

## Исследование влияния прямолинейного ускоренного движения крыла конечного размаха на его аэродинамические характеристики

В. А. Тараненко, В. В. Тюрев

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина*

Features of a non-stationary continuous flow trailing edge and tips of a wing are investigated. The problem is solved by a method of continuously distributed vortical layer. Influence of the accelerated movement of a wing on its aerodynamic characteristics is analysed. The suggested technique which is taking into account features of formation of a vortical trace from edges of a wing, allows receiving exact results at calculations of rectilinear movement of a wing with acceleration.

### 1. Общая постановка задачи и её актуальность

В настоящее время для теоретического решения задач теории крыла конечного размаха используется в основном два класса методов: конечно-разностные методы и методы гидродинамических особенностей.

Наиболее широкое распространение конечно-разностные методы нашли в сверхзвуковой аэродинамике. В этом классе задач расчётная область имеет ограниченные размеры. В настоящее время, этот класс методов реализован в следующих программах: Flow 3D, Flow Vision, Ansis Flow, Kosmos и др.

Более широкое практическое применение в задачах теории крыла нашли в настоящее время методы граничных элементов.

Проблему нестационарного обтекания крыла разрабатывали А.И. Некрасов [1] и Е. Карафоли [2].

Задача решается методом непрерывно распределенного вихревого слоя. Предполагается, что задняя и боковые кромки крыла острые.

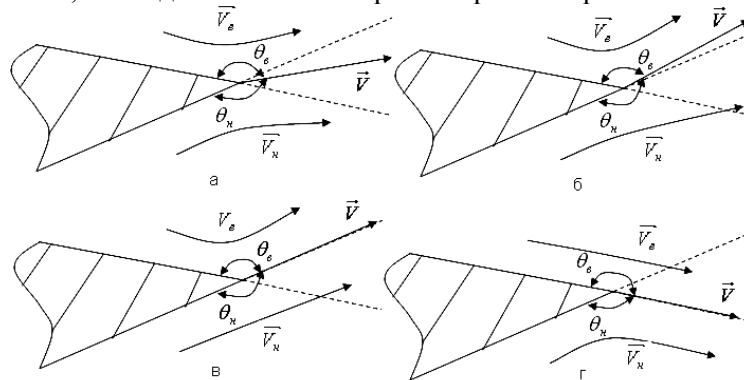


Рис.1. Структура течения в окрестности задней и боковых кромок крыла

В нестационарном движении циркуляция скорости вокруг профиля изменяется, поэтому с задней кромки профиля сходит вихревой слой интенсивностью  $\gamma$ . При обтекании задней кромки профиля могут реализоваться четыре типа течений, показанных на рис. 1 (угол раствора профиля в задней кромке показан утрированно большим). Направление схода потока показано стрелкой  $\vec{V}$ . Углы между скоростью  $\vec{V}$  и гранями профиля обозначены через  $\theta_v$  и  $\theta_n$ . На рис. 1, а скорость лежит внутри угла между касательными к поверхностям профиля, оба угла  $\theta_v$  и  $\theta_n$  меньше  $\pi$ . В этом случае скорости  $V_v$  и  $V_n$  в вершинах этих углов равны нулю. Поскольку интенсивность завихренности  $\gamma$  удовлетворяет соотношению

$$\gamma = V_v - V_n, \quad (1)$$

то в данном случае  $\gamma = 0$ , и такое течение реализовываться не может. На рис. 1, б скорость лежит вне угла между касательными к профилю, тогда  $\theta_n > \pi$ , и скорость в вершине нижнего угла стремится к бесконечности. Это противоречит постулату Жуковского-Чаплыгина, и данный вариант также не реализуется. На рис. 1, в скорость направлена по касательной к нижней поверхности профиля, угол  $\theta_v < \pi$ , следовательно, скорость  $V_v = 0$ . Скорость  $V_n$  имеет место, и из равенства (1) следует

$$V_n = \gamma. \quad (2)$$

В формуле (2) величина  $\gamma$  должна считаться отрицательной, так как при  $\frac{\partial \Gamma}{\partial t} > 0$  направление вращения  $\gamma$  противоположно направлению обхода циркуляции вокруг профиля. Таким образом, поле течения имеет вид, показанный на рис. 1, в, и реализуется при ускоренном движении профиля. Течение, изображенное на рис. 1, г, возникает при движении с торможением, когда  $\frac{\partial \Gamma}{\partial t} < 0$ .

Перепад давления определяем из интеграла Коши-Лагранжа

$$\Delta p = \rho \left( V_0 \gamma + \frac{\partial \Gamma}{\partial t} \right). \quad (3)$$

Здесь  $V_0$  - скорость точек вихревой поверхности.

