

УДК 533.694.27

Расчёт течения около аэродинамического профиля с интерцептором

К. В. Редькина¹, В. А. Фролов^{1,2}

1 – Самарский государственный аэрокосмический университет им. акад. С.П. Королёва (национальный исследовательский университет), Россия

2 – Самарский государственный университет, Россия

Предложена математическая модель стационарного вихря для потенциального течения с циркуляцией около комбинации профиля с интерцептором. Решение получено для потока несжимаемой идеальной жидкости. Применяется теория функций комплексного переменного и метод дискретных вихрей. Для моделирования рециркуляционной зоны используется стационарный вихрь, расположение которого находится методом минимизации функции скорости. Получены зависимости подъёмной силы профиля от угла атаки при различных длинах интерцептора и его угла отклонения.

Ключевые слова: интерцептор, аэродинамический профиль, потенциальное течение, стационарный вихрь.

A mathematical 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 and Method of Discreet Vortex are 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.

Key words: spoiler, airfoil, potential flow, stationary vortex

1. Общая постановка задачи и её актуальность

Интерцепторы в настоящее время обеспечивают высокую поперечную управляемость самолётов и функции уменьшения подъёмной силы и торможения. Многофункциональность интерцепторов увеличивает сложность системы управления. Отклонение интерцепторов на крыле вызывает изменения его аэродинамических характеристик, в том числе и из-за развития на крыле отрывной зоны. Существенная необходимость в определении аэродинамических характеристик самолётов возникает в задачах аэроупругости и при разработке активной системы управления подъёмной силой крыла. Поэтому, при проектировании интерцепторов необходимо правильно понимать аэродинамику интерцепторов, включая во внимание производимый ими вихревой след.

2. Истоки исследования авторов

В ряде работ [1-4] рассматривались математические модели течений около аэродинамических профилей с интерцепторами. В работах [1, 2] стационарная рециркуляционная зона за интерцептором моделировалась методом конформных отображений теории функции комплексной переменной (ТФКП). В работе [3] математическая модель основывалась на нестационарном подходе, и использовался метод дискретных вихрей (МДВ). В данной работе предлагается решение задачи на основе численно-аналитического метода (ЧАМ) [5] для

построения внешнего обтекания аэродинамического профиля со стационарной отрывной зоной за интерцептором. Данный метод ранее был применён авторами для построения внешнего обтекания плоской пластины со стационарной отрывной зоной за интерцептором [6].

3. Цель работы

Целью работы является построение новой математической модели обтекания двумерных тел, основанной на сочетании аналитических преобразований (конформных отображений) и численных схем МДВ.

4. Геометрия профиля

Рассматривается задача течения жидкости около симметричного аэродинамического профиля с эллиптической носовой частью при наличии стационарного вихря за интерцептором, моделирующего отрывную зону. Геометрическая схема задачи показана на рисунке 1.

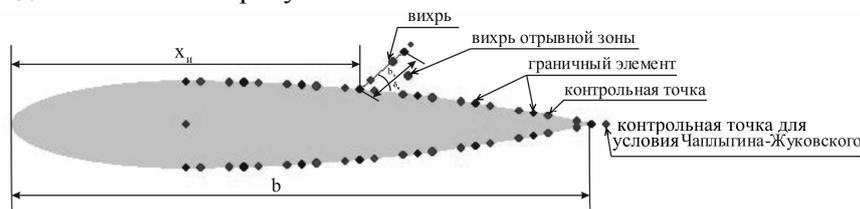


Рис.1. Геометрическая схема задачи

В рамках ЧАМ [5-6] моделирование поверхности хвостовой части профиля и интерцептора выполняется с помощью набора точечных вихрей, равномерно распределённых по этой поверхности. Хвостовая часть профиля и интерцептор (контур D см. рисунок 2) разбиваются на граничные элементы, в пределах каждого помещается точечный вихрь и контрольная точка, используется численная схема метода дискретных вихрей « $1/4 - 3/4$ ». На $1/4$ длины граничного элемента располагается точечный вихрь, а на $3/4$ его длины – контрольная точка.

