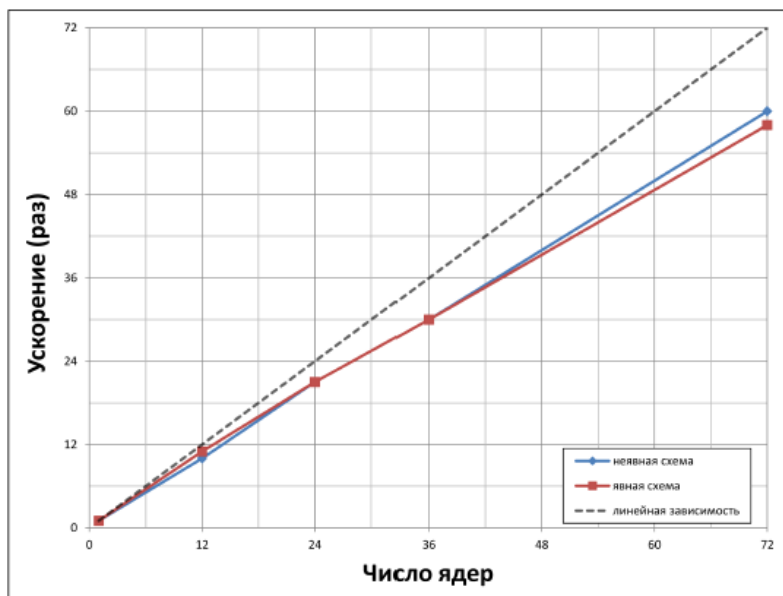


## Зависимость невязки от числа шагов по времени

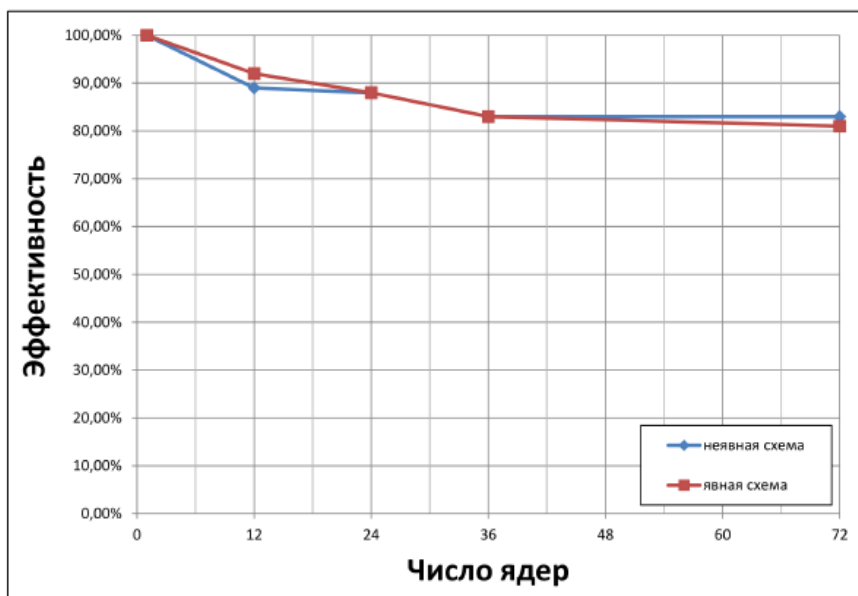




# Зависимость ускорения и эффективности от числа ядер

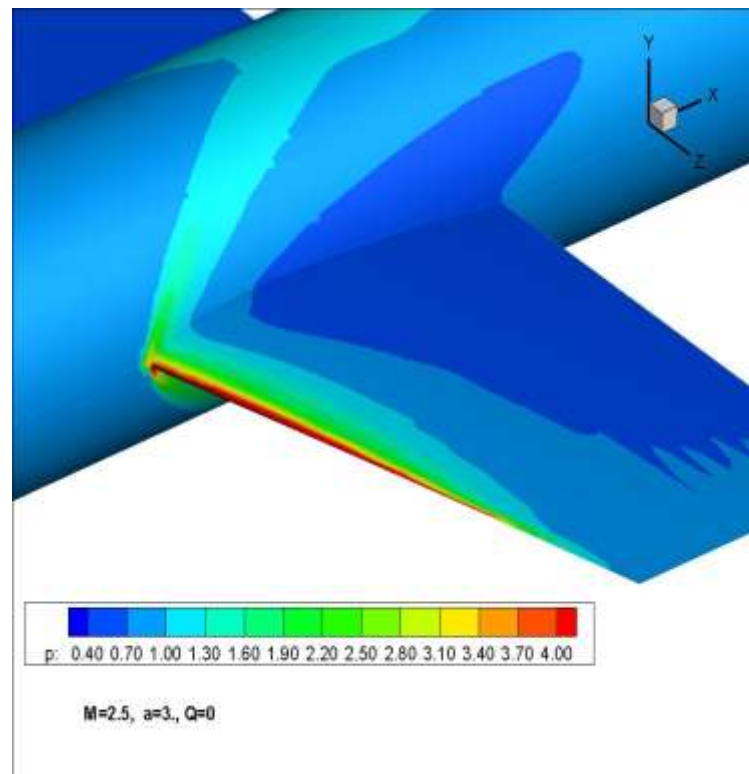
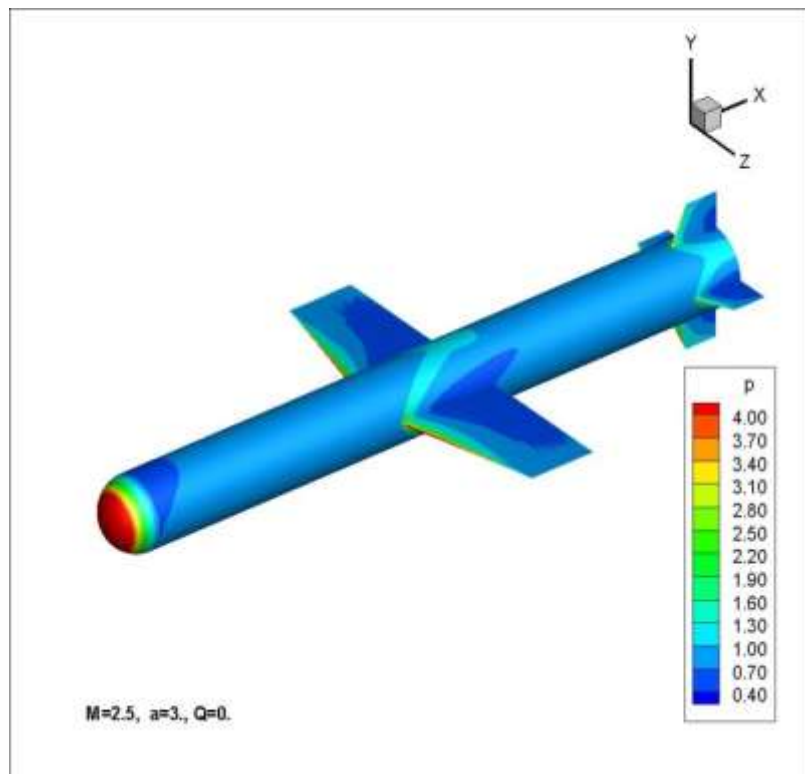


