

Особенности использования Flow Vision в условиях КБ

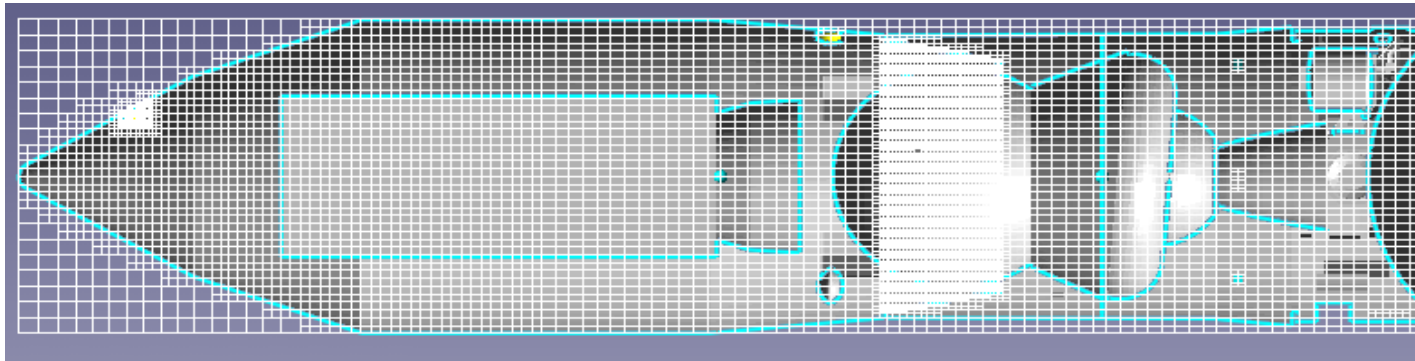
- Нетрадиционные формы. Отсутствие аналогов
- Высокая степень ответственности за результат (энергетические характеристики РКН, дальность полета КА, рулевые приводы, устойчивость, управляемость, прочность)
- Обязательное тестирование программных комплексов с использованием экспериментальных данных по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

- Большой потребный объем информации (число расчетных случаев ~ 1000 и более)
 $C_x, C_y, C_z, m_x, m_y, m_z; dC_i/dL, C_p; M_{ш}$
 $M_\infty = 0 - 20; \alpha_{п} = 0 - 60 (180^\circ); \phi_{п} = 0 - 180^\circ;$
 $Re_L = 10^5 - 10^7$
- 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) (5000)

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

(40) (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:

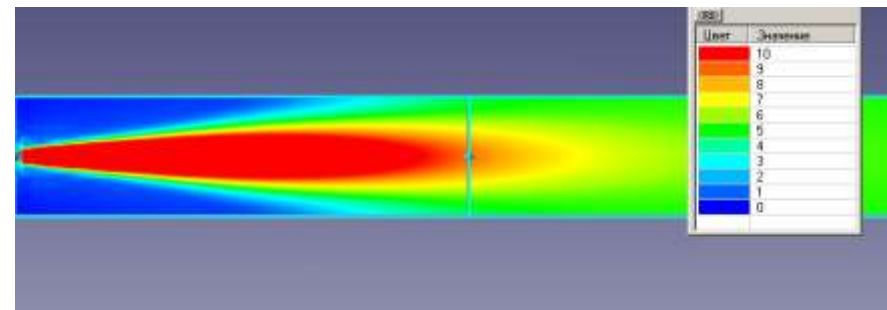
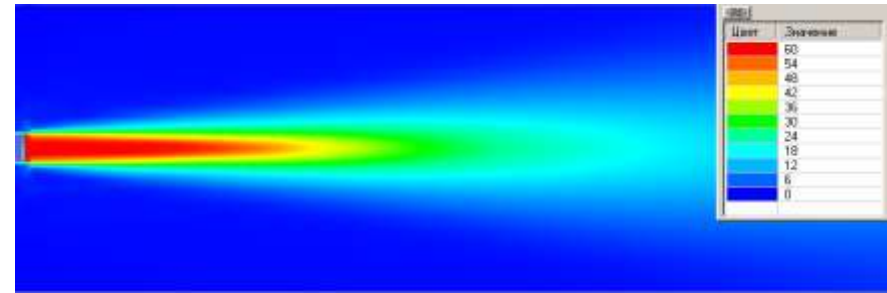
- равномерное распределение скорости на выходе $V_0 = 60$ м/с;
- радиус выходного сечения $R_0 = 100$ мм;
- температура струи $T_0 = 25$ °С.

