

Численный расчет нелинейных аэродинамических характеристик самолетов в широком диапазоне углов атаки и скольжения

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского
«Харьковский авиационный институт»*

Изложена методика численного расчета аэродинамических характеристик схематизированных компоновок самолетов при несимметричном обтекании. Нелинейная задача решена в стационарной постановке методом дискретных вихрей. На основе разработанной математической модели приведены результаты исследования влияния положения вертикального оперения на статическую боковую устойчивость гипотетического самолета при отрывном обтекании передних кромок наплыва крыла. Проведено сравнение расчетных и экспериментальных данных.

Ключевые слова: численный расчет, несимметричное обтекание, математическая модель, метод дискретных вихрей, гипотетический самолет.

Рассмотрим установившееся обтекание самолета потоком идеальной несжимаемой жидкости под углами атаки α и скольжения β .

Идея численного метода расчета нелинейных стационарных аэродинамических характеристик летательного аппарата заключается в следующем. Как и в линейной теории [1], летательный аппарат заменяют схематизированной моделью (рис. 1). Крыло, горизонтальное и вертикальное оперение представляют системой плоских несущих поверхностей. Крыло и горизонтальное оперение с подфюзеляжными частями, у современных маневренных самолетов, перекрывают практически весь фюзеляж, и при определении аэродинамических характеристик в продольном движении фюзеляж не моделируют. При расчете коэффициентов боковой силы C_2 , поперечного m_x и путевого m_y моментов фюзеляж моделируют тонкой вертикальной пластиной.

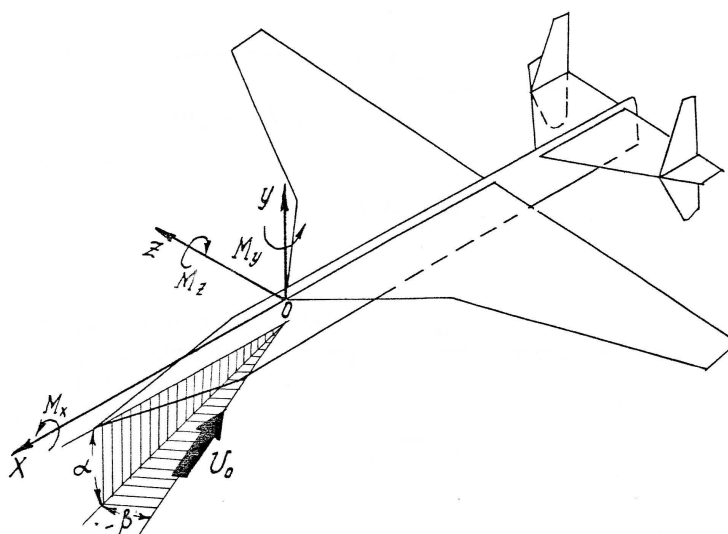


Рис. 1. Схематизированная модель летательного аппарата

Для проведения численных расчетов введем связанную систему безразмерных координат \overline{Oxyz} (рис. 2), направив ось \overline{Ox} назад вдоль корневой хорды крыла, ось \overline{Oy} – вверх, перпендикулярно к плоскости крыла и ось \overline{Oz} – в сторону правого полукрыла [2].

