

# ВЕРИФИКАЦИЯ FLOWVISION ВЕРСИИ 3.08. ЧАСТЬ 1.

А.С. Шишаева, С.В. Жлуктов, П.И. Карасев

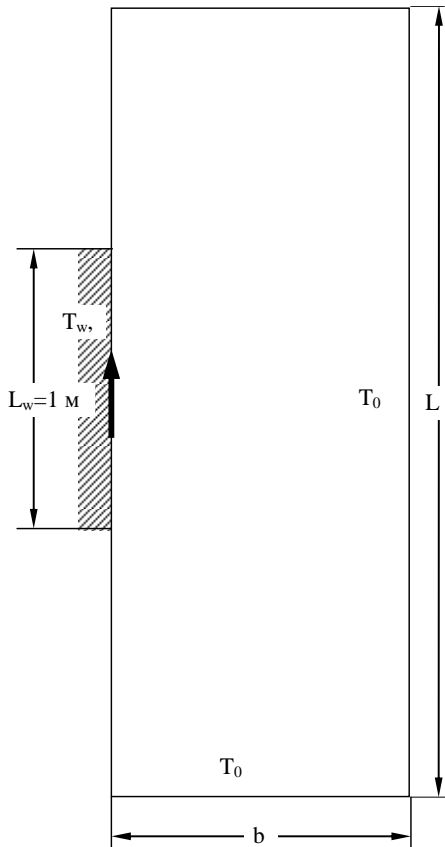
ООО ТЕСИС, г. Москва, 2011

## 1. Естественная конвекция около вертикальной пластины

### Постанова задачи

2D

Моделируется естественная ламинарная конвекция воздуха около вертикальной пластины (в поле силы тяжести).



<b>Параметры геометрии:</b>		
$L_w$	1	м
$b$	1	м
$L$	2	м
<b>Параметры газа:</b>		
$M$	0.0289	кг моль <sup>-1</sup>
$\mu$	0.0000182	кг м <sup>-1</sup> с <sup>-1</sup>
$\lambda$	0.026	Вт м <sup>-1</sup> К <sup>-1</sup>
$c_p$	1009	Дж кг <sup>-1</sup> К <sup>-1</sup>
$\beta$	0.0033	К <sup>-1</sup>
<b>Входные параметры:</b>		
$T_w$	303	К
$T_0$	273	К
<b>Безразмерные параметры:</b>		
$Gr$	$4.85 \cdot 10^6$	
$Pr$	0.7	

### Граничные параметры:

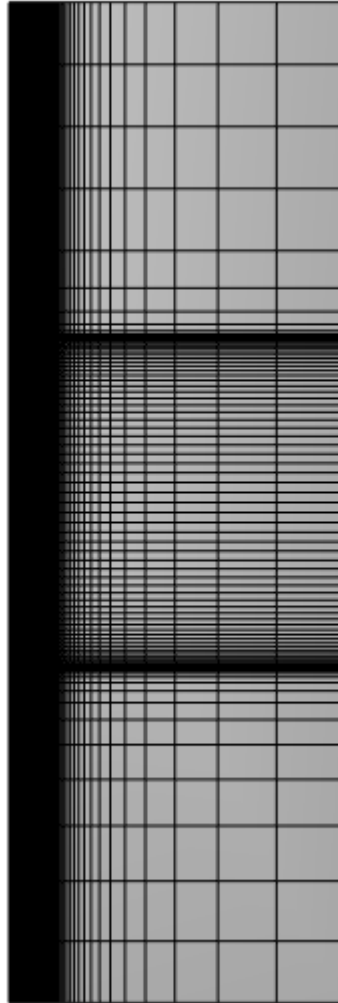
Температура пластины:

$T_w$

Температура воздуха вдали от пластины

$T_0$

## Расчетная сетка



Расчетная сетка 46x81x1  
Общее число ячеек 3 700

## Теория

Среднее число Нуссельта на стенке [1]:

$$Nu_L = 0.516(Gr_L Pr)^{0.25}$$

## Результаты

	Теория	Моделирование	Погрешность, %
Nu	22.2	22.18	0.084

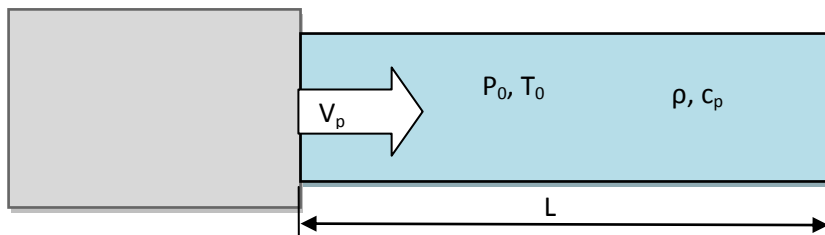
## Литература

1. Шлихтинг Г., «Теория пограничного слоя», М. 1974

## 2. Адиабатическое сжатие газа поршнем

### Постановка задачи

2D



<b>Параметры геометрии:</b>		
L	0.945	м
<b>Параметры вещества:</b>		
M	0.029	кг моль <sup>-1</sup>
μ	0.0000182	кг м <sup>-1</sup> с <sup>-1</sup>
λ	0.026	Вт м <sup>-1</sup> К <sup>-1</sup>
c <sub>p</sub>	1006	Дж кг <sup>-1</sup> К <sup>-1</sup>
γ	1.4	
<b>Начальные условия:</b>		
P <sub>abs,0</sub>	101000	Па
T <sub>abs,0</sub>	273	К
<b>Параметры поршня:</b>		
u <sub>p</sub>	1	м с <sup>-1</sup>

### Расчетная сетка



Расчетная сетка 100x1x1  
Общее число ячеек 1000

### Теория

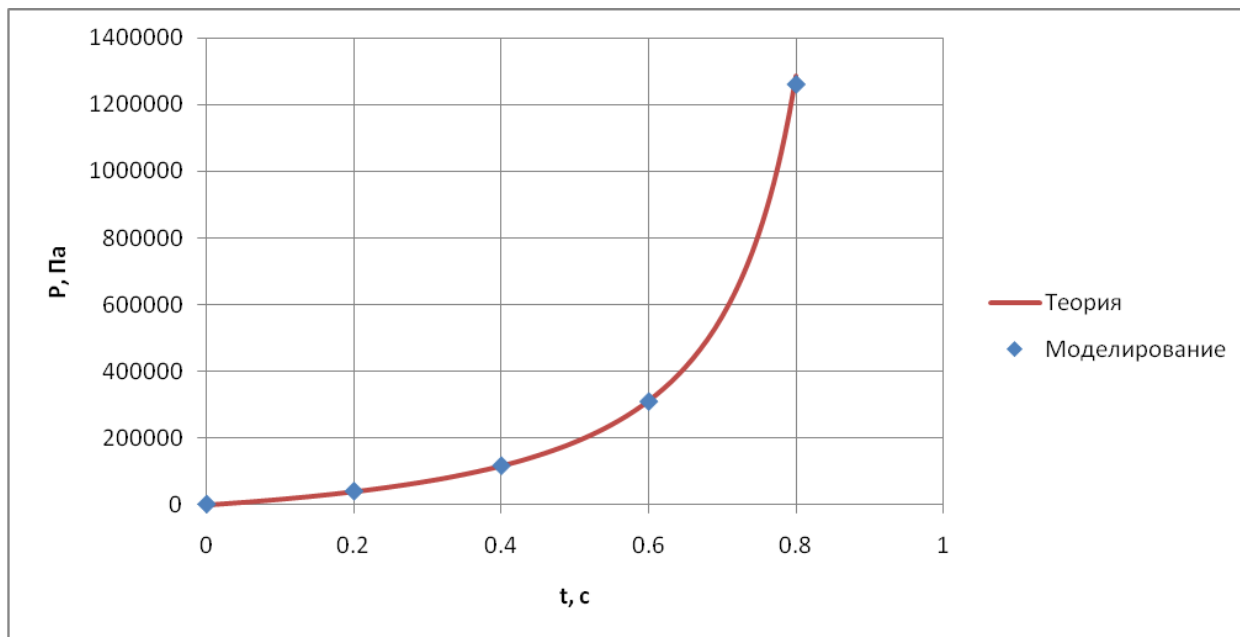
Относительное давление [1]:

$$P = P_{abs,0} \left( \frac{1}{1 - \frac{u t}{L}} \right)^\gamma - 101000$$

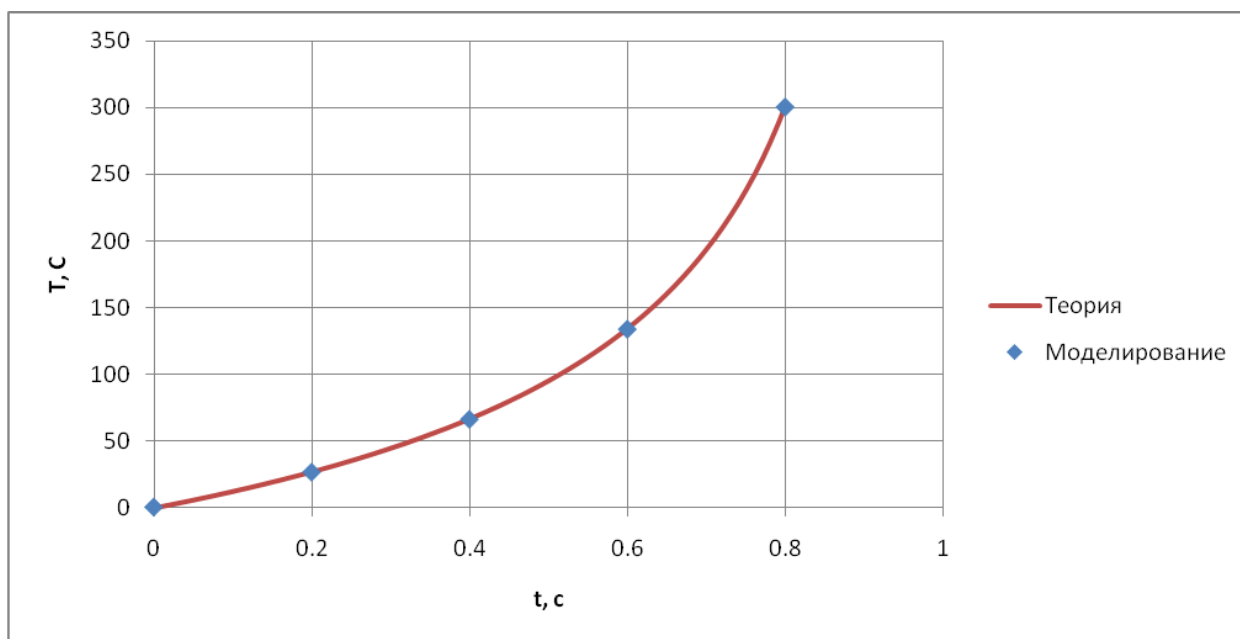
Относительная температура [1]:

$$T = T_{abs,0} \left( \frac{P_{abs}}{P_{abs,0}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 273$$

## Результаты



Зависимость давления от времени.



Зависимость температуры от времени.

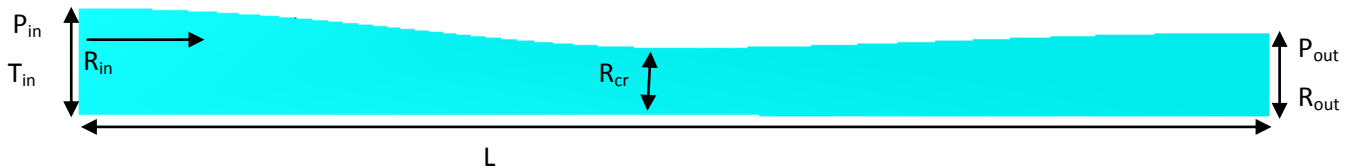
## Ссылки

1. Д.В.Сивухин, Общий курс физики, Механика, М. 1979, 520 с.

### 3. Течение в сопле Лавала

#### Постановка задачи

1D



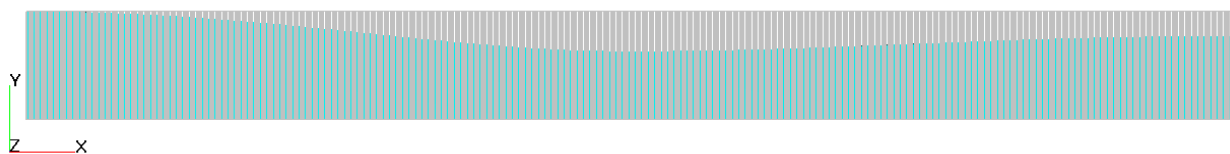
#### Граничные условия:

Вход полное давление и полная температура.

Выход статическое давление.

<b>Параметры геометрии:</b>		
L	2.54	м
R	$R = \begin{cases} \sqrt{3.6 \cdot 10^4 - 1.54 \cdot 10^4 \cos((7.87 \cdot 10^4 \cdot x - 1) \cdot 3.14)}, & x < 1.27 \\ \sqrt{2.57 \cdot 10^4 - 0.54 \cdot 10^4 \cos((7.87 \cdot 10^4 \cdot x - 1) \cdot 3.14)}, & x > 1.27 \end{cases}$	
<b>Параметры вещества:</b>		
m	0.0289	кг моль <sup>-1</sup>
c <sub>p</sub>	1009	Дж кг <sup>-1</sup> К <sup>-1</sup>
<b>Входные параметры:</b>		
P <sub>t,in</sub>	6895	Па
T <sub>t,in</sub>	125	К
P <sub>st,out</sub>	6136.6; 5171; 1103	Па

#### Расчетная сетка



Задача решается в 1-градусном секторе

Расчетная сетка 1000x1x1

Общее число ячеек 1000

#### Теория

Скорость в сечении A рассчитываются по следующей формуле [1]:

$$\frac{A}{A_{cr}} = \left( \frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{1}{\gamma - 1}} \left[ \lambda \left( 1 - \frac{\gamma - 1}{\gamma + 1} \lambda^2 \right)^{\frac{1}{\gamma - 1}} \right]^{-1}$$

Здесь:

$$\lambda = V / a_{cr}$$

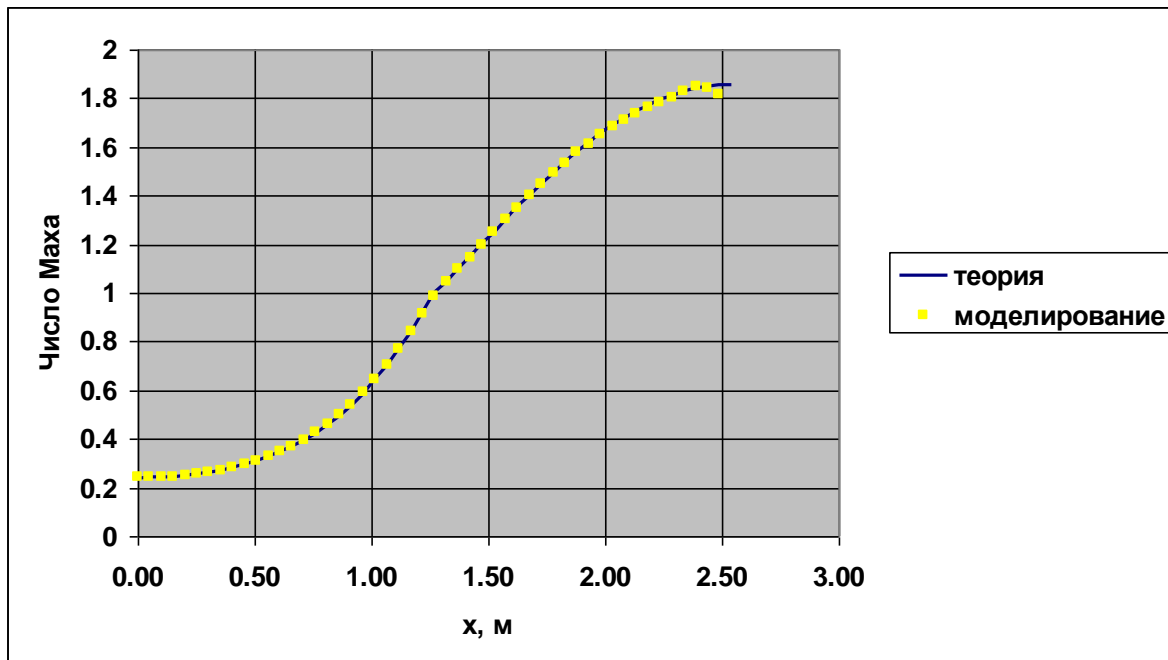
$$a_{cr} = V_{cr} = \sqrt{2 \frac{\gamma}{\gamma + 1} \frac{R_A}{m} T_{t,in}}$$