Характеристики

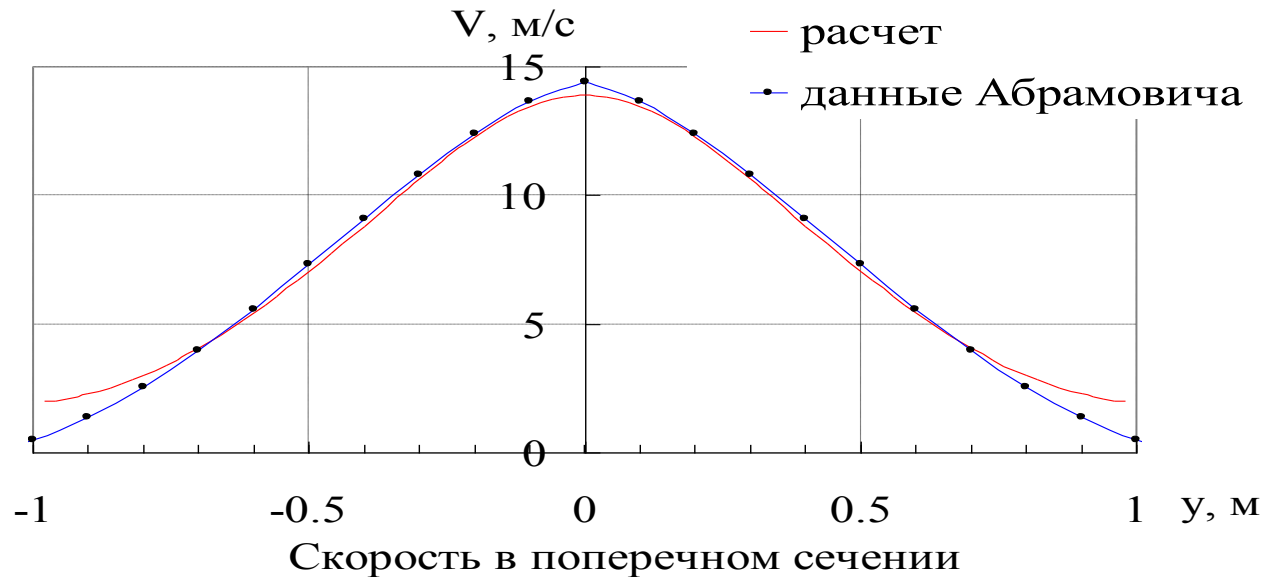
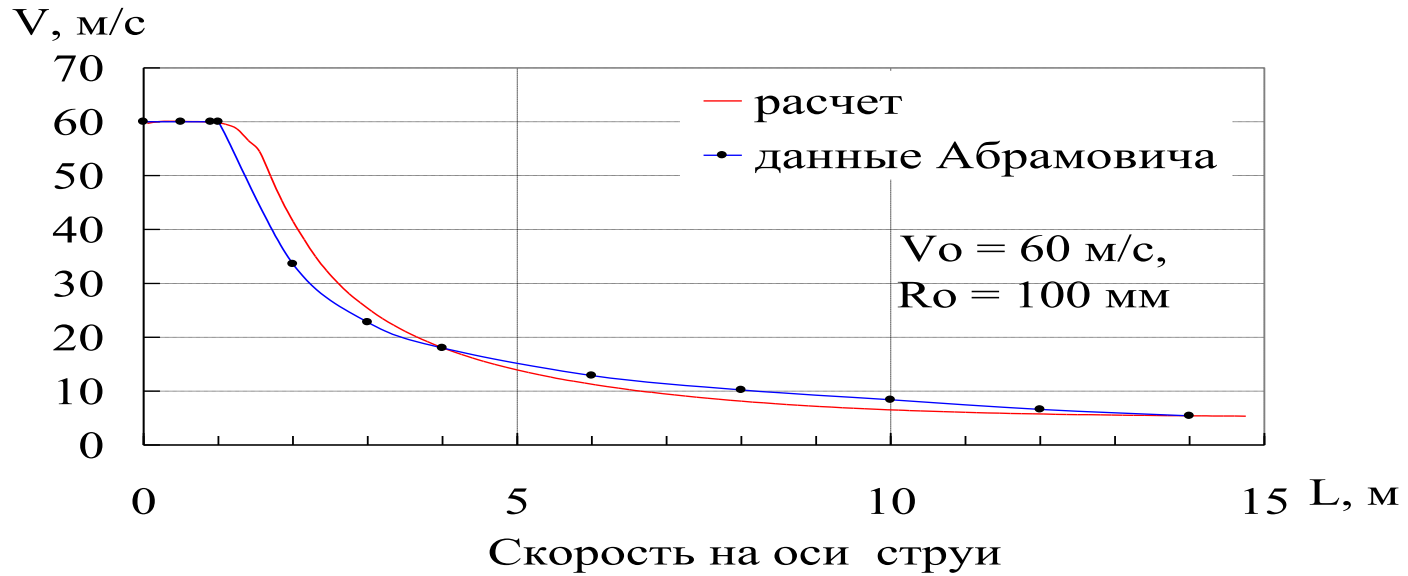
окружающего газа:

