

Ляскин А.С., Хуан Сяопен

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ МЕТОДА ДИСКРЕТНЫХ ВИХРЕЙ ДЛЯ РАСЧЕТА АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК КРЫЛА ПРИ БОЛЬШИХ ДОЗВУКОВЫХ СКОРОСТЯХ

При расчете аэродинамических характеристик крыльев при больших дозвуковых ($0.3 \leq M_x < 1$) скоростях необходимо учитывать сжимаемость среды. При использовании метода дискретных вихрей применяются три основных подхода к учету сжимаемости.

Первый подход заключается в пересчете аэродинамических характеристик крыла в несжимаемом потоке на сжимаемый поток с помощью соотношения Прандтля-Глауэрта [1]. Например, для коэффициента нормальной силы

$$C_{y,сж} = \frac{C_{y,несж}}{\sqrt{1 - M_x^2}}$$

Второй подход заключается в переходе к так называемому «эквивалентному крылу», аэродинамические характеристики которого в несжимаемом потоке соответствуют аэродинамическим характеристикам исходного крыла в сжимаемом потоке. Переход осуществляется с помощью преобразования Прандтля-Глауэрта [2], модифицирующего удлинение крыла λ , угол стреловидности χ , а также относительную толщину профиля c :

$$\lambda_s = \lambda \sqrt{1 - M_x^2}, \quad \chi_s = \arctg\left(\sqrt{1 - M_x^2} \operatorname{tg} \chi\right), \quad c_s = c \sqrt{1 - M_x^2}$$

Третий подход заключается во введение поправок на сжимаемость непосредственно в формулы для расчета скоростей, индуцированных вихревыми системами крыла и следа [3].

При разработке программы расчета аэродинамических характеристик деформируемых крыльев для Пекинского политехнического университета был использован второй подход. Разработанная программа позволяет определять распределение аэродинамической нагрузки и аэродинамические коэффициенты для трапециевидных крыльев, моделируемых средней поверхностью. Средняя поверхность недеформированного крыла может быть как плоской, так и изогнутой в соответствии с заданным профилем крыла. Возможны также периодическая де-

формация – взмахи (т.е. колебания в шарнире, совпадающем с корневой хордой крыла) и крутка по степенному закону.

На рис. 1 показано крыло, для которого проводились тестовые расчеты для чисел Маха $M_\infty = 0,4, 0,6, 0,8$ в диапазоне углов атаки α от 0 до 10 градусов. Удлинение крыла $\lambda = 6,83$, сужение $\eta = 1,0$, угол стреловидности по передней кромке $\chi = 20^\circ$. Крыло имеет профиль серии NACA, координаты которого также подвергались преобразованию Прандтля-Глауэрта (рис. 2).

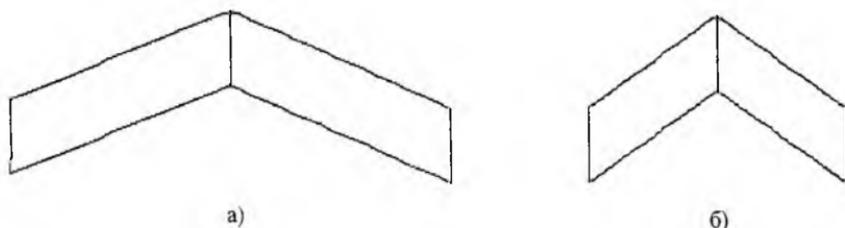


Рис. 1. Исходное крыло (а) и эквивалентное крыло (б) для $M_\infty = 0,8$

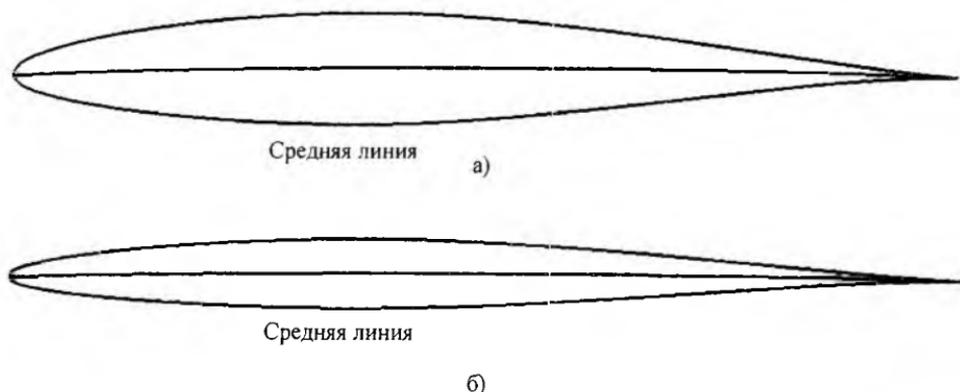


Рис. 2. Исходный профиль (а) и эквивалентный профиль (б) для $M_\infty = 0,8$

Результаты тестовых расчетов очень хорошо согласуются с экспериментальными данными. Так, например, на рис. 3 представлено сравнение расчетных и экспериментальных значений коэффициента нормальной силы для $M_\infty = 0,8$. Расчеты проводились при следующих параметрах: число вихрей на хорде крыла $n = 10$, число вихрей на полуразмахе крыла $N = 30$,

шаг безразмерного времени $\Delta t = 0,08$. Для получения установившихся значений аэродинамических коэффициентов было достаточно 80 шагов по безразмерному времени.