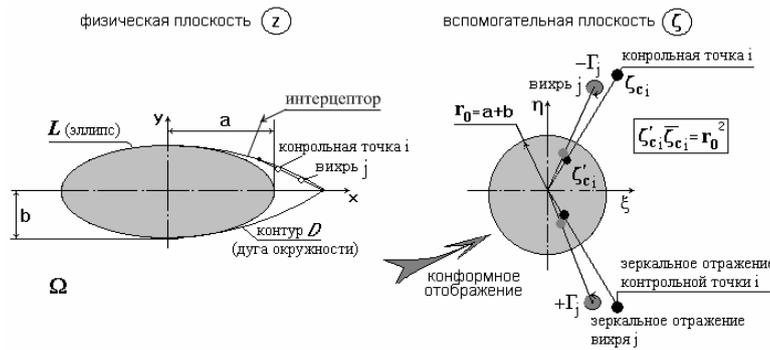


Рис.2. Физическая и вспомогательная плоскости комплексного переменного

Особенностью геометрической схемы является корректность расположения контрольных точек на хвостовой части профиля вблизи эллипса и в точке пересечения поверхности интерцептора и профиля. 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.

5. Описание метода решения

Рассматривается безотрывное циркуляционное обтекание профиля с интерцептором (рис. 1) в присутствии стационарного дискретного вихря. Среда считается несжимаемой идеальной жидкостью. Используется ТФКП, в рамках которой запись комплексного потенциала w определяет решение задачи. Течение во вспомогательной плоскости на основании теоремы Милн-Томсона [7] можно описать комплексным потенциалом вида

$$w = w_1 + w_2, \quad w_1 = \frac{1}{2} \left(\bar{V}_\infty \zeta + V_\infty \frac{r_0^2}{\zeta} \right); \quad w_2 = \frac{1}{2\pi i} \left\{ \sum_{j=1}^{N+1} \Gamma_j \ln \left[\frac{(\zeta - \zeta_{vj}) \zeta}{\zeta - \frac{r_0^2}{\bar{\zeta}_{vj}}} \right] + \Gamma_{N+2} \ln \zeta \right\}, \quad (1)$$

где w_1 – комплексный потенциал обтекания эллиптического цилиндра; w_2 – комплексный потенциал суммы точечных вихрей и их инверсий; $z = x + iy$ – комплексная переменная; V_∞, \bar{V}_∞ – комплексная и сопряжённая скорость набегающего потока, соответственно; r_0 – радиус окружности во вспомогательной плоскости, на которую осуществляется конформное преобразование эллипса по функции Н. Е. Жуковского; $\zeta_j, \bar{\zeta}_j$ – комплексная и сопряжённая комплексная переменная j -го дискретного вихря во вспомогательной плоскости; Γ_j – интенсивность j -го дискретного вихря; N – общее количество дискретных вихрей, размещённых на дугах окружности D плоскости интерцептора; $N+1$ – номер стационарного вихря за интерцептором; $N+2$ – номер вихря, отвечающего за условие Чаплыгина-Жуковского на задней кромке профиля.

Неизвестные интенсивности вихрей Γ_j вычисляются выполнением условий непротекания, а интенсивности стационарного вихря Γ_{N+1} и вихря в центре окружности во вспомогательной плоскости Γ_{N+2} находятся из условия конечности скорости на задней кромке интерцептора и профиля, соответственно. Задача сводится к решению СЛАУ, физический смысл которой состоит в удовлетворении условий непротекания в контрольных точках и выполнении условий Чаплыгина-Жуковского на задних кромках профиля и интерцептора. 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 Γ_j комплексного потенциала (1); \mathbf{G} – вектор-столбец неизвестных интенсивностей вихрей; \mathbf{R} – вектор-столбец правых частей, образованный коэффициентами, полученными из комплексного потенциала w_1 формулы (1).

Система (2) может решаться стандартными методами. В данной работе использован итерационный метод решения СЛАУ, в основе которого лежит метод триангуляризации, который реализован в стандартной процедуре языка Фортран. После нахождения неизвестных интенсивностей Γ_j можно построить поле скоростей.