$P_0 = 101000$ Па; $T_0 = 0$

Результаты расчета

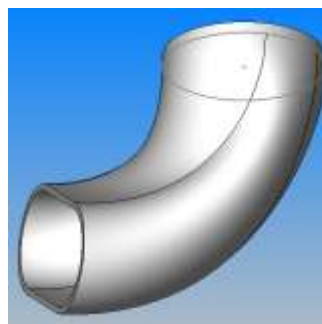
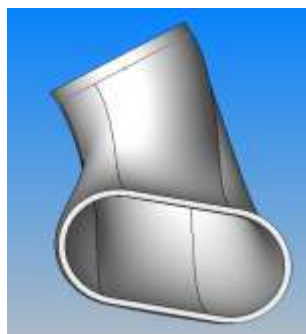


поля скоростей

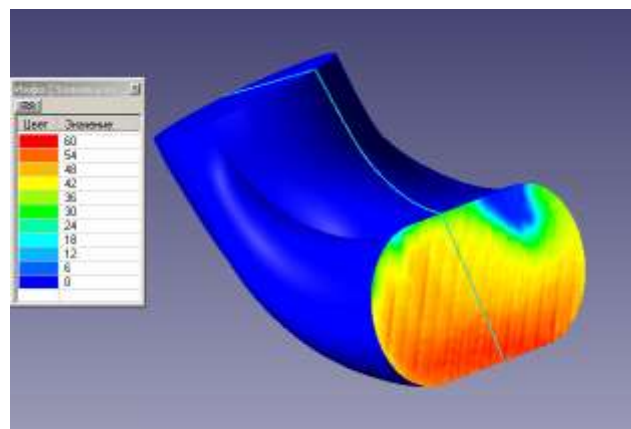


Диффузор – “закрутка”

