

УДК 629.13

ОСОБЕННОСТИ ОБТЕКАНИЯ КРЫЛА ЛЕГКОГО САМОЛЕТА

© 2012 Л.П. Шингель

Пермский национальный исследовательский политехнический университет

Поступила в редакцию 02.12.2012

Рассмотрено поперечное обтекание крыла самолета при некоторых случаях маневрирования. С использованием ANSYS получены результаты, применимые при разработке летательных аппаратов.

Ключевые слова: *вычислительная гидродинамика, профиль крыла, поперечное обтекание*

При некоторых эволюциях легких спортивных самолетов существуют мало описанные в литературе режимы обтекания крыла самолета. Например, при выполнении фигуры высшего пилотажа «колокол» существует момент, когда самолет, не имея горизонтальной скорости, начинает падение под действием силы тяжести, практически не имея вертикальной скорости. Крыло при этом расположено практически перпендикулярно набегающему потоку. В данной работе для экспериментального самолета рассмотрен случай, когда продольная ось самолета перпендикулярна набегающему потоку, а скорость потока невелика (до 10 м/с). Задачей рассмотрения является определение возмущений в потоке, вызванных поперечным расположением по отношению к набегающему потоку крыла.

До недавнего времени изучение поведения жидкостей и газов было ограничено экспериментальными методами, но в связи с быстрым ростом производительности компьютерных систем стало возможным анализировать и рассчитывать подобные процессы даже на персональных компьютерах. Вычислительная гидродинамика (Computational Fluid Dynamics) сегодня становится одной из составляющих процесса проектирования во множестве компаний, которые разрабатывают современное высокотехнологичное оборудование. В данной работе использован расчет аэродинамических характеристик с использованием ANSYS CFX. Решалась двумерная задача по обтеканию внешним потоком несущего крыла. Задача обтекания крыла сводится к задаче обтекания неподвижного профиля, рассмотрено применение профиля крыла NASA 2309.

Расчетная область удовлетворяет следующим требованиям. Границы расчетной области находятся на таком удалении от объекта исследования (профиля), чтобы не оказывать никакого влияния на результаты расчета, для задачи двумерного обтекания это расстояние равно $(5-10)l$ где l – характерный размер объекта исследования (хорда профиля). Размер расчетной области определяется размерами хорды крыла, равной 0,4 м и составляет в конечном итоге 6,4 м в высоту и 8,9 м в длину. Геометрическая форма расчетной области обеспечивает наибольшую правильность формы получаемой расчетной сетки (минимальную скошенность ячеек). Оси объекта исследования

совпадают с осями основной системы координат, для обеспечения дальнейшего удобного наложения граничных условий. Вся геометрия создана с высокой точностью аппроксимации (особенно сплайны, из которых образован сам профиль).

Считаем направление набегающего потока перпендикулярным продольной оси самолета, а угол атаки крыла (угол между продольной осью самолета и хордой крыла) составляющим 10° . Расчетная модель была создана в Solid Works и импортирована в ANSYS. Конечно-элементная сеть создавалась последовательным разбиением выбранных фрагментов расчетной области. Сначала расчетная область разбивалась с максимальной детализацией, затем вблизи контура крыла выделялась область, которая разбивалась на более мелкие элементы, а затем процедура повторялась. В результате при использовании ANSYS 11.0 была получена конечно-элементная сеть, уступающая, однако, качеству конечно-элементной сети, полученной с использованием ANSYS ICEM. На этапе предварительных расчетов и оценок, учитывая выигранный в трудоемкости и ресурсах, использование такой конечно-элементной сети представляется оправданным.

Данная расчетная область использована при нахождении распределения скоростей, давлений и ряда других параметров потока. В качестве параметров газа использовались параметры воздуха, задаваемые в ANSYS опцией AIR-SI. Учитывая пропорции расчетной области и ориентацию крыла при рассматриваемом движении (вертикально вниз) была повернута система координат, движение сверху вниз преобразовалось в движение справа налево. В результате в качестве граничных условий задавались горизонтальная компонента скорости потока (составляющая 9,5 м/с) и вертикальная компонента скорости потока (равная нулю), а так же нормальное атмосферное давление на входе системы и на выходе. При решении задачи применялись опции ANSYS, учитывающие турбулентность. Получено решение задачи перпендикулярного обтекания крыла потоком. На рис. 1. показаны: расчетная область, распределение скорости обтекания крыла. На рис. 2 показаны траектории обтекания крыла поперечным потоком. На рис. 3 показан фрагмент траекторий обтекания крыла поперечным потоком. Полученные результаты показывают, что при малых скоростях обтекания влияние турбулентности невелико. На фрагменте траекторий обтекания (рис. 3) видны завихрения вблизи задней кромки крыла.

