

УДК 629.7.015.3/7

С.М. Порошин¹, О.В. Соловьёв², П.Н. Соляник³¹ *Национальный технический университет «ХПИ», Харьков*² *ГП Чугуевский авиаремонтный завод, Чугуев*³ *Национальный аэрокосмический университет имени Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков*

ИССЛЕДОВАНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ПРОФИЛЯ С УЧЁТОМ ТВЁРДОЙ ПОВЕРХНОСТИ РАЗДЕЛА СРЕД

На основе предложенной авторами математической модели, позволяющей получить алгоритм и методику расчёта аэродинамических характеристик тонкого профиля, проведено исследование аэродинамических характеристик профиля с учётом твёрдой поверхности раздела сред.

Ключевые слова: летательный аппарат, профиль, модель, среда.

Введение

Практический интерес представляют особенности обтекания и аэродинамические характеристики крыла, движущегося вблизи твёрдой плоскости раздела сред и, в частности, влияния этой поверхности на характер течения в спутном следе [1 – 4]. Понимание особенностей обтекания несущих поверхностей вблизи плоскости раздела сред обеспечит рациональный выбор взаимного расположения элементов аэродинамической компоновки летательных аппаратов при их проектировании, разработку законов управления летательными аппаратами при выполнении взлётно-посадочных операций в автоматическом режиме. В [5] предложена математическая модель, позволяющая получить алгоритм и методику расчёта аэродинамических характеристик тонкого профиля в нестационарной нелинейной постановке задачи. Применение модели позволяет определить особенности физики явлений и исследуемых процессов, а также целенаправленно исследовать процессы обтекания крыльев конечного размаха.

Цель данной статьи – используя разработанную авторами математическую модель провести исследование аэродинамических характеристик профиля с учётом твёрдой поверхности раздела сред.

Результаты исследований

Рассматривается подход, называемый методом зеркального отображения, который позволяет учитывать влияние твёрдой поверхности раздела сред на аэродинамические характеристики исследуемого объекта. Предполагается, что профиль движется поступательно со средней скоростью U_0 , под углом атаки α на высоте h над твёрдой поверхностью раздела сред Σ (рис. 1). В этом случае на границе Σ необходимо выполнять условие непротекания, аналогичное тому, что имеет место на поверхности обтекаемого тела. В силу того, что обтекание исследуемого тела моделируется дискретными вихрями, достаточно указать способ, позволяющий выполнять

условие непротекания на поверхности Σ для одной газодинамической особенности (абстракции).

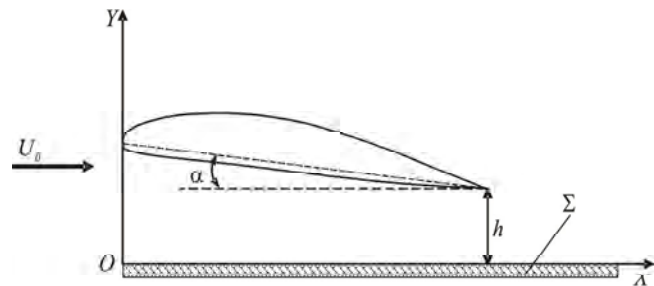


Рис. 1. К постановке задачи об учёте плоскости раздела сред

Пусть координаты дискретного вихря, расположенного в точке А в подвижной системе координат, связанной с профилем будут x, y (рис. 2).

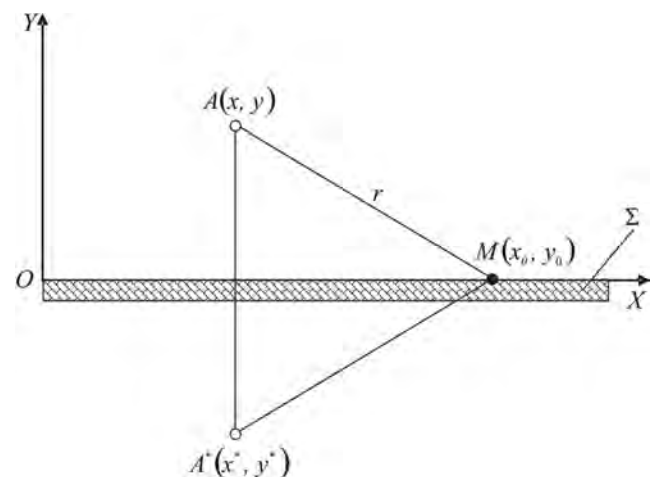


Рис. 2. К учёту плоскости раздела сред

Тогда нормальную скорость в точке М с координатами x_0, y_0 на поверхности Σ от дискретного вихря с циркуляцией скорости Γ можно получить с помощью выражения:

$$W_y(\Gamma) = \frac{\Gamma}{4\pi} w_y(\Gamma), \quad w_y(\Gamma) = -\frac{x_0 - x}{r^2}, \quad (1)$$

где $r^2 = (x_0 - x)^2 + y^2$, так как $y_0 = 0$. За положительное направление циркуляции скорости принято вращение по часовой стрелке. В точке A^* с координатами x^* , y^* расположен зеркально отображённый относительно плоскости Σ дискретный вихрь с интенсивностью $\Gamma^* = k\Gamma$. Возмущённую скорость от зеркально отображённого вихря можно рассчитать, используя выражение:

$$W_y(\Gamma) = \frac{k\Gamma}{4\pi} w_y(\Gamma^*), \quad w_y(\Gamma^*) = -\frac{x_0 - x}{r^2}. \quad (2)$$

Положив равными нулю, суммарные возмущённые нормальные скорости на поверхности Σ , определяется знак коэффициента $k = -1$.

Таким образом, решение задачи об обтекании профиля, когда $h \rightarrow \infty$, обеспечивается тем же методом, что и при учёте плоскости раздела сред [5]. Алгоритм расчёта полностью сохраняется, единственное отличие заключается в расчёте возмущённых скоростей с учётом отображённых газодинамических особенностей.

На рис. 3, 4 представлены результаты расчёта аэродинамических характеристик профиля с учётом

влияния плоскости раздела сред, где $\bar{h} = h/b$, в численном эксперименте предполагалось безотрывное (рис. 5) и отрывное (рис. 6) обтекание передней кромки профиля.

Вывод

Таким образом, из представленных результатов исследования влияния высоты над плоскостью раздела сред на аэродинамические характеристики профиля, видно, что при уменьшении относительной высоты $\bar{h} \leq 5$ влияние “экрана” – существенно, особенно при $\bar{h} \leq 1$. Установлено, что наибольший прирост Δc_y проявляется на меньших углах атаки.

Такой характер протекания зависимости $\Delta c_y(\alpha, \bar{h})$ обусловлен особенностями обтекания передней кромки профиля, что в свою очередь зависит от геометрического места передней кромки над плоскостью раздела сред. Решение модельной задачи об обтекании тонкого профиля у плоскости раздела сред в квазистационарной нелинейной постановке даёт возможность утверждать о работоспособности разработанной методики расчёта и достоверности получаемых результатов.