Ускорение



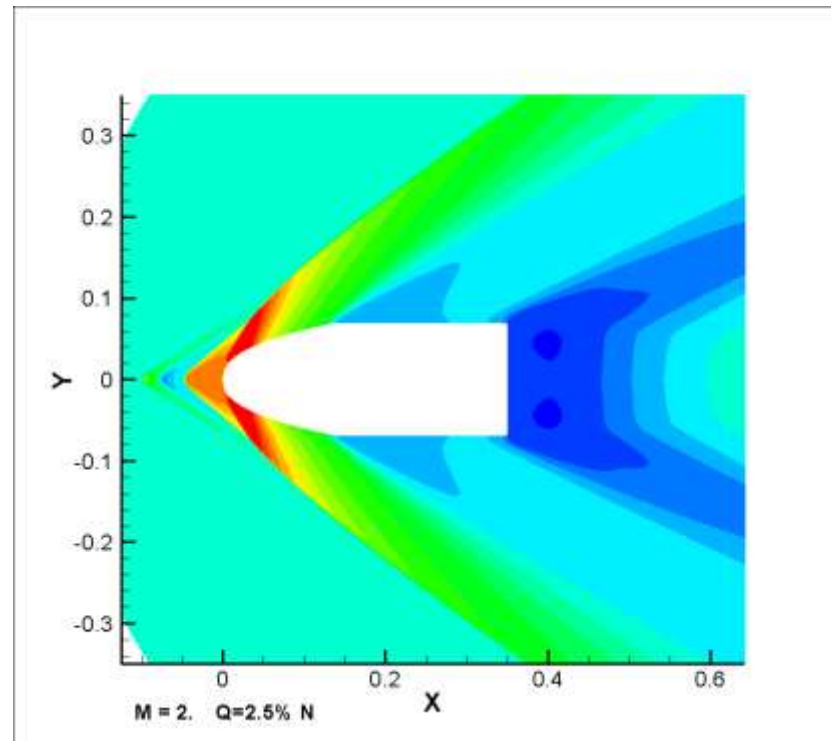
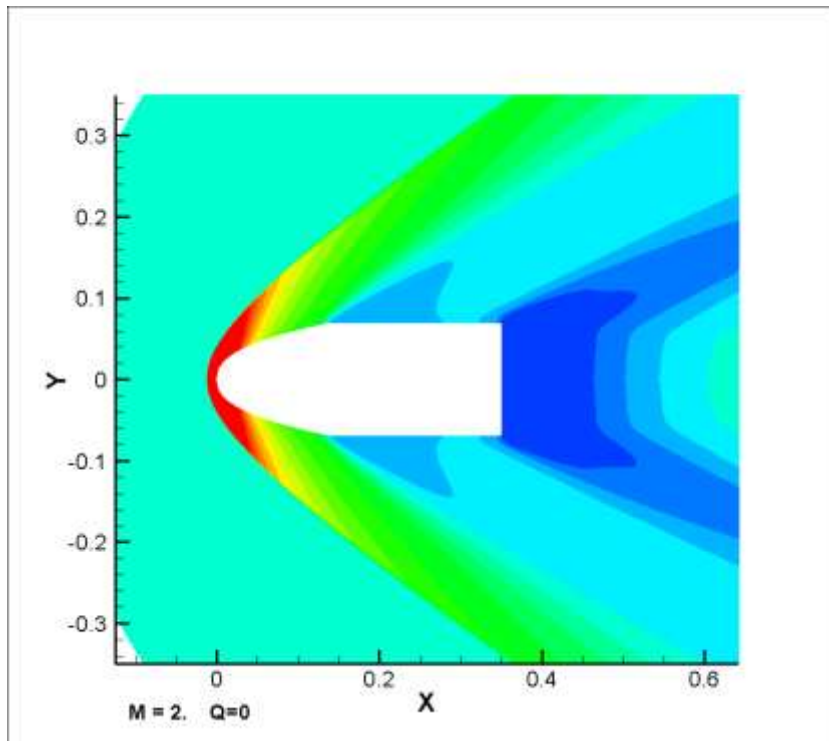
Эффективность

## Численные исследования влияния вложения энергии в различных областях потока при обтекании модели летательного аппарата.



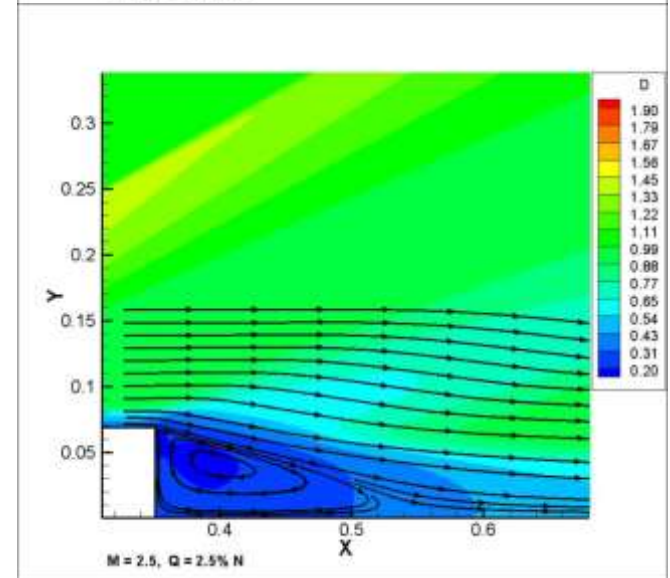
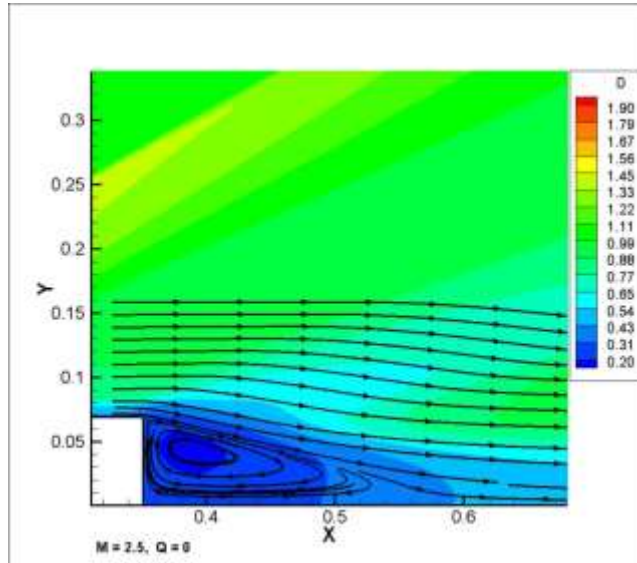
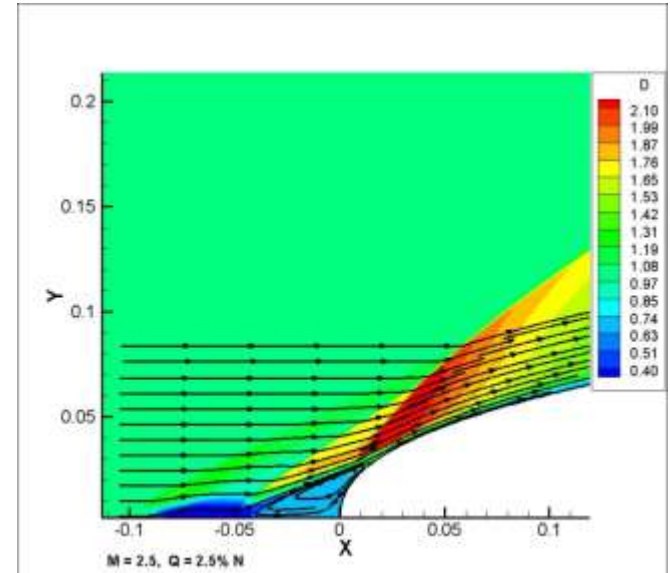
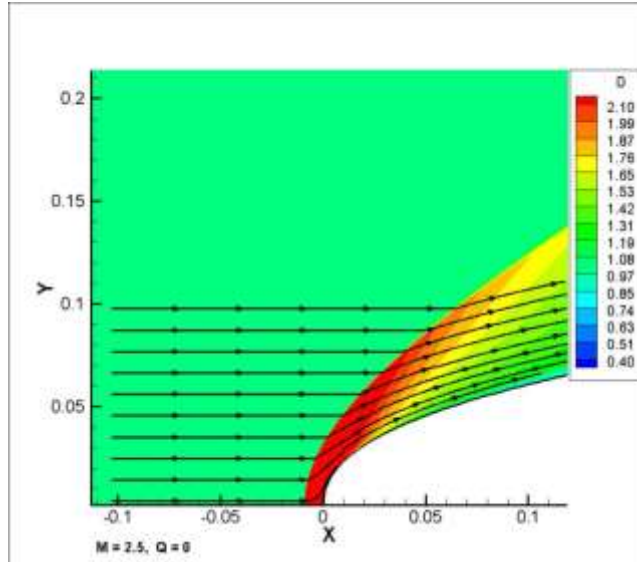
Распределение давления на поверхности модели.  
Обтекание невозмущенным потоком

## Снижение сопротивления за счет формирования отрывной области



Распределение давления.  $M=2$ .  $Q=0$  (слева),  $Q=2.5\%N$  (справа)