Геометрические обводы

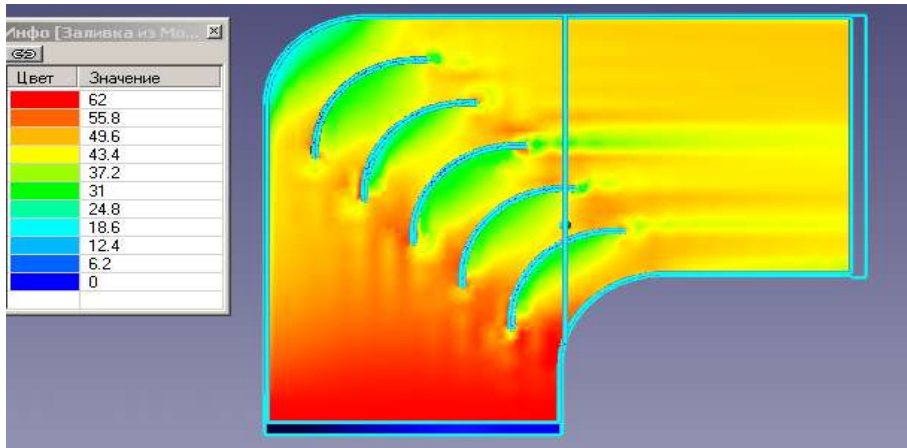


Расчет течения в диффузоре (скорость на входе в диффузор $V=60$ м/с)

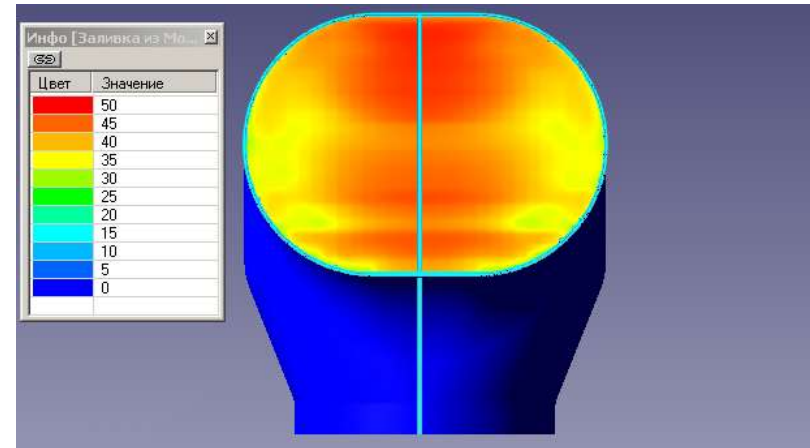


Распределение модуля скорости на выходе из диффузора

Диффузор – “раструб”