Шингель Леонид Петрович, кандидат технических наук, доцент. E-mail: shingel.leonid712@gmail.com

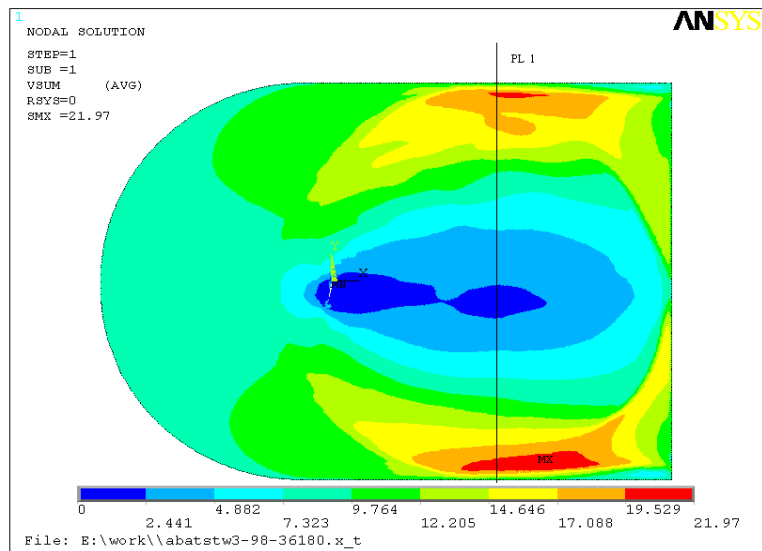


Рис. 1. Расчетная область, распределение скоростей обтекания крыла поперечным потоком