6. Алгоритм поиска точки стационарности вихря

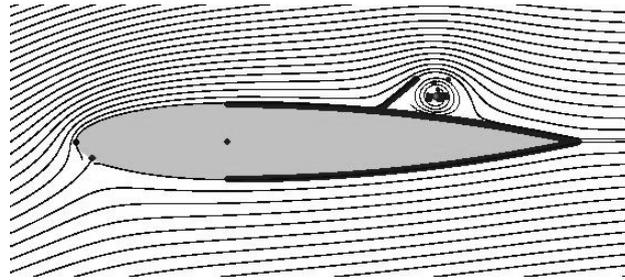
В модели используется гипотеза стационарности внешнего вихря, расположенного за интерцептором [6], интенсивность которого находится из условия конечности скорости на задней кромке интерцептора, а координаты рассчитываются методом оптимизации – минимизации целевой функции скорости $f(\mathbf{X})$ по двум проектным параметрам – координатам стационарного вихря

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

В качестве целевой функции в методе оптимизации используется модуль полной скорости течения в действительной плоскости за исключением компонент скорости индуцируемых самим стационарным вихрем, т.е. исключается самоиндукция вихря $f = |\vec{V}_{\text{vortex point}}| = |\vec{V}| - |\vec{V}_{\text{vortex}}|$. Задача минимизации целевой функции формулируется как задача с ограничениями, в качестве которых используются границы области течения за интерцептором [6]. Вихрь принимается стационарным, если модуль полной скорости течения в действительной плоскости за исключением компонент скорости индуцируемой самим вихрем не превышает наперед заданной величины (например, 1% или 0,1%) от скорости набегающего внешнего потока.

7. Результаты

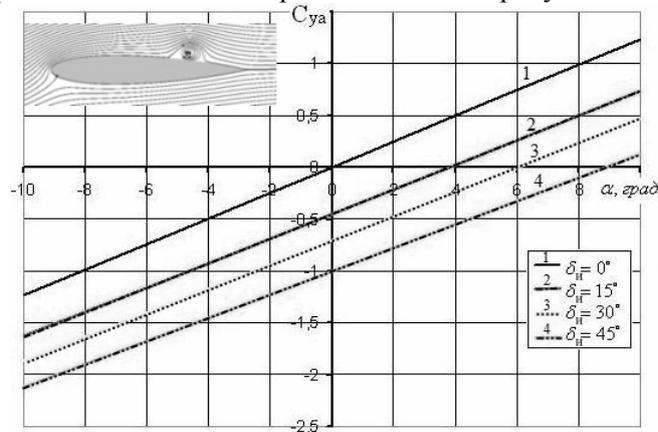
Выполнены многочисленные параметрические расчёты симметричных профилей, показанных на рис. 1, образующая которых состоит из эллипса и дуг окружности. На рис. 3 представлен пример картины течения в виде линий тока около профиля с интерцептором при наличии стационарного вихря.



$$\alpha = 10^\circ; \bar{c} = 15\%; \bar{x}_c = 0,3; \bar{x}_u = 0,6; \bar{b}_u = 0,1; \delta_u = 45^\circ$$

Рис. 3. Линии тока около профиля с интерцептором

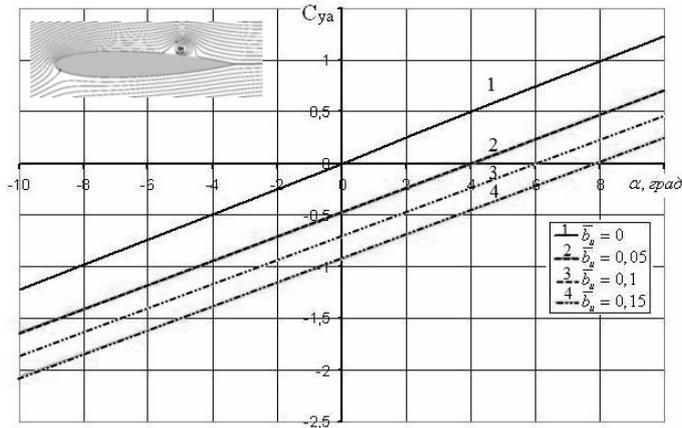
На рис. 4 представлены зависимости коэффициента подъемной силы профиля с интерцептором C_{ya} от угла атаки α для различных углов отклонения интерцептора δ_u . Угол отклонения интерцептора существенно снижает подъемную силу конфигурации особенно в интервале от 0 до 15 градусов.



