

# Особенности использования FlowVision в условиях КБ

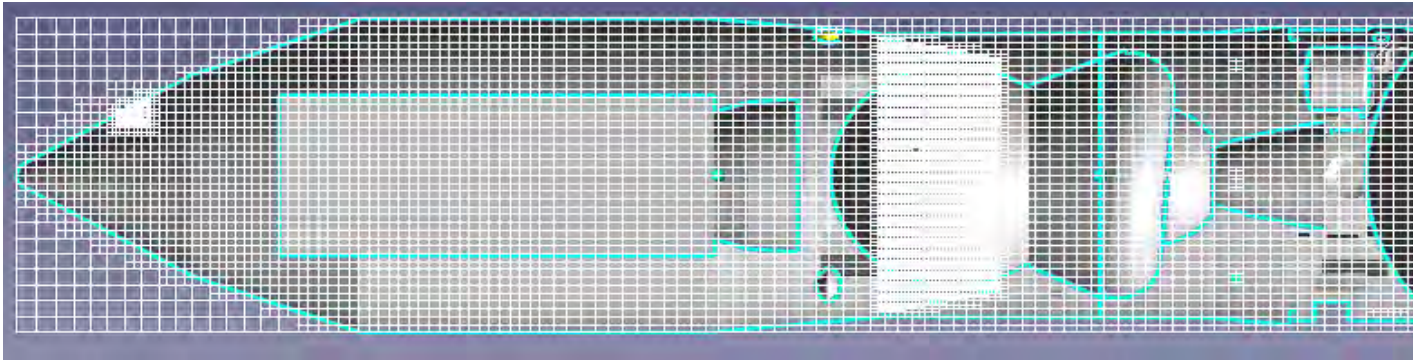
- Нетрадиционные формы. Отсутствие аналогов
- Высокая степень ответственности за результат (энергетические характеристики РКН, дальность полета КА, рулевые приводы, устойчивость, управляемость, прочность)
- Обязательное тестирование программных комплексов с использованием экспериментальных данных по аналогам или предварительных экспериментальных данных для исследуемой конфигурации

- Большой потребный объем информации (число расчетных случаев  $\sim 1000$  и более)  
 $C_x, C_y, C_z, m_x, m_y, m_z; dC_i/dL, C_p; M_{ш}$   
 $M_\infty = 0 - 20; \alpha_{п} = 0 - 60 \text{ (} 180 \text{ )}; \phi_{п} = 0 - 180 ;$   
 $Re_L = 10^5 - 10^7$
- Повышенные требования к погрешностям определения характеристик
- Сжатые сроки выполнения работ
- Кадры (это прежде всего специалисты в области промышленной аэродинамики)

Организация течения воздуха  
внутри космической головной  
части для термостатирования  
космических аппаратов при  
наземной и предстартовой  
подготовке

# Исходные данные

- Компоновка КГЧ



- Расходы воздуха и условия на выходе из воздуховодов:

$$G_1 = 7000 \text{ м}^3/\text{час} \quad G_2 = 7000 \text{ м}^3/\text{час}$$
$$(5000) \quad (5000)$$

$$V_1 = 60 \text{ м/с} \quad V_2 = 60 \text{ м/с}$$
$$(40) \quad (40)$$

# Требования и ограничения

- $V_{\max} < 3,0$  м/с у поверхности КА
- Минимальный расход воздуха из РБ в ГО
- Минимальные размеры устройств для подачи воздуха
- Максимальный уровень шума под ГО в зоне КА,  $L_{\Sigma} < 120$  дБ
- Равномерное обтекание КА

# Схема решения задачи

- Тестовые расчеты поля течения в струе на выходе из диффузоров
- Выбор формы и конструкции устройств для подачи воздуха – диффузоров
- Выбор схемы подачи воздуха в отсеки – закрутка
- Расчет течения