$M = 2.5$



$Q = 0$

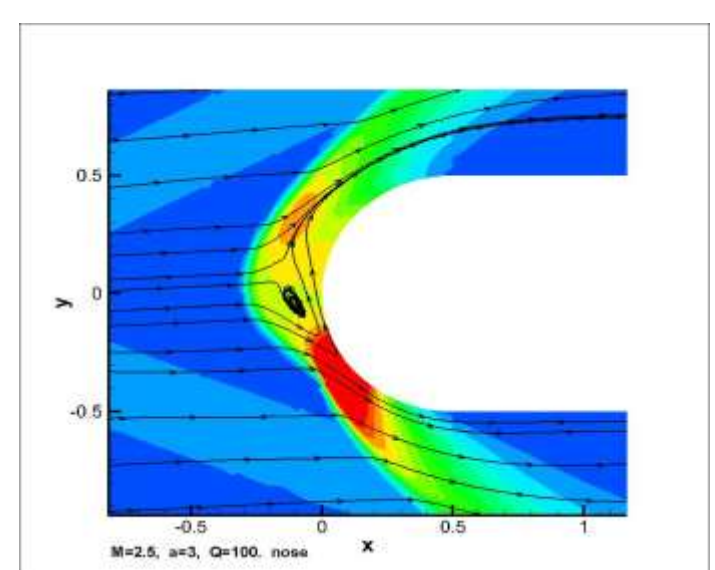
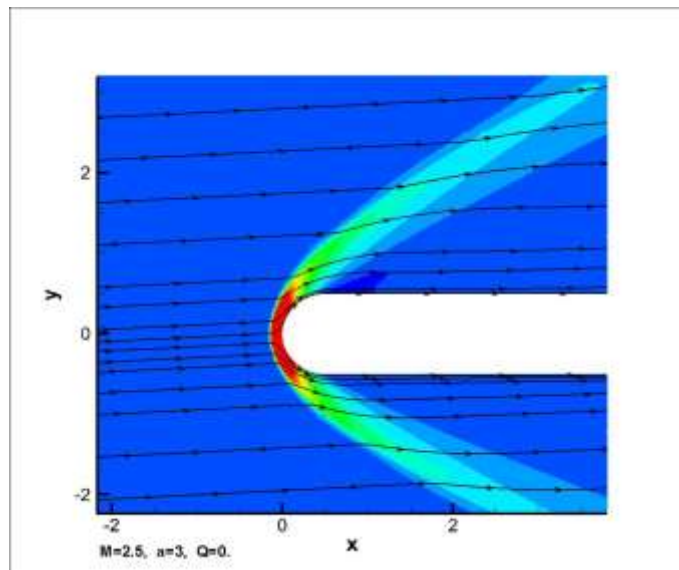
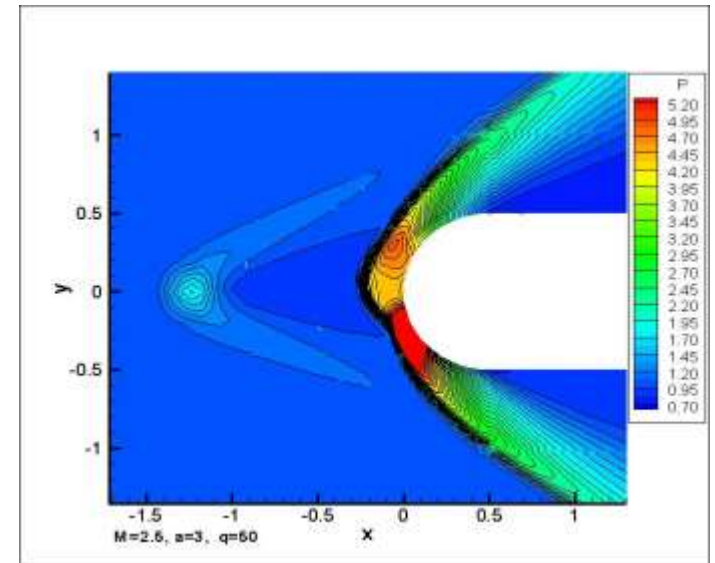
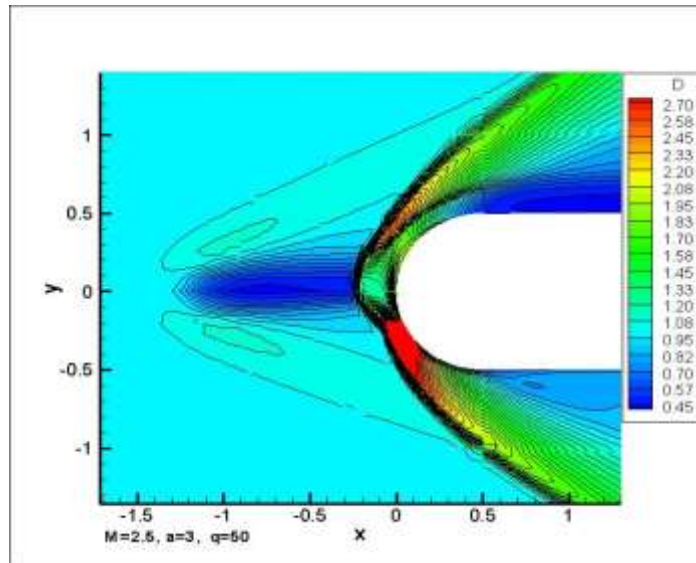
$Q = 2.5\% N$

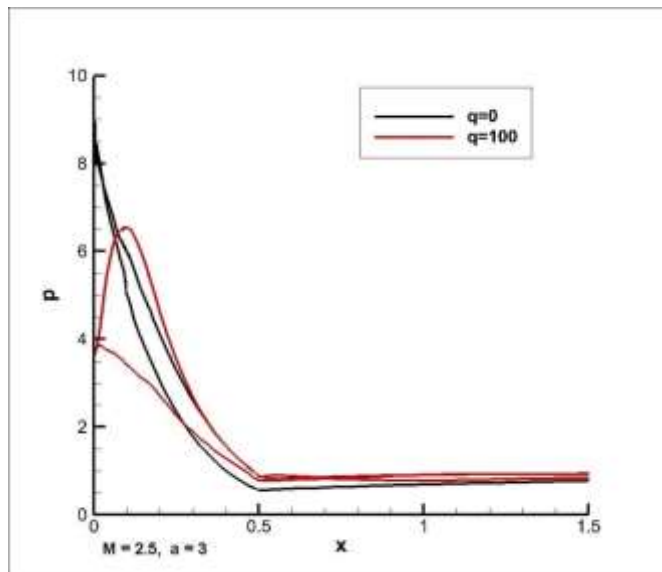
**Таблица 2.**  
**Эффективность вложения энергии.**  
**Снижение сопротивления.**  
 (Зависимость от числа Маха,  $Q \sim 2.5\% N$ ).

<b>M</b>	<b>Eff</b>	$\Delta C_x / C_{x0}$
<b>1.5</b>	<b>2.38</b>	<b>-5.6%</b>
<b>2.0</b>	<b>5.46</b>	<b>-13%</b>
<b>2.5</b>	<b>6.91</b>	<b>-18%</b>

$$\text{Eff} = (N(0) - N(Q)) / Q$$

## Вложение энергии перед носовой частью.



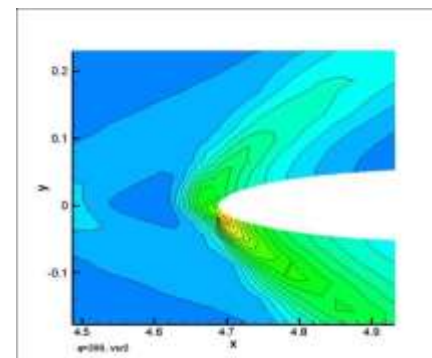
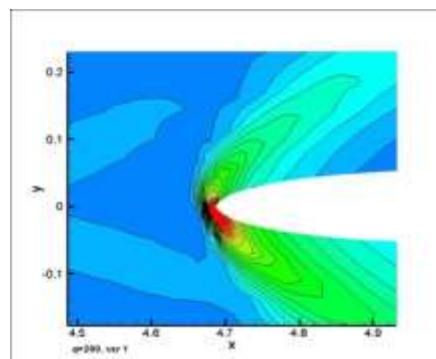
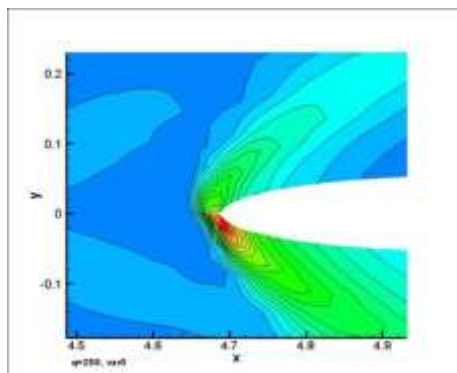
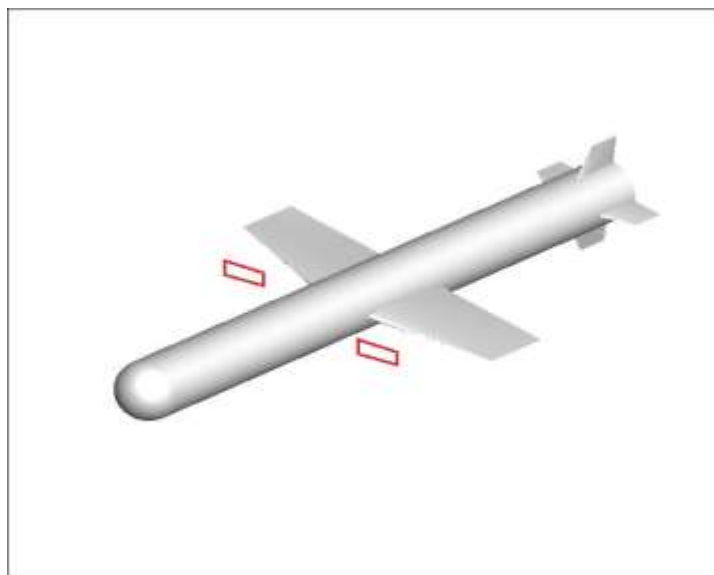


Variant	$\Delta C_x$ %	$\Delta C_y$ %	$\Delta K$ %	Eff
2	-11.5	2.23	13.9	2.40
3	-1.81	1.22	2.81	0.38
4	-1.17	1.03	2.03	0.24
5	-2.32	0.80	2.89	0.48
6	-2.30	0.48	2.57	0.47
7	-13.64	2.94	17.2	1.42
8	-20.23	4.05	27.1	2.11

Влияние вложения энергии на  
аэродинамические характеристики.