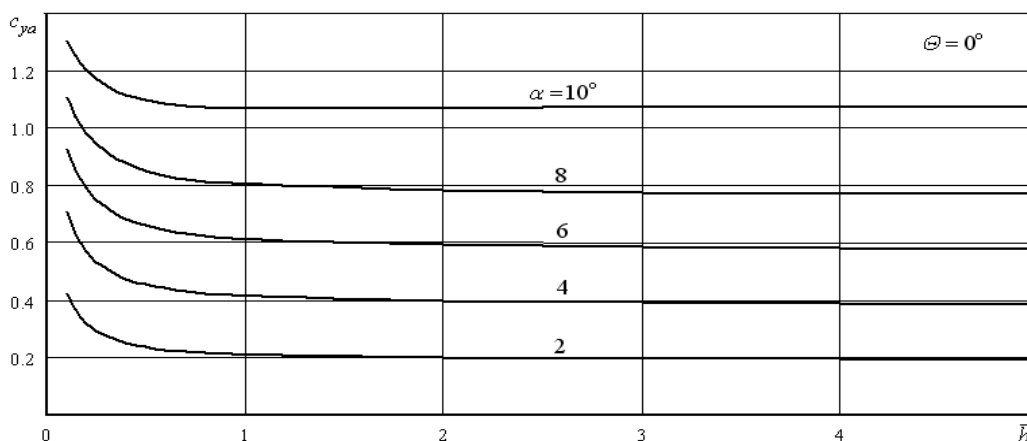


Рис. 3. Влияние плоскости раздела сред на несущие свойства профиля

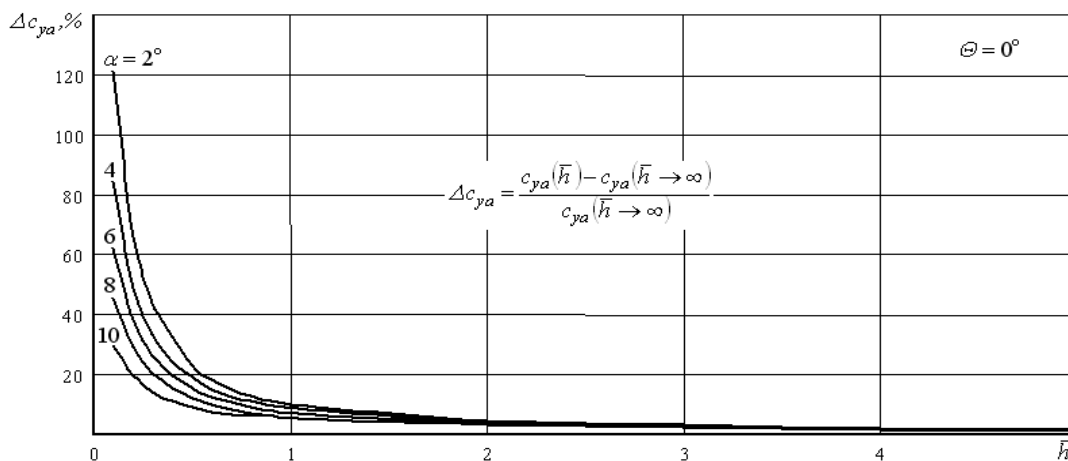


Рис. 4. Приращение коэффициента нормальной силы в зависимости от высоты над плоскостью раздела сред

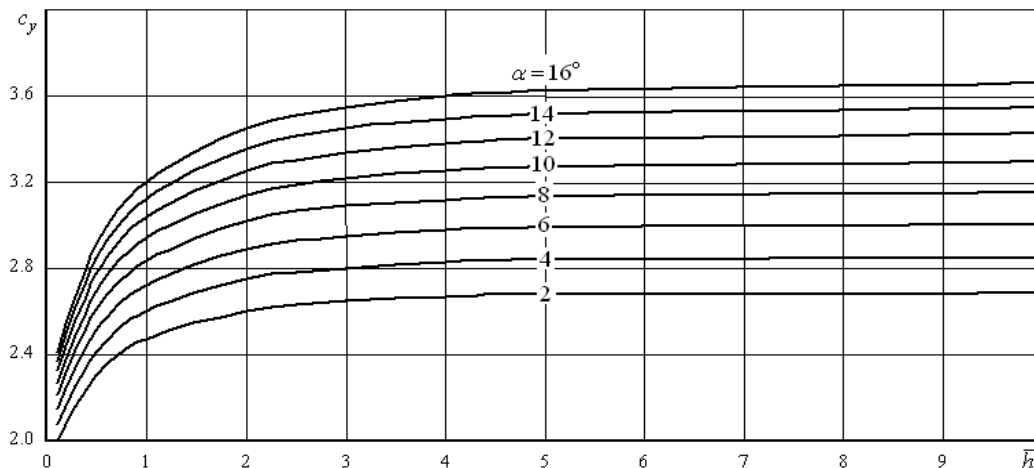


Рис. 5. Влияние плоскости раздела сред на несущие свойства профиля при безотрывном обтекании передних кромок профиля и закрылка ($\bar{b}_3 = 0.275$, $\delta_3 = 45^\circ$)