# Расчет дозвуковой осесимметричной струи

## Характеристики струи:

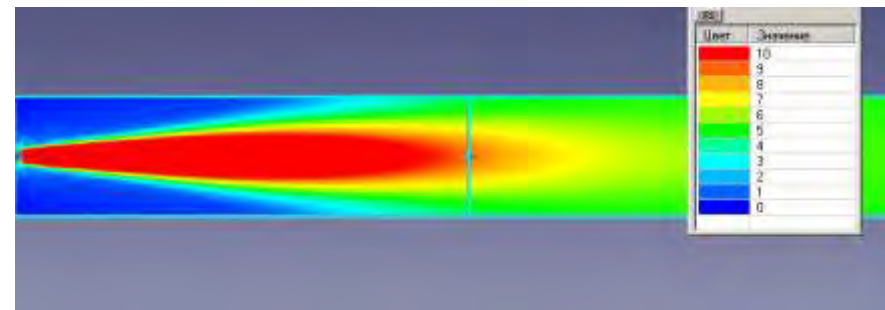
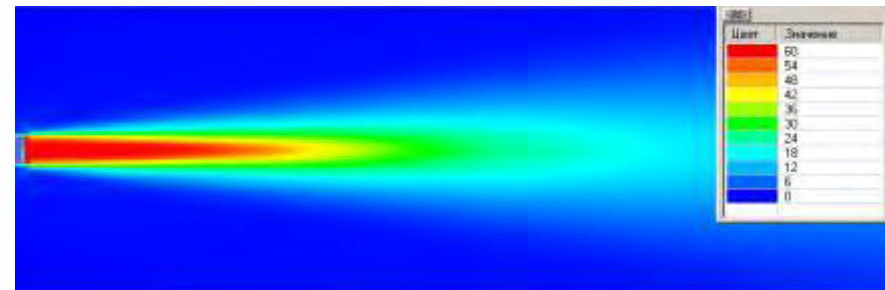
- равномерное распределение скорости на выходе  $V_0 = 60$  м/с;