Распределение давления  
в плоскости симметрии.

## Вложение энергии перед крыльями.



Распределение давления в зависимости от расположения источника.





# 17th INTERNATIONAL CONFERENCE ON THE METHODS OF AEROPHYSICAL RESEARCH

June 30 – July 6, 2014, Novosibirsk, Russia

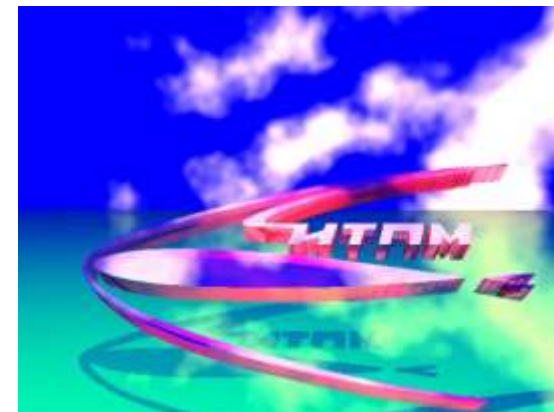
Луцкий А.Е. (Выйти)



## МОДЕЛИРОВАНИЕ СВЕРХЗВУКОВОГО ТЕЧЕНИЯ В СЛЕДЕ ЗА КРЫЛОМ И ЕГО ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ С ПЕРЕСЕКАЮЩИМИСЯ УДАРНЫМИ ВОЛНАМИ.

А.А. Давыдов, А.Е.Луцкий.

А.М.Харитонов, А.М.Шевченко, А.С.Шмаков.



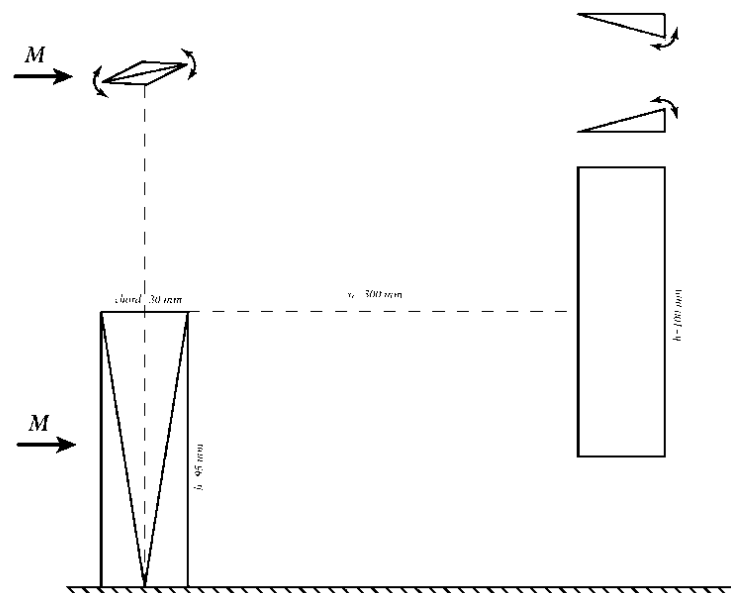
Работа выполнена при поддержке РФФИ, проекты 12-01-00915, 14-08-00624



Photograph of XB-70 in supersonic flight.

1. **Zatoloka V.V., Ivanyushkin A.K., Nikolayev A.V** *Fluid Mechanics, Soviet Research*, 1978, vol. 7, pp. 153-158.
2. **Delery J., Horowitz E., Leuchter O., Solignac J** *La Recherche Aerospatiale*, (English ed.), 1984, pp. 1-24.
3. **Glotov G.F** *Uchenie zapiski TsAGI*, 1989, vol. 20, No. 5, (in Russian).
4. **Ivanyushkin A.K., Korotkov Yu.V., Nikolayev A.V.** *Uchenie zapiski TsAGI*, 1989, vol. 20, No. 5, (in Russian).
5. **Cattafesta L. , Settles G.** Experiments on shock/vortex interaction. AIAA Paper, No. 0315, 1992.
6. **Kalkhoran I.M., Smart M.K., Betti A** *AIAA Journal*, 1996, vol. 3, No. 34, pp. 1855-1861.
7. **Borovoy V.Ja., Kubishina T.V., Skuratov A.S., Yakovleva L.S** *Mechanica zhidkosti i gaza*, 2000, No. 5, pp. 66-76