$$\bar{x}_u = 0,6; \bar{b}_u = 0,1; \bar{c} = 15\%; \bar{x}_c = 0,3$$

Рис. 4. Зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки для различных углов отклонения интерцептора

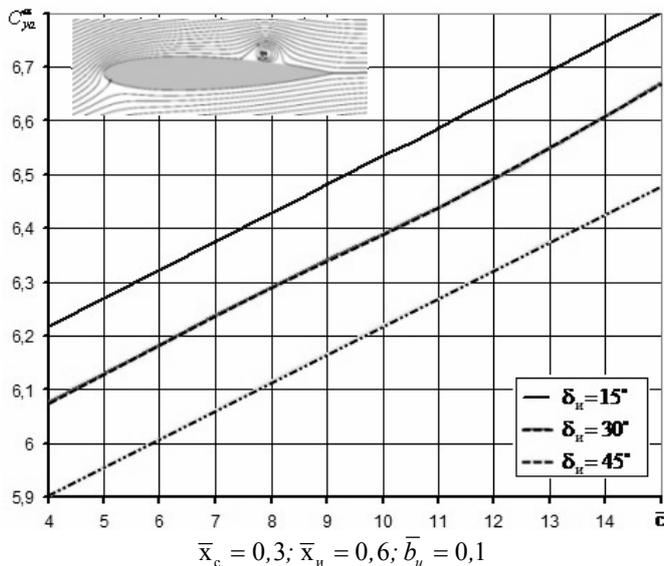
Зависимости коэффициента подъемной силы профиля с интерцептором от угла атаки для различных относительных хорд интерцептора \bar{b}_u представлены на рис. 5. Увеличение длины интерцептора существенно снижает подъемную силу конфигурации.



$$\bar{c} = 15\%; \bar{x}_c = 0,3; \bar{x}_n = 0,6; \delta_n = 30^\circ$$

Рис. 5. Зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки для различных относительных хорд интерцептора

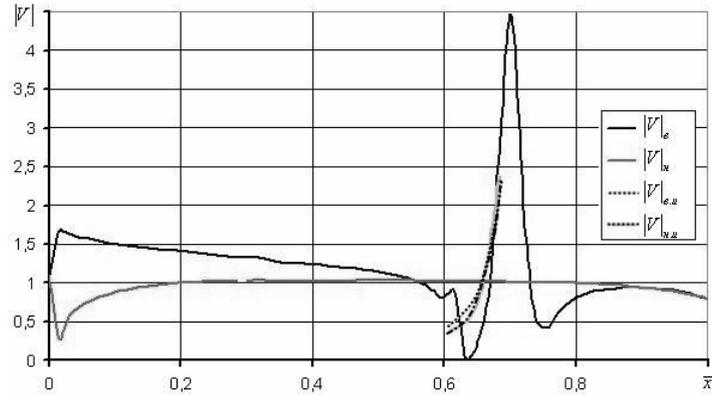
Зависимости величины производной коэффициента подъемной силы профиля с интерцептором по углу атаки C_{ya}^α от угла отклонения интерцептора и относительной толщины профиля \bar{c} представлены на рис. 6



$$\bar{x}_c = 0,3; \bar{x}_n = 0,6; \bar{b}_u = 0,1$$

Рис. 6. Производная коэффициента подъемной силы профиля с интерцептором по углу атаки для различных углов отклонения интерцептора

На рис. 7 представлено распределение скорости по профилю и интерцептору в присутствии стационарного вихря. В отрывной зоне, как и ожидалось, находится область заторможенного течения, где скорость потока резко уменьшается.