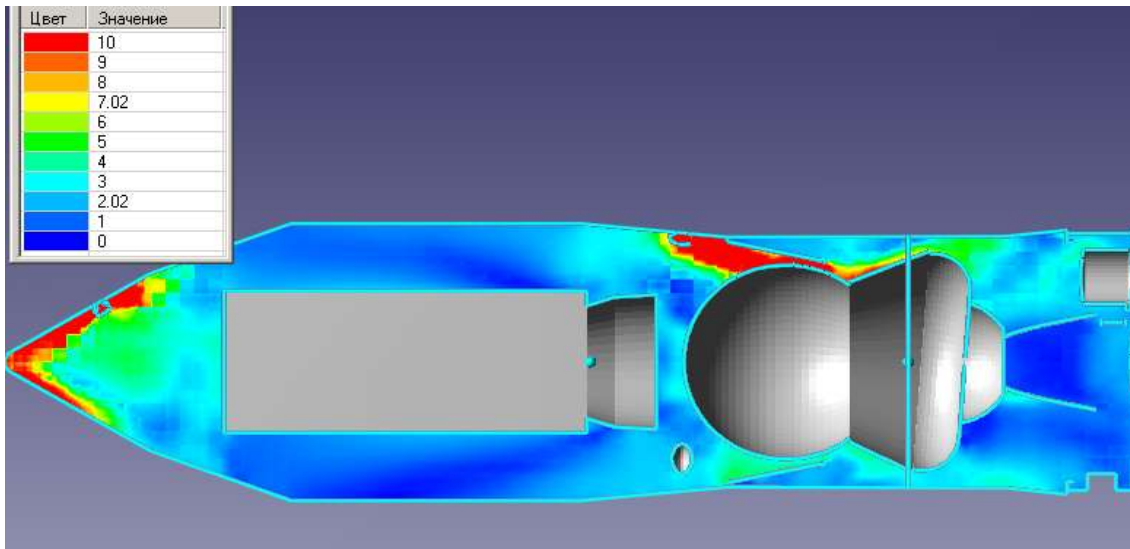


поле скоростей в
продольном сечении

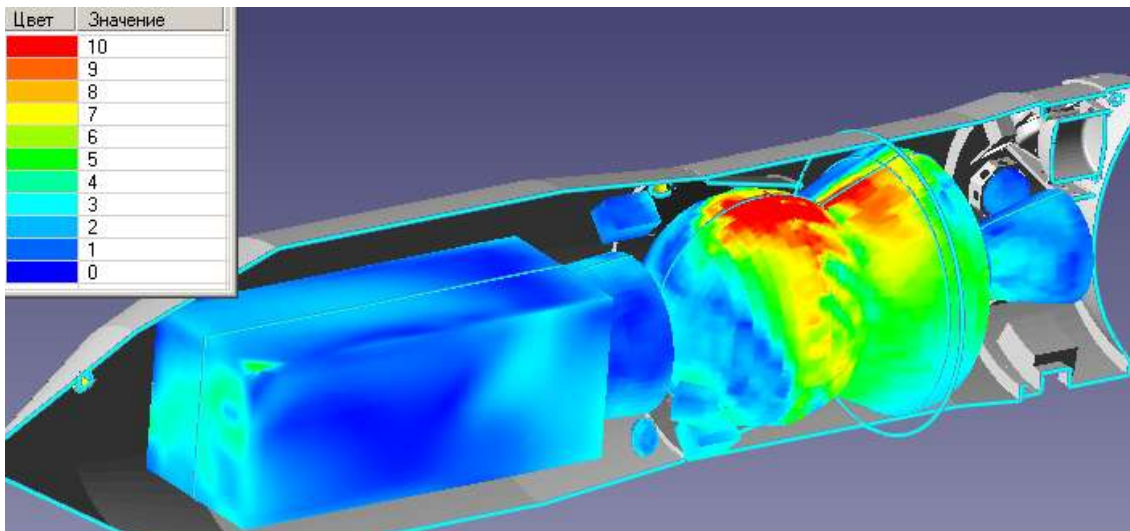


поле скоростей на выходе из
диффузора

Расчет течения в КГЧ с диффузорами “фонарь-Р”