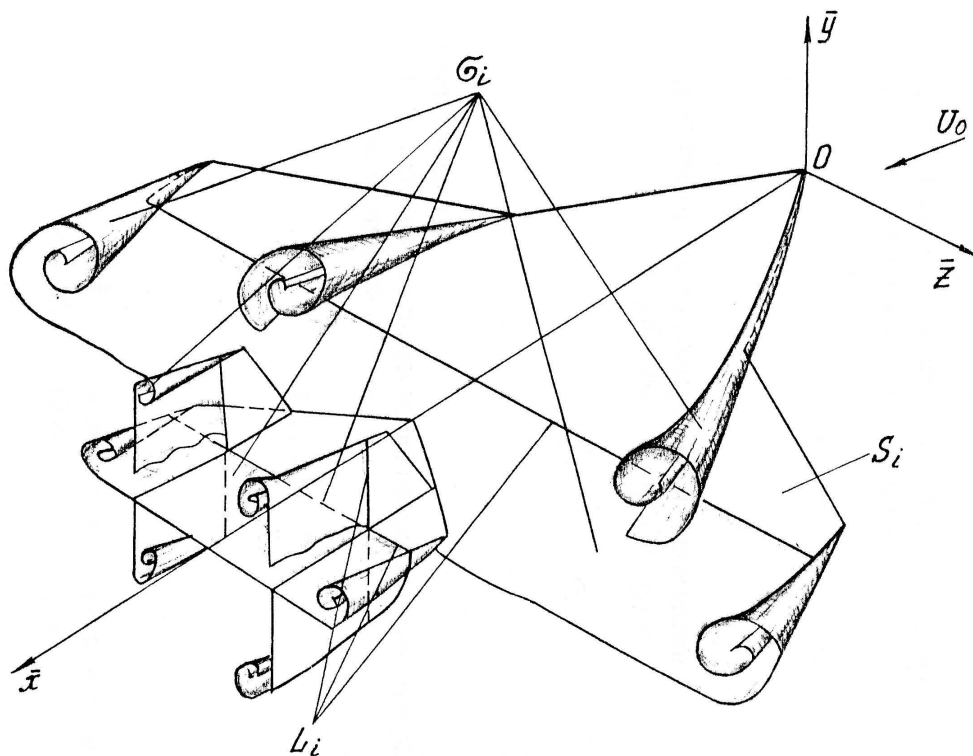


Рис. 2. Связанная система безразмерных координат \overline{Oxyz}

Все линейные размеры по осям координат будем относить к длине корневой хорды крыла b :

$$\overline{x} = \frac{x}{b}, \quad \overline{y} = \frac{y}{b}, \quad \overline{z} = \frac{z}{b}. \quad (1)$$

Как известно, при движении летательного аппарата в идеальной жидкости с задней и боковых кромок несущих поверхностей сходят поверхности тангенциального разрыва скоростей, которые простираются до бесконечности. Эти поверхности также могут сходиться с части или со всей передней кромки крыла. Поверхности разрыва касательных скоростей эквивалентны в кинематическом отношении вихревым поверхностям. Участки вихревых поверхностей, заменяющие части схематизированной компоновки, будем обозначать S_i и называть несущими поверхностями, а их продолжения обозначим через σ_i и назовем свободными поверхностями (см. рис. 2).

Известно, что в каждой конкретной задаче потенциал скорости течения идеальной жидкости должен удовлетворять уравнению Лапласа

$$\frac{\partial^2 \varphi}{\partial \overline{x}^2} + \frac{\partial^2 \varphi}{\partial \overline{y}^2} + \frac{\partial^2 \varphi}{\partial \overline{z}^2} = 0 \quad (2)$$

и граничным условиям этой задачи.

В данном случае рассмотрено течение, вызванное вихревыми поверхностями $\sum_{i=1}^n (S_i + \sigma_i)$ в потоке идеальной жидкости с заданным значением скорости на бесконечности U_0 . Потенциал скорости этого течения зависит от интенсивностей вихревых поверхностей $S_i + \sigma_i$ и формы свободных поверхностей σ_i .

Граничными условиями задачи являются условия непротекания на поверхности S_i , динамическое условие непрерывности давления при переходе через свободные вихревые поверхности σ_i , условие о конечности скоростей на тех кромках, с которых сходят вихревые поверхности σ_i (гипотеза Чаплыгина-Жуковского) и заданная скорость невозмущенного потока U_0 .

Потенциал скорости течения, вызванного вихревой поверхностью в потоке идеальной жидкости, удовлетворяет уравнению Лапласа и не изменяет заданной скорости невозмущенного потока U_0 вдали от схематизированной компоновки и ее следа, поэтому искомые интенсивности вихревых поверхностей и формы свободных вихревых поверхностей могут быть определены из граничных условий.

Для всех точек несущих поверхностей в соответствии с граничным условием непротекания имеем

$$(\nabla\varphi - \vec{w}) \cdot \vec{n} = 0, \quad (\bar{x}, \bar{y}, \bar{z}) \in S_i. \quad (3)$$

Здесь \vec{w} – скорость движения точек несущей поверхности; \vec{n} – вектор единичной нормали к поверхности в рассматриваемой точке.

При переходе через поверхности σ_i должно выполняться условие непрерывности давления

$$p_- = p_+, \quad (\bar{x}, \bar{y}, \bar{z}) \in \sigma_i. \quad (4)$$

Индексы «-» и «+» относятся к разным сторонам поверхностей σ_i в данной точке.