Статическое давление рассчитывается по следующей формуле [1]:

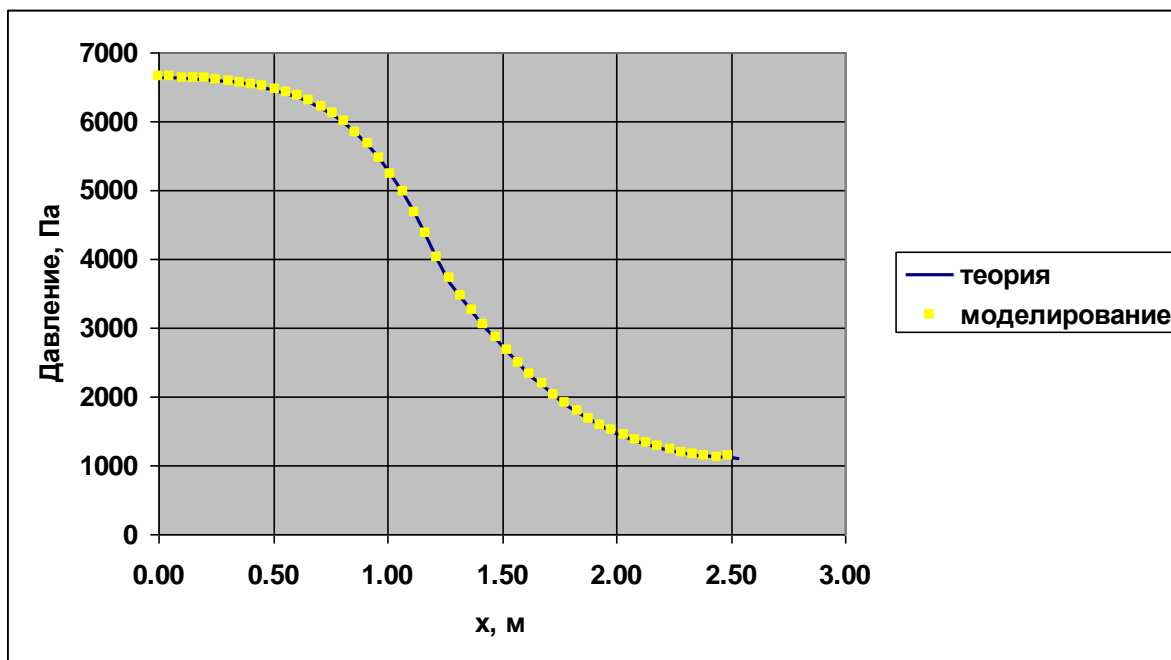
$$P = P_{\text{in}} \left( 1 - \frac{\gamma - 1}{\gamma + 1} \lambda^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}$$

Распределение давления и числа Маха вдоль трубы при заданных входных условиях можно посмотреть в [2].

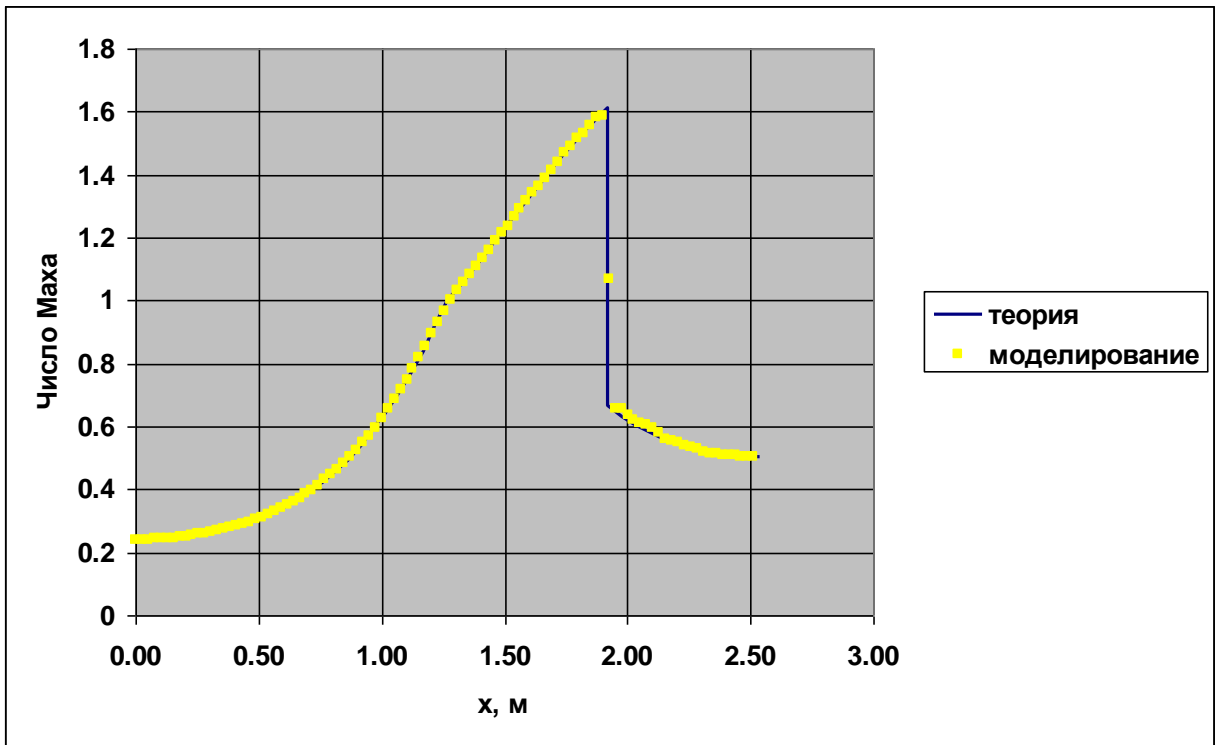
## Результаты



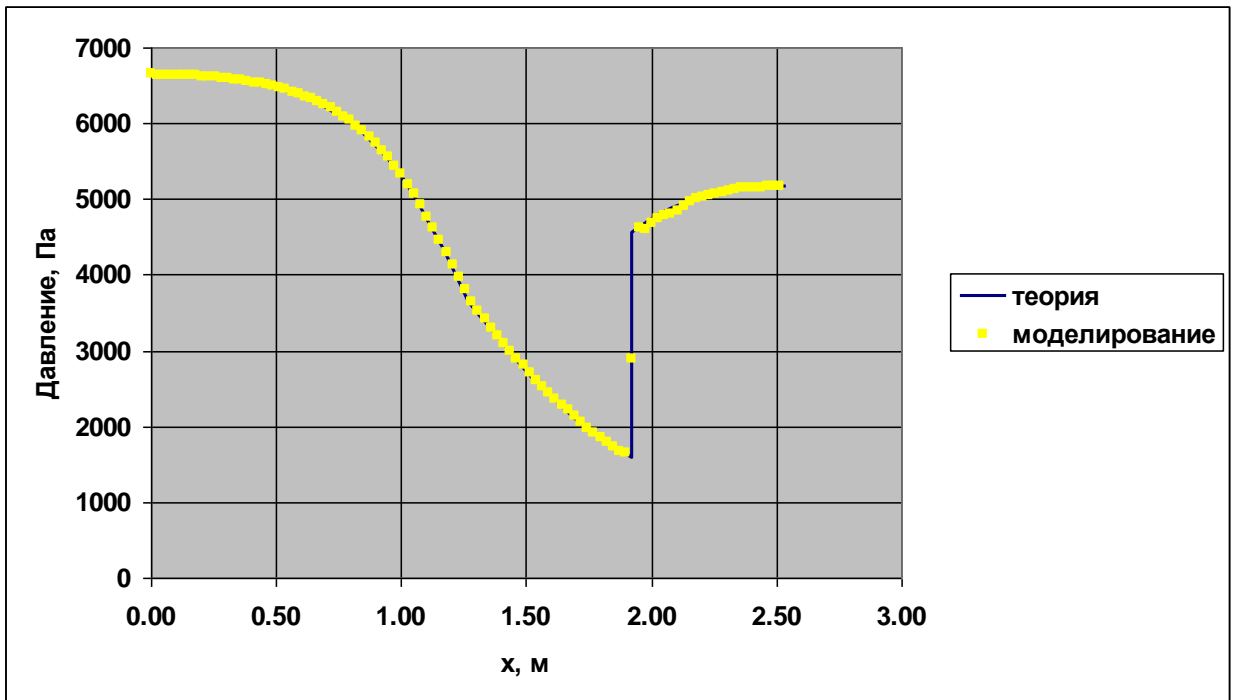
Распределение Числа Маха в сопле при сверхзвуковом течении



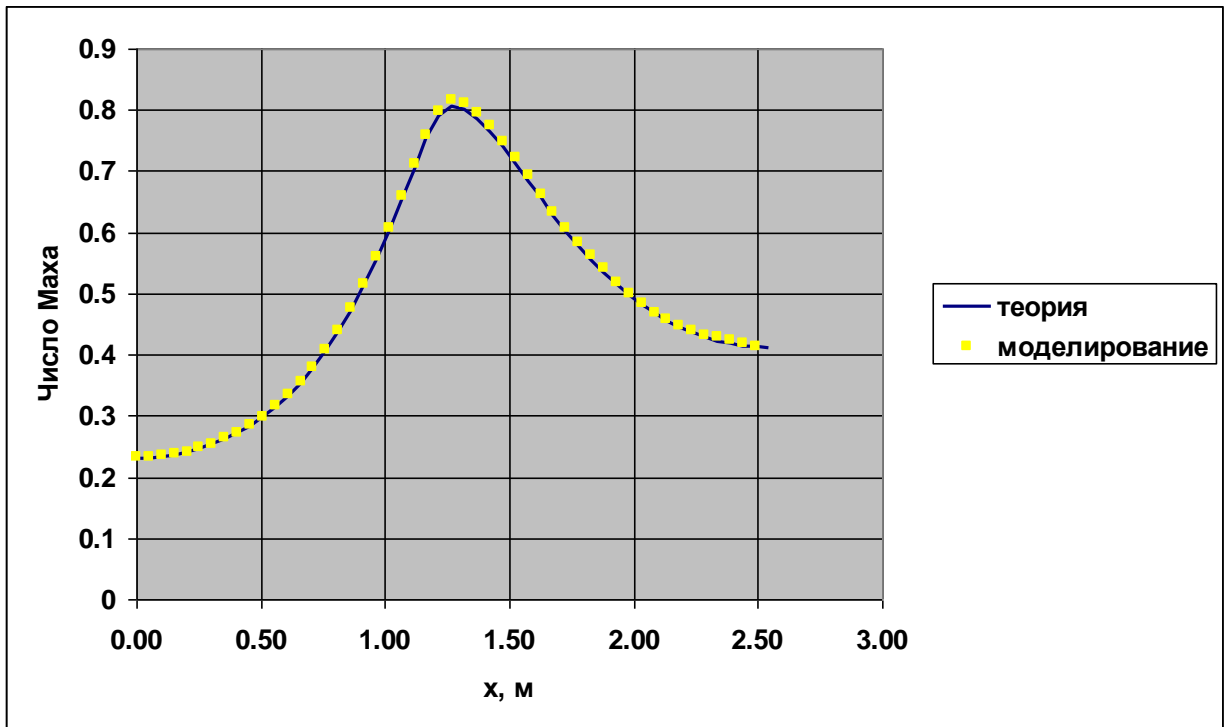
Распределение давления при сверхзвуковом течении в сопле



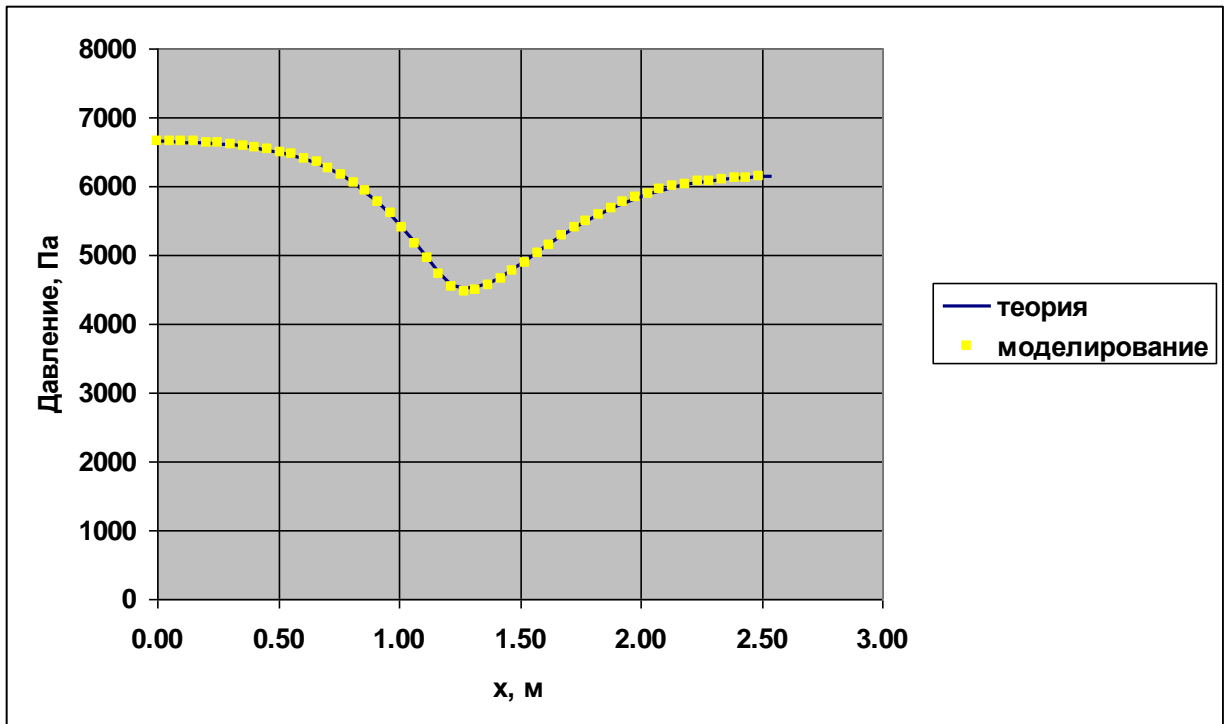
Распределение числа Маха при трансзвуковом течении в сопле



Распределение давления при трансзвуковом течении в сопле



Распределение числа Маха при дозвуковом течении в сопле



Распределение давления при дозвуковом течении в сопле

### Ссылки

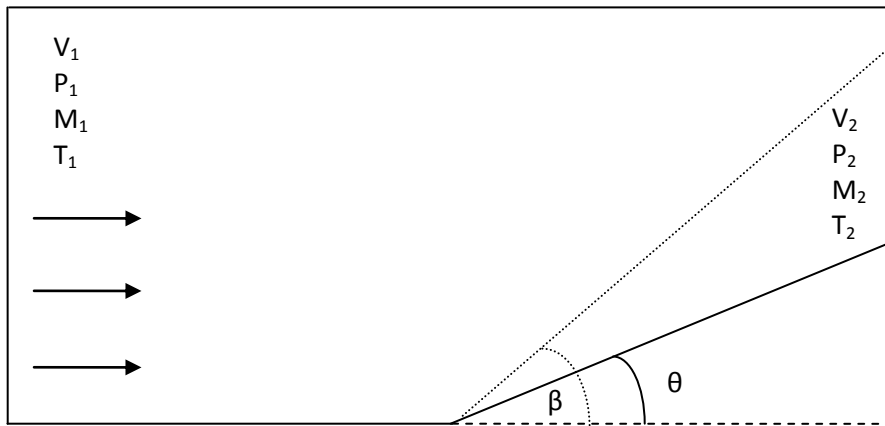
1. Лойцянский Л.Г. Механика жидкости и газа . – 7-е изд., испр. – М.: Дрофа, 2003
2. <http://www.grc.nasa.gov/WWW/wind/valid/cdv/cdv.html>



## 4. Косой скачок уплотнения

### Постановка задачи

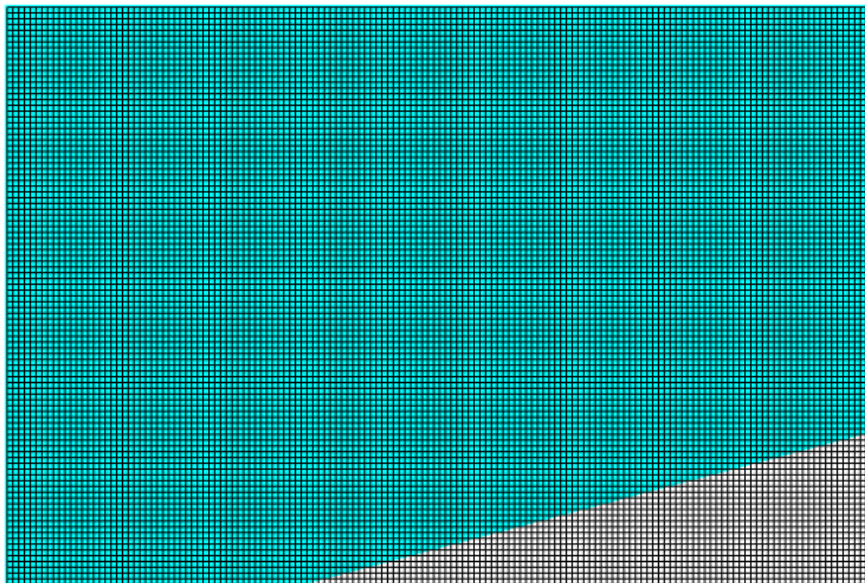
2D



Клин с углом  $\theta$  обтекается сверхзвуковым потоком.