- радиус выходного сечения  $R_0 = 100$  мм;
- температура струи  $T_0 = 25$  °С.

## Характеристики

## окружающего газа:

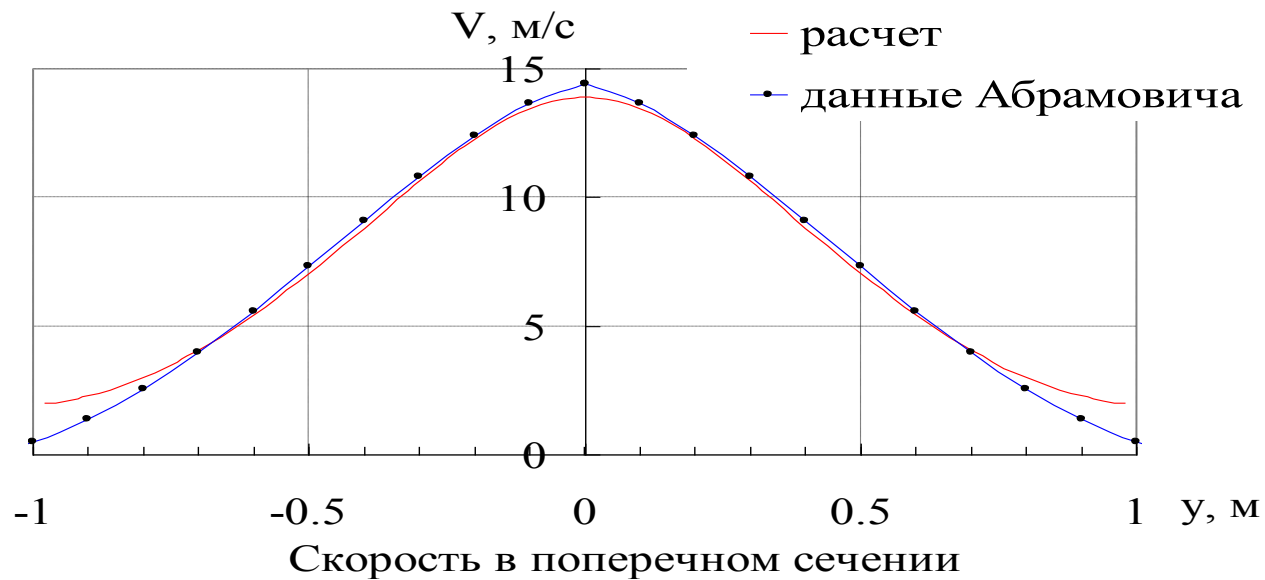
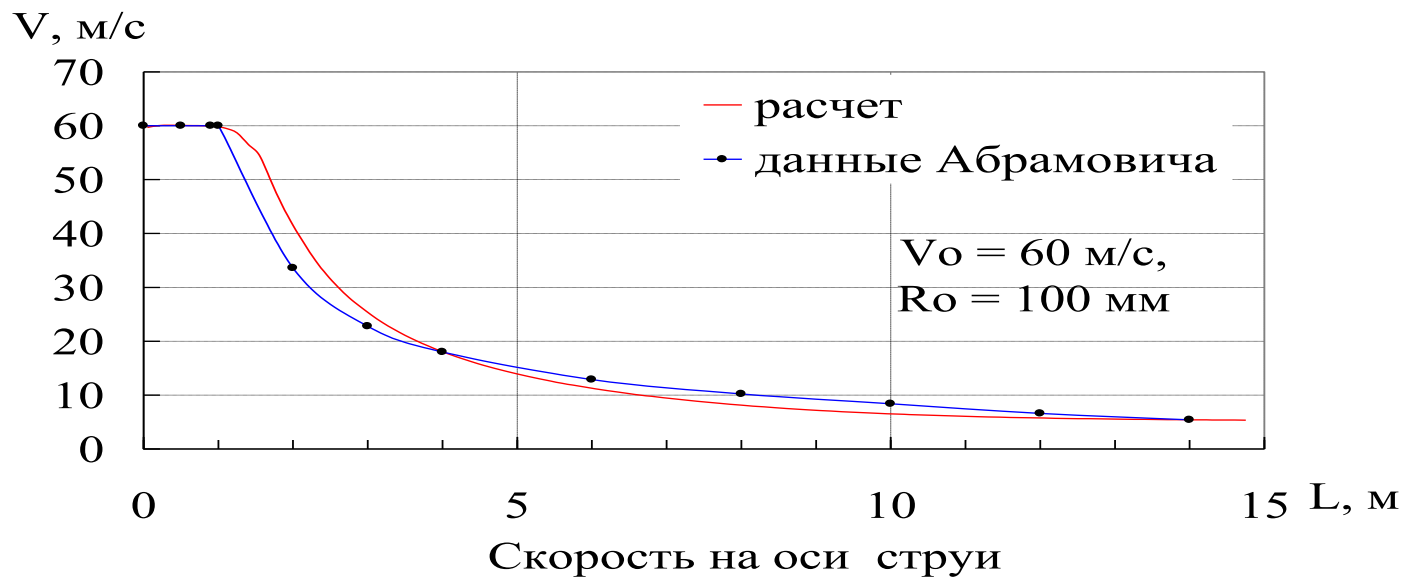
$P_0 = 101000$  Па;  $T_0 = 0$

