

УДК 533.694.27

**ПОДЪЁМНАЯ СИЛА АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ПРОФИЛЯ С ИНТЕРЦЕПТОРОМ**

© 2012 К. В. Редькина, В. А. Фролов

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

Предложена модель стационарного вихря для потенциального потока с циркуляцией около комбинации профиля с интерцептором. Решение получено для течения несжимаемой идеальной жидкости. Использована теория функций комплексного переменного. Для моделирования рециркуляционной области используется стационарный вихрь, расположение которого определяется путём минимизации функции скорости. Представлены зависимости подъёмной силы от угла атаки, относительной длины интерцептора и его угла отклонения.

*Течение, комплексный потенциал, циркуляция, вихрь, контрольная точка, линии тока, численно-аналитический метод, отрывная зона.*

Интерцепторы применяются для обеспечения поперечной управляемости современных самолётов, а также для уменьшения подъёмной силы и увеличения силы торможения на режиме посадки и пробега самолёта по взлётно-посадочной полосе. Отклонение интерцепторов на крыле может вызывать нестационарные изменения его аэродинамических характеристик из-за развития на крыле отрывной зоны. Необходимость в определении аэродинамических характеристик крыла при нестационарном обтекании возникает в задачах аэроупругости и при разработке системы управления подъёмной силой крыла.

Целью работы является разработка математической модели течения около аэродинамического профиля с интерцептором.

В работах [1-4] рассматривались математические модели течений около аэродинамических профилей с интерцепторами. В [1, 2] стационарная рециркуляционная зона за интерцептором моделировалась методом конформных отображений. В [3, 4] математическая модель основывалась на нестационарном подходе, в котором использовался метод дискретных вихрей (МДВ). Можно отметить, что МДВ позволяет получить хорошее согласование расчётных и экспериментальных данных [3, 4].

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 ANSYS CFX.

Рассматривается задача течения жидкости около симметричного аэродинамического профиля с эллиптической носовой частью ( $\bar{c} = 0,15$ ;  $\bar{x}_c = 0,3$ ) [5] при наличии стационарного вихря за интерцептором, моделирующего отрывную зону (рис. 1).

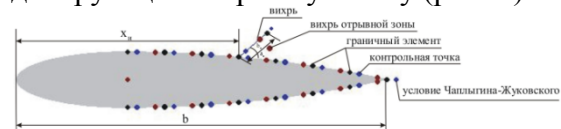


Рис.1. Геометрическая схема задачи

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 МДВ « $1/4 - 3/4$ » (контур  $D$  на рис. 2). 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.

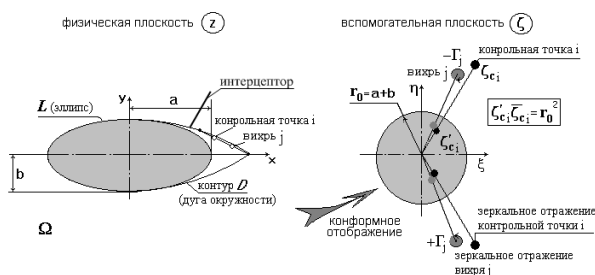


Рис. 2. Физическая и вспомогательная плоскости комплексного переменного

На основании теоремы Милн-Томсона [6] течение во вспомогательной плоскости можно описать комплексным потенциалом вида

$$W(\zeta) = \frac{1}{2} \left( \bar{V}_\infty \zeta + \frac{V_\infty r_0^2}{\zeta} \right) + \frac{1}{2\pi i} \left[ \sum_{j=1}^{N+1} \Gamma_j \ln \frac{(\zeta - \zeta_{vj})\zeta}{\zeta - \frac{r_0^2}{\bar{\zeta}_{vj}}} + \Gamma_{N+2} \ln \zeta \right], \quad (1)$$

где  $\bar{V}_\infty, V_\infty$  – сопряжённая комплексная и комплексная скорости на однородного потока, соответственно;  $\zeta = \xi + i\eta$ ,  $\zeta_{vj}$ ,  $\bar{\zeta}_{vj}$  – комплексная переменная во вспомогательной плоскости, комплексная переменная  $j$ -го вихря и сопряжённая комплексная переменная  $j$ -го вихря, соответственно (рис. 2);  $i = \sqrt{-1}$  – мнимая единица;  $r_0$  – радиус окружности во вспомогательной плоскости (рис. 2);  $\Gamma_j$ ,  $\Gamma_{N+2}$  – циркуляции  $j$ -го и  $(N+2)$  вихря, соответственно;  $N$  – общее количество дискретных вихрей, распределённых по поверхностям хвостовой части профиля и интерцептора;  $N+1$  – номер стационарного вихря, расположенного в зоне отрыва;  $N+2$  – номер вихря, расположенного в центре окружности во вспомогательной плоскости, который моделирует выполнение условия Чаплыгина-Жуковского-Кутта на задней кромке профиля.