<b>Геометрия:</b>		
$\theta$	15	°
<b>Свойства вещества:</b>		
M	0.0288	кг моль <sup>-1</sup>
$\mu$	0	кг м <sup>-1</sup> с <sup>-1</sup>
$\lambda$	0	Вт м <sup>-1</sup> К <sup>-1</sup>
$c_p$	1006	Дж кг <sup>-1</sup> К <sup>-1</sup>
k	1.4	
<b>Входные параметры:</b>		
$P_1$	101 400	Па
$T_1$	923	К
$V_1$	1525	м с <sup>-1</sup>
$M_1$	2.5	

### Расчетная сетка



Расчетная сетка 150x100x1

Общее число ячеек 13 000

## Теория

Соотношение между углом клина  $\theta$  и углом отхода скачка  $\beta$  [1]:

$$\operatorname{tg} \theta = \frac{\sin^2 \beta - \frac{1}{M_1^2}}{\frac{k+1}{2} - \sin^2 \beta + \frac{1}{M_1^2}} \operatorname{ctg} \beta$$

Соотношение для статического давления до и после скачка [1]:

$$\frac{P_2}{P_1} = \frac{2k}{k+1} M_1^2 \sin^2 \beta - \frac{k-1}{k+1}$$

Соотношение для плотности до и после скачка [1]:

$$\frac{\rho_2}{\rho_1} = \frac{\frac{k+1}{2} M_1^2 \sin^2 \beta}{1 + \frac{k-1}{2} M_1^2 \sin^2 \beta}$$

Соотношение для числа Маха после скачка [1]:

$$M_2 \sin(\beta - \theta) = \sqrt{\frac{1 + \frac{k-1}{2} M_1^2 \sin^2 \beta}{k M_1^2 \sin^2 \beta - \frac{k-1}{2}}}$$

Соотношение для полного давления до и после скачка [1]:

$$\frac{P_{20}}{P_{10}} = \left( \frac{k+1}{2} \right)^{\frac{k+1}{k-1}} \frac{(M_1 \sin \beta)^{\frac{2k}{k-1}}}{\left( 1 + \frac{k-1}{2} M_1^2 \sin^2 \beta \right)^{\frac{k}{k-1}} \left( k M_1^2 \sin^2 \beta - \frac{k-1}{2} \right)^{\frac{1}{k-1}}}$$

## Результаты

	Теория	Погрешность расчета, %
$M_2$	1.875	+0.2
$P_2$ , Па	250 000	-0.2
$P_{02}$ , Па	1 608 000	0.2
$T_2$ , К	1220	-0.09
$T_{02}$ , К	2076.6	0.0002
$\rho_2$	0.711	-0.078

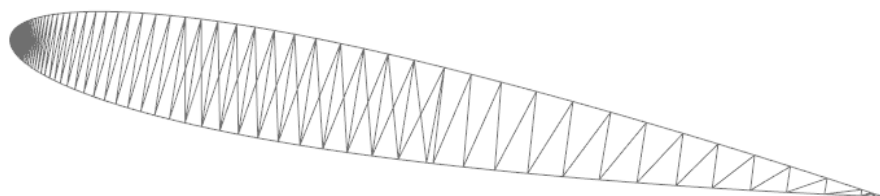
## Ссылки

1. Лойцянский Л.Г. Механика жидкости и газа . – 7-е изд., испр. – М.: Дрофа, 2003

## 5. Дозвуковое течение около профиля NACA0012 $M=0.3$ , углы атаки= $0...12^\circ$

### Постановка задачи

2D



Хорда:  $c$

Угол атаки:  $\alpha$

Внешние границы:  $10c$  вперёд, назад, вверх и вниз

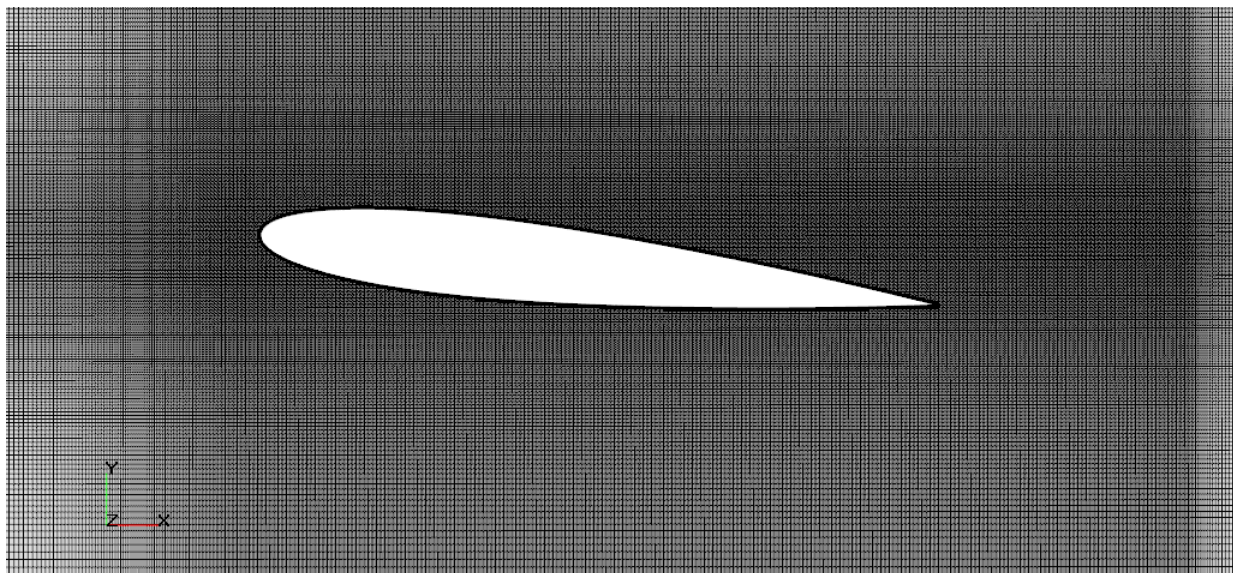
#### Граничные условия:

Стенка: адиабатическая

Внешние границы: неотражающие

<b>Геометрия:</b>		
$c$	0.254	м
<b>Свойства воздуха:</b> стандартные		
<b>Входные параметры (размерные):</b>		
$T_{in}$	273	С
$P_{in}$	101325	Па
$V_{in}$	99.55	м с <sup>-1</sup>
$\alpha$	0...12	град.
<b>Входные параметры (безразмерные):</b>		
$M$	0.3	
$Re$	1 900 000	

### Расчетная сетка



Начальная сетка 779x318x1

Адаптация до 3 уровня по поверхности профиля

Общее число ячеек 590000

## Результаты

Угол атаки, град	Эксперимент		Погрешность расчета, %							
			KES		KEN		SST		SA	
	$C_L$	$C_D$	$C_L$	$C_D$	$C_L$	$C_D$	$C_L$	$C_D$	$C_L$	$C_D$
0	0	0.0103	-	-1.30	-	0.15	-	0.09	-	-29.45
3	0.306	0.0106	0.77	-7.43	3.49	-5.86	1.26	-5.56	3.49	-34.82
6	0.602	0.0111	-2.09	-36.51	0.19	-62.91	2.33	-29.81	-3.67	-57.73
10	1.02	0.0193	1.10	-31.40	6.13	-43.56	10.50	-49.55	6.13	-43.56

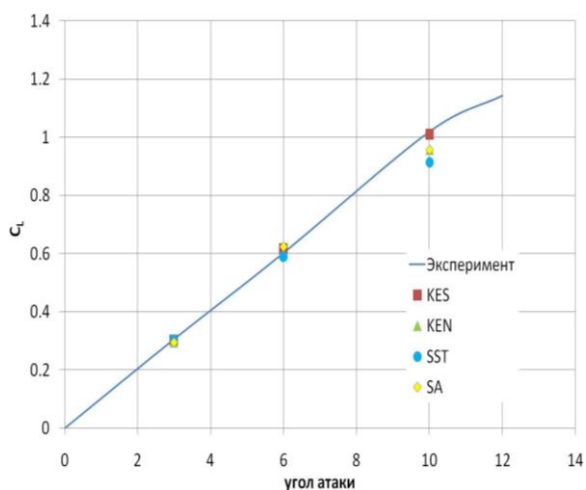


График зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки

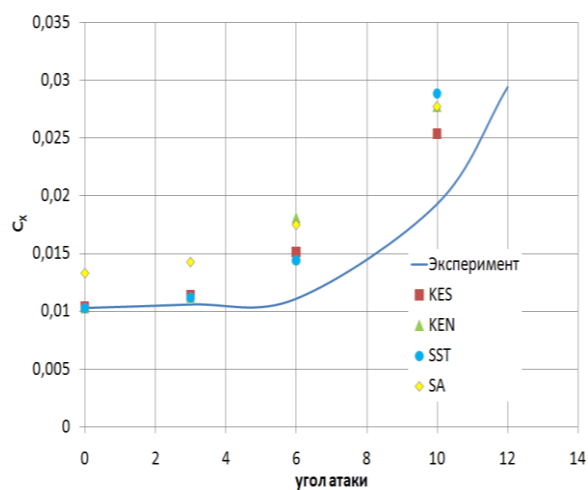


График зависимости коэффициента сопротивления от угла атаки

### Комментарий:

Ламинарно-турбулентный переход не моделируется. Весь пограничный слой полагается турбулентным.

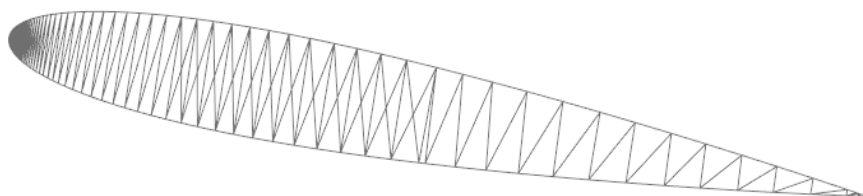
### Ссылки

1. N. Gregory and P.G. Wilby, 'NPL 9615 and NACA 0012. A Comparison of Aerodynamic Data' Ministry of Defence, Aeronautical Research Council. C.P. No. 1261 London: Her Majesty's Stationery office, 1973.

## 6. Трансзвуковое течение около профиля NACA0012 $M=0.7$ , углы атаки = $-0.001...4.8^\circ$

### Постановка задачи

2D



Хорда:  $c$

Угол атаки:  $\alpha$

Внешние границы:  $20c$  вперёд, назад, вверх и вниз

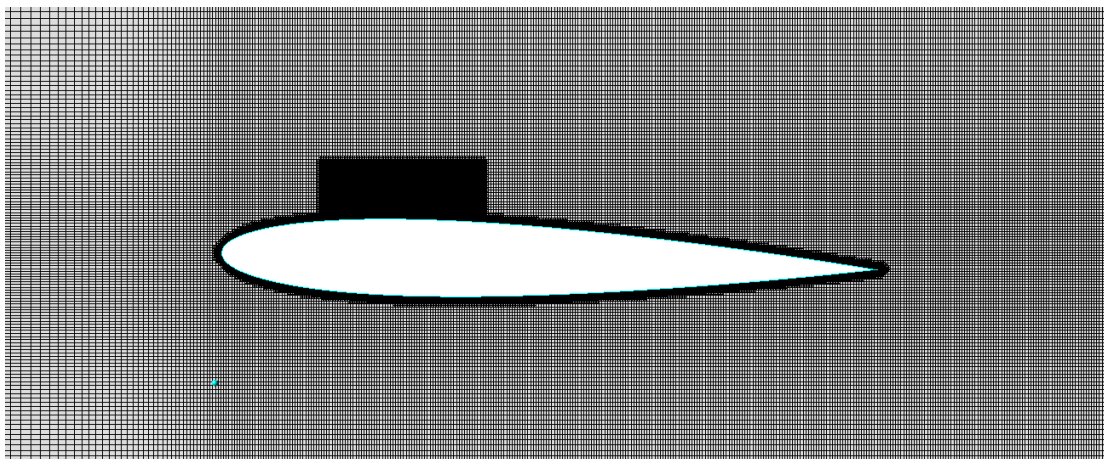
### Граничные условия:

Стенка: адиабатическая

Внешние границы: неотражающие

Геометрия:		
$c$	1	м
Свойства воздуха: стандартные		
Входные параметры (размерные):		
$T_{in}$	248.019	С
$P_{in}$	46066	Па
$V_{in}$	222.0385	м с <sup>-1</sup>
$\alpha$	$-0.001...4.8$	град.
Входные параметры (безразмерные):		
$M$	0.7	
$Re$	$9 \cdot 10^6$	

### Расчетная сетка



Расчетная сетка 345x224x1

Адаптация по поверхности профиля и в параллелепипеде в районе скачка до 2 уровня

Общее число ячеек 264 000

### Результаты

Угол атаки, град	Эксперимент		Погрешность расчета, %							
			KES		KEN		SST		SA	
	$C_L$	$C_D$	$C_L$	$C_D$	$C_L$	$C_D$	$C_L$	$C_D$	$C_L$	$C_D$
-0.001	-0.0016	0.00803	-	-12.09						
1.49	0.247	0.00819	7.79	-15.70	9.80	-15.40	15.44	-15.24	7.07	-20.92
4.8	0.737	0.03466	4.66	-14.97	8.26	-11.16	10.28	-8.20	6.15	-13.37

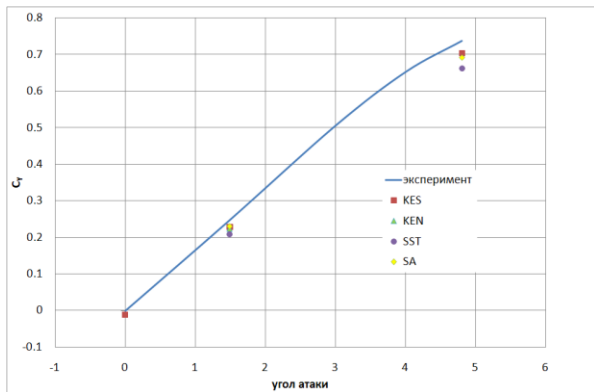


График зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки

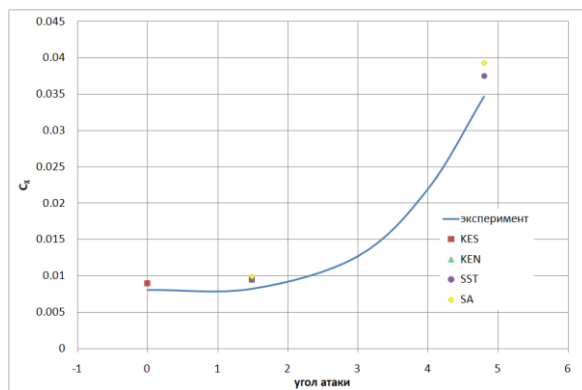


График зависимости коэффициента сопротивления от угла атаки

**Комментарий:**

Ламинарно-турбулентный переход не моделируется. Весь пограничный слой полагается турбулентным.