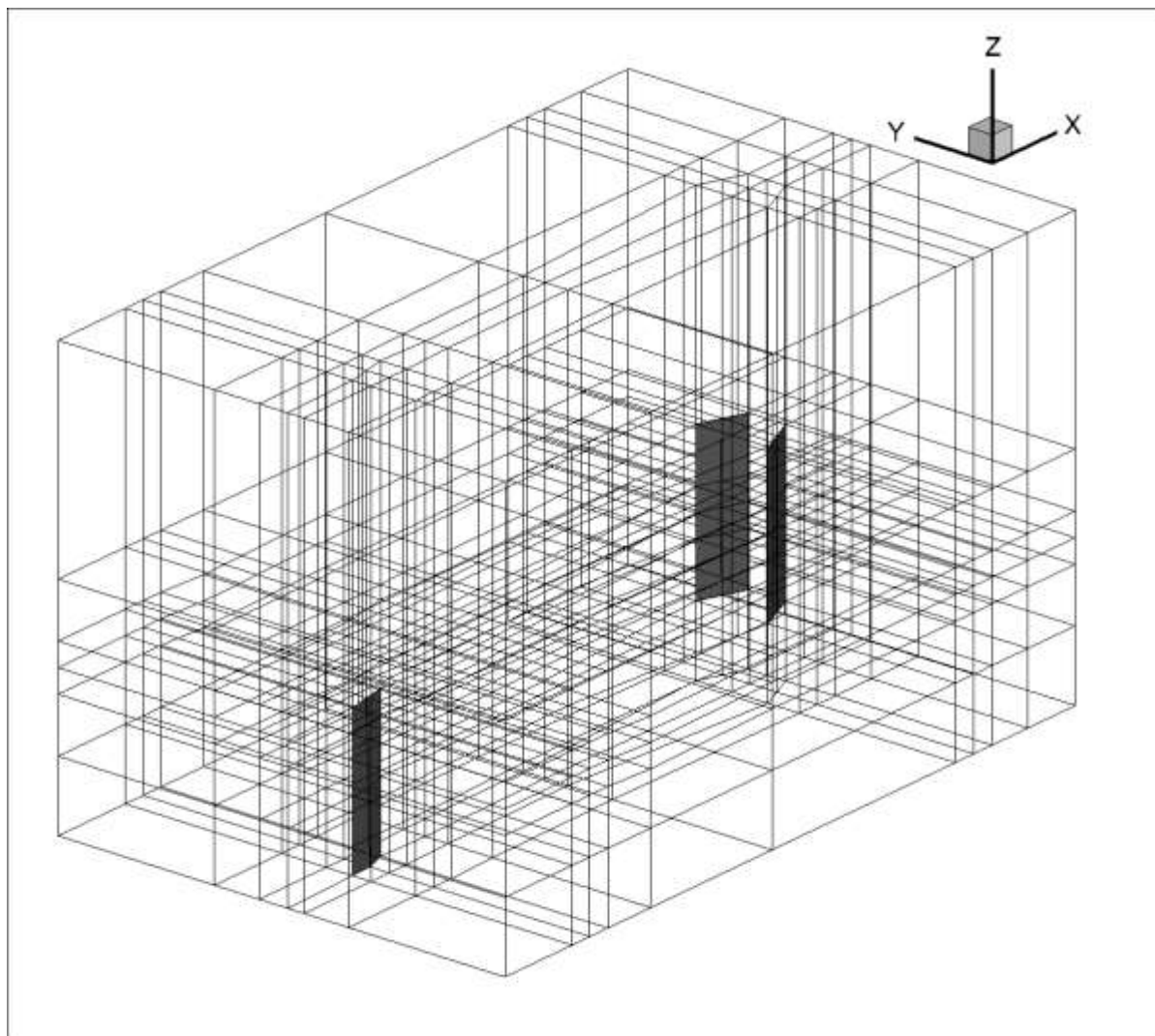
## Схема эксперимента



Эксперимент: Труба Т-325 ИТПМ СО РАН

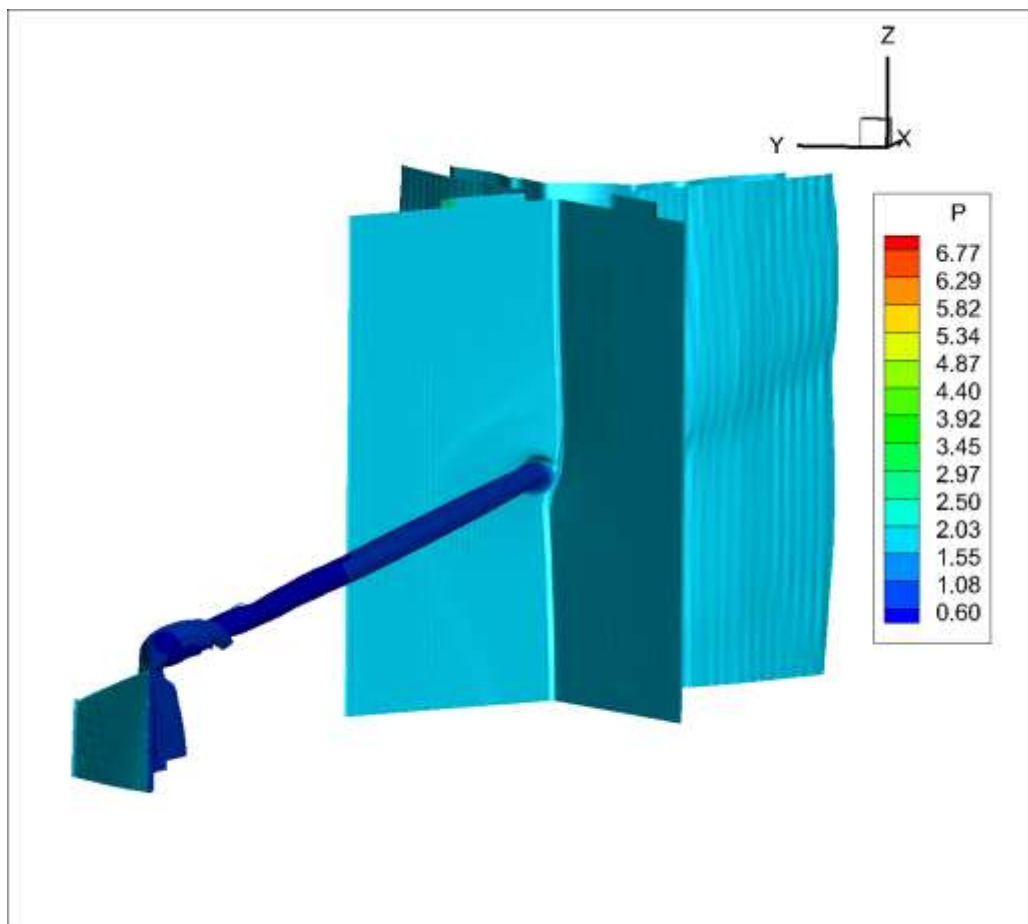
$M=3$ ,  $\alpha=0\div 10^\circ$ ,  $\beta=15\div 25^\circ$

Визуализация: Теневой метод с использованием адаптивных визуализирующих транспарантов (М. П. Голубев, Ал. А. Павлов)



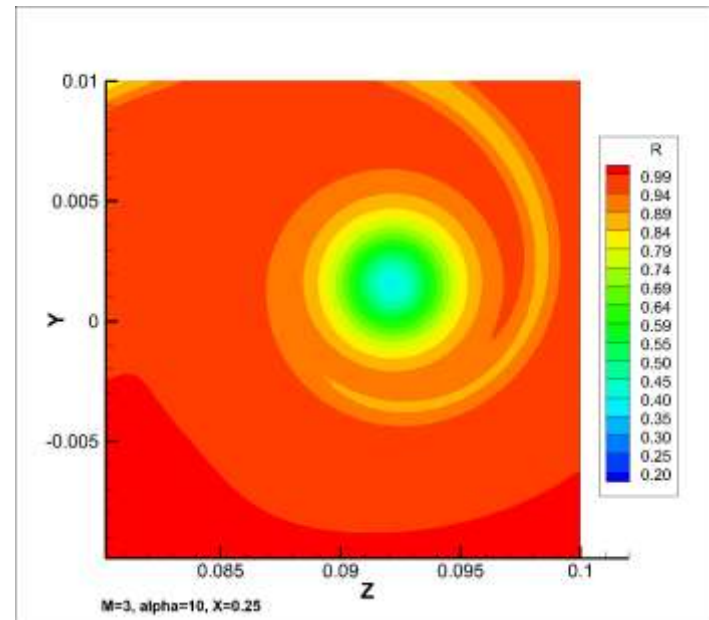
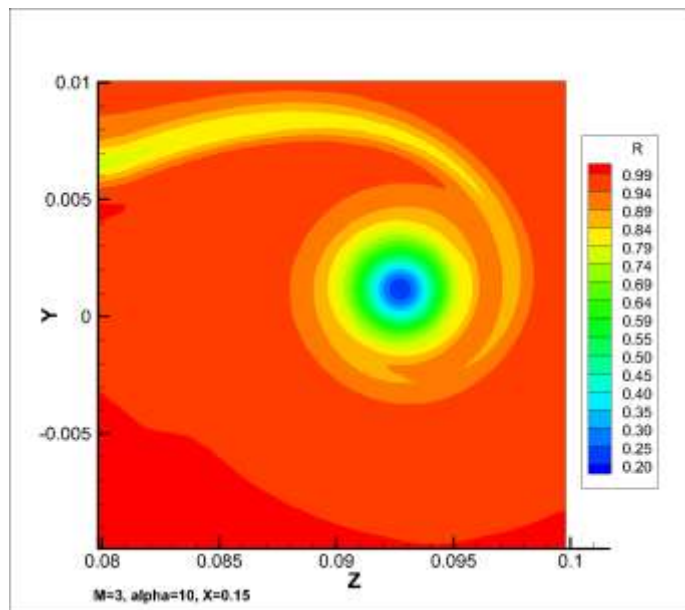
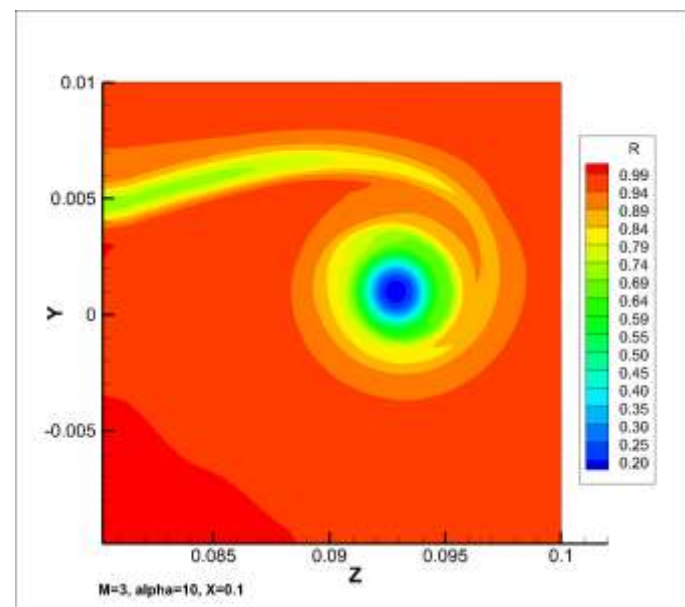
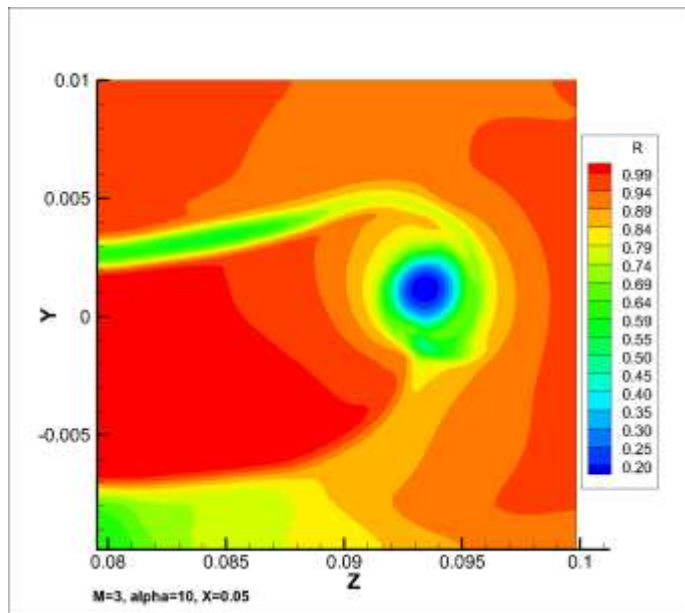
Многоблочная сетка. Число ячеек 18 667 500  
RANS, модель турбулентности Спаларта-Алмареса