На бесконечном удалении от компоновки и свободных вихревых поверхностей

$$\lim_{R \rightarrow \infty} \nabla\varphi = 0, \quad (5)$$

где

$$R = \sqrt{\bar{x}^2 + \bar{y}^2 + \bar{z}^2}.$$

Из динамического условия непрерывности давления при переходе через поверхность σ_i и из уравнения Бернулли для безвихревого установившегося движения $p + \frac{\rho V^2}{2} = C$ (постоянная C – одна и та же для всего потока) следует, что абсолютная скорость двух частиц жидкости, прилегающих к поверхности разрыва σ_i с двух ее сторон, одинакова и, следовательно, направления вихревых нитей на σ_i будут совпадать с вектором скорости в точке этой поверхности [3].

На тех кромках несущих поверхностей, с которых сходят вихревые поверхности σ_i , должна выполняться гипотеза Чаплыгина-Жуковского о конечности скоростей. Обозначим через L_i линию схода потока (см. рис. 2).

На ней соблюдается условие

$$p_- = p_+, (\bar{x}, \bar{y}, \bar{z}) \in L_i. \quad (6)$$

Для численного решения задачи, как и в работах [2, 4], заменим несущие поверхности схематизированной компоновки самолета системами поперечных $\Gamma_{\mu k}^{\mu, k-1}$ и продольных $\Gamma_{\mu+1, k}^{\mu k}$ вихревых отрезков постоянной вдоль их длины циркуляции (рис. 3). Свободные вихревые системы вне несущих элементов выстраиваются с помощью криволинейных вихревых шнуров, каждый из которых заменяется вихревыми отрезками различной длины. Эти отрезки направляются вдоль вектора относительной скорости течения, которая вычисляемой в начале каждого отрезка. Последний вихревой отрезок имеет полубесконечную длину [5].

Граничное условие непротекания несущей поверхности выполняют в контрольных точках, которые располагают посередине между соседними поперечными (вдоль размаха) и продольными (параллельными оси Ox) вихревыми отрезками (крестики на рис. 3).

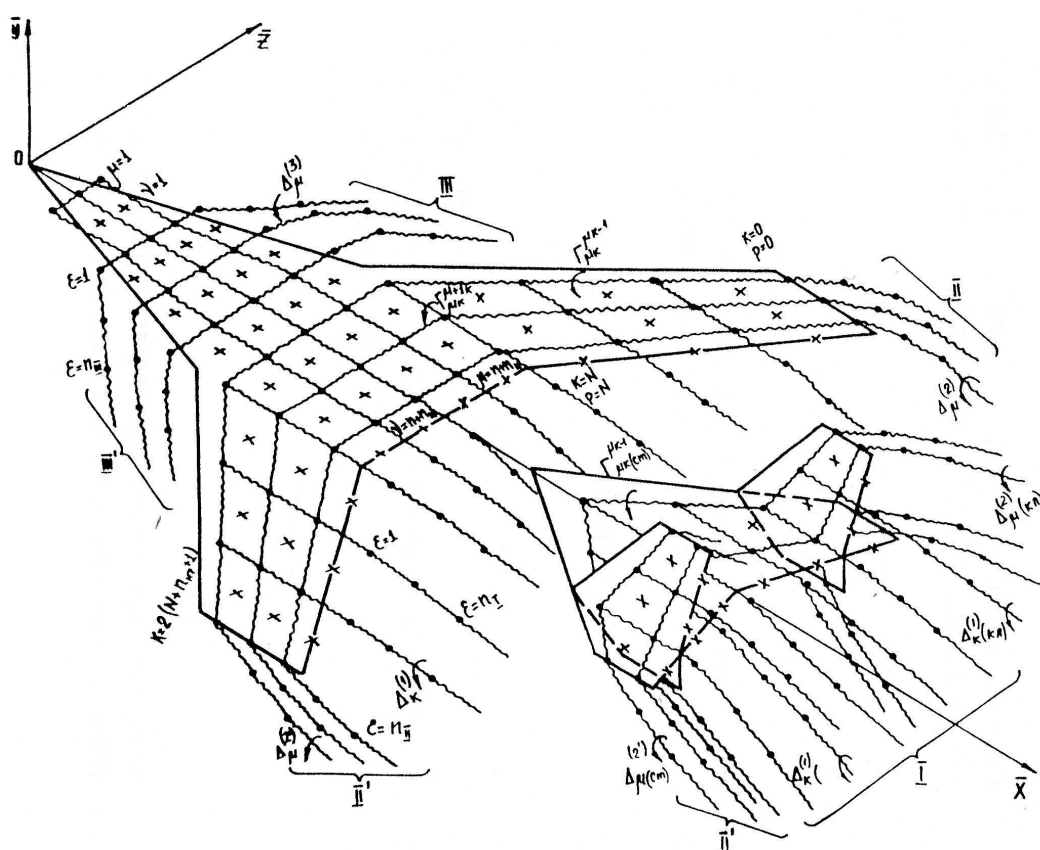


Рис. 3. Вихревая схема схематизированной компоновки

На рис. 3 изображена вихревая схема, предназначенная для расчета аэродинамических характеристик схематизированных компоновок, имеющих крыло произвольной формы в плане и одно- или двухкилевое оперение. Для упрощения вихревая схема фюзеляжа, аналогичная вихревой схеме кия, не показана.

