

УДК 629.73

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ОБТЕКАНИЯ ТРЁХМЕРНОЙ МОДЕЛИ СВЕРХЗВУКОВОГО САМОЛЁТА

Скачкова Е. Ю., Козлов Д. М.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Самарский филиал конструкторского бюро ПАО «Туполев», г. Самара

Использование современных методов и средств численной аэродинамики позволяет уже на ранних стадиях проектирования самолёта получить значения основных аэродинамических характеристик самолёта, пригодные для решения различных проектных задач. Это особенно важно при создании многорежимных самолётов, отличающихся сложными интегральными аэродинамическими схемами. В работе рассматривается задача определения полей давления и скорости потока около многорежимного сверхзвукового самолёта на двух режимах полёта и выполнения предварительного расчёта его основных аэродинамических характеристик. Задача решается с использованием CAE-системы ANSYS WORKBENCH и исходных данных, характерных для этапа разработки технического предложения. Облик самолёта был сформирован в соответствии с требованиями технического задания на проектирование и разработанным комплексом тактико – технических требований к самолёту. Для построения аэродинамической модели обтекания самолёта использована трёхмерная геометрическая модель облика самолёта, построенная с использованием CAD-системы Simens NX-10. Самолёт имеет интегральную схему и крыло с изменяемой стреловидностью. Поворотные консоли крыла могут занимать три фиксированных положения: взлётно – посадочное, крейсерское для дозвукового и для сверхзвукового режимов полёта. На рисунке 1 показана схема модели, где правая консоль крыла находится в положении для крейсерского дозвукового, а левая – для сверхзвукового режимов полёта.

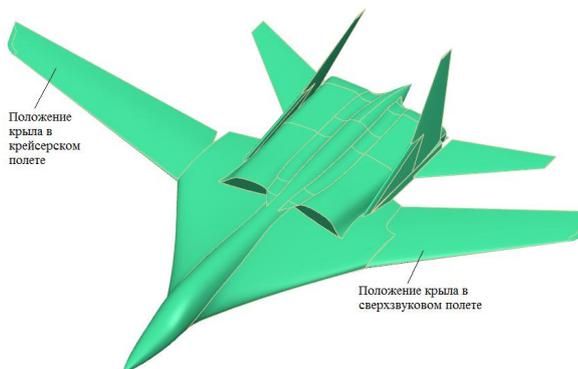


Рис. 1. Трёхмерная поверхностная модель самолёта

При построении поверхностных моделей самолёта особое внимание было обращено на обеспечение отсутствия разрывов и острых кромок между сопрягаемыми поверхностями. Разрывы между сопрягаемыми поверхностями приводят к затеканию набегающего потока внутрь поверхностной модели, а острые кромки – к некачественной сетке объемно-конечных элементов, моделирующей воздушное пространство около модели. Сеточная модель построена в программном пакете ANSYS ICEM CFD, который позволяет проверить работоспособность модели и гибко управлять параметрами сетки объемно-конечных элементов. С целью моделирования воздушного пространства, окружающего поверхностную модель, была создана

расчетная область. Выбранные размеры расчётной области в 50 раз превышают габаритные размеры самолёта. При таких её размерах пристеночные течения не влияют на обтекание модели. С учётом этого условия для моделирования течения была выбрана модель турбулентности $k - \varepsilon$. Для моделирования пограничного слоя при создании сетки объемно-конечных элементов на поверхности модели созданы призматические слои (Hexahedron). На рисунке 2 показан участок расчётной области, включая построенные призматические слои.

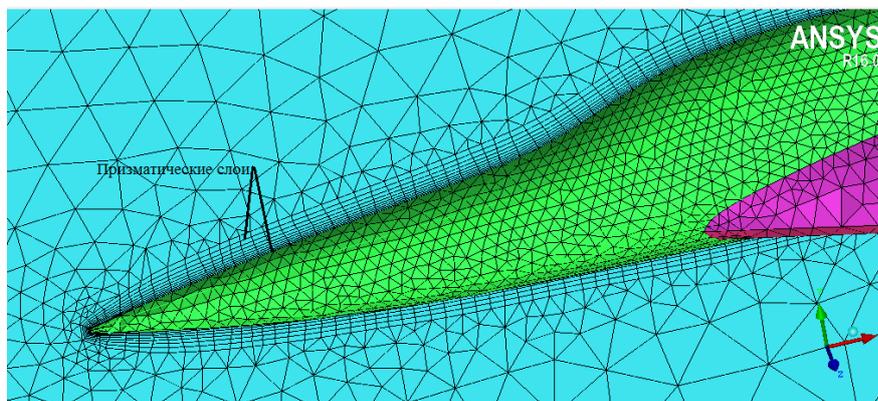


Рис. 2. Участок расчётной области

Задание граничных условий, расчет и обработка полученных результатов проводятся в программном комплексе ANSYS CFX. В результате расчетов получены картины распределения давления и скорости потока в расчётной области. Программной обработкой результатов определены значения коэффициентов подъемной силы, силы лобового сопротивления и аэродинамического качества. В таблице 1 приведены полученные значения для двух основных режимов полёта. Для сравнения в таблице приведены те же характеристики самолёта, рассчитанные студентом (ныне инженером) В. В. Лобановым традиционным инженерным методом.[1].

Таблица 1. Аэродинамические характеристики самолёта на двух режимах полёта

Режим полета	Результаты расчета ANSYS WORKBENCH		Результаты расчета по методу плоской пластины	
	Крейсерский	Сверхзвуковой	Крейсерский	Сверхзвуковой
Коэффициент подъемной силы C_y	0,204	0,144	0,242	0,107
Коэффициент лобового сопротивления C_x	0,016	0,024	0,015	0,0281
Аэродинамическое качество K	12,8	6	16,1	3,8

Более точные результаты могут быть получены путём увеличения размеров расчётной области и уточнения моделей турбулентности для каждого режима полёта.

Библиографический список

1. Колесников, Г. А., Марков, В. К., Михайлюк, А. А. и др. Аэродинамика летательных аппаратов [Текст]/ под ред. Г.А. Колесникова. – М.: Машиностроение, 1993. – 544 с.