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 обтекания профиля с циркуляцией в центр окружности во вспомогательной плоскости помещается точечный вихрь.

На основании комплексного потенциала (1) составляется СЛАУ вида

$$\mathbf{A} \cdot \mathbf{\Gamma} = \mathbf{R}, \quad (2)$$

в которой матрица аэродинамического влияния  $\mathbf{A}$  заполняется на основании коэффициентов при  $\Gamma_j$  комплексного потенциала (1);  $\mathbf{\Gamma}$  – вектор-столбец неизвестных интенсивностей;

$\mathbf{R}$  – вектор-столбец правых частей, образованный коэффициентами, полученными из первых двух слагаемых комплексного потенциала (1).

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  $f(\mathbf{X})$  скорости по двум проектным параметрам:

$$\min(f(\mathbf{X})), \quad \mathbf{X} = \begin{Bmatrix} x_{\text{vortex point}} \\ y_{\text{vortex point}} \end{Bmatrix},$$

в качестве которых принимаются координаты стационарного вихря в физической плоскости.

В качестве целевой функции в методе оптимизации используется модуль полной скорости течения в физической плоскости за исключением компонент скорости, индуцируемых самим стационарным вихрем, что обеспечивает выполнение условия исключения самоиндукции вихря:

$$f = V_{\text{vortex point}} = \left| \vec{V} \right| - \left| \vec{V}_{\text{vortex}} \right|.$$

Вихрь принимается стационарным, если модуль полной скорости течения в действительной плоскости за исключением компонент скорости, индуцируемой самим

вихрем, не превышает 1% от скорости набегающего внешнего потока.

Опираясь на ЧАМ, в разработанной вычислительной Фортран-программе, написана подпрограмма, реализующая построение линий тока течения (рис. 3).

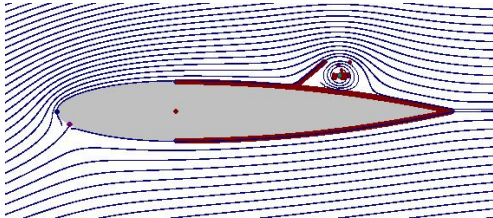


Рис. 3. Линии тока около профиля с интерцептором  $\alpha = 10^\circ; \bar{x} = 0,6; \bar{b} = 0,1; \bar{c} = 15\%; \bar{x}_c = 0,3$

Моделирование течения около профиля с интерцептором проводилось методом контрольных объёмов в пакете вычислительной аэрогидродинамики ANSYS CFX. Использовалась сетка в 156000 элементов гексагональной формы. Линии тока около профиля с интерцептором, полученные в ANSYS CFX, показаны на рис. 4.

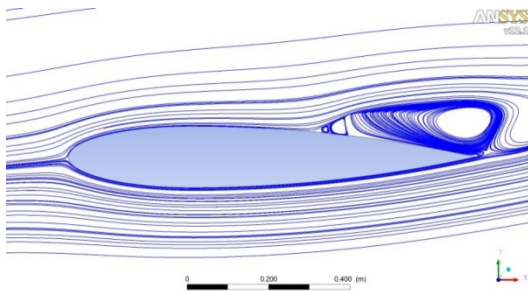


Рис. 4. Линии тока около профиля с интерцептором (ANSYS CFX)  $\alpha = 5^\circ; \bar{x} = 0,6; \bar{b} = 0,1; \bar{c} = 15\%; \bar{x}_c = 0,3$

Расчёты показали, что подъёмная сила уменьшается при увеличении относительной длины интерцептора (рис. 5) и его угла отклонения (рис. 6).