## Структура течения



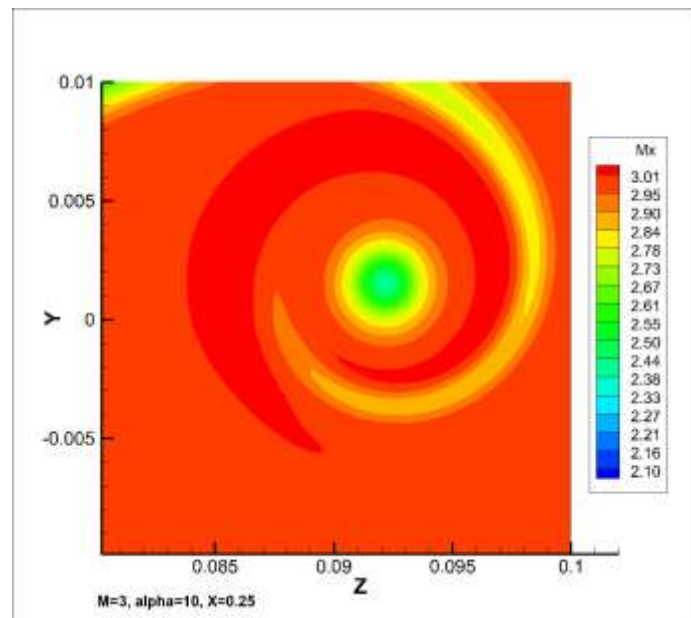
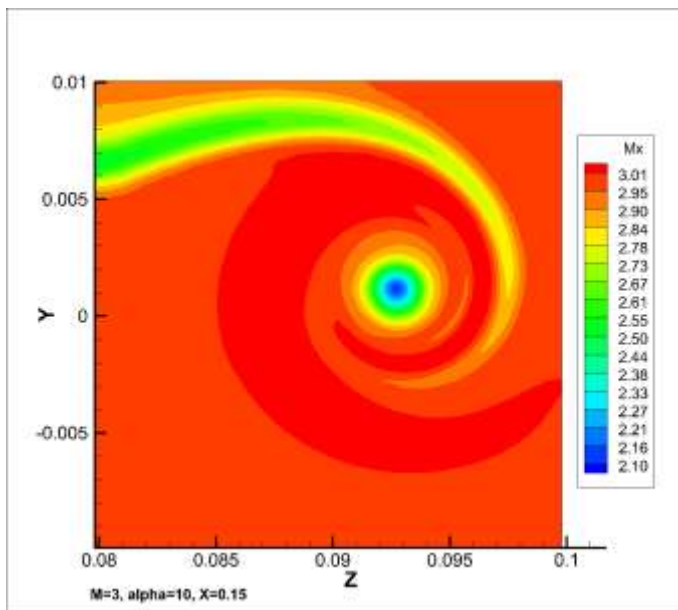
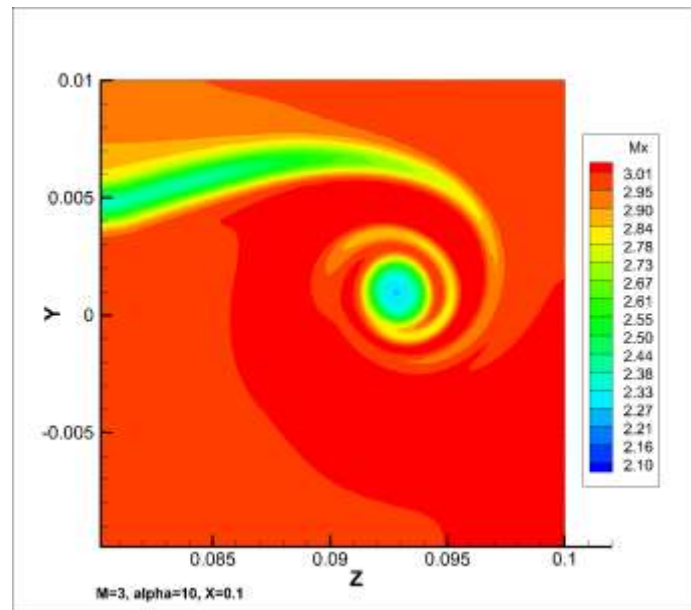
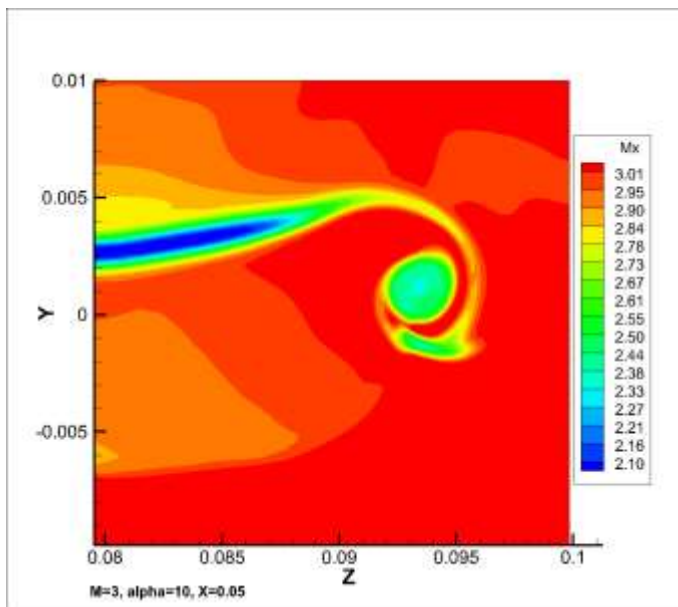
$$M=3, \alpha=10^\circ$$

Изоповерхности модуля ротора и изоповерхности давления



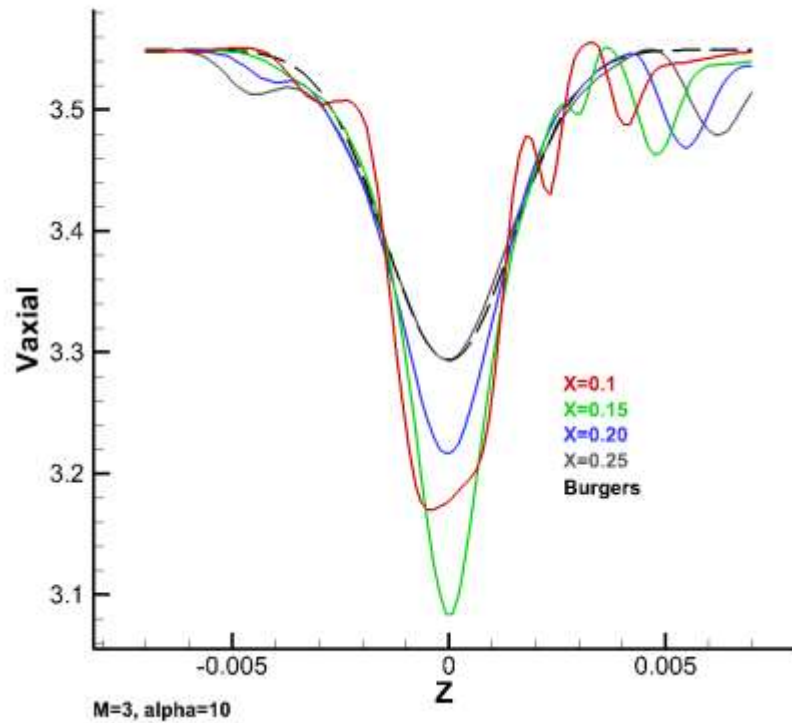
Распределение плотности в сечениях  $x=\text{const}$ .



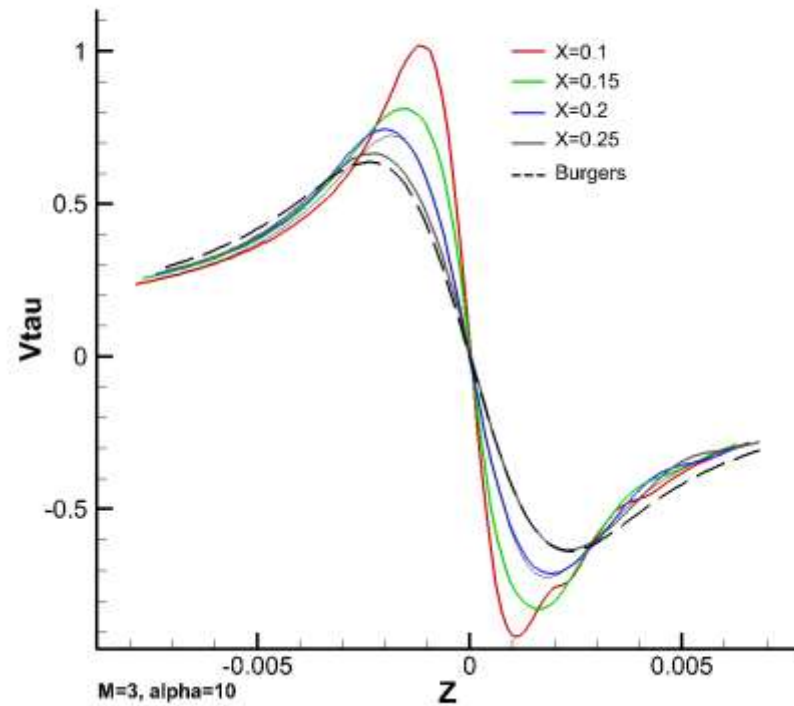


Распределение числа Маха в сечениях  $x=\text{const}$ .