- поле скоростей в продольном сечении КГЧ

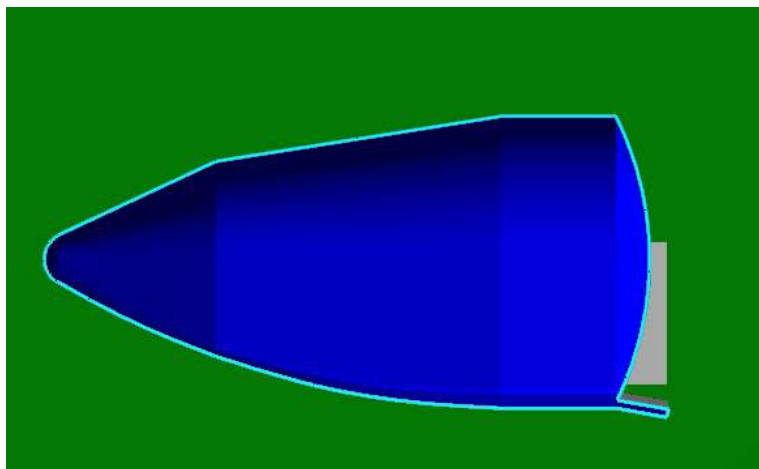


- поле скоростей вблизи КА и РБ

Выводы

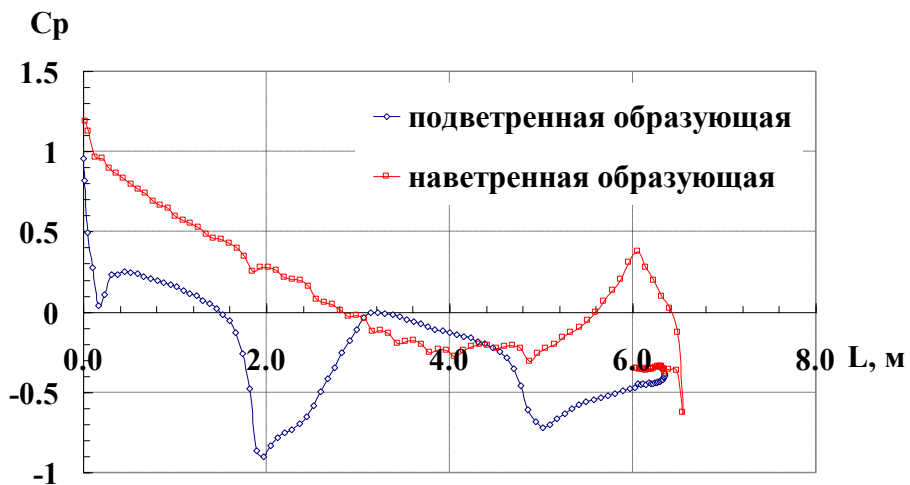
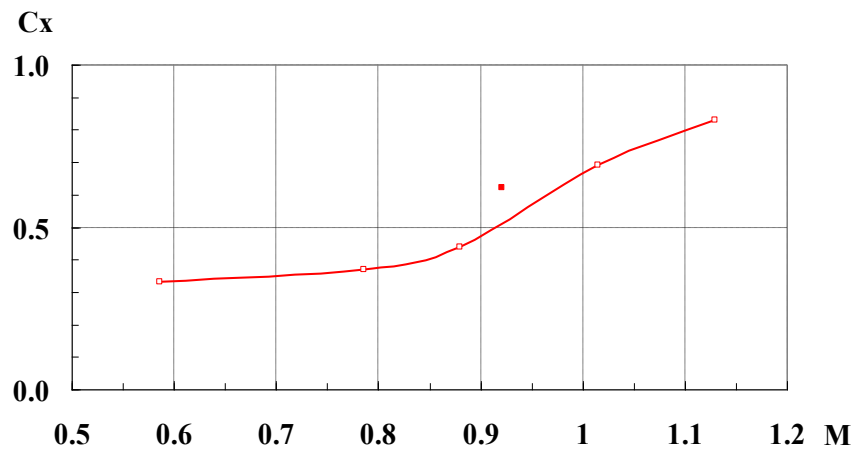
- Выбраны оптимальные, по размерам и параметрам термостатирующего воздуха на выходе, устройства (диффузоры)
- Предложена схема подачи воздуха в космическую головную часть с использованием диффузоров, обеспечивающая выполнение требований и ограничений, предъявляемых к системе термостатирования
- Впервые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