$$\alpha = 5^\circ; \bar{c} = 15\%; \bar{x}_c = 0,3; \bar{x}_n = 0,6; \bar{b}_u = 0,1$$

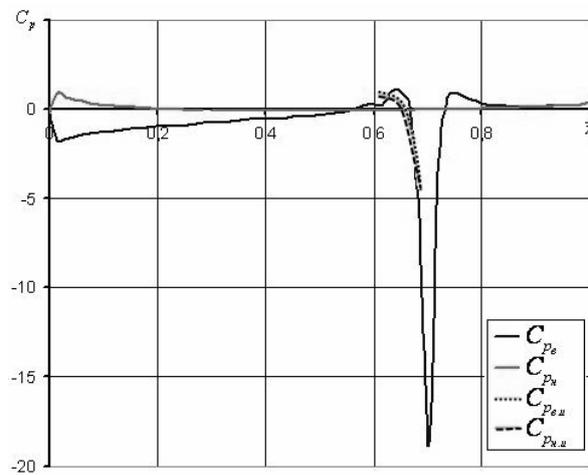
Рис. 7. Распределение скорости по поверхности профиля и интерцептора

Исследовано распределение давления по поверхности профиля и интерцептора в присутствии стационарного вихря. Как известно [7], коэффициент давления можно вычислить по следующей формуле

$$C_p = 1 - |\bar{V}|^2,$$

где $\bar{V} = V_i/V_\infty$.

В соответствии с методом МДВ вычисление коэффициента давления производилось на расстоянии вычислительного радиуса (величина равная размеру граничного элемента) от поверхности хвостовой части профиля и интерцептора. На рис. 8 представлено распределение давления по профилю и интерцептору в присутствии стационарного вихря. Из результатов видно, что в отрывной зоне находится область разрежения, где давление резко уменьшается.



$$\alpha = 5^\circ; \bar{x}_n = 0,6; \bar{b}_u = 0,1; \bar{c} = 15\%; \bar{x}_c = 0,3$$

Рис. 8. Распределение давления по поверхности профиля и интерцептора

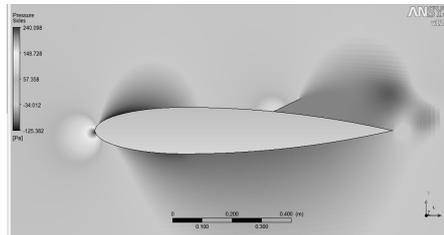
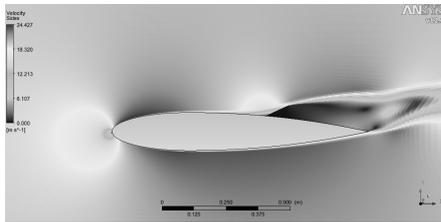
8. Моделирование в вычислительном пакете ANSYS CFX

Для расчёта использовалась сетка с 156000 элементами гексагональной формы. При построении сетки производилось сгущение ячеек в пристенной области для более точного учёта эффектов пограничного слоя. Результаты математического моделирования в вычислительном пакете ANSYS CFX получены для условий, представленных в таблице 1.

Таблица 1. Условия расчёта в вычислительном пакете ANSYS CFX

Величина	Обозначение	Значение	Размерность
Число Рейнольдса	Re	$1,8 \cdot 10^4$	–
Скорость	V	20	м/с
Углы атаки	α	[-10; 10]	град

На рис. 9 показано поле распределения скорости около профиля с интерцептором для угла атаки $\alpha = 5^\circ$. Из рисунка видно положение точек торможения на носовой части профиля, а так же образование зоны заторможенного потока за интерцептором, в которой скорость течения равна нулю. Образование такой зоны является качественным подтверждением наличия за интерцептором стационарной зоны, моделируемой дискретным вихрем в численно-аналитическом методе. Рис. 10 показывает изменение поля давления около конфигурации профиль-интерцептор для угла атаки $\alpha = 5^\circ$. Из рисунка видно образование зоны разрежения за интерцептором, а также небольшое увеличение давления на его верхней поверхности, что хорошо согласуется с результатами распределения давления, полученными с помощью ЧАМ.