На задней кромке профиля перепад давления должен быть равен нулю. Этот перепад должен совпадать с перепадом давления в точке свободной вихревой поверхности, примыкающей к задней кромке профиля. Поскольку  $\Delta p = 0$ , из формулы (3) имеем

$$\left| \frac{\partial \Gamma}{\partial t} \right| = \frac{\gamma^2}{2}.$$

Следовательно,

$$\gamma = \sqrt{2 \left| \frac{\partial \Gamma}{\partial t} \right|}. \quad (4)$$

Аналогичные предположения используются в определении интенсивности свободной вихревой пелены сходящей с боковых кромок крыла.

## 2. Истоки исследования авторов

Настоящая работа опирается на работу, посвященную исследованию влияния ускоренного движения на аэродинамические характеристики изолированного профиля [3], а также на работу, касающуюся исследования аэродинамики плоского крыла [4].

## 3. Нерешенные проблемы и цели работы

В отличие от работ [3-4], рассмотрено крыло конечного размаха, сформированного толстым профилем. В настоящей работе исследуется влияние прямолинейного ускоренного движения крыла на его аэродинамические характеристики.

## 4. Используемый метод решения распределенного вихревого слоя

Для решения поставленной задачи необходимо выполнение следующих граничных условий:

- Непротекания на поверхности крыла, т.е.

$$\left(\frac{\partial \varphi}{\partial n}\right)_s = 0.$$

- Отсутствие перепада давления на свободной вихревой пелене, т.е.

$$(\Delta p)_\Sigma = 0.$$

- Отсутствие возмущений в точках пространства, бесконечно удаленных от крыла и свободной вихревой пелены, т.е.

$$(\text{grad} \varphi)_{-\infty} = \vec{V}_\infty.$$

- Выполнение постулата Жуковского-Чаплыгина о конечности скорости на кромках крыла, с которых сходит свободно вихревая пелена.

При определении интенсивности вихревых слоев, моделирующих крыло, удобно использовать метод непрерывно распределенного вихревого слоя. Суть метода заключается в том, что неизвестное распределение циркуляции несущего вихревого слоя вдоль поверхности крыла заменяем двумерным кубическим сплайном [2]. Сплайн проходит через неизвестные значения циркуляции  $\Gamma_{i,j}$  на каждом участке в узловых точках крыла.

$$\Gamma_{i,j}(\bar{a}^1, \bar{a}^2) = \sum_{i_1=1}^{m+1} \sum_{j_1=1}^{n+1} \left( \left( \sum_{k=1}^4 P[k, i, i_1] \cdot (\bar{a}^1)^{k-1} \right) \times \left( \sum_{l=1}^4 R[l, j, j_1] \cdot (\bar{a}^2)^{l-1} \right) \times \Gamma[i_1, j_1] \right),$$

где  $n$  и  $m$  - количество узловых точек вдоль профиля и размаха крыла соответственно;

$i_1$  и  $j_1$  - текущий номер глобального участка;

$i$  и  $j$  - текущий номер локального участка;

$\bar{a}^1$  и  $\bar{a}^2$  - относительная текущая Лагранжева координата точки;

$P[k, i, i_1]$  и  $R[l, j, j_1]$  - матрицы сформированные из условия гладкости сплайна.

Циркуляция свободной вихревой пелены, сходящей с задней и боковых кромок крыла, формируется по линейной интерполяции.