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

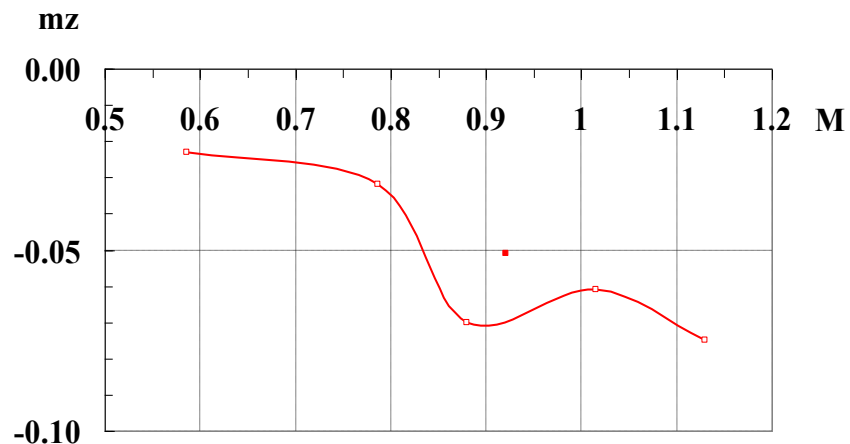


$$M_{\infty} = 0,92; \delta_{ш} = 10; \alpha_{п} = 10$$

сравнение с экспериментом



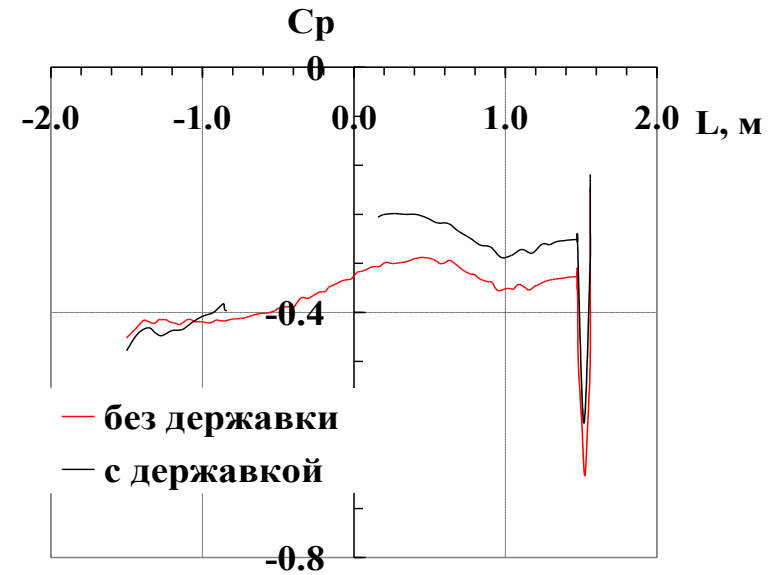
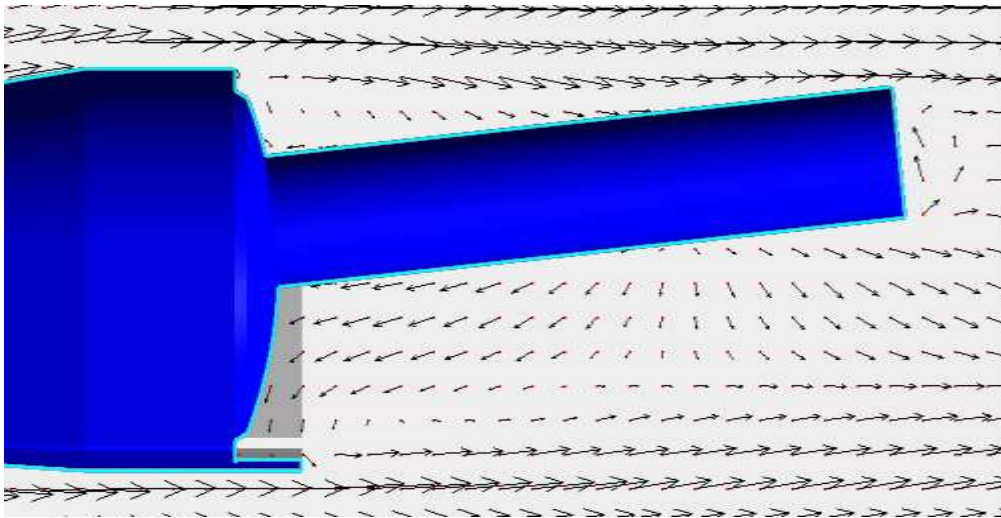
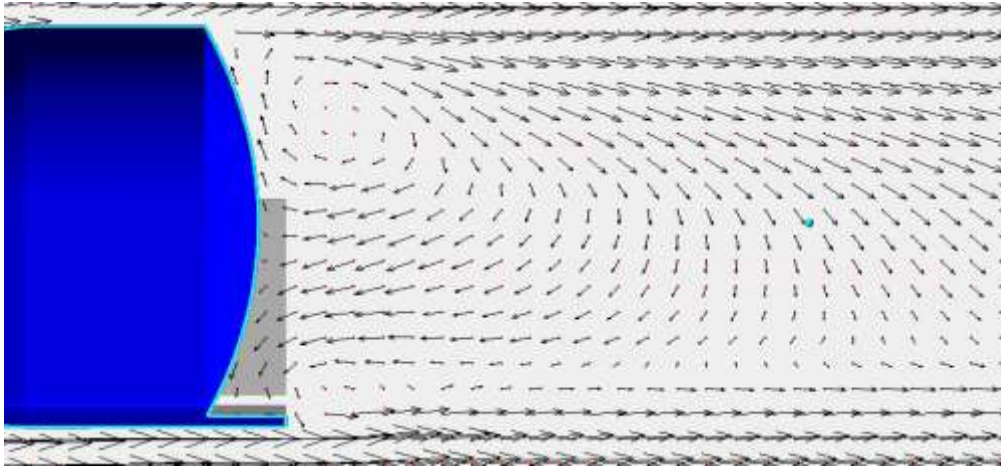
распределение коэффициента давления