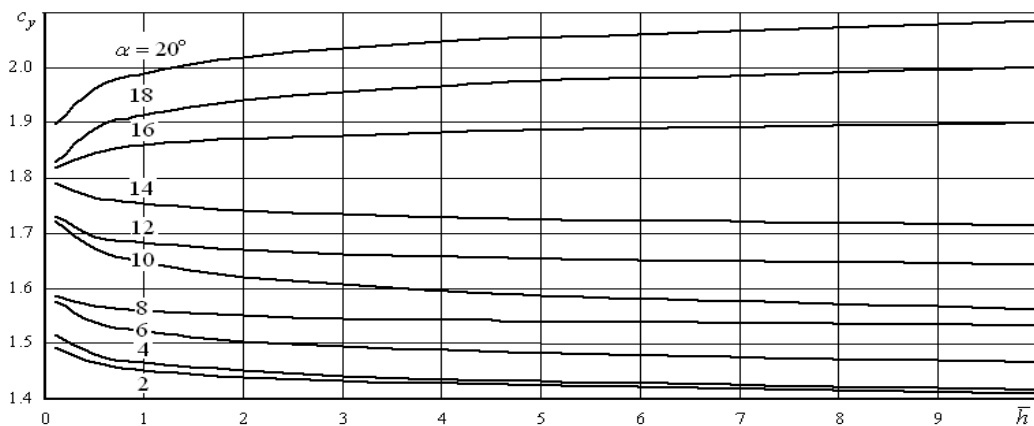


Рис. 6. Влияние плоскости раздела сред на несущие свойства профиля при отрывном обтекании передних кромок профиля и закрылка ($\bar{b}_3 = 0.275$, $\delta_3 = 45^\circ$)

Список литературы

1. Соловьев О.В. Анализ процесса формирования вихревых следов за летательным аппаратом [Текст] / О.В. Соловьев, В.Н. Кобрин, В.В. Чмовж // Системи озброєння і військова техніка. – 2013. – № 2 (34). – С. 93-98.
2. Widnall, Sh. E. The structure and dynamics of vortex filament [Text] / Sh. E. Widnall // Annual Rev. Fluid Mech. – 1975. – V. 7. – P. 45-53.
3. Белоцерковский С.М. Отрывное и безотрывное обтекание тонких крыльев идеальной жидкостью / С.М. Белоцерковский, М.И. Ништ. – М.: Наука, 1978. – 288 с.

4. Chang R.Ch. Effect of sunk rate on ground effect of low aspect – ratio wings / R.Ch. Chang, V.U. Muirhead // J. of Aircraft. – 1987. – V. 25, № 3. – P. 122-129.

5. Порошин С.М. Математическое моделирование обтекания профиля [Текст] / С.М. Порошин, О.В. Соловьев, П.Н. Соляник // Наука і техніка Повітряних Сил Збройних Сил України. – 2016. – № 2 (23). – С. 85-89.

Поступила в редколлегию 24.02.2016

Рецензент: д-р техн. наук, проф. А.Б. Леонтьев, Харьковский университет Воздушных Сил им. И. Кожудуба, Харьков.

ДОСЛІДЖЕННЯ АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ПРОФІЛЮ З УРАХУВАННЯМ ТВЕРДОЇ ПОВЕРХНІ РОЗДІЛУ СЕРЕДОВИЩ

С.М. Порошин, О.В. Соловйов, П.Н. Соляник

На основі запропонованої авторами математичної моделі, що дозволяє отримати алгоритм і методику розрахунку аеродинамічних характеристик тонкого профілю, проведено дослідження аеродинамічних характеристик профілю з урахуванням твердої поверхні розділу середовищ.

Ключові слова: літальний апарат, профіль, модель, середовище.

RESEARCH OF AERODYNAMIC DESCRIPTIONS OF TYPE TAKING INTO ACCOUNT A HARD INTERPHASE ENVIRONMENTS

S.M. Poroshin, O.V. Solovyov, P.N. Solyanik

On the basis of the mathematical model allowing to get an algorithm and method of calculation of aerodynamic descriptions of fine profile offered authors, research of aerodynamic descriptions of type is conducted taking into account a hard interphase environments.

Keywords: aircraft, type, model, environment.