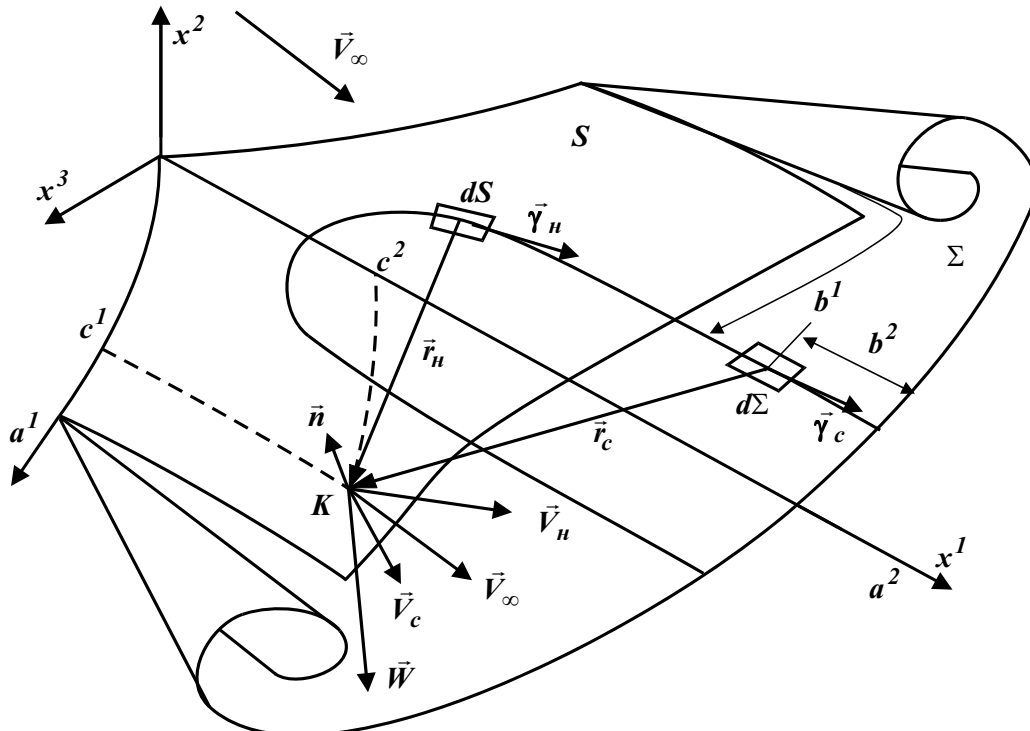


Рис.2. Составление уравнения непротекания

Искомые неизвестные значения циркуляции несущей вихревой пелены  $\Gamma_{i,j}$  определяются из условия непротекания:

$$\left( \vec{V}_\infty + \frac{1}{4\pi} \cdot \iint_S \frac{\vec{\gamma}_n \times \vec{r}_n}{r_n^3} \cdot dS + \frac{1}{4\pi} \cdot \iint_\Sigma \frac{\vec{\gamma}_c \times \vec{r}_c}{r_c^3} \cdot d\Sigma \right) \cdot \vec{n} = 0,$$

где  $S$  и  $\Sigma$  - поверхности крыла и свободной вихревой пелены (см. рис. 2);

$\vec{V}_\infty$  - вектор скорости набегающего потока;

$\vec{\gamma}_n$  и  $\vec{\gamma}_c$  - интенсивности несущей и свободной вихревой поверхности соответственно;

$\vec{r}_n$  и  $\vec{r}_c$  - радиус-вектор, проведенный из точки интегрирования в точку выполнения условия непротекания;

$\vec{n}$  - единичный вектор нормали к поверхности крыла.

## 5. План экспериментов

В Табл. 1 иллюстрируются геометрические параметры плоского крыла и условия движения, при которых проводились вычисления. Контуры геометрии крыла были сформированы профилем NACA2210.

Табл.1. Геометрические параметры прямого в плане крыла и параметры движения

Геометрия		Движение	
Длина хорды, м	3,3	Средняя скорость, м/с	60
Удлинение	2:4		
Угол атаки, град.	10	Ускорение, м/с <sup>2</sup>	±2
Количество точек	9(32)*9(32)		

### 6. Вычислительный эксперимент

На рис.3-4 представлены графики сравнения аэродинамических коэффициентов при ускорении и торможении. Параметр  $\bar{t}$  учитывает текущее ускорение и скорость движения крыла.

