

Распараллеливание задач аэродинамики в программном комплексе FlowVision HPC

М.Л. Смирнова, И.В. Москалёв

ООО «ТЕСИС», Нижний Новгород

При решении задач аэродинамики летательных аппаратов широко применяются методы вычислительной гидродинамики. Сложный характер обтекания как самих летательных аппаратов, так и их элементов обуславливает необходимость построения расчетных сеток с большим числом ячеек. Для проведения корректного моделирования, в частности, разрешения пограничного слоя вблизи стенки и аэродинамического следа за объектом, используется от нескольких сотен тысяч ячеек до нескольких миллионов. Решение таких задач с необходимостью приводит к применению высокопроизводительных технологий.

Обоснование достаточности расчетной сетки для исследования определенной модели часто проводят на более простых моделях, близких к исследуемому случаю, для которых известны экспериментальные результаты. Такая верификация позволяет подобрать оптимальное соотношение между степенью измельчения расчетной сетки и точностью результатов моделирования.

В данной работе рассмотрено решение задачи обтекания крылового профиля с помощью программного комплекса FlowVision HPC. Для выбора оптимальной расчетной модели проводилось сравнение численных результатов с данными эксперимента в аэродинамической трубе. Контрольные параметры - эпюра коэффициента давления в сечении профиля и интегральные аэродинамические коэффициенты. Геометрическая модель расчетной области подготовлена в соответствии с экспериментальной установкой с учетом специальных крепежных элементов, которые выделены синим цветом на рис. 1. Задача решалась в симметричной постановке для половины расчетной области. Расчеты проведены в широком диапазоне углов атаки безотрывного обтекания и при скоростях полета, характеризующихся числами Маха от малых до трансзвуковых значений.

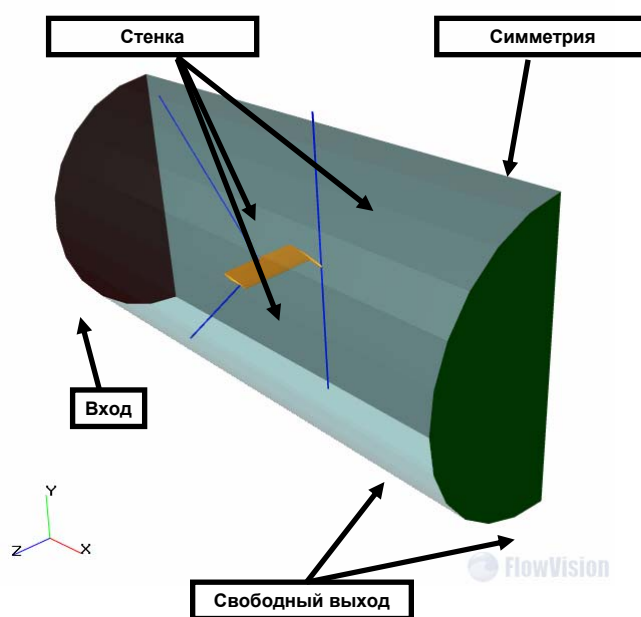


Рисунок 1. Расчетная область и граничные условия.

Моделирование течения газа в трубе выполнено в рамках модели турбулентного течения сжимаемой жидкости. В ходе исследования проводились расчеты при различ-

ных моделях турбулентности. Схема расстановки граничных условий приведена на рис. 1.

В расчетах использовалась неравномерная начальная расчетная сетка, сгущенная вблизи крылового профиля и за ним. Дополнительно, проводилась адаптация сетки вблизи поверхности профиля и стенок державок. Уровень измельчения сетки менялся в ходе исследования. Вид результирующей расчетной сетки приведен на рис. 2. Общее число расчетных ячеек около 5 млн. Декомпозиция расчетной сетки представлена на рис. 3.

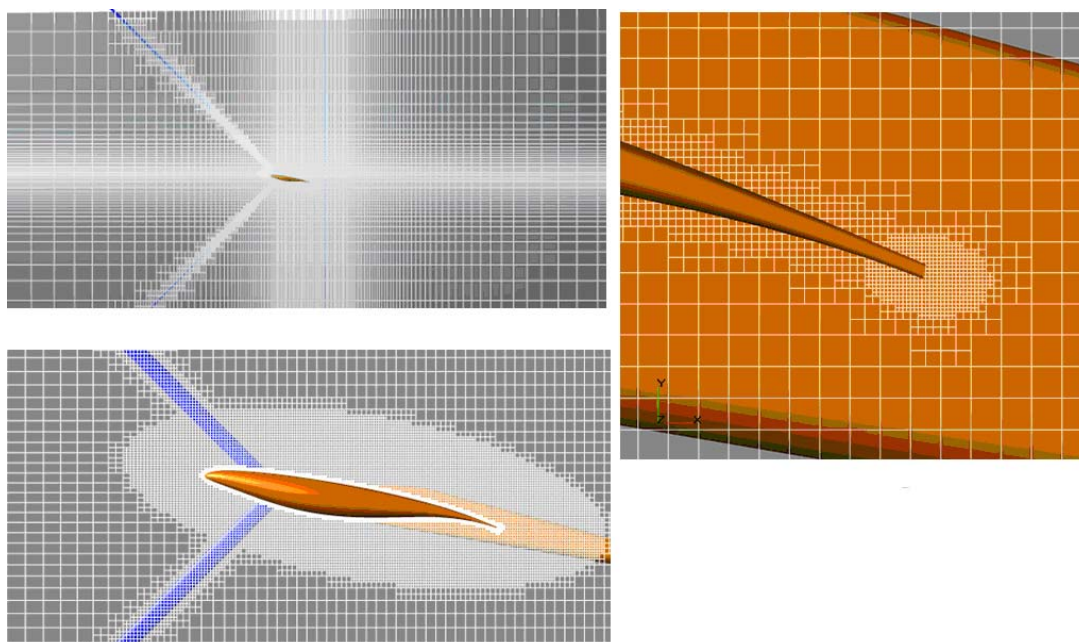


Рисунок 2. Расчетная сетка.

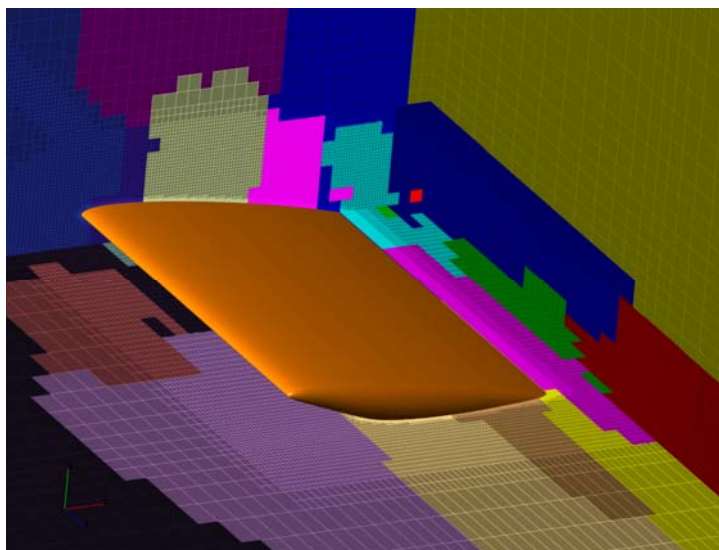


Рисунок 3. Декомпозиция расчетной сетки для 32 процессоров.

В результате моделирования обтекания крылового профиля наряду с интегральными характеристиками получены картины распределения давления и поле скоростей в области.