## Результаты расчета



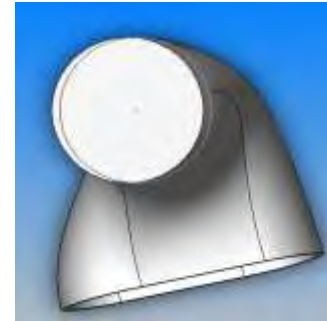
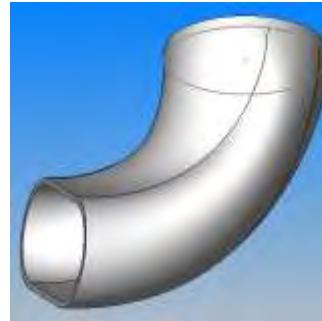
поля скоростей



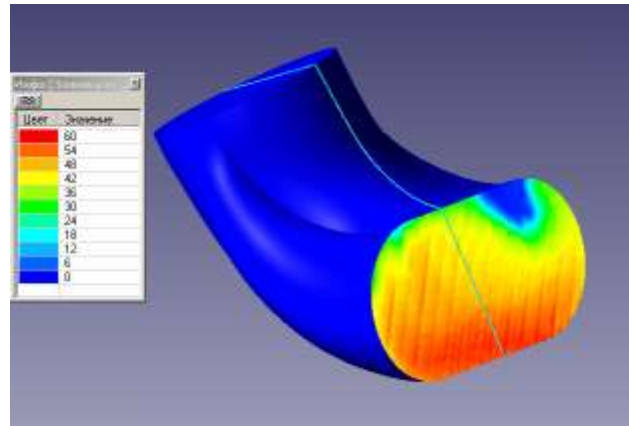


# Диффузор – “закрутка”

## Геометрические обводы

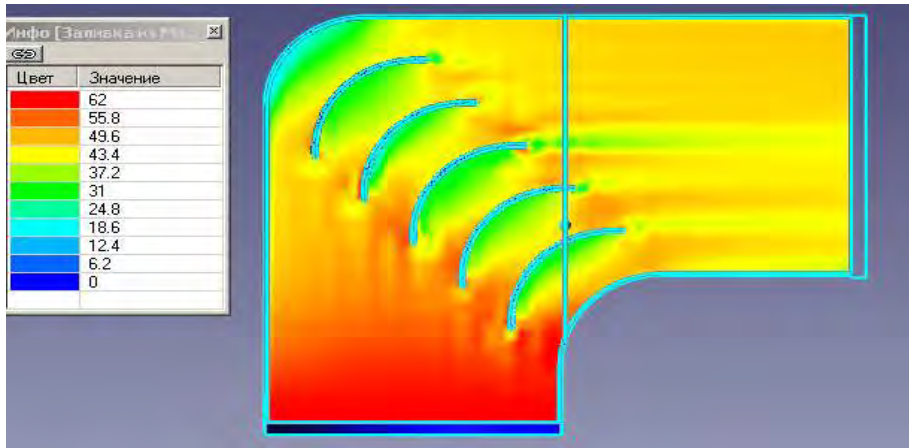


Расчет течения в диффузоре (скорость на входе в диффузор  $V=60$  м/с)