В Пекинском политехническом университете был также проведен расчет для случая вынужденных колебаний крыла. Колебания происходят в шарнире, совпадающем с корневой хордой крыла. Безразмерный период колебаний равен 1,6 (число Струхала $Sh = 0,625$). Амплитуда колебаний конца крыла равна 0,2 хорды. Колебания происходят при угле атаки $\alpha = 8^\circ$ и числе Маха $M_\infty = 0,6$. В соответствии с преобразованием Прандтля-Глауэрта амплитуда колебаний для эквивалентного крыла при этом составляет 0,16.

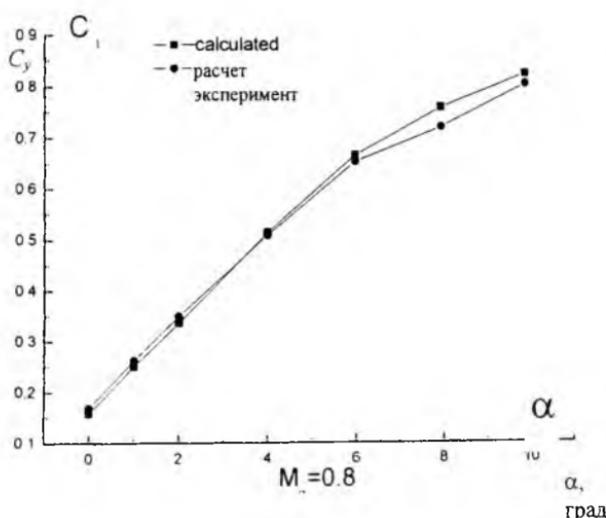


Рис 3 Расчетные и экспериментальные значения коэффициента нормальной силы для случая $M_\infty = 0.8$

На рис 4 представлены результаты расчетов для колеблющегося крыла – зависимость коэффициента нормальной силы от безразмерного времени τ и усредненное значение коэффициента нормальной силы. На этом же рисунке представлено среднее значение коэффициента нормальной силы, полученное в эксперименте. Расчеты проводились при тех же значениях параметров, что и тестовые, за исключением числа шагов по безразмерному времени. Для случая колеблющегося крыла число шагов было равно 120 (6 полных периодов колебаний)

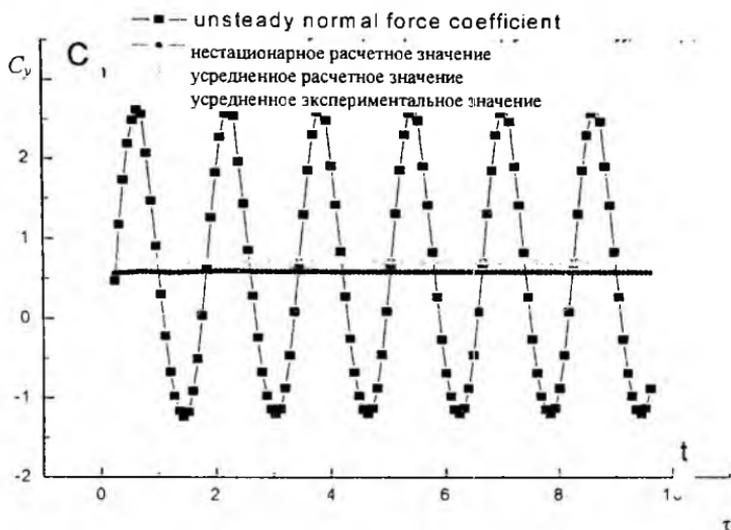


Рис. 4. Нестационарные значения и усредненные расчетное и экспериментальное значения коэффициента нормальной силы для колеблющегося крыла

Как видно из графиков, представленных на рис. 4, среднее расчетное значение коэффициента нормальной силы удовлетворительно совпадает со средним значением коэффициента нормальной силы, измеренным в эксперименте. Этот факт, а также результаты тестовых расчетов для неподвижного крыла, позволяют сделать вывод, что разработанная программа расчетов может успешно использоваться для определения стационарных и нестационарных аэродинамических характеристик неподвижных и колеблющихся и деформирующихся крыльев при больших дозвуковых скоростях.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Лойцянский Л. Г. Механика жидкости и газа. 1978.
2. Краснов Н. Ф. Аэродинамика. 1972.
3. Белоцерковский С. М., Кудрявцева Н. А., Попыталов С. А., Табачников В. Г. Исследование сверхзвуковой аэродинамики самолетов на ЭВМ. 1983.