**Ссылки**

1. Terry L. Holst, 'Computational Fluid Dynamics. Drag Prediction-Results from the Viscous Transonic Airfoil Workshop' Ames Research Center, Moffett Field, California, 1988.

## 7. Трансзвуковое течение около профиля RAЕ 2822 $M= 0.729$ , угол атаки = $2.31^\circ$

### Постановка задачи

2D



Хорда:  $c$

Угол атаки:  $\alpha$

Внешние границы:  $20c$  вперёд, вверх и вниз,  $26c$  назад

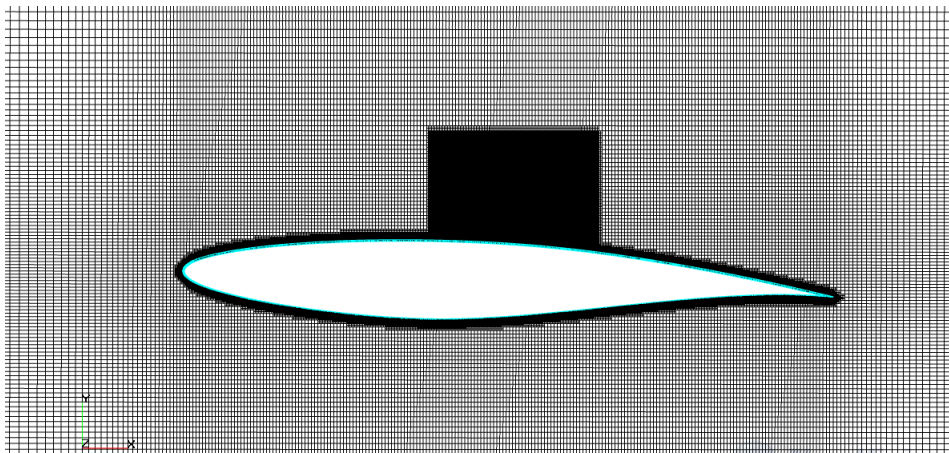
### Граничные условия:

Стенка: адиабатическая

Внешние границы: неотражающие

<b>Геометрия:</b>		
$c$	0.3048	м
<b>Свойства воздуха:</b> стандартные		
<b>Входные параметры (размерные):</b>		
$T_{in}$	255.6	С
$P_{in}$	108988	Па
$V_{in}$	233.585	м с <sup>-1</sup>
$\alpha$	2.31	град.
<b>Входные параметры (безразмерные):</b>		
$M$	0.729	
$Re$	$6.5 \cdot 10^6$	

### Расчетная сетка

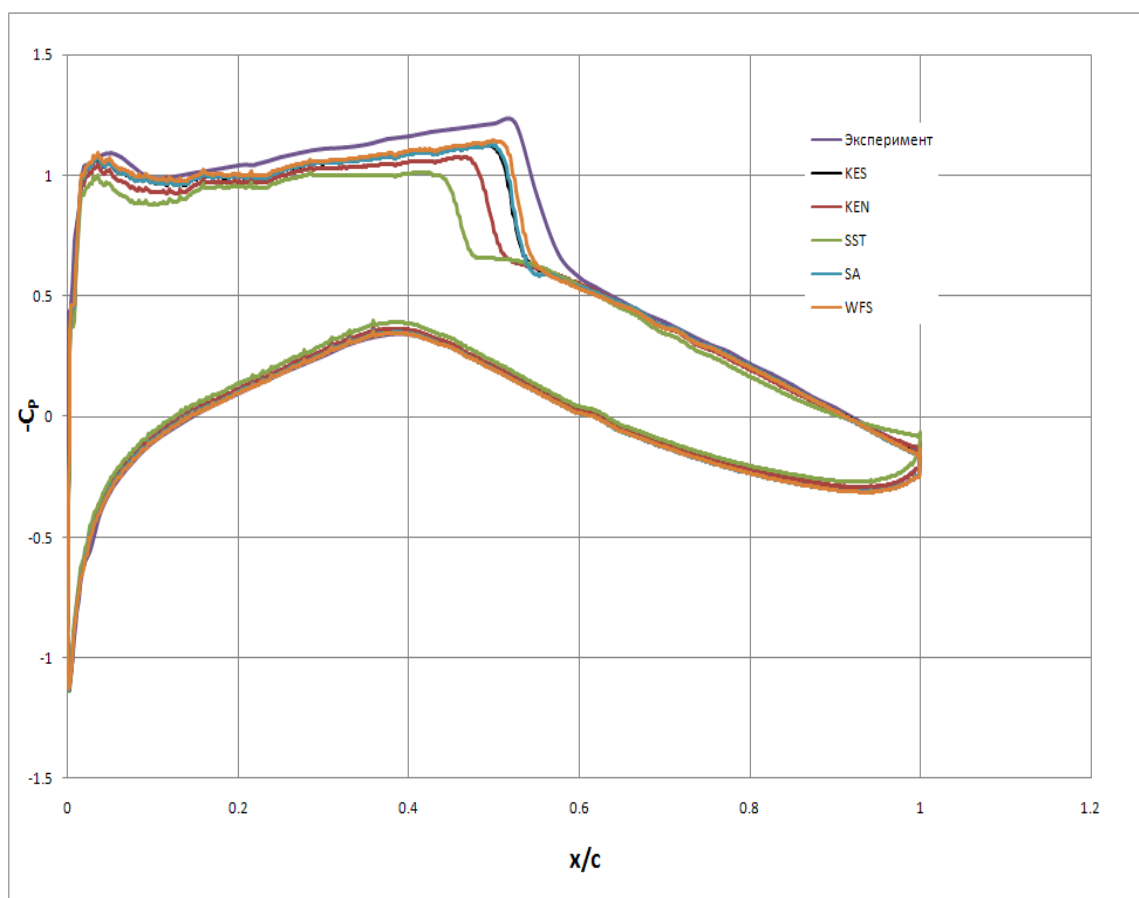


Расчетная сетка  $349 \times 186 \times 1$

Адаптация до 2 уровня по поверхности крыла и в параллелепипеде в районе скачка

Общее число ячеек 190 000

## Результаты



Распределение  $-C_p$  около профиля

### Комментарий:

Ламинарно-турбулентный переход не моделируется. Весь пограничный слой полагается турбулентным.

### Ссылки

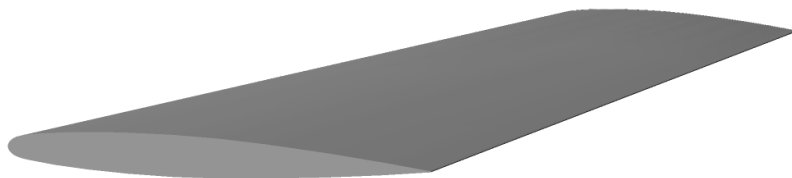
1. Cook, P.H., M.A. McDonald, M.C.P. Firmin, "Aerofoil RAE 2822 - Pressure Distributions, and Boundary Layer and Wake Measurements," *Experimental Data Base for Computer Program Assessment*, AGARD Report AR 138, 1979.



## 8. Трансзвуковое обтекание крыла ONERA M6, $M = 0.839$ , угол атаки = $3.06^\circ$

### Постановка задачи

3D



Хорда:  $c$

Угол атаки:  $\alpha$

Внешние границы:  $10c$  вперёд, назад, вверх и вниз

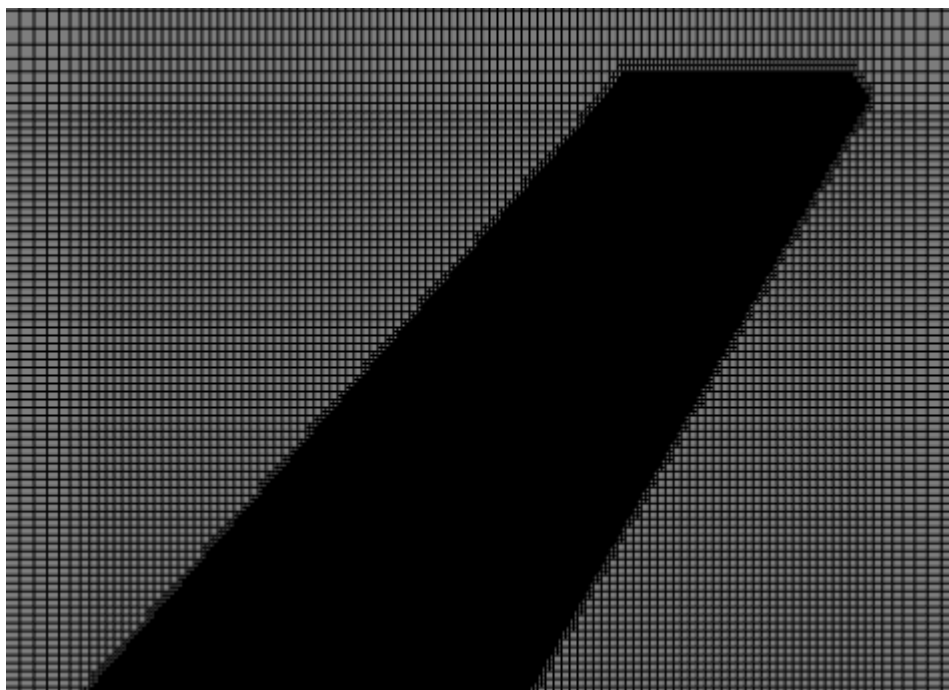
#### Граничные условия:

Стенка: адиабатическая

Внешние границы: неотражающие

<b>Геометрия:</b>		
$c$	0.3048	м
<b>Свойства воздуха:</b> стандартные		
<b>Входные параметры (размерные):</b>		
$T_{in}$	255.6	С
$P_{in}$	$8.05 \cdot 10^4$	Па
$V_{in}$	269	м с <sup>-1</sup>
$\alpha$	3.06	град.
<b>Входные параметры (безразмерные):</b>		
$M$	0.839	
$Re$	$11.7 \cdot 10^6$	

### Расчетная сетка



Расчетная сетка  $157 \times 104 \times 96$

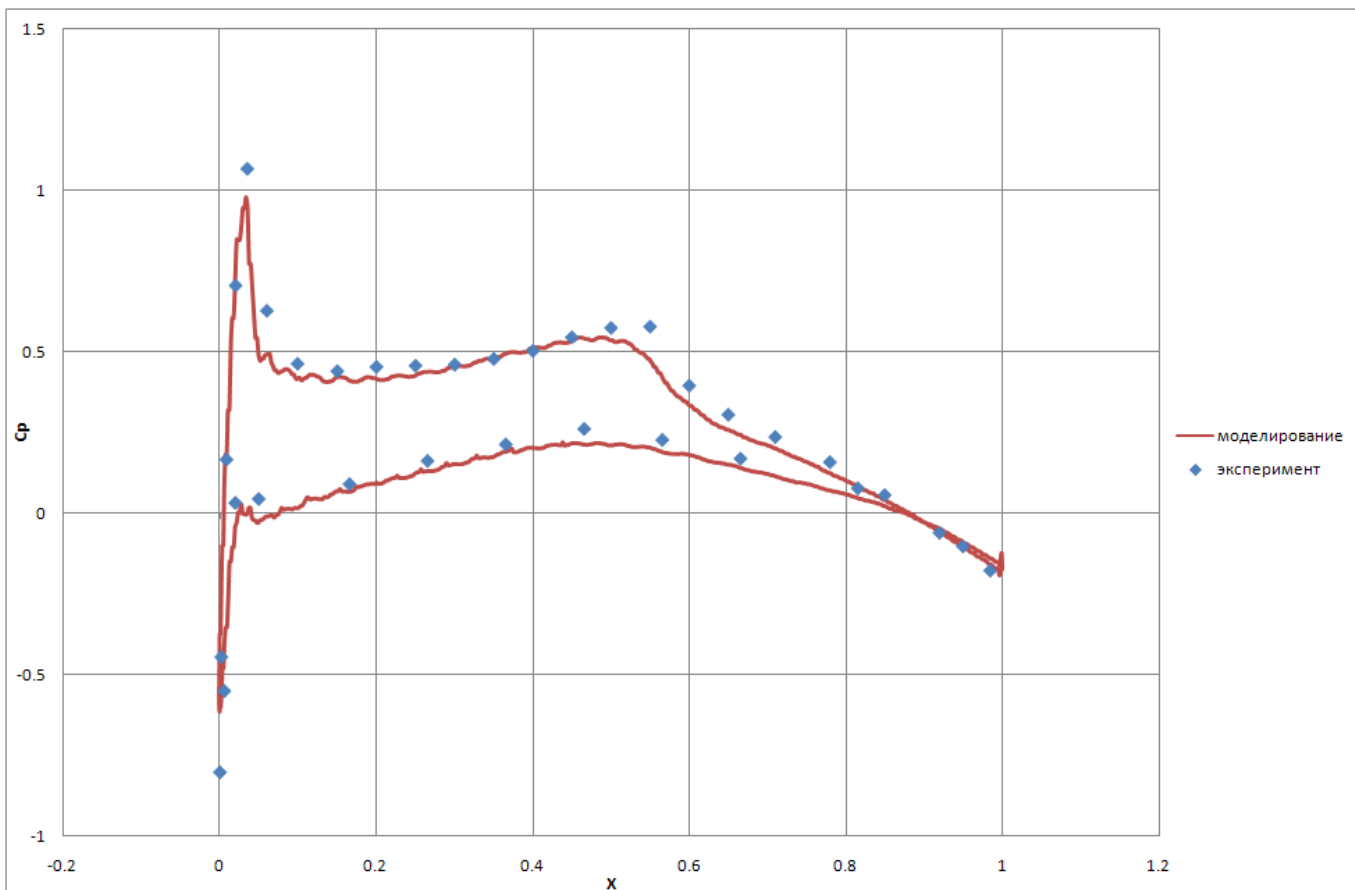
Адаптация до 2 уровня по поверхности крыла (10 слоёв самых мелких ячеек)