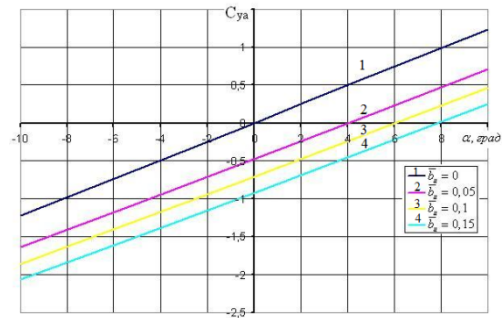


Рис. 5. Зависимость коэффициента подъёмной силы от угла атаки для различных относительных хорд интерцептора  $\bar{x} = 0,6; \delta = 30^\circ; \bar{c} = 15\%; \bar{x}_c = 0,3$

Распределение скорости по поверхности профиля и интерцептора представлены на рис. 7 (ЧАМ) и рис. 8 (ANSYS CFX).

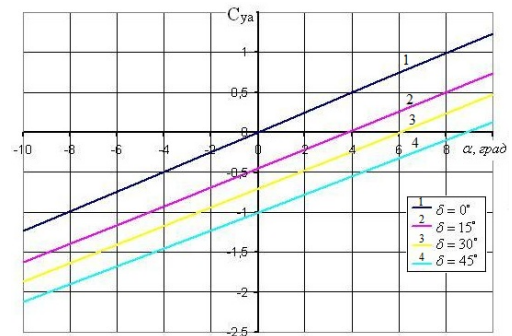


Рис. 6. Зависимость коэффициента подъёмной силы от угла атаки для различных углов отклонения интерцептора  $\bar{x} = 0,6; \bar{b} = 0,1; \bar{c} = 15\%; \bar{x}_c = 0,3$

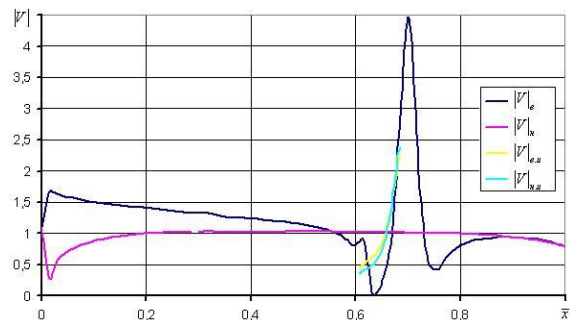


Рис. 7. Распределение скорости по профилю и интерцептору в присутствии стационарного вихря  $\alpha = 5^\circ; \bar{x} = 0,6; \bar{b} = 0,1; \bar{c} = 15\%; \bar{x}_c = 0,3$

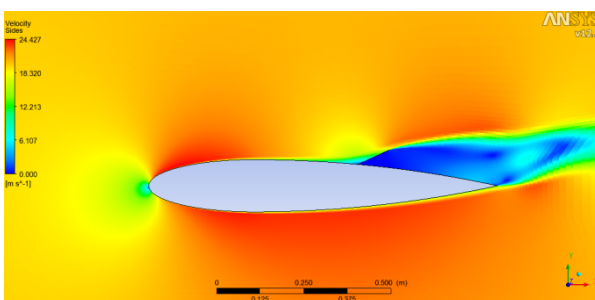


Рис. 8. Поле скорости около профиля с интерцептором (ANSYS CFX)  $\alpha = 5^\circ; \bar{x} = 0,6; \bar{b} = 0,1; \bar{c} = 15\%; \bar{x}_c = 0,3$

На рис.9 (ЧАМ) и рис.10 (ANSYS CFX) показано распределение давления.

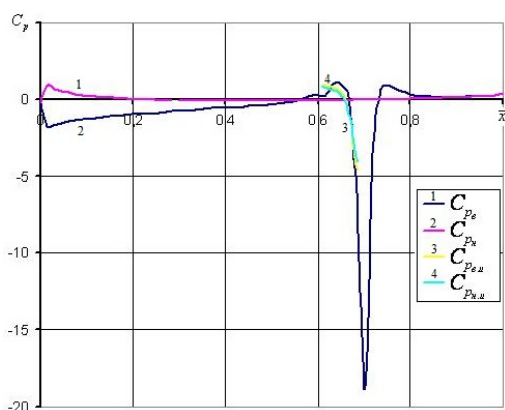


Рис. 9. Распределение давления по профилю и интерцептору в присутствии стационарного вихря  $\alpha = 5^\circ; \bar{x} = 0,6; \bar{b} = 0,1; \bar{c} = 15\%; \bar{x}_c = 0,3$