## Сравнение с вихрем Бюргерса



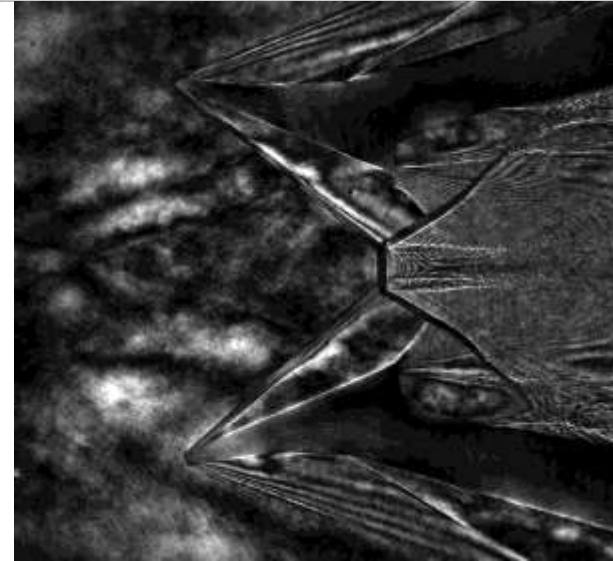
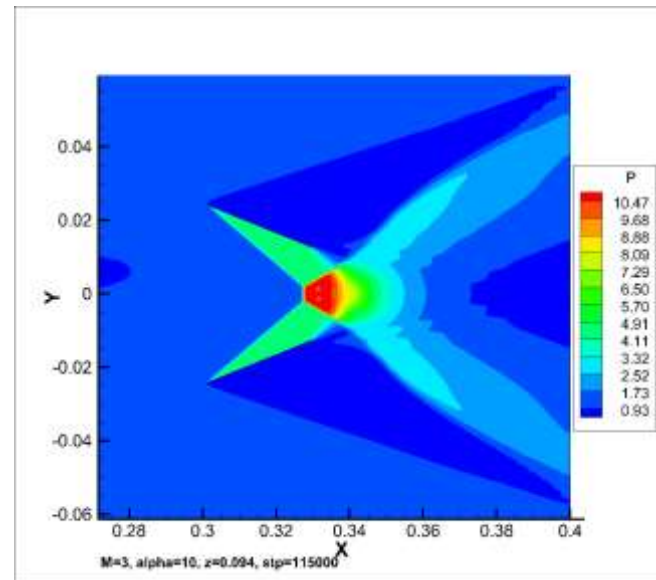
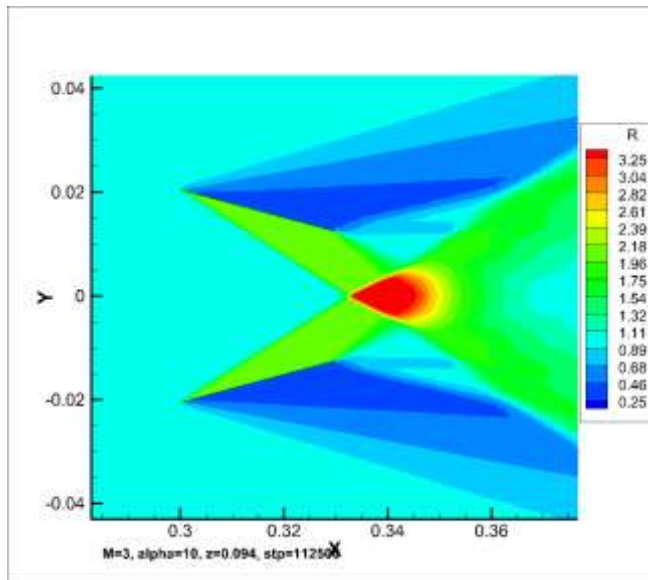
$$V_{axial}(Z) e^{-(z/r_c)^2}$$



$$I_0 \left( e^{-(z/r_c)^2} \right) \Big|_Z$$



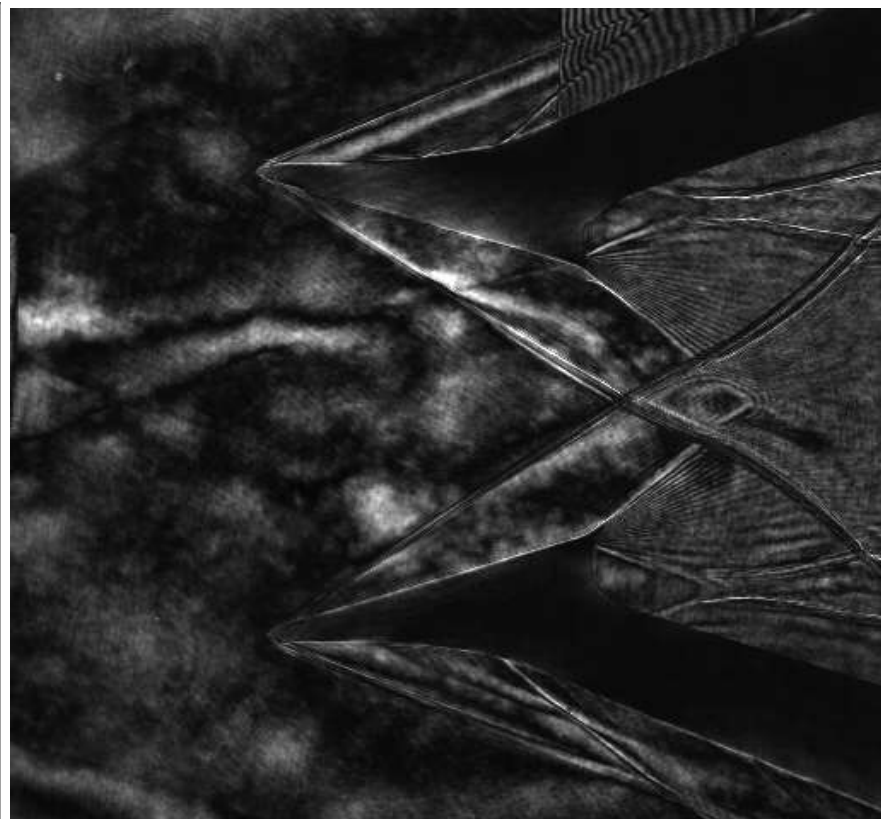
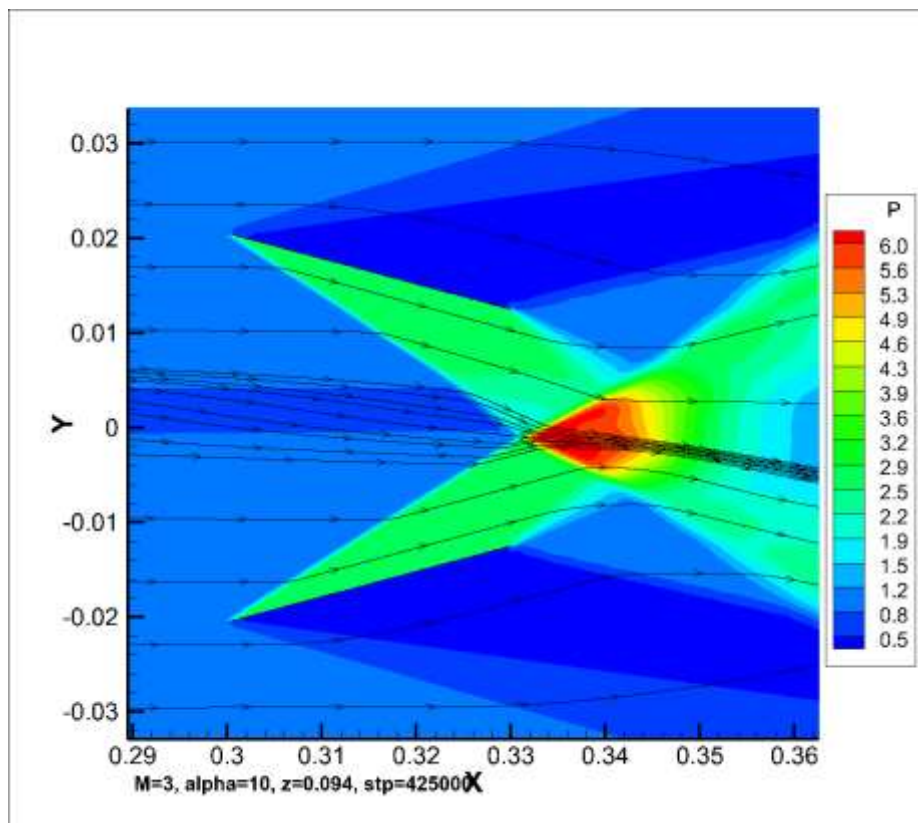
# Регулярное и маховское взаимодействия ударных волн



M. S. Ivanov, G. N. Markelov, A. N. Kudryavtsev, and S. F. Gimelshein. Numerical Analysis of Shock Wave Reflection Transition in Steady Flows // AIAA Journal, Vol. 36, No. 11, November 1998.