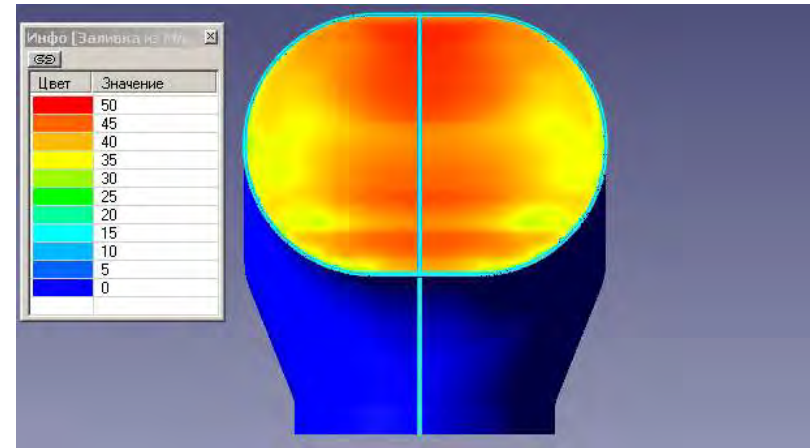


Распределение модуля скорости на выходе из диффузора

## Диффузор – “раструб”

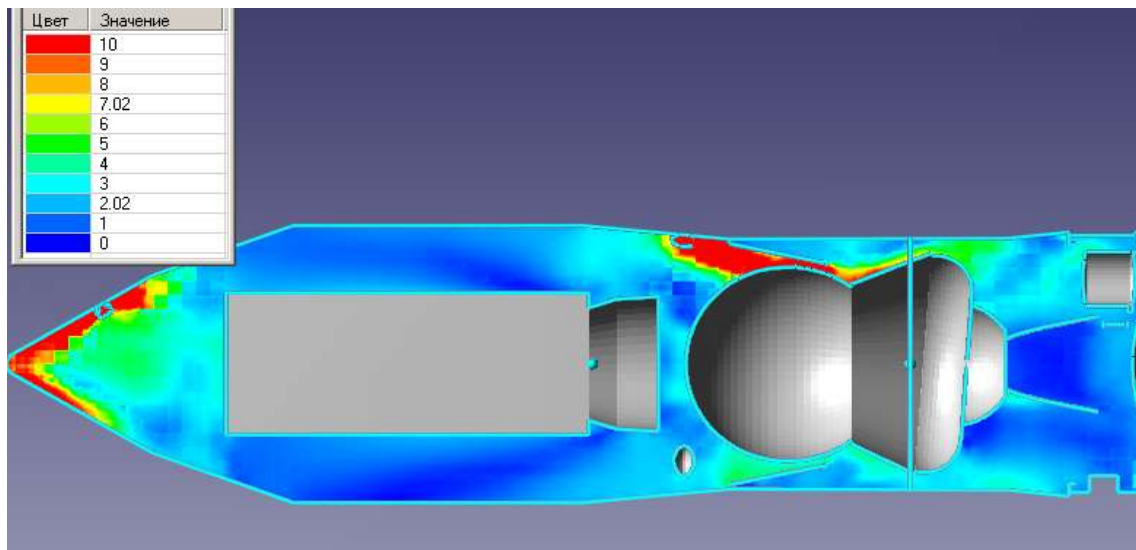


поле скоростей в  
продольном сечении

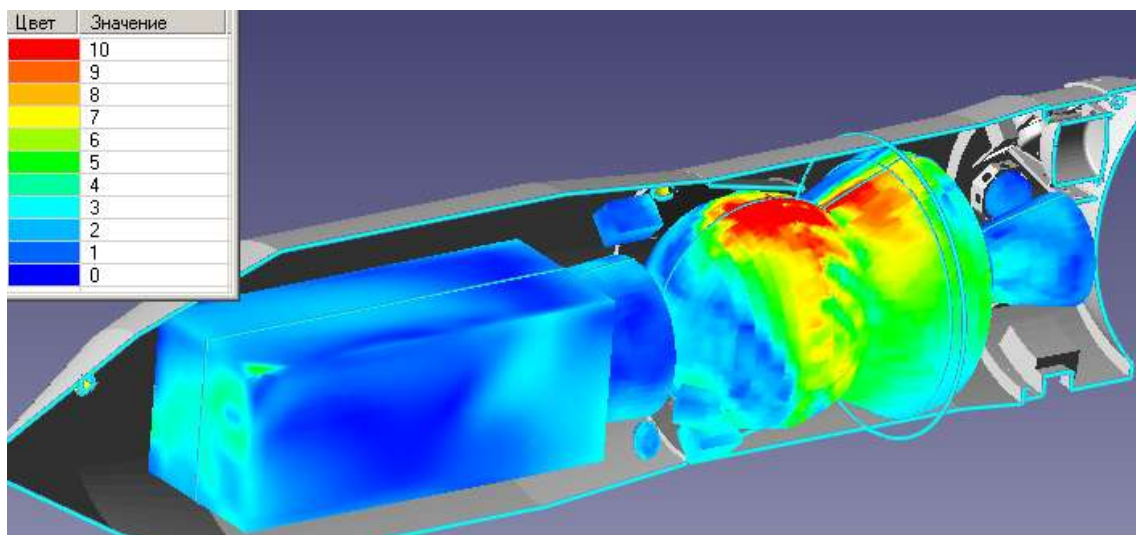


поле скоростей на выходе из  
диффузора

## Расчет течения в КГЧ с диффузорами “фонарь-Р”



- поле скоростей в продольном сечении КГЧ

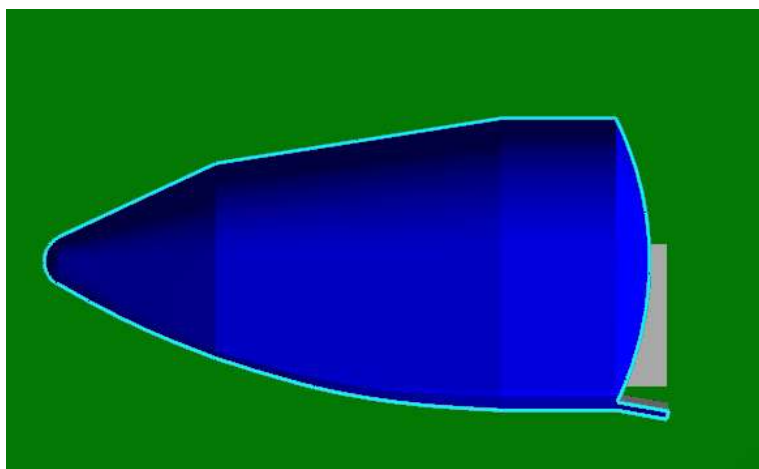


- поле скоростей вблизи КА и РБ

# Выводы

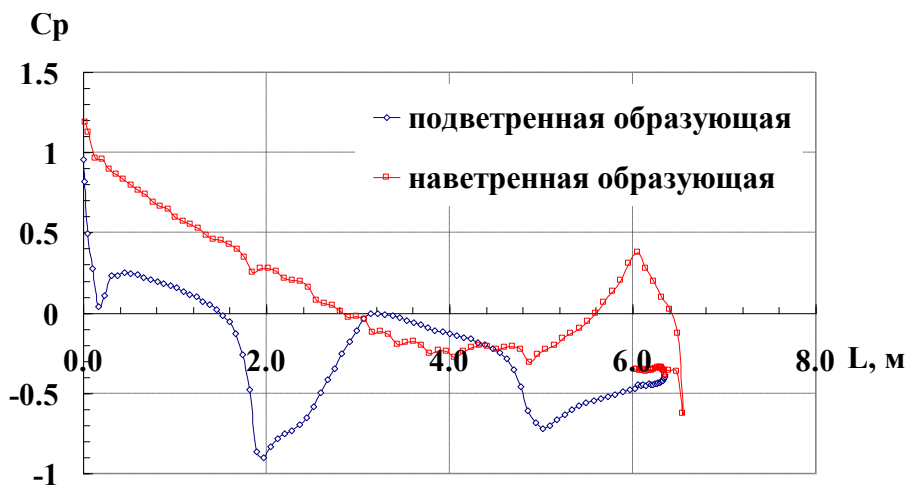
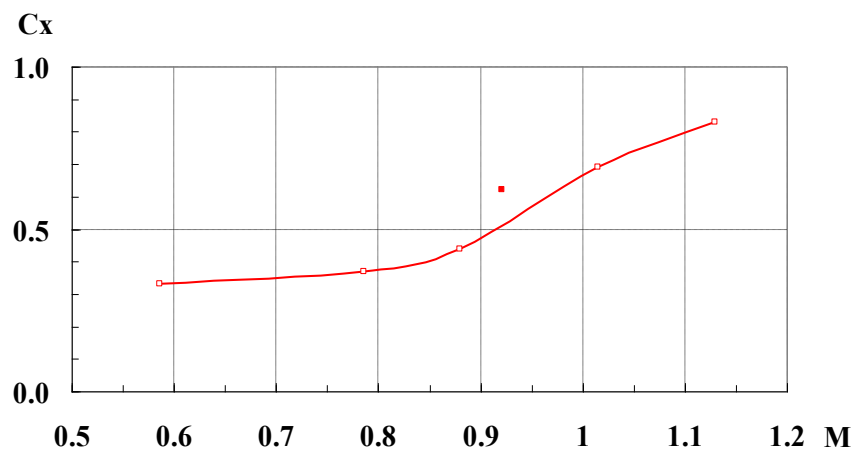
- Выбраны оптимальные, по размерам и параметрам термостатирующего воздуха на выходе, устройства (диффузоры)
- Предложена схема подачи воздуха в космическую головную часть с использованием диффузоров, обеспечивающая выполнение требований и ограничений, предъявляемых к системе термостатирования
- Впервые предложен системный подход к решению задачи с использованием численных методов решения

Исследование аэродинамических  
характеристик возвращаемого  
аппарата типа «несущий корпус»  
( $M_{\infty} = 0,92$ )