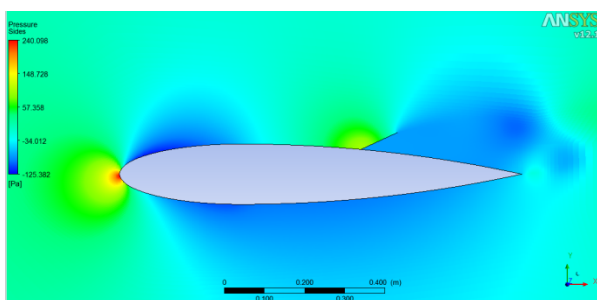


Рис. 10. Поле давления около профиля с интерцептором (ANSYS CFX)  $\alpha = 5^\circ; \bar{x} = 0,6; \bar{b} = 0,1; \bar{c} = 15\%; \bar{x}_c = 0,3$

Сравнение результатов расчёта коэффициента подъёмной силы по ЧАМ с результатами вычислительного эксперимента (ANSYS CFX) (рис. 11) дало:

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

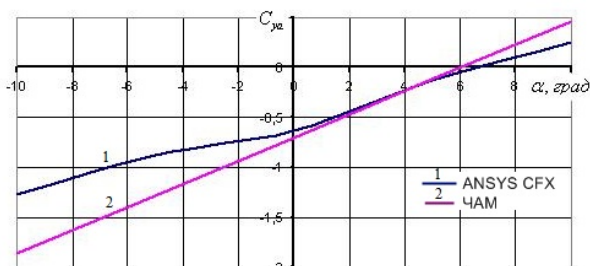


Рис. 11. Сравнение ЧАМ с ANSYS CFX

Следовательно, численно-аналитический метод может быть использован для инженерных расчётов подъёмной силы аэродинамических профилей с интерцептором в диапазоне углов атаки от 0 до  $5^\circ$ .

Данная работа выполнена при поддержке Министерства образования и науки РФ, соглашение 14U01.01.21.8242 «Влияние атмосферной влаги на сопротивление трения элементов корпуса ракет-носителей».

### Библиографический список

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.
3. Богатырёв, В.В. Метод расчёта нестационарного обтекания профиля с интерцептором и его аэродинамические характеристики [Текст] / В.В. Богатырёв // Учёные записки ЦАГИ, Т.29, №3-4. – 1998.
4. Xu, C. A Vortex Method for Separated Flow Around an Airfoil with a Detached Spoiler // Computational Mechanics, 23 – 1999. – P. 271-278.
5. Фролов, В.А. Метод построения потенциального течения около симметричного профиля, образованного дугами эллипса и окружности [Текст] / В.А. Фролов // Управление движением и навигации летат. аппаратов: Сб. тр. XII Всерос. науч.-техн. семинара по управлению движением и навигации летат. аппаратов. – Самара: СГАУ. 2006. – С.260-265.
6. Милн-Томсон, Л. Теоретическая гидродинамика – Пер. с англ. [Текст] /Л.М. Милн-Томсон – М.: Мир, 1964. – 655 с.

## **LIFT OF THE AIRFOIL WITH SPOILER**

© 2012 K. V. Redkina, V. A. Frolov

Samara State Aerospace University  
named after academician S.P. Korolyov (National Research University)

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.

*Spoiler, airfoil, potential flow, stationary vortex.*

### **Информация об авторах**

**Редькина Ксения Владимировна**, магистр, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: beledi@mail.ru. Область научных интересов: аэрогидродинамика и потенциальные течения.

**Фролов Владимир Алексеевич**, кандидат технических наук, доцент кафедры аэрогидродинамики, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: frolov\_va\_ssau@mail.ru. Область научных интересов: аэрогидродинамика, аэродинамика летательных аппаратов.

**Redkina Ksenia Vladimirovna**, MA, Samara State Aerospace University named after Academician S.P. Korolyov (National Research University). E-mail: beledi@mail.ru. Research interests: aerodynamics and potential flow.

**Frolov Vladimir Alekseevich**, Ph.D., associate professor of aerohydrodynamics department. Samara State Aerospace University named after Academician S.P. Korolyov (National Research University). E-mail: frolov\_va\_ssau@mail.ru. Research interests: aerodynamics, aerodynamics of aircrafts.