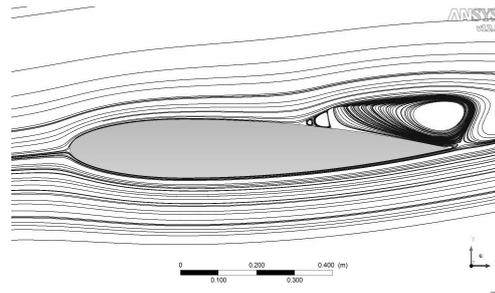


$$\alpha = 5^\circ; \bar{c} = 15\%; \bar{x}_c = 0,3; \bar{x}_n = 0,6; \bar{b}_u = 0,1 \text{ (ANSYS CFX)}$$

Рис. 9. Поле скоростей около профиля с интерцептором

Рис. 10. Поле давлений около профиля с интерцептором

На рис. 11 показаны линии тока около профиля с интерцептором для углов атаки $\alpha = 5^\circ$. Из рисунка видно образование области возвратного течения, в которой образуется вихрь. Образование такой зоны является качественным подтверждением наличия за интерцептором стационарной зоны, моделируемой дискретным вихрем в численно-аналитическом методе.



$$\alpha = 5^\circ; \bar{c} = 15\%; \bar{x}_c = 0,3; \bar{x}_H = 0,6; \bar{b}_H = 0,1; (\text{ANSYS CFX})$$

Рис. 11. Линии тока около профиля с интерцептором

8. Сравнение результатов расчёта

Сравнение результатов расчёта коэффициента подъёмной силы профиля с интерцептором по методу ЧАМ и в пакете ANSYS CFX (рис. 12) дало хорошую инженерную согласованность:

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

где δ – относительная погрешность.

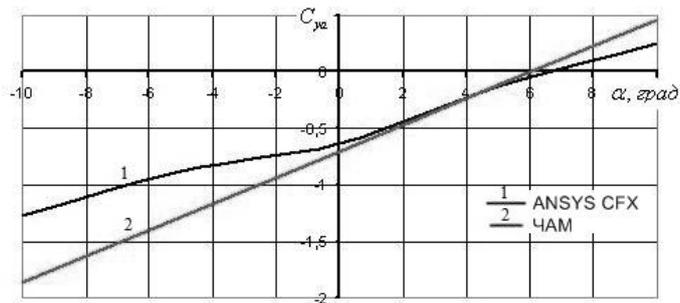


Рис. 12. Сравнение результатов ЧАМ с ANSYS CFX

9. Заключение

В работе на основе численно-аналитического метода разработана математическая модель течения с циркуляцией около профиля с интерцептором при наличии стационарного вихря. Показано, что подъёмная сила комбинации симметричного профиля с интерцептором уменьшается при увеличении угла отклонения интерцептора и его относительного размера. Относительная координата установки интерцептора, лежащая в диапазоне $[0,5; 0,7]$ не влияет на подъёмную силу комбинации. Определены предельные углы отклонения интерцептора, для которых существует стационарный вихрь за интерцептором. Сравнение расчётов численно-аналитического метода и в системе ANSYS CFX показало, что для коэффициента подъёмной силы профиля с интерцептором при углах атаки $\alpha \in [0^\circ; 5^\circ]$ относительная погрешность составляет менее 10%. Результаты ис-

следования могут быть использованы для предельных оценок снижения подъёмной силы тонких аэродинамических профилей с интерцептором.

ЛИТЕРАТУРА

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 // 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 // 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. Редькина К.В., Фролов В.А. Модель течения около комбинации пластины с интерцептором на основании концепции стационарности вихря // Научный вестник МГТУ ГА – М.: МГТУ ГА, 2013. – С. 107-113.
7. Милн-Томсон Л. Теоретическая гидродинамика: Пер. с англ. – М.: Мир, 1964. – 655 с.