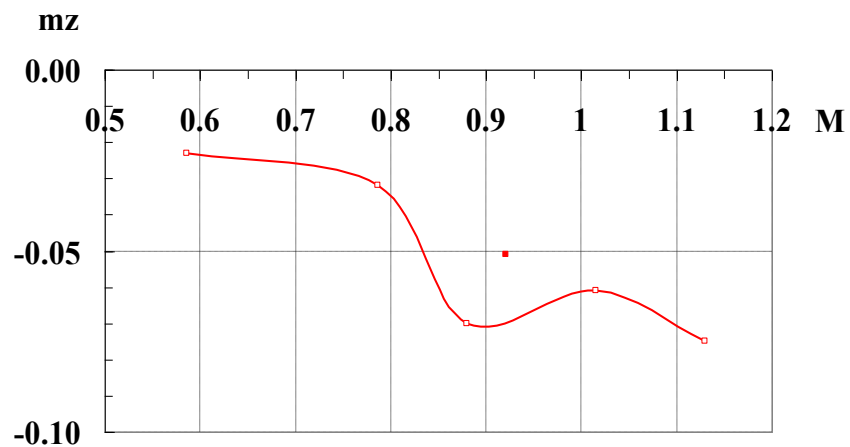


$$M_{\infty} = 0,92; \delta_{ш} = 10; \alpha_{п} = 10$$

сравнение с экспериментом



распределение коэффициента давления

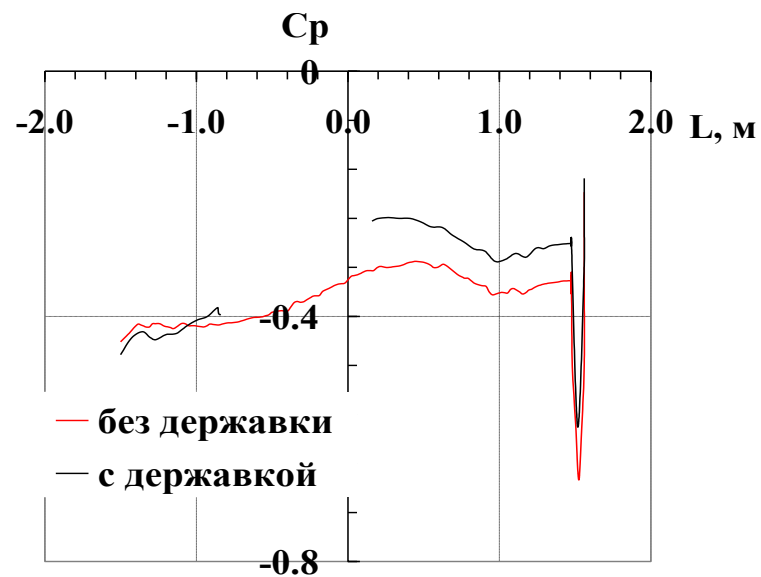
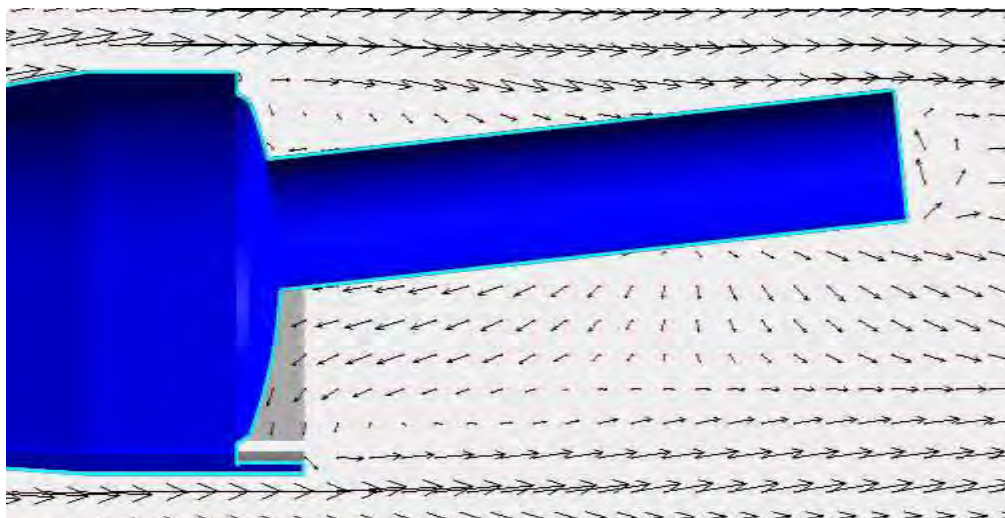
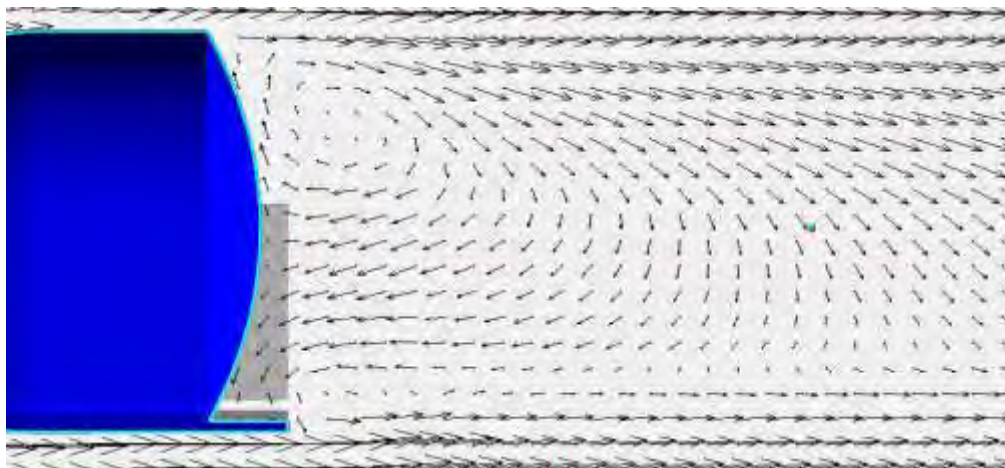


# Анализ причин отличий расчетных и экспериментальных данных

- Размер расчетной области и сетка
- Число итераций
- Число Рейнольдса ( $Re_{L_{\text{мод}}} = 2,33 \cdot 10^6$ ;  $Re_{L_{\text{нат}}} = 1,83 \cdot 10^7$ )
- Число Маха и угол атаки (интерполяция экспериментальных данных)
- Погрешности определения экспериментальных данных ( $M_{\infty}$ ,  $q_{\infty}$ , тензovesы, и т.д.)
- Влияние подвесных устройств моделей в аэродинамических трубах (державки)