Общее количество ячеек 2 680 000

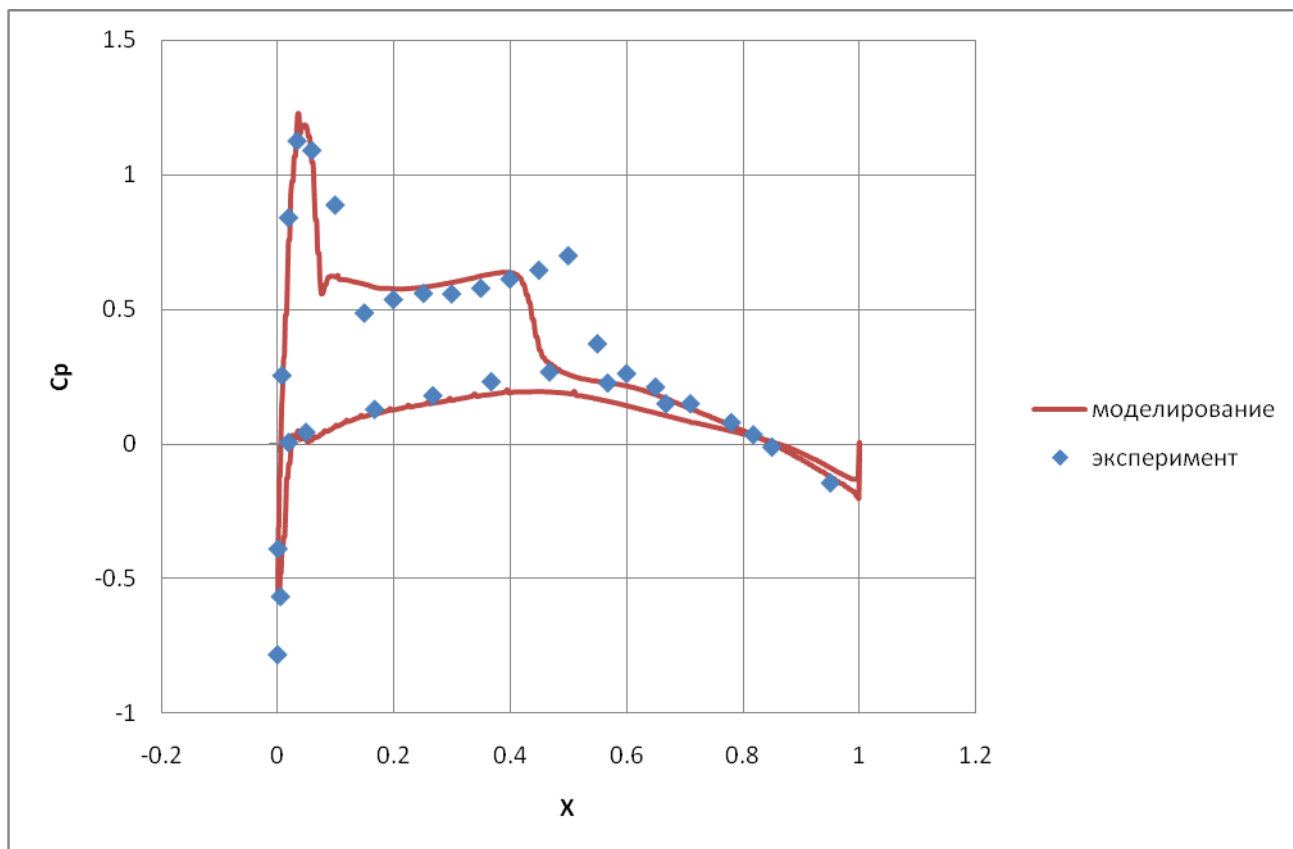
### Результаты

Распределение коэффициента давления вдоль крыла:

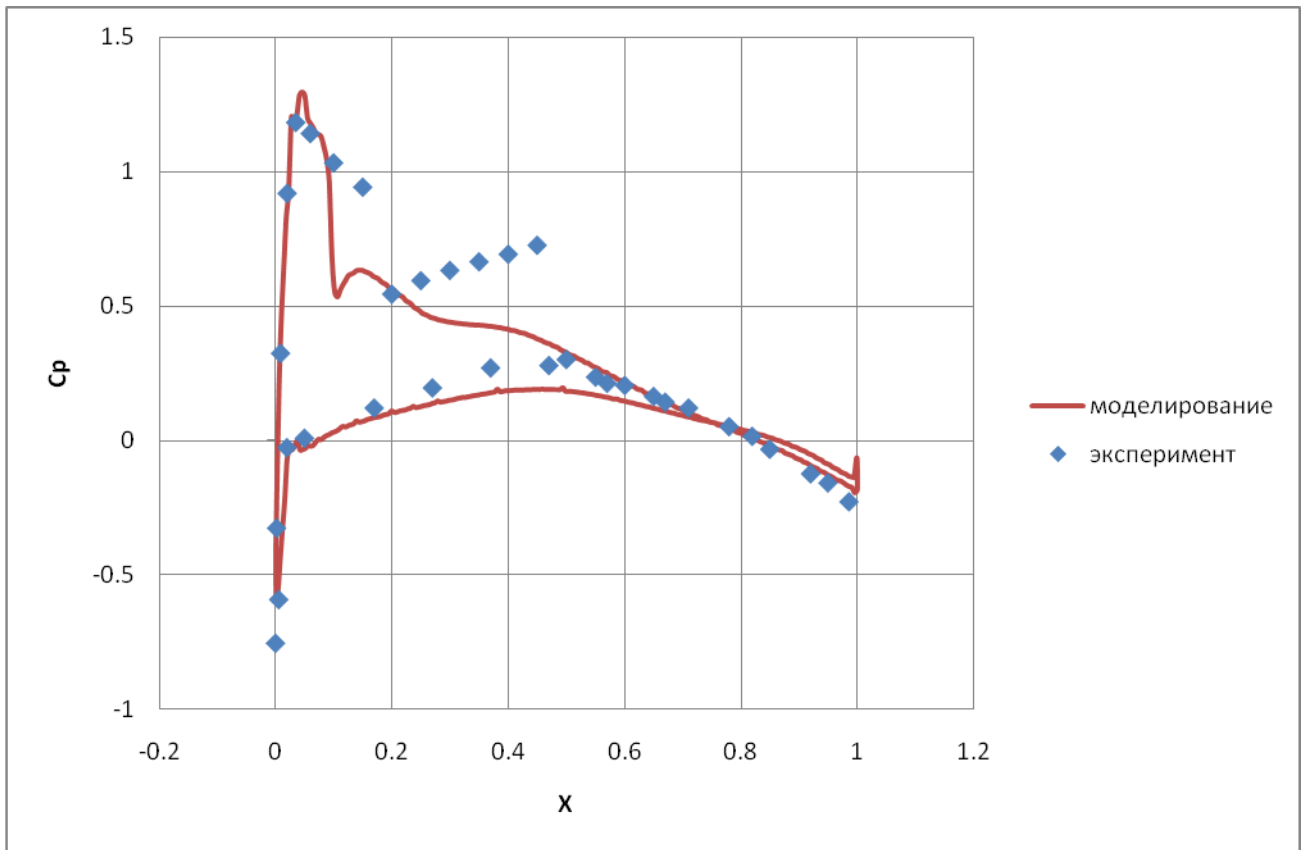
- b - размах крыла
- y - расстояние от плоскости симметрии



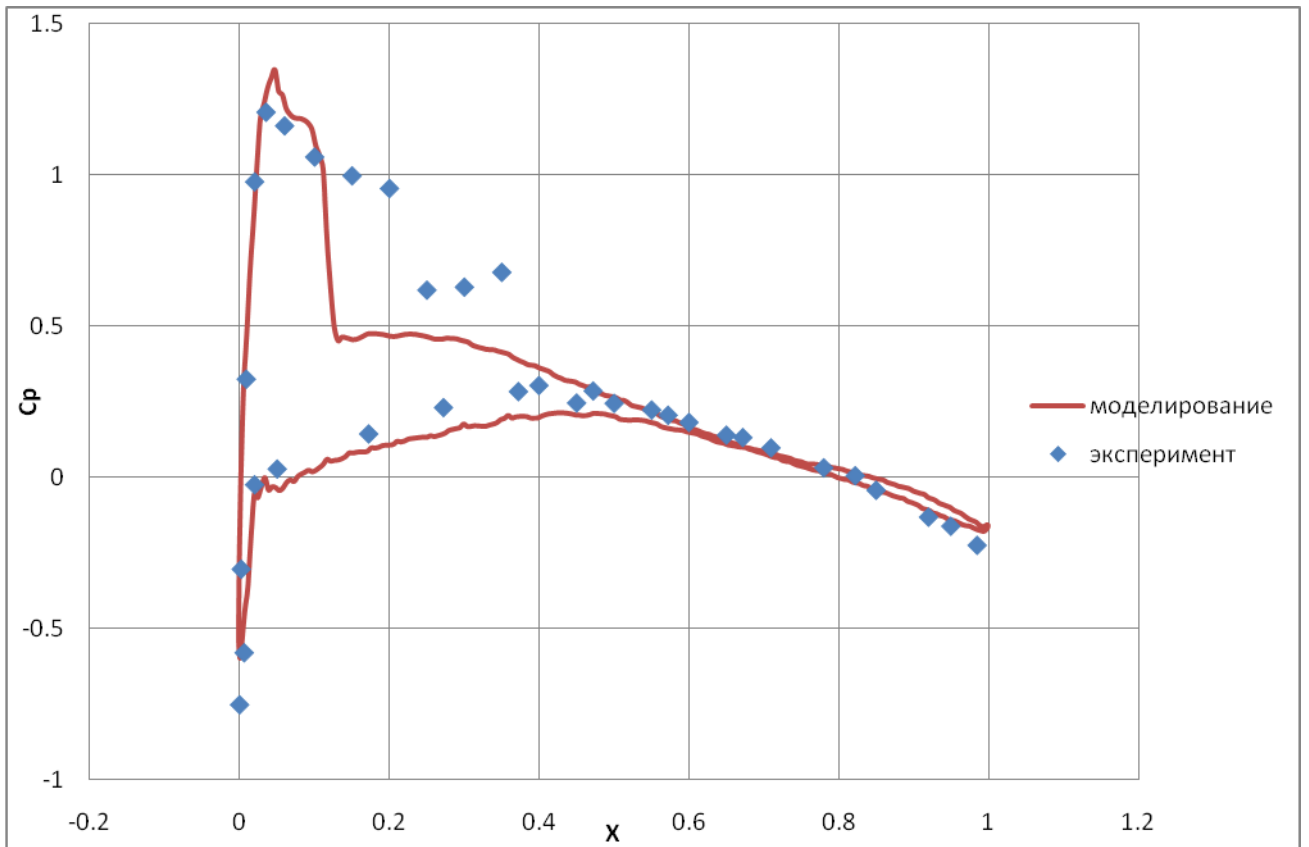
Распределение  $-C_p$  в сечении  $y/b = 0.2$



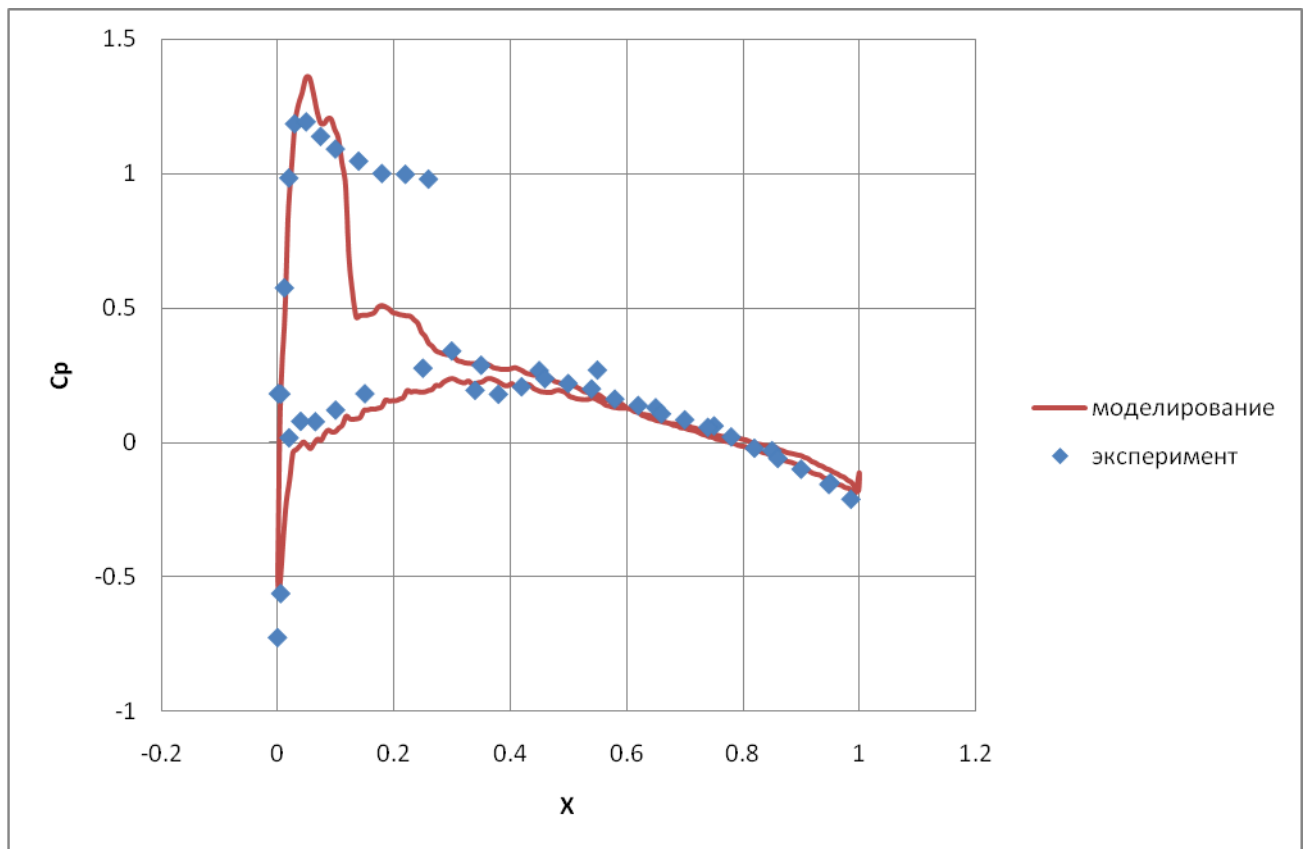
Распределение  $-C_p$  в сечении  $y/b = 0.44$



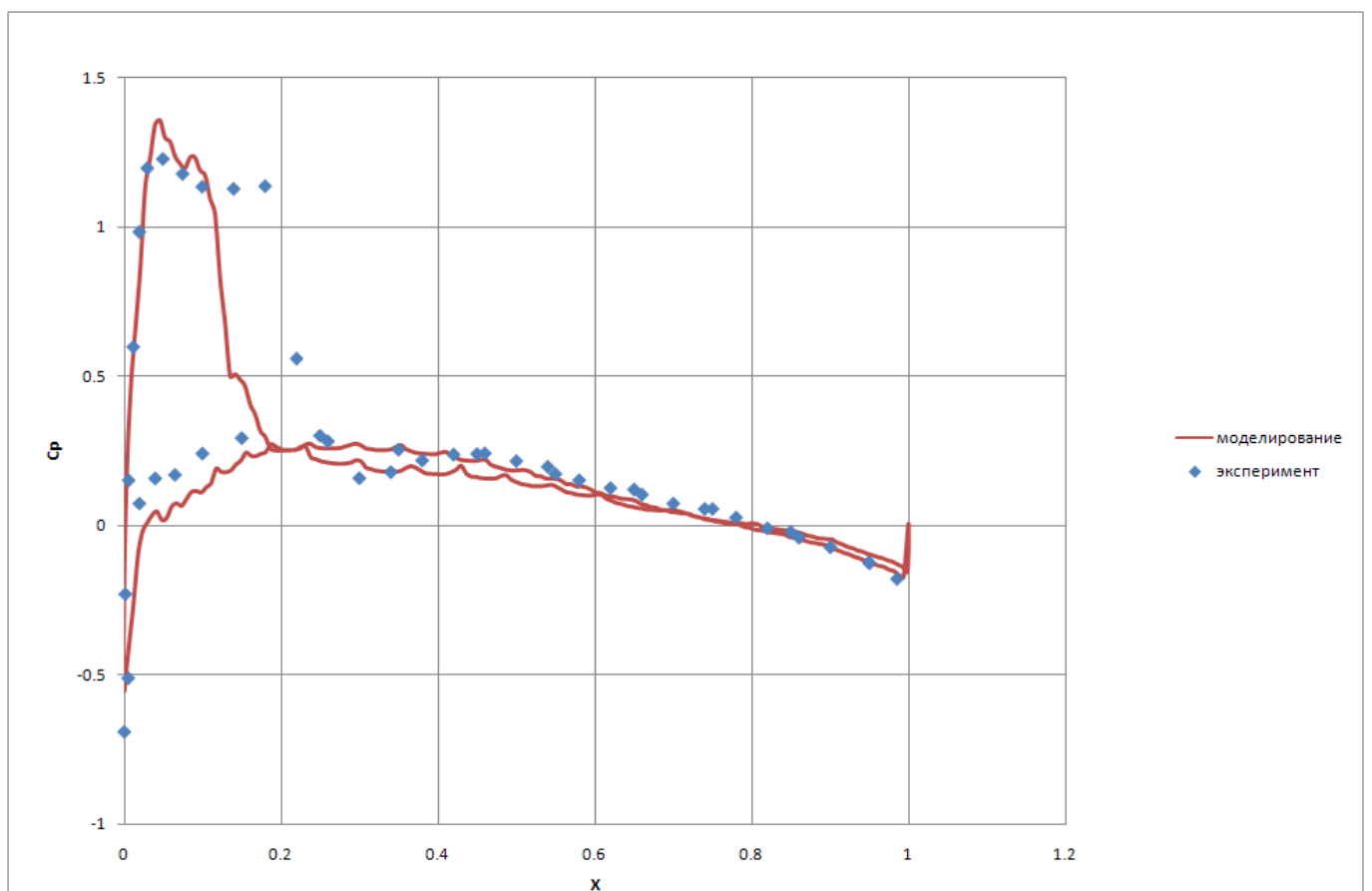
Распределение  $-C_p$  в сечении  $y/b = 0.65$