Алгоритм численного решения задачи об отрывном и безотрывном несимметричном обтекании схематизированной компоновки самолета заключается в следующем. По заданной геометрии крыла, форме и положению фюзеляжа и оперения определяют координаты характерных точек несущих

поверхностей, координаты начала и конца каждого вихревого отрезка и координаты контрольных точек. В начальной итерации все вихревые отрезки свободных вихревых систем направляются по вектору скорости невозмущенного потока U_0 . Циркуляции продольных вихревых отрезков на крыле, фюзеляже, оперении и свободных вихрей в следе могут быть выражены через циркуляции поперечных вихрей.

Записав условие непротекания (3) для всех контрольных точек, получили систему алгебраических уравнений для определения неизвестных циркуляций поперечных вихревых отрезков:

$$\sum_{k=t}^d \sum_{\mu=j}^e \Gamma_{\mu k}^{\mu, k-1} \cdot a_{\mu k v}^{\mu, k-1, p} = H_{0v}^p, \quad j \leq v \leq e, \quad t \leq p \leq d. \quad (7)$$

Здесь $\Gamma_{\mu k}^{\mu, k-1}$ – безразмерные (отнесенные к скорости набегающего потока U_0 и к корневой хорде крыла b) циркуляции поперечных вихревых отрезков на каждой несущей поверхности; $a_{\mu k v}^{\mu, k-1, p}$ – коэффициенты, выражающие безразмерные функции скоростей, индуцируемых вихревыми отрезками несущих поверхностей в контрольных точках; значения индексов t, d, j, e определяются типом расчетной вихревой схемы.

Коэффициенты H_{0v}^p правой части системы уравнений (7) равны:

на крыле (стабилизаторе) с углом поперечной стреловидности ψ

$$H_{0v}^p = 4\pi (\cos \beta \cdot \sin \alpha \cdot \cos \psi \pm \sin \beta \cdot \sin \psi); \quad (8)$$

на киях с углом развала $\varphi_{кл}$

$$H_{0v}^p = 4\pi (\cos \beta \cdot \sin \alpha \cdot \sin \varphi_{кл} \pm \sin \beta \cdot \cos \varphi_{кл}); \quad (9)$$

на фюзеляже

$$H_{0v}^p = -4\pi \cdot \sin \beta. \quad (10)$$

В формулах (8), (9) верхний знак относится к правому полукрылу и килю, соответственно нижний – к левому.

Задача определения стационарных аэродинамических характеристик решается методом последовательных приближений, в процессе которых уточняют форму и положение свободных вихревых структур крыла и оперения, циркуляции поперечных вихревых отрезков [2, 5].

Расчет распределенных аэродинамических нагрузок на каждой несущей поверхности выполняется на основе теоремы Жуковского «в малом» [2].

Коэффициенты аэродинамических сил и моментов всей компоновки находим по известным соотношениям.

В качестве примера приведен расчет характеристик боковой статической устойчивости гипотетического самолета при отрывном обтекании наплыва крыла.

На рис. 4 показана расчетная вихревая структура обтекания схематизированной компоновки этого самолета с двухкилевым вертикальным оперением при углах атаки $\alpha = 25^\circ$ и скольжения $\beta = 8^\circ$. Видно, что мощный наветренный (правый) вихревой жгут, сходящий с наплыва крыла, оказывается между киями и его воздействие на вертикальное оперение ослабляется. Левый (подветренный) вихревой жгут также сместился. Его отрицательное влияние на вертикальное оперение на этом угле атаки ослаблено (см. векторное поле скоростей на рис. 5).