$$M_{\infty} = 0,92; \delta_{щ} = 0; \alpha_{п} = 10$$

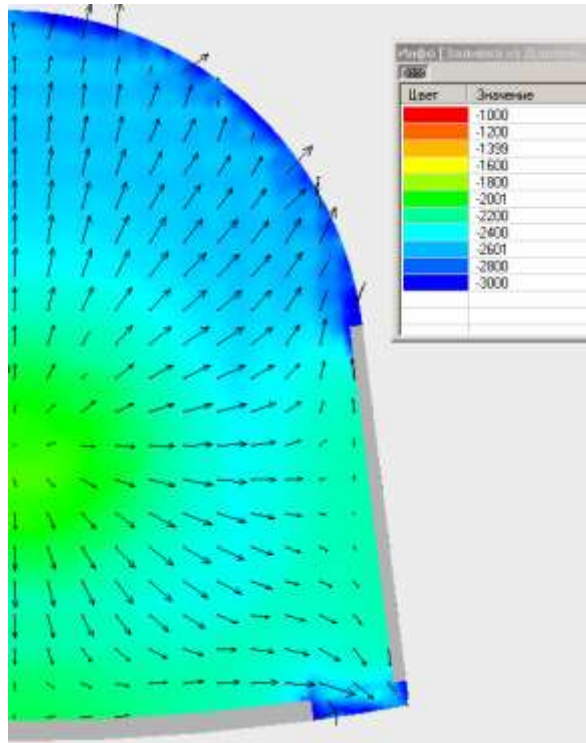


Распределение  $C_p$  по днищу ВА

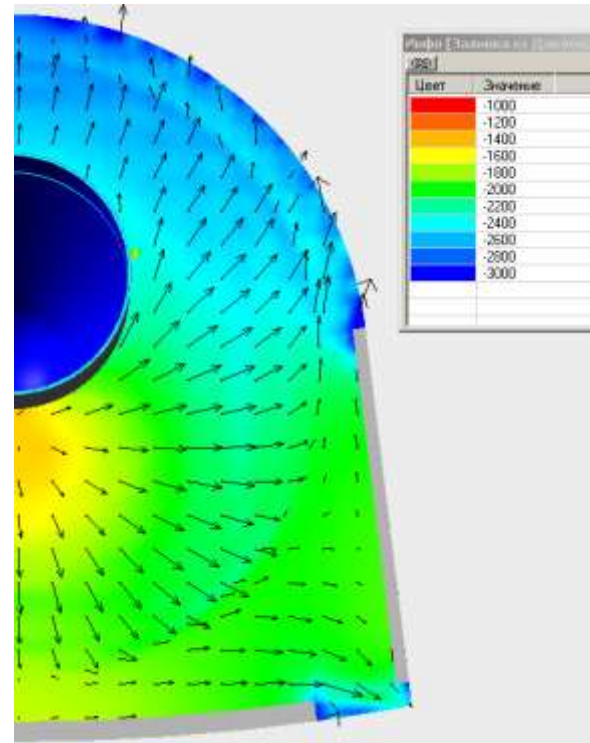
вектора скоростей в продольном сечении

# Поля давлений и вектора скоростей в донной области

$$M_{\infty} = 0,92; \delta_{ш} = 0; \alpha_{п} = 10$$



без державки



с державкой

# Сравнение аэродинамических характеристик модели с донной державкой и без нее

	Модель с державкой	Модель без державки	Ошибка %
$C_x$	0,468	0,564	20,5
$C_y$	0,719	0,730	1,50
$mz$	0,029	0,024	21,0

# Выводы

- Донные державки, отвечающие требованиям методик проектирования подвесных устройств для аэродинамических труб ( $d/D < 0,3$ ), оказывают существенное влияние на аэродинамические характеристики аппарата
- Результаты экспериментальных исследований, получаемые на моделях в аэродинамических трубах, требуют обязательного пересчета на условия реального полета с использованием численных методов и методических экспериментальных исследований
- При проектировании аэродинамических моделей для испытаний на трансзвуковых скоростях необходимо соблюдение подобия геометрии донной части модели и аппарата с учетом выступающих элементов конструкции

# Требования к программным комплексам, предъявляемые в КБ

- **Подробная инструкция пользователя программы**
  - рекомендации по выбору размеров расчетной области , построению сетки, числу итераций
  - примеры решения типовых задач
  - область применимости
  - наиболее часто встречающиеся ошибки в решении задач (негативные моменты)
  - возможности в отображении информации (пересчет из одной системы координат в другую, поля параметров, распределенные и суммарные аэродинамические характеристики и т.д.)

- Приемлемые времена счета на общедоступной вычислительной технике
- Возможности диалога между пользователем и разработчиком
- Тестирование программы во всем заявленном диапазоне применимости (с привлечением пользователей – альбом результатов тестирования)
- Отсутствие высоких требований к специальной подготовке пользователей программы