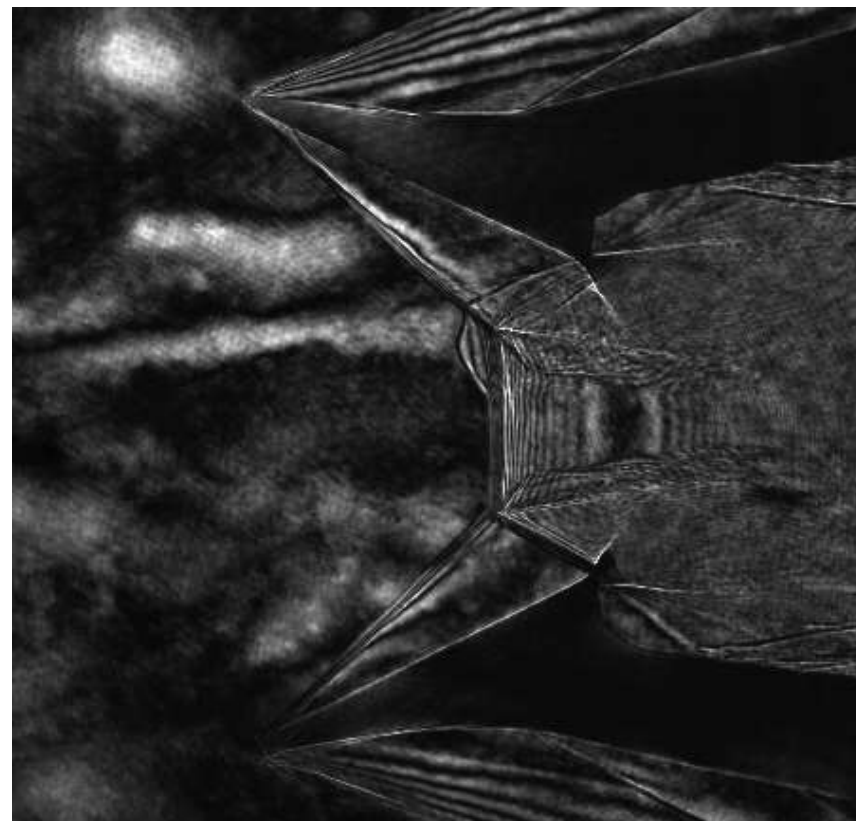
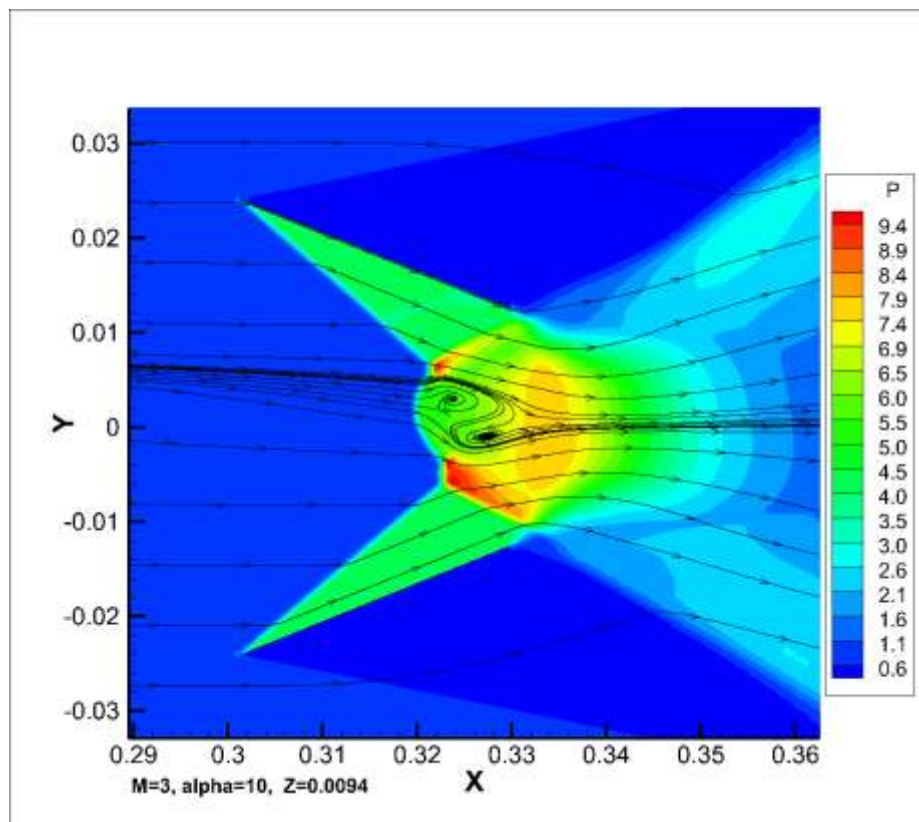
MS Ivanov, AN Kudryavtsev, SB Nikiforov, DV Khotyanovsky. Transition between regular and Mach-sky reflection of shock waves: new numerical and experimental results // Aeromechanics and gas-hand speaker, 2002, № 3, pp. 3-12.

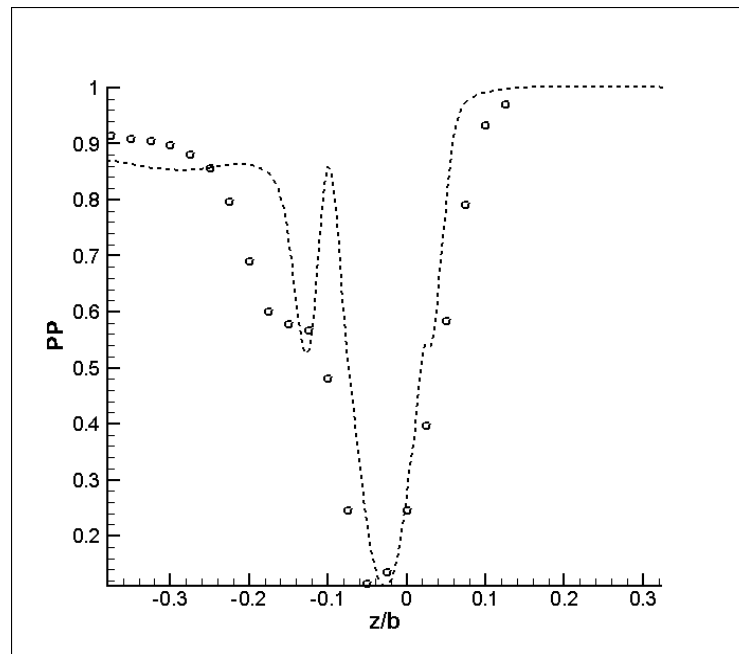
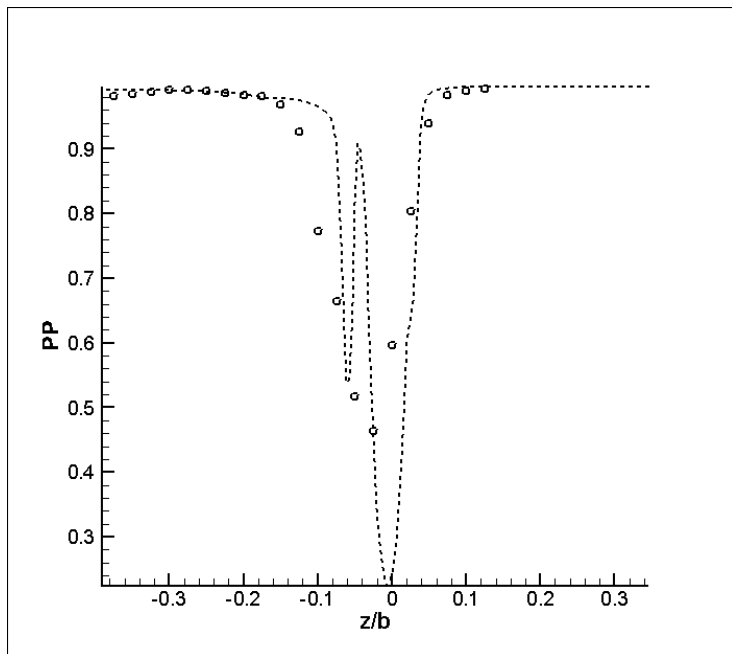
## Взаимодействие концевых вихря с системой пересекающихся косых скачков уплотнения



В. Н. Зудов, Е. А. Пимонов Взаимодействие продольного вихря с наклонной ударной волной  
ПРИКЛАДНАЯ МЕХАНИКА И ТЕХНИЧЕСКАЯ ФИЗИКА. 2003. Т. 44, N- 4

## Взаимодействие концевого вихря с системой прямого и косого скачков уплотнения





Распределение давления Пито поперек вихря.  $M=6$ ,  $\alpha=4^\circ$  – слева,  $\alpha=12^\circ$  – справа.

А. А. Давыдов, Т. В. Константиновская, А. Е. Луцкий, А. М. Харитонов,  
А. М. Шевченко, А. С. Шмаков, "Моделирование сверхзвукового течения в ядре  
концевого вихря при числе Маха 6", *Матем. моделирование*, **24**:6 (2012), 67–82

Спасибо за внимание.

