

на ползучесть. Длина этой зоны составляет 2-5 мм.

Таким образом, проведенные исследования объясняют причины повышения сопротивления усталости на микроуровне (с точки зрения металлофизики), а также позволяют

разработать методы контроля и диагностирования напряженно-деформированного состояния в упрочненном слое образцов по параметрам микротвердости, шероховатости по установленным корреляционным связям.

ПОДЪЁМНАЯ СИЛА АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ПРОФИЛЯ С ИНТЕРЦЕПТОРОМ

© 2012 Редькина К.В., Фролов В.А.

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет), Самара

LIFT OF THE AIRFOIL WITH SPOILER

© 2012 Ksenia V. Redkina, Vladimir A. Frolov

A model of a stationary vortex for the potential circulation flow around airfoil-spoiler combination has been proposed. The solution is obtained for the flow of incompressible ideal fluid. The Complex Variable Function Theory is applied. For the simulation of the recirculation area, a stationary vortex is used, the location of which is found by minimizing a velocity function. Dependence of the lift on the angle of attack, relative length of the spoiler and its angle of deflection is obtained.

Целью работы является разработка математической модели течения около аэродинамического профиля с интерцептором. Теоретическая значимость работы заключается в получении фундаментальных новых знаний о параметрах циркуляционных потенциальных течений около аэродинамического профиля с интерцептором.

В ряде работ [1-3] рассматривались математические модели течений около аэродинамических профилей с интерцепторами. В работах [1, 2] стационарная рециркуляционная зона за интерцептором моделировалась методом конформных отображений. В работе [3] математическая модель основывалась на нестационарном подходе и использовался метод дискретных вихрей. В данной работе предлагается математическая модель, основанная на предположении о стационарности точечного вихря, расположенного за интерцептором. Достоверность результатов расчёта коэффициента подъёмной силы профиля с интерцептором оценивается сравнением с

результатами, полученными в вычислительном пакете ANSYSCFX.

Рассматривается задача течения жидкости около симметричного аэродинамического профиля с эллиптической носовой частью ($\bar{c} = 0,15; \bar{x}_c = 0,3$) при наличии стационарного вихря за интерцептором, моделирующего отрывную зону.

В рамках численно-аналитического метода (ЧАМ) моделирование хвостовой части профиля и интерцептора выполняется с помощью набора точечных вихрей, равномерно распределённых по их поверхностям. Хвостовая часть профиля и интерцептор разбиваются на граничные элементы, в пределах каждого помещается точечный вихрь и контрольная точка, используется численная схема метода дискретных вихрей « $1/4 - 3/4$ ». На $1/4$ граничного элемента располагается точечный вихрь, а на $3/4$ — контрольная точка. ЧАМ позволяет получить квазианалитическое решение на носовой части профиля. Для этого используется

конформное отображение эллипса на круг и запись комплексного потенциала течения.

Для численной части ЧАМ особенностью геометрической схемы является корректность расположения контрольных точек на хвостовой части профиля вблизи эллипса и в начале интерцептора. Это обеспечивает согласованность граничных условий и хорошую обусловленность системы линейных алгебраических уравнений (СЛАУ). Задача сводится к решению СЛАУ, физический смысл которой – удовлетворение условий непротекания в контрольных точках. Для обеспечения циркуляционного обтекания профиля в центр окружности во вспомогательной плоскости помещается точечный вихрь.

В модели используется гипотеза стационарности внешнего вихря, расположенного за интерцептором, интенсивность которого находится из условия конечности скорости на задней кромке интерцептора, а координаты рассчитываются методом оптимизации – минимизации целевой функции скорости по двум проектным параметрам, в качестве которых принимаются координаты стационарного вихря.

Расчёты показали, что подъёмная сила уменьшается при увеличении относительной длины интерцептора (рис.1) и его угла отклонения (рис.2). На рис.3 (ЧАМ) и рис.4 (ANSYSCFX) показано распределение давления.

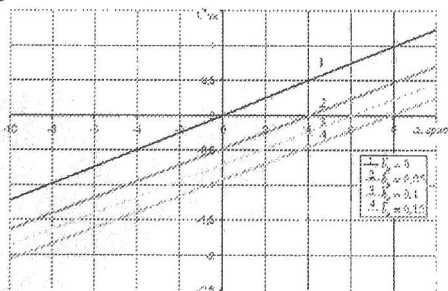


Рис. 1

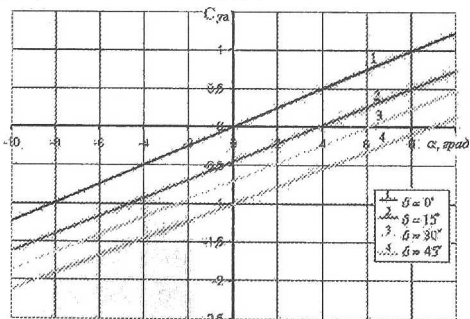


Рис. 2

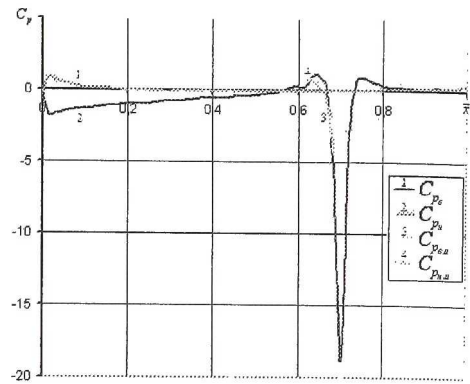


Рис. 3

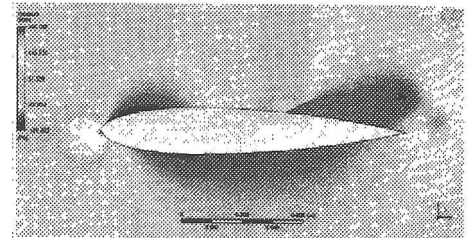


Рис. 4

Сравнение (рис. 5) с результатами вычислительного эксперимента (ANSYSCFX) дало

$$\alpha \in [0^\circ; 5^\circ] \quad \delta = \frac{|C_{ya}^{ANSYS} - C_{ya}^{ЧАМ}|}{|C_{ya}^{ANSYS}|} < 10\%$$

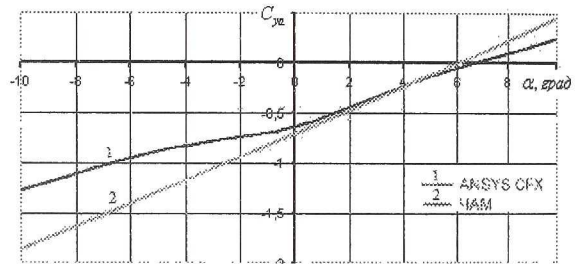


Рис. 5

Результаты исследования могут быть использованы для инженерных расчётов подъёмной силы аэродинамических профилей с интерцептором

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Woods L.C. Theory of Aerofoil Spoilers //ARC R&M, No.2969. – London, 1956. – 21 p.
 2. Barnes C.S. A Developed Theory of Spoilers on Aerofoils //ARC CP, No.887. 1966. – 78 p.
- Богатырёв В.В. Метод расчёта нестационарного обтекания профиля с интерцептором и его аэродинамические характеристики //Учёные записки ЦАГИ, Т.29, №3-4. – 1998.