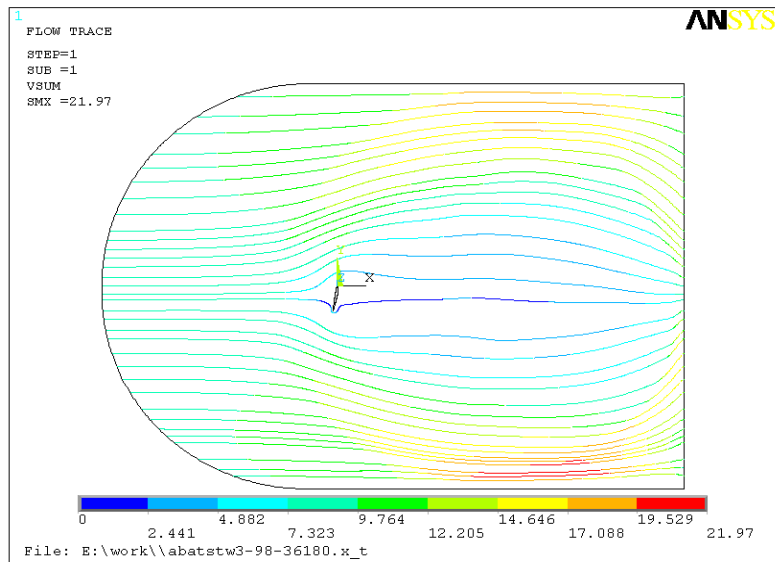


Рис. 2. Траектории обтекания крыла поперечным потоком

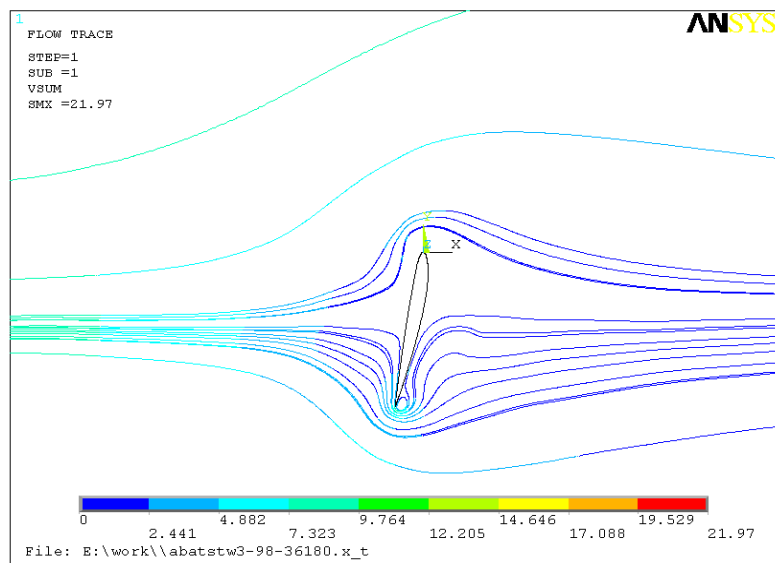


Рис. 3. Фрагмент траекторий обтекания крыла поперечным потоком

Основной целью решения задачи являлось исследование характера потока после пересечения его крылом и отличия возмущенного потока от невозмущенного. Из приведенных рисунков следует, что при обтекании поперечно поставленного крыла поток разделяется на 2 почти симметричные части: поток, обтекающий переднюю кромку крыла и поток, обтекающий заднюю кромку. В каждом из этих потоков можно выделить области, где скорость заметно ниже, чем скорость набегающего потока ($V=2,4$ м/с при скорости набегающего потока $V=9,5$ м/с), и области, где скорость потока заметно выше, чем скорость набегающего потока ($V=20$ м/с против $9,5$ м/с). Область влияния крыла

на поток в направлении продольной оси самолета составляет 2-3 длины хорды вперед и более 15 длин хорды назад относительно направления движения. Область влияния на поток в поперечном относительно продольной оси самолета направлении превышает 9 длин хорды. Распределение скоростей потока в плоскости, перпендикулярной продольной оси самолета и обозначенной как PL 1 на рис. 1 представлено на рис. 4. Указанная плоскость находится на расстоянии 1,2 м от центра приложения давлений профиля крыла. На оси абсцисс рис. 4 показаны координаты, измеренные от нижней границы расчетной области, на оси ординат показана суммарная скорость потока.

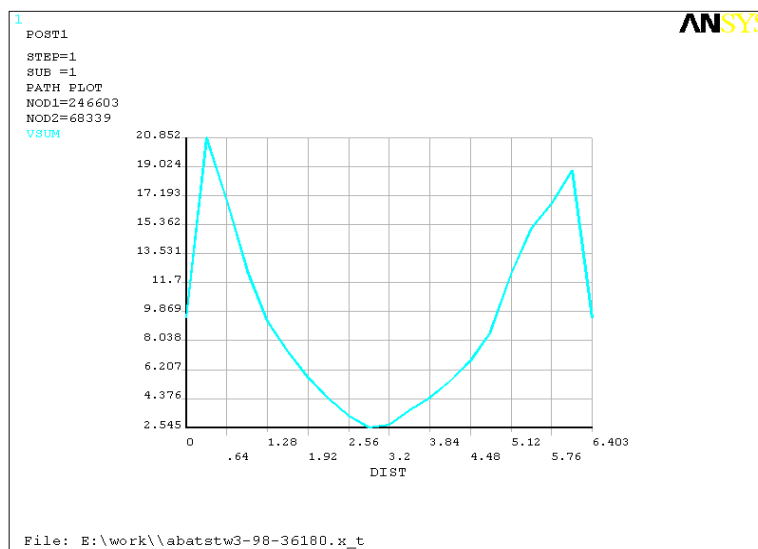


Рис. 4. Зависимость суммарной скорости потока от поперечной координаты в плоскости, перпендикулярной оси самолета

Для полученной зависимости на участке, показанном на рис. 4, значение средне интегральной скорости потока (интеграла от скорости потока по координате, отнесенного к разности координат) составляет $9,07$ м/с, на этом же участке значение средне интегральной скорости набегающего невозмущенного потока составляет $9,5$ м/с.

Выводы: полученные результаты позволяют утверждать, что при поперечном обтекании крыла средне интегральная скорость потока в области позади крыла несущественно (в пределах 5%) отличается от средней интегральной

скорости набегающего потока. Результаты могут быть использованы при разработке экспериментальных летательных аппаратов.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Краснов, Н.Ф. Аэродинамика / Н.Ф. Краснов, В.Н. Кошевой, А.Н. Данилов, В.Ф. Захаренко. – М.: Высшая школа, 1968. 772 с.
2. Журнал ANSYS Solutions Русская редакция. 2005. №1 (1). С. 12.

FEATURES OF THE WING STREAMLINING AT LIGHT AIRCRAFT

© 2012 L.P. Shingel

Perm National Research Polytechnical University

The wing cross flow of aircraft at some cases of maneuvering is considered. With use of ANSYS the results applicable at development of aircrafts are received.

Key words: *computing hydrodynamics, wing profile, cross flow*

Leonid Shingel, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor.
E-mail: shingel.leonid712@gmail.com