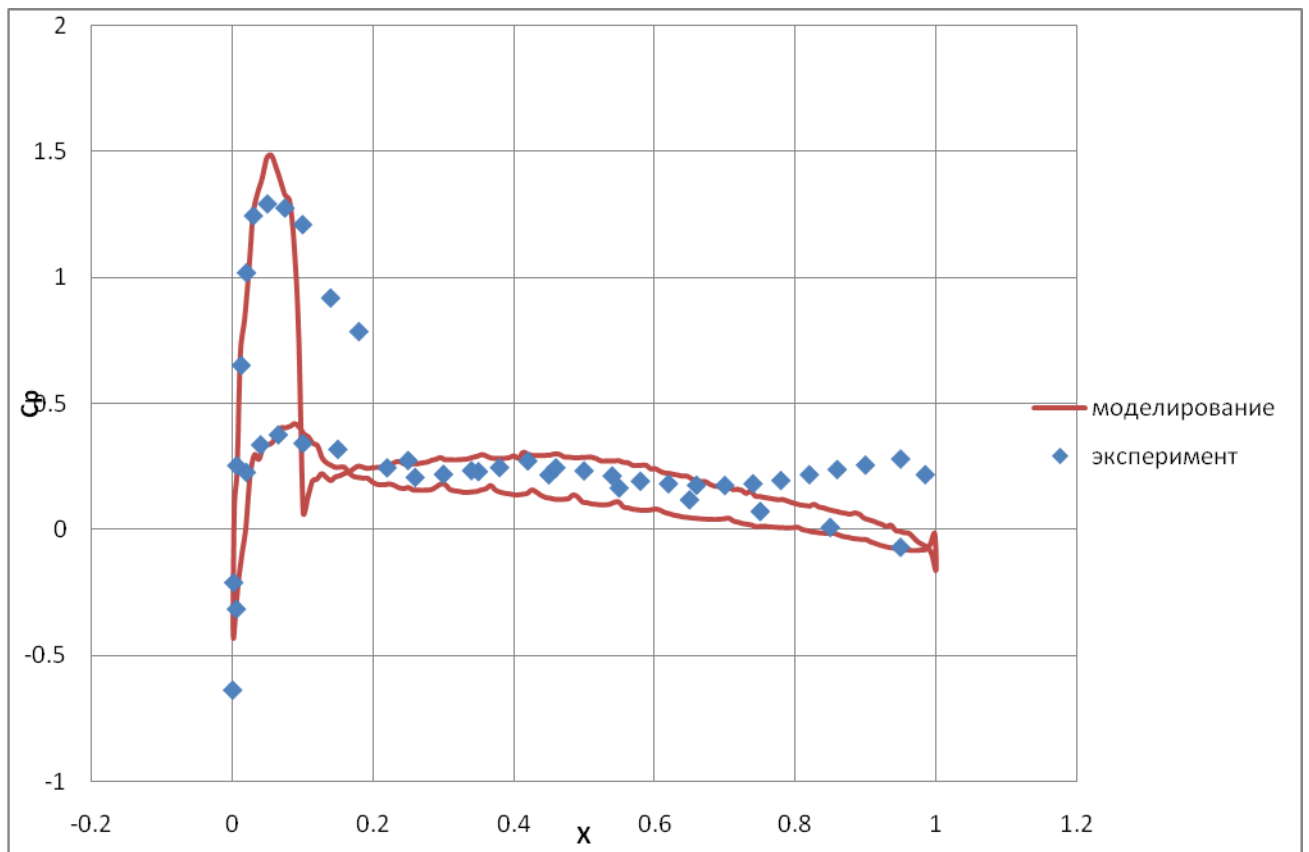
Распределение  $-C_p$  в сечении  $y/b = 0.8$



Распределение  $-\sigma_r$  в сечении  $y/b = 0.9$



Распределение  $-\sigma_r$  в сечении  $y/b = 0.95$



Распределение  $-C_p$  в сечении  $y/b=0.99$

**Комментарий:**

Ламинарно-турбулентный переход не моделируется. Весь пограничный слой полагается турбулентным.

**Анализ:**

1. Зона скачка плохо разрешена.
2. Результат следует рассматривать как предварительный.

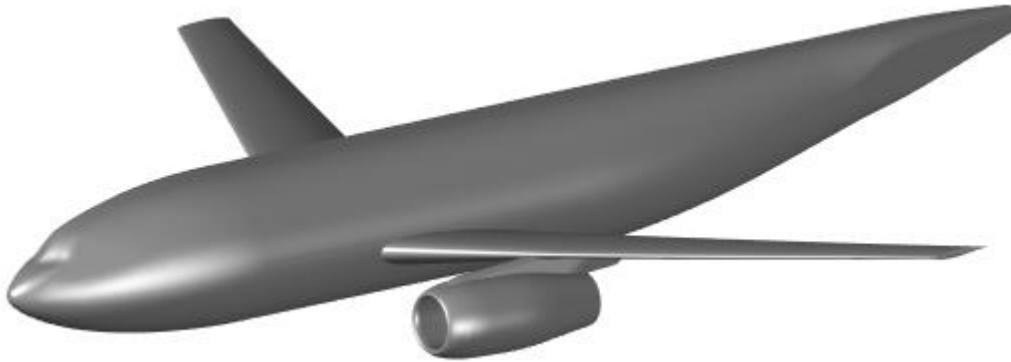
**Ссылки**

1. Schmitt, V. and F. Charpin, Pressure Distributions on the ONERA-M6-Wing at Transonic Mach Numbers// *Experimental Data Base for Computer Program Assessment*. Report of the Fluid Dynamics Panel Working Group 04, AGARD AR 138, May 1979.

## 9. Трансзвуковое обтекание самолета DLR-F6

### Постановка задачи

3D



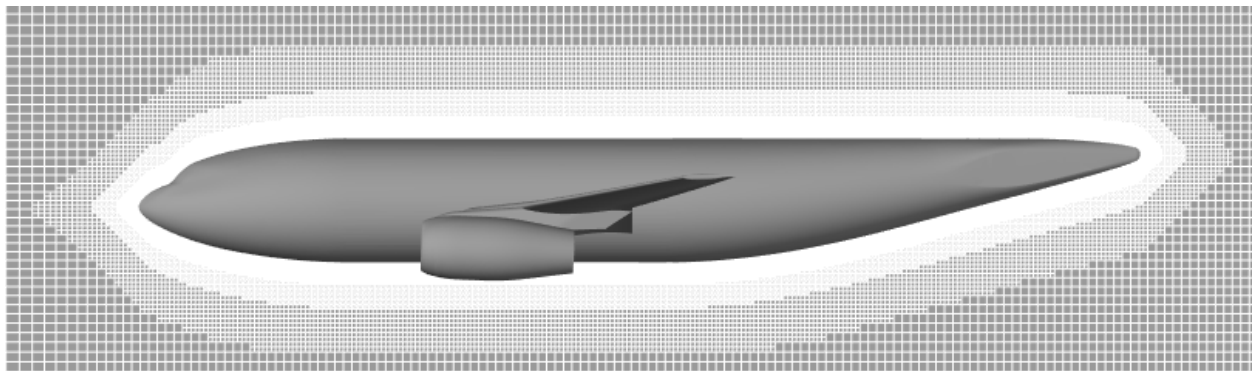
<b>Свойства воздуха:</b>		
M	0.0288	кг моль <sup>-1</sup>
$\mu$	$1.57 \cdot 10^{-5}$	кг м <sup>-1</sup> с <sup>-1</sup>
$\lambda$	0.026	Вт м <sup>-1</sup> К <sup>-1</sup>
$c_p$	1009	Дж кг <sup>-1</sup> К <sup>-1</sup>
<b>Входные параметры (размерные):</b>		
$T_{in}$	247.68	К
$P_{in}$	$1.01 \cdot 10^5$	Па
$V_{in}$	237	м с <sup>-1</sup>
$\alpha$	0	град
<b>Входные параметры (безразмерные):</b>		
M	0.75	

Угол атаки:  $\alpha$   
Внешние границы: 10 размеров самолета вперёд, назад, вверх и вниз

### Граничные условия:

Стенка: адиабатическая  
Внешние границы: неотражающие

### Расчетная сетка



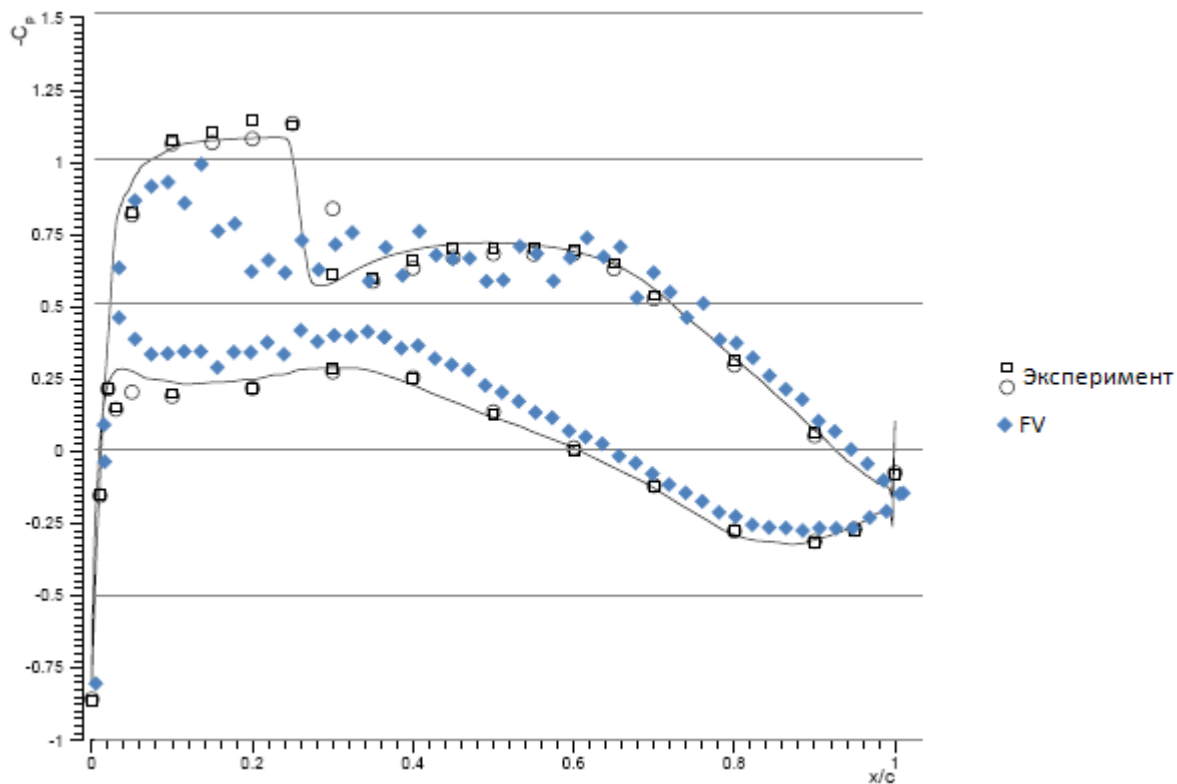
Расчетная сетка 250x82x126  
Адаптация до 4 уровня по поверхности самолета  
Общее количество ячеек 12 500 000

## Результаты

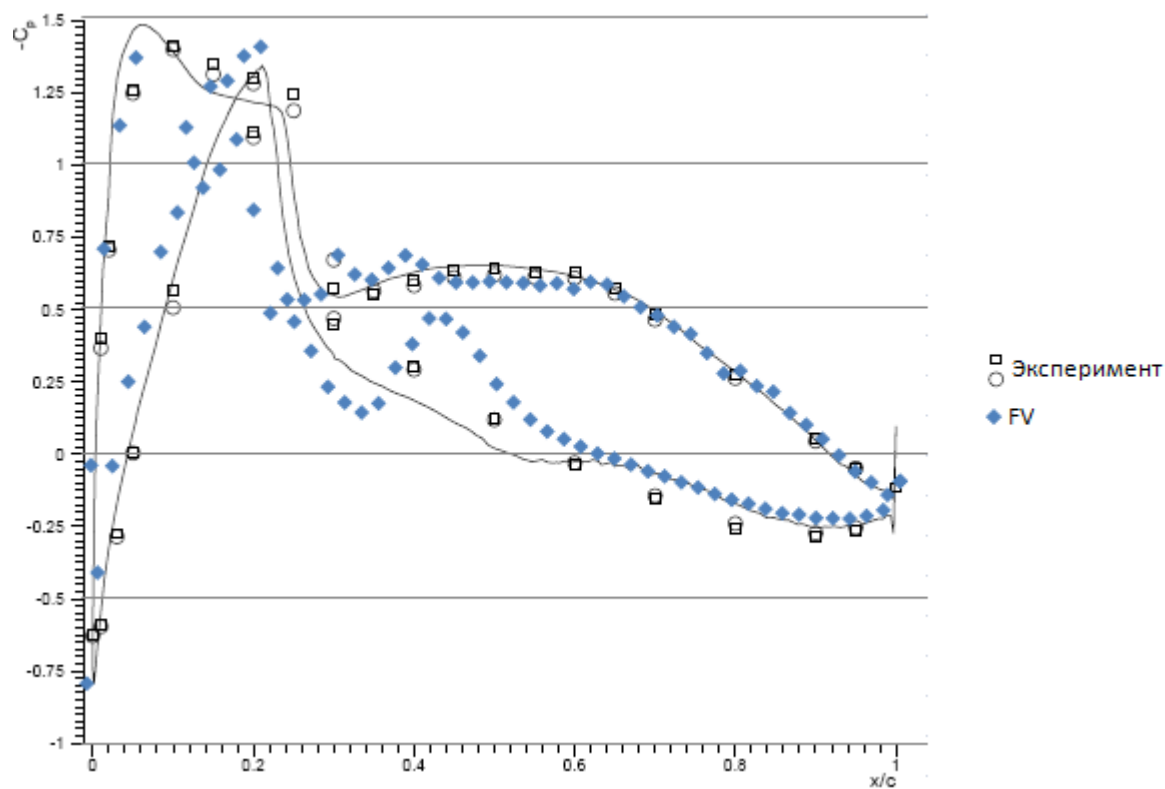
Распределение коэффициента давления вдоль крыла:

$b$  - размах крыла

$y$  - расстояние от плоскости симметрии



Распределение  $-C_p$  в сечении  $y/b = 0.331$  (перед пилоном)



Распределение  $-C_p$  в сечении  $y/b = 0.377$  (за пилоном)

	Эксперимент [1]	Погрешность расчета, %
$C_L$	0.4	2
$C_D$	0.03	-17.7

**Комментарий:**

Ламинарно-турбулентный переход не моделируется. Весь пограничный слой полагается турбулентным.