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_{∞} , q_{∞} , тензovesы, и т.д.)
- Влияние подвесных устройств моделей в аэродинамических трубах (державки)

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

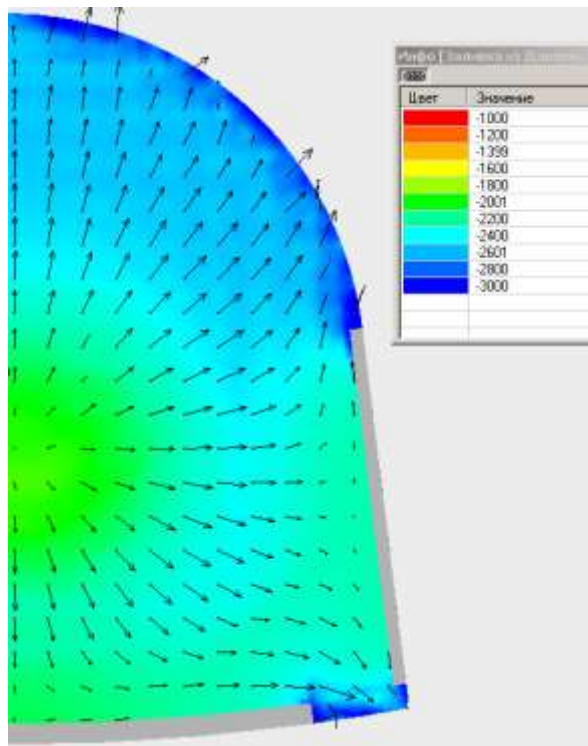


Распределение C_p по днищу ВА

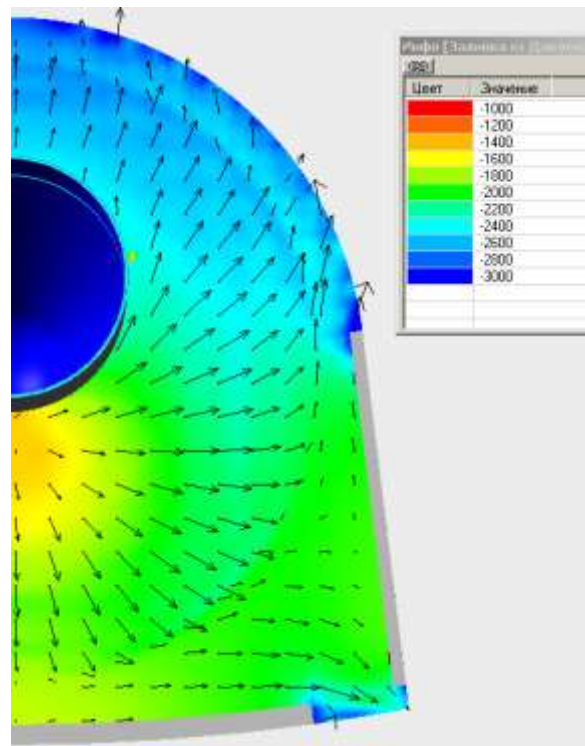
вектора скоростей в продольном сечении

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