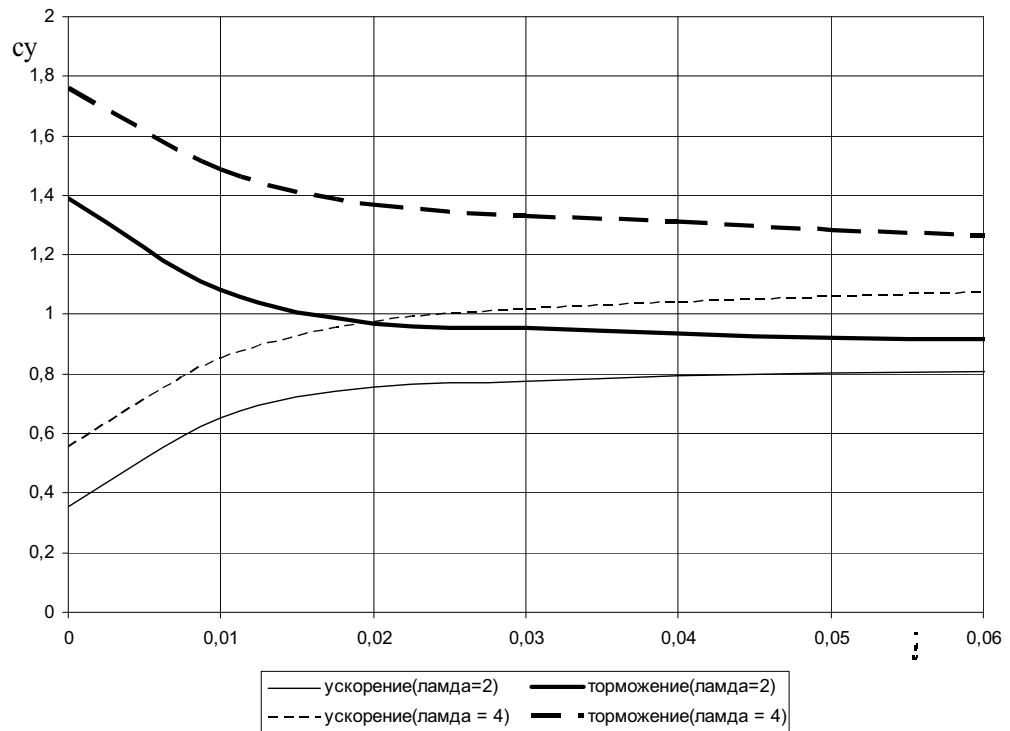


Рис.3. Сравнение коэффициентов аэродинамической подъемной силы при ускорении и торможении

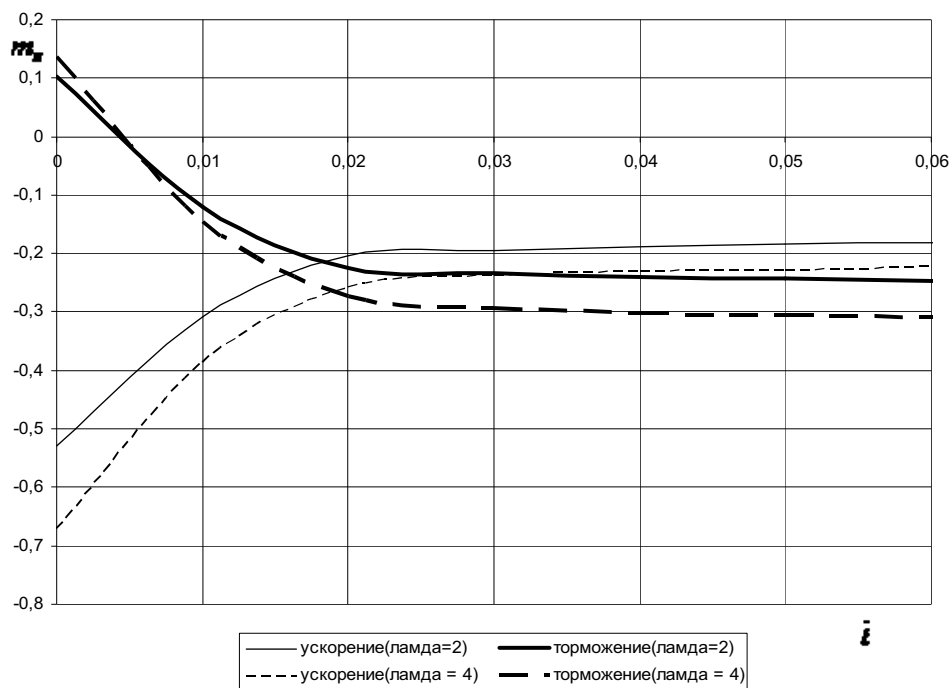


Рис.4. Сравнение коэффициентов продольного момента при ускорении и торможении

### 7. Выводы по результатам и направления дальнейших исследований

Вычисления по предложенной методике при ускоренном и замедленном прямолинейном движении крыла показали значительное различие его аэродинамических характеристик. Для приведенного расчета разница между аэродинамическими характеристиками составила, для коэффициентов подъемной силы 12-15% и для коэффициентов продольного момента 15-17%. Это отражает значимость влияния ускоренного движения на аэродинамические характеристики крыла в целом.

### ЛИТЕРАТУРА

1. Некрасов А.И. Теория крыла в нестационарном потоке. М.:АН СССР, 1947. 492 с.
2. Карафоли Е. Аэродинамика крыла самолета. М.:АН СССР, 1956.479 с.
3. Тюрёв В. В., Тараненко В. А. Исследование особенностей обтекания профиля при нестационарном движении // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Харьков, 2008. – Вып. 39. – С. 71 – 79.
4. Тюрёв В.В. Методы расчёта обтекания несущей поверхности, испытывающей произвольные деформации // Доповіді Національної академії наук України. Математика. Природознавство. Технічні науки. – 2001. – №4. – С. 56-60.

Надійшла 08.04.2009.