**Анализ:**

1. Крыло и зона пилона разрешены недостаточно.
2. Результат следует рассматривать как предварительный.

**Ссылки**

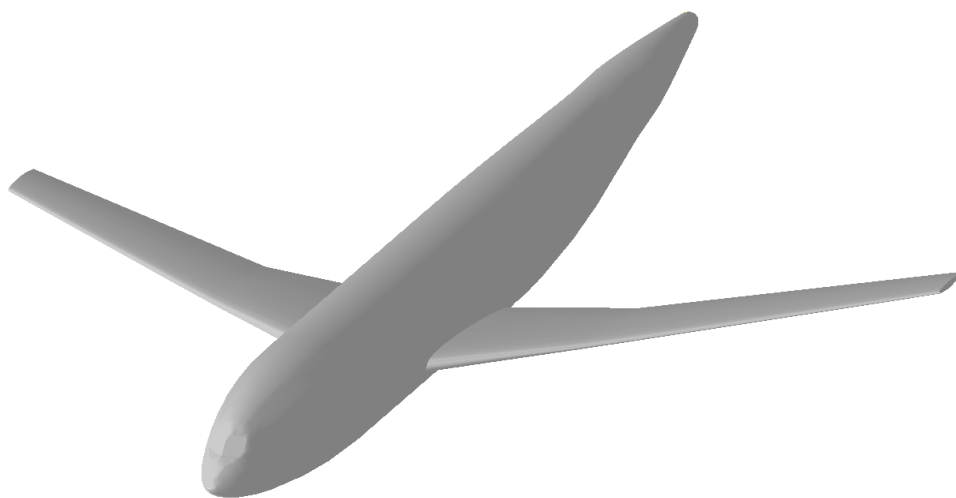
1. O. Brodersen, A. Stürmer Drag prediction of engine-airframe interference effect using unstructured Navier-Stokes calculation// AIAA 2001-2414, 19<sup>th</sup> AIAA Applied aerodynamic conference ,11-14 June 2001, Anaheim, California



## 10. Трансзвуковое обтекание самолета DLR-F4

### Постановка задачи

3D



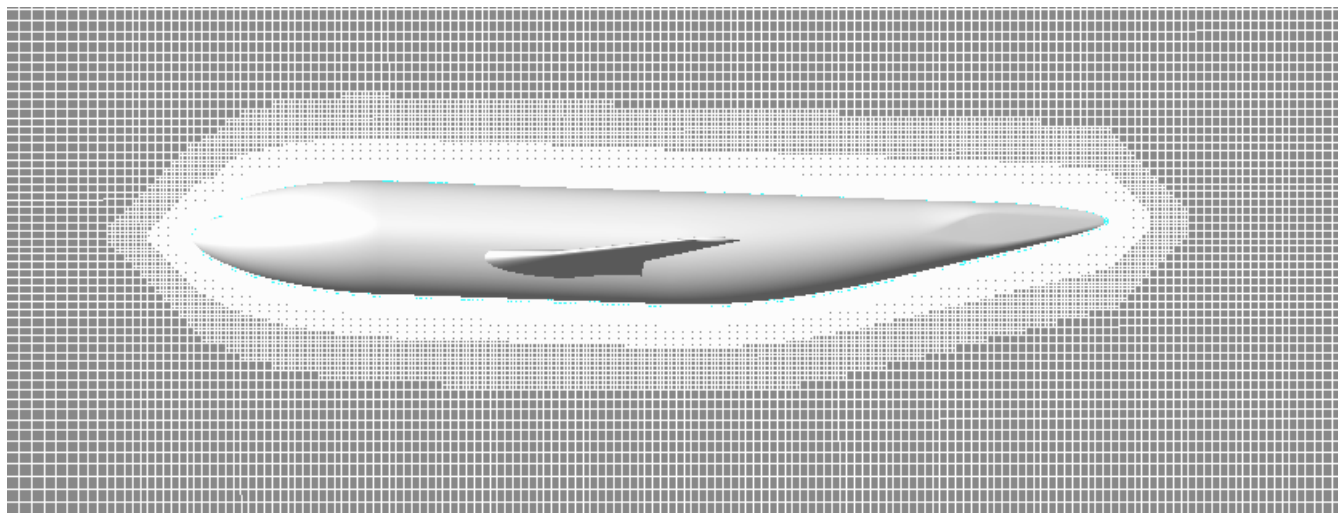
Угол атаки:  $\alpha$   
Внешние границы: 10 размеров самолета вперёд, назад, вверх и вниз

### Граничные условия:

Стенка: адиабатическая  
Внешние границы: неотражающие

<b>Свойства воздуха:</b>		
$m$	0.02896	кг моль <sup>-1</sup>
$\mu$	$1.72 \cdot 10^{-5}$	кг м <sup>-1</sup> с <sup>-1</sup>
$\lambda$	0.026	Вт м <sup>-1</sup> К <sup>-1</sup>
$c_p$	1009	Дж кг <sup>-1</sup> К <sup>-1</sup>
<b>Граничные параметры (размерные):</b>		
$T_{in}$	273	К
$P_{in}$	$1.15 \cdot 10^5$	Па
$V_{in}$	248.4	м с <sup>-1</sup>
$\alpha$	-4, -3, -2, ... +4	град
<b>Входные параметры (безразмерные):</b>		
$M$	0.75	
$Re$	$3 \cdot 10^6$	

### Расчетная сетка



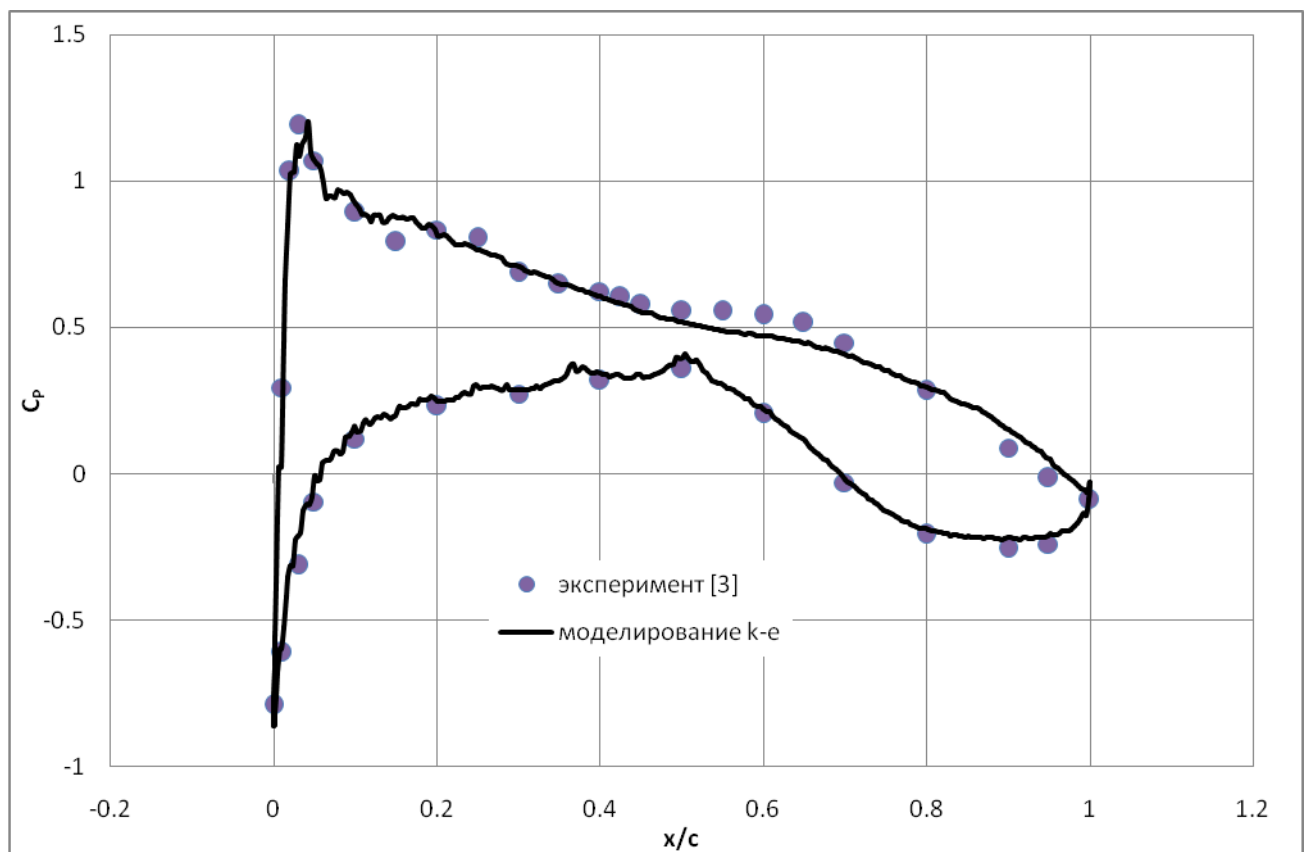
Адаптация до 4 уровня по поверхности самолета  
Общее число расчетных ячеек: 13 736 000

## Результаты

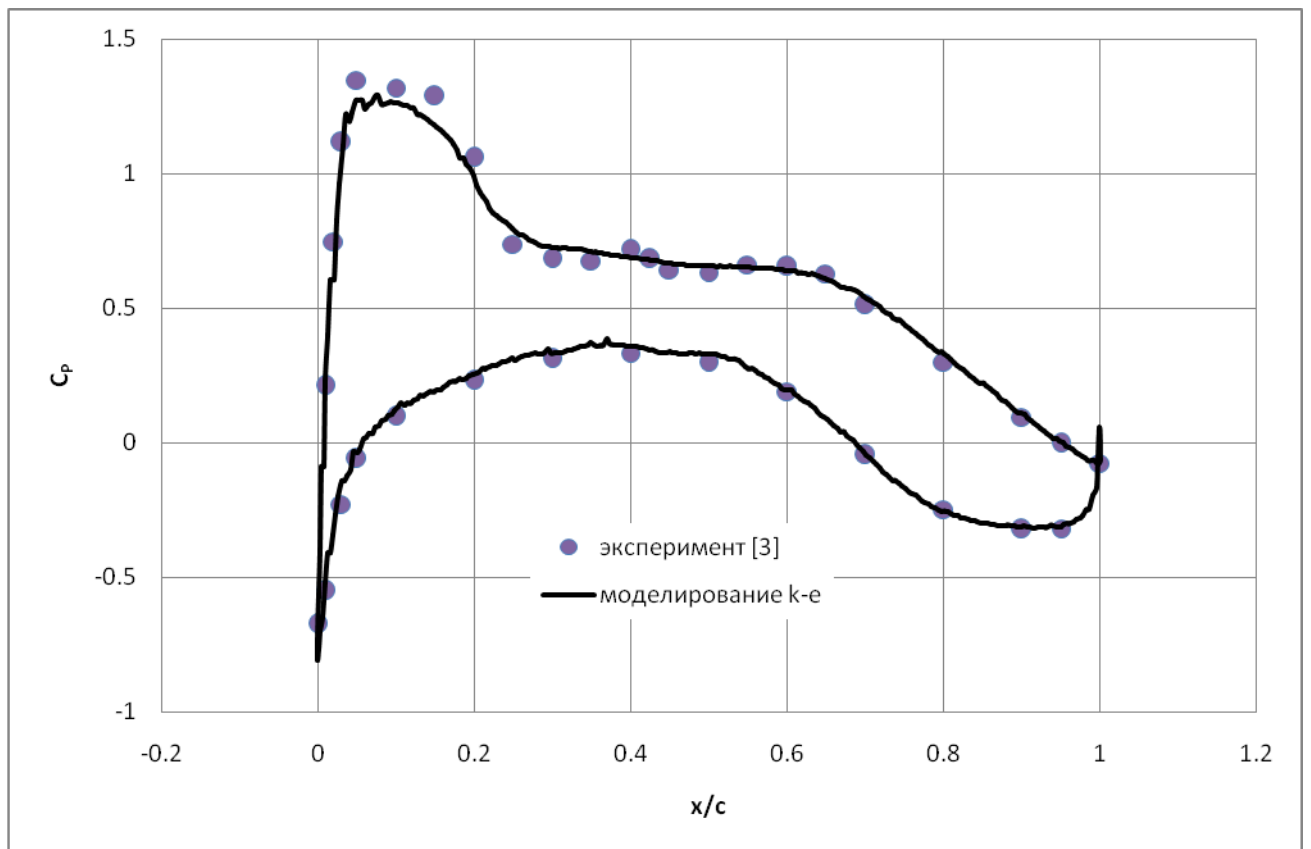
Рассчитанные значения коэффициентов сопротивления и подъемной силы.

Угол атаки	CD	CL
-4.00	0.02275	0.04745
-3.00	0.02363	0.16425
-2.00	0.02430	0.26909
-1.00	0.02844	0.38541
0.00	0.03311	0.49781
1.00	0.03959	0.60623
2.00	0.05468	0.73619
3.00	0.06993	0.79607
4.00	0.08489	0.86652

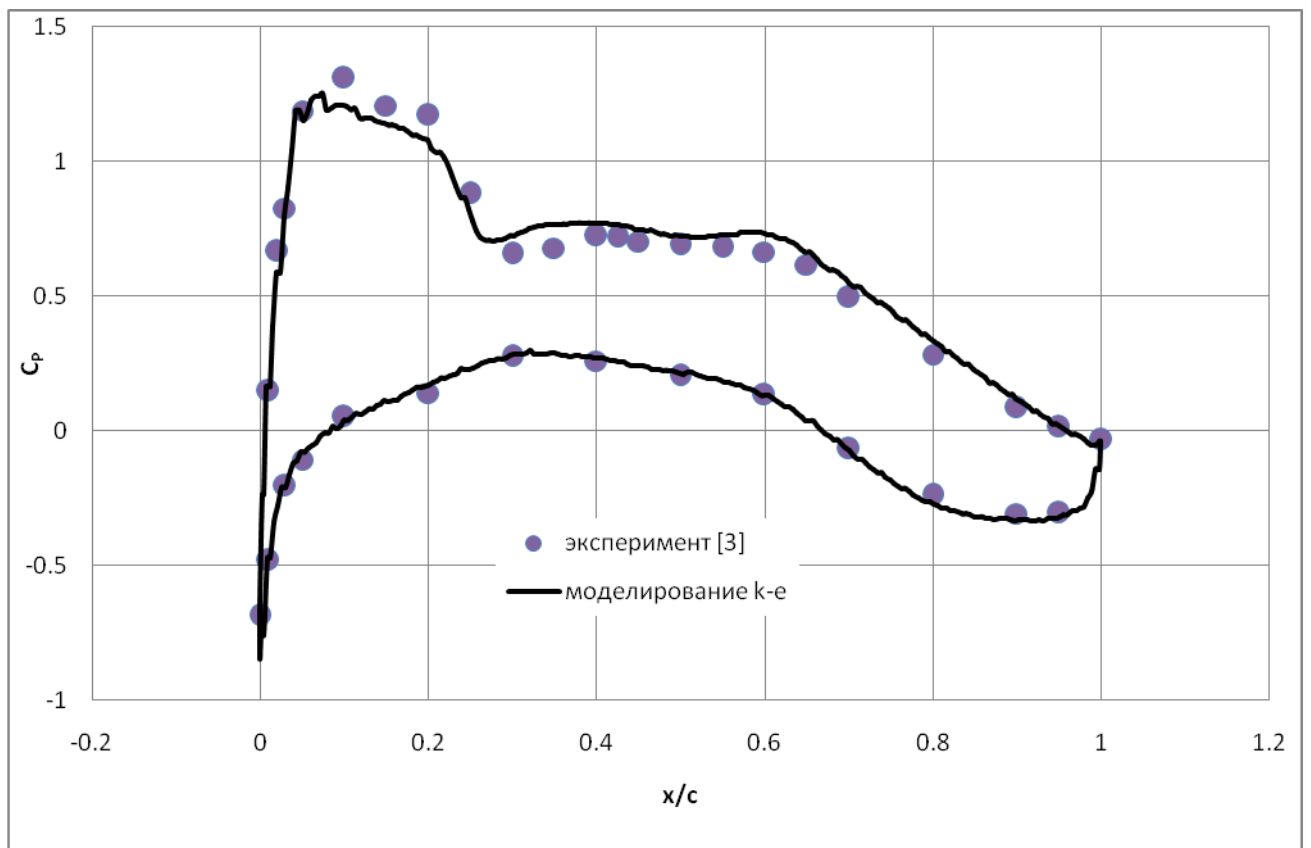
Буквой z обозначена безразмерная длина крыла, отсчитываемая от плоскости симметрии.



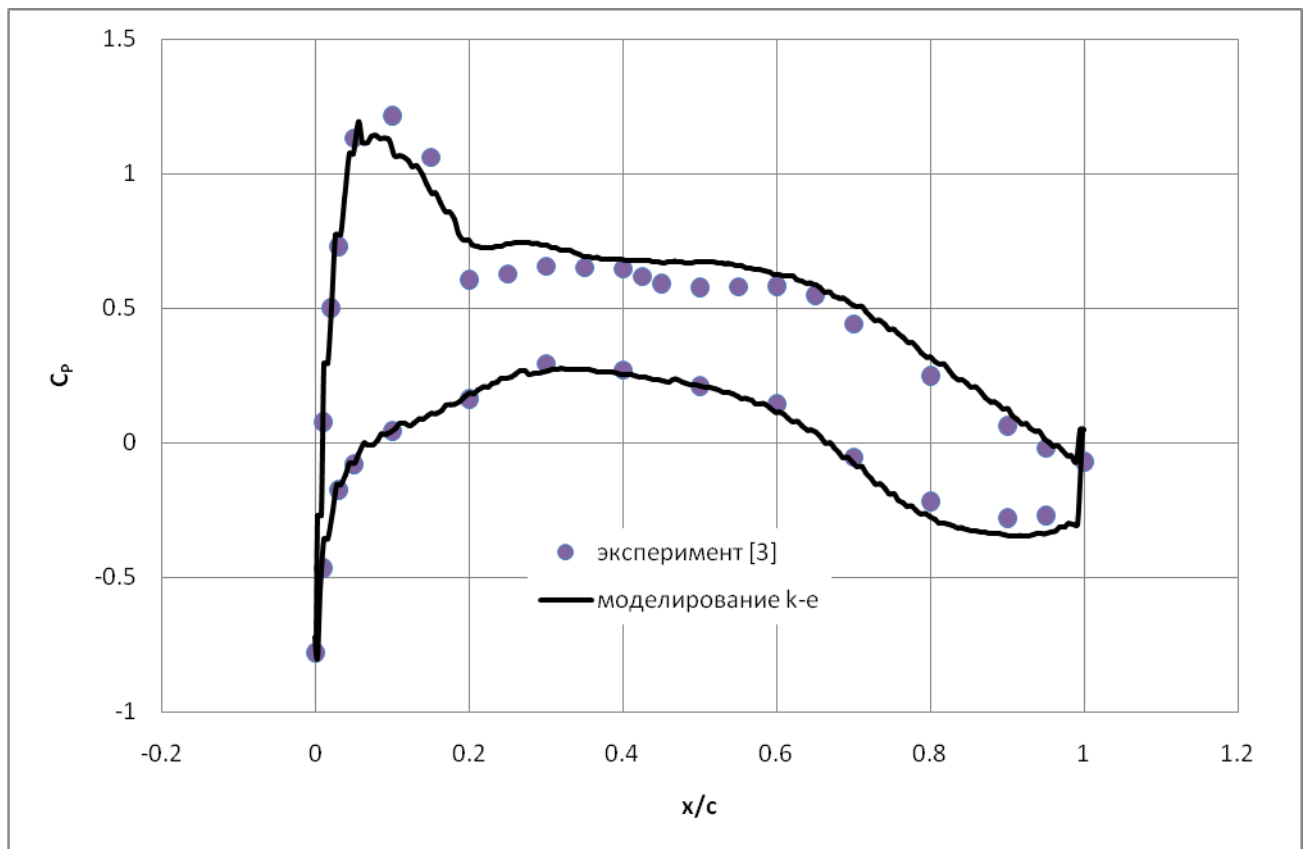
Распределение  $-C_p$  в сечении  $z = 0.185$ .



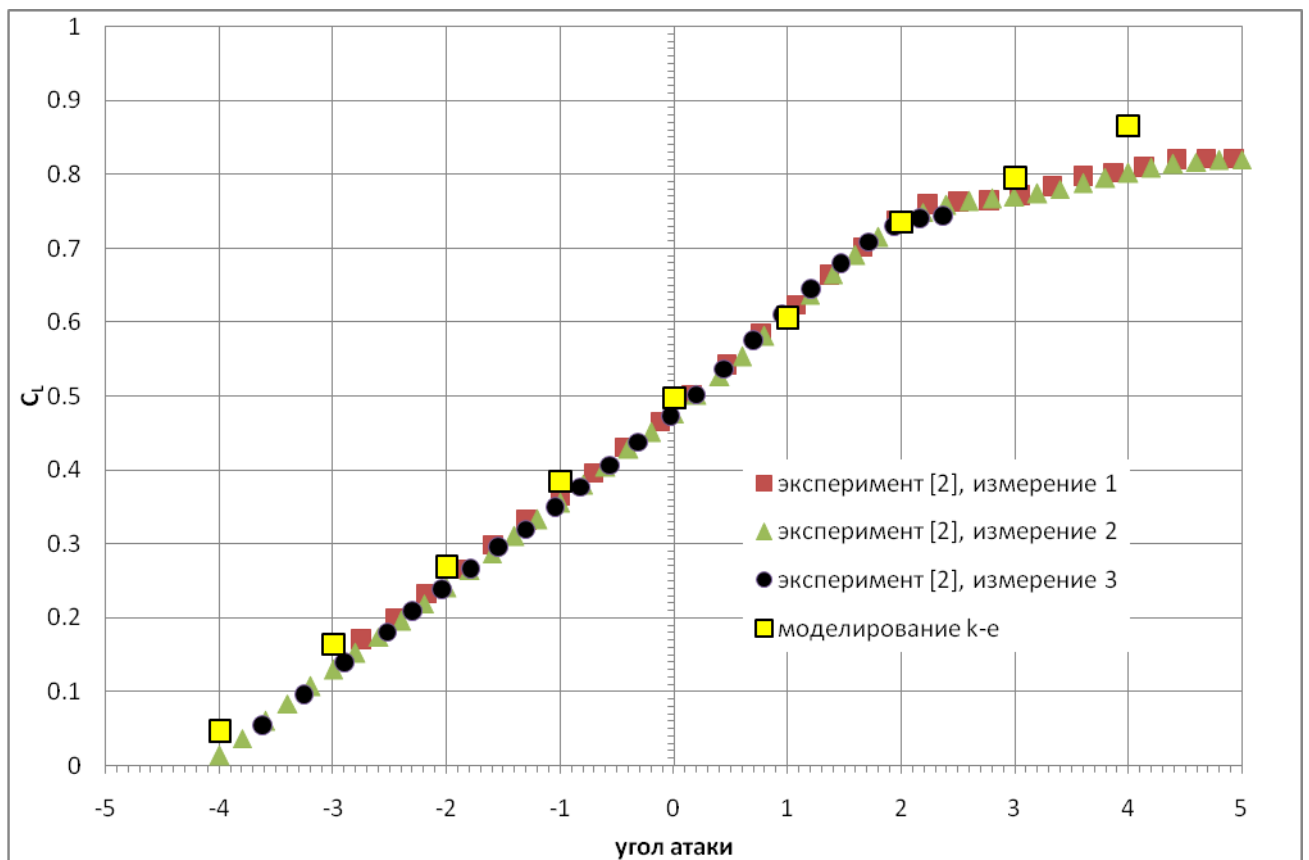
Распределение  $-C_p$  в сечении  $z = 0.331$ .



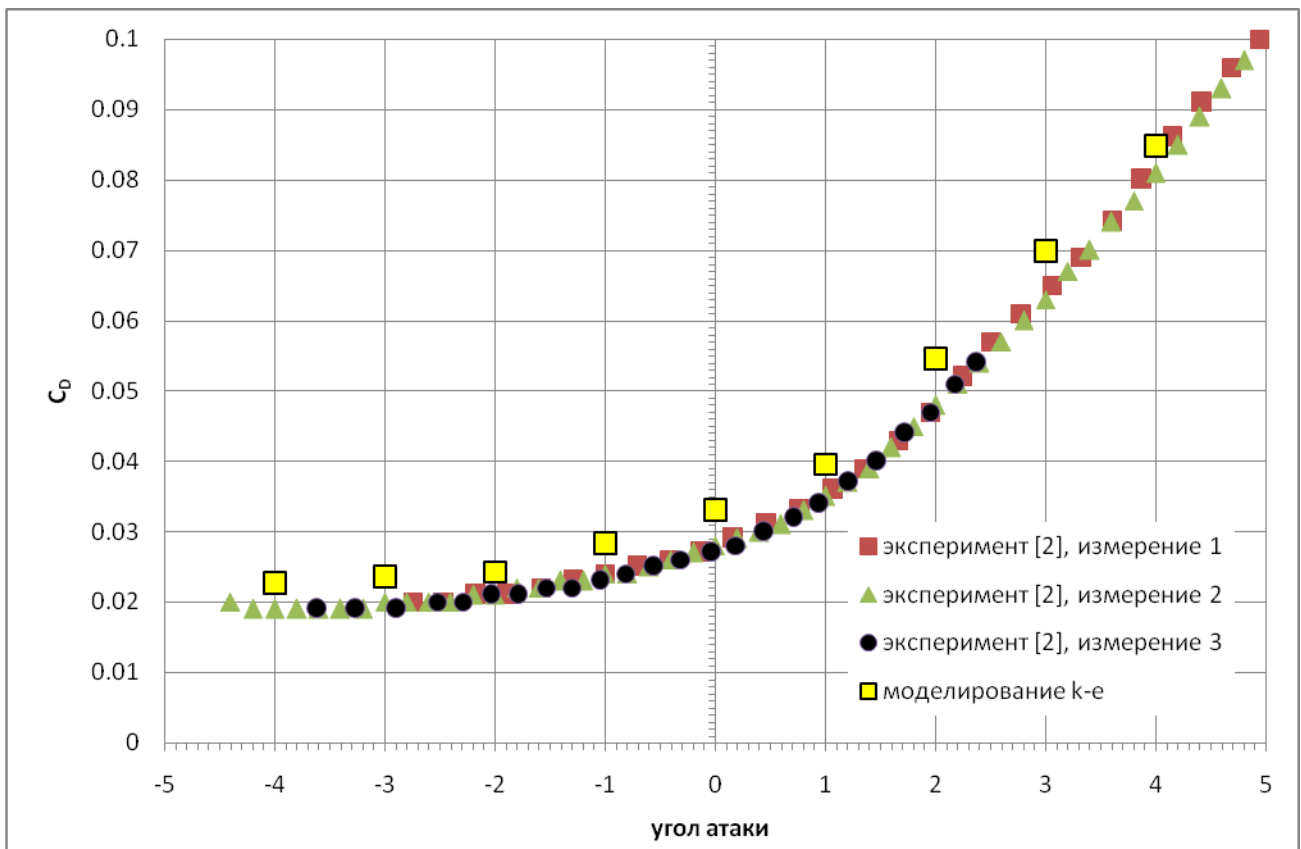
Распределение  $-C_p$  в сечении  $z = 0.512$ .



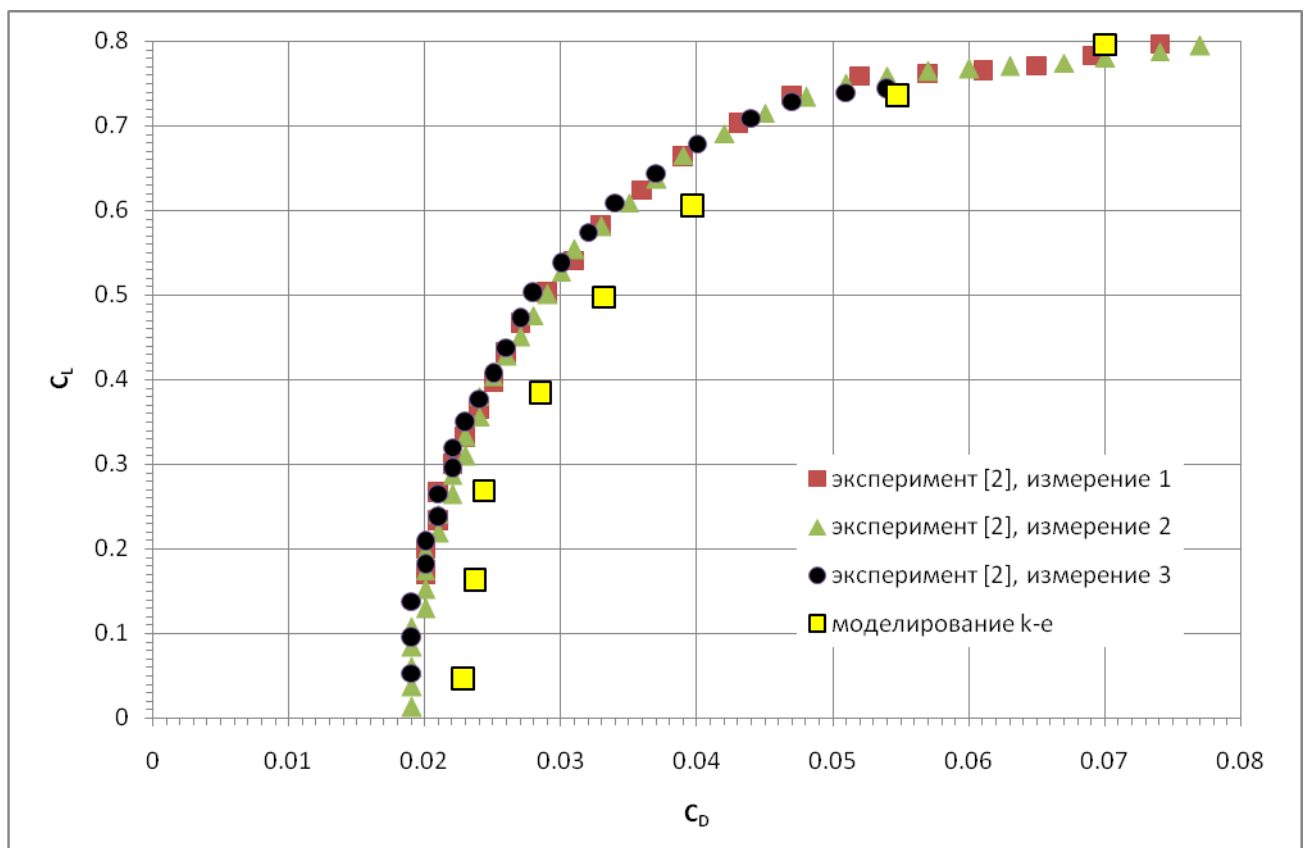
Распределение  $-C_p$  в сечении  $z = 0.844$ .



Зависимость коэффициента подъемной силы  $C_L$  от угла атаки.



Зависимость коэффициента сопротивления  $C_D$  от угла атаки.



Поляра  $C_L$  vs.  $C_D$ .

## Ссылки

1. "AGARD-AR-303 Vol. II, DLR-F4 wing body configuration", G. Redeker, August 1994
2. Файл «bwma75.txt» взятый с сайта:  
<http://aaac.larc.nasa.gov/tsab/cfdlarc/aiaa-dpw/Workshop1/workshop1.html>
3. Файл «cpnlr.txt» взятый с сайта:  
<http://aaac.larc.nasa.gov/tsab/cfdlarc/aiaa-dpw/Workshop1/workshop1.html>