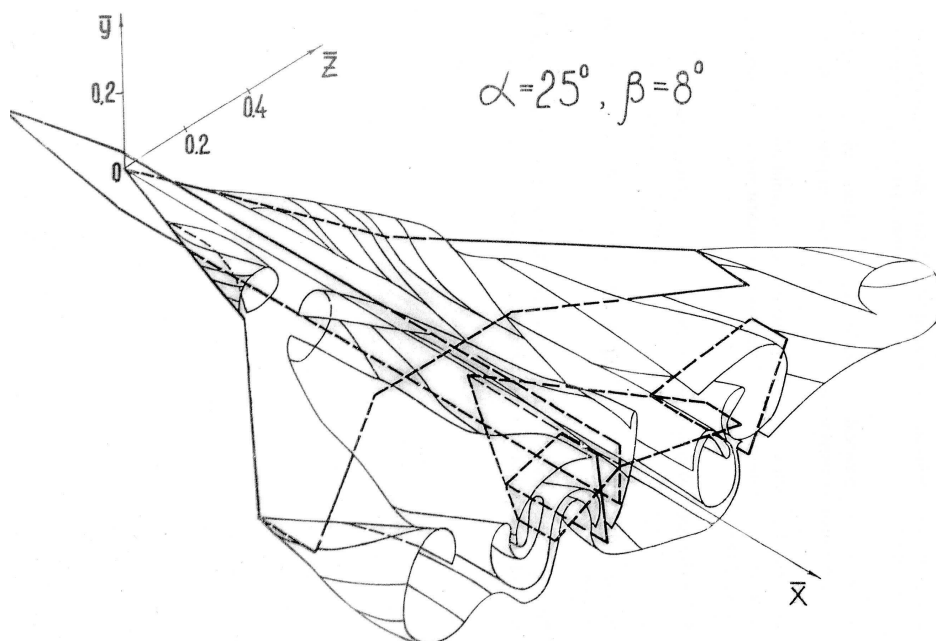


Рис. 4. Расчетная вихревая структура обтекания схематизированной компоновки

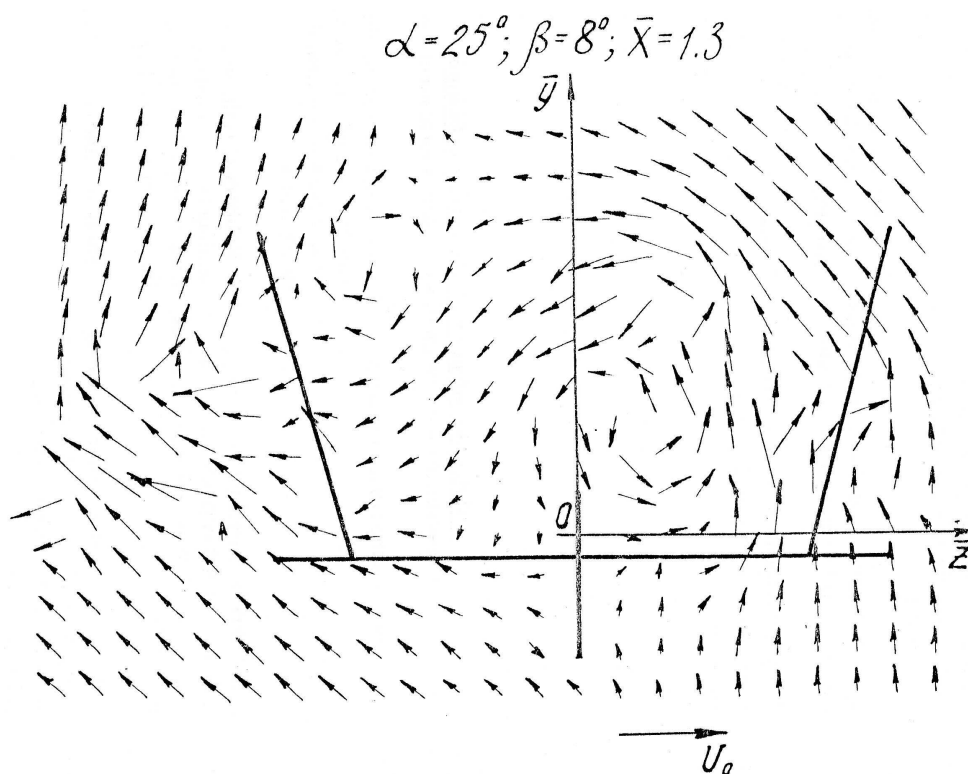


Рис. 5. Векторное поле скоростей

На рис. 6 показаны результаты расчетов производных m_x^β и m_y^β для выбранной схематизированной компоновки с киями, установленными с развалом на разном расстоянии ($\bar{x}_{кл} = 0,97$ и $1,21$) и с различным разносом ($\bar{z}_{кл} = \pm 0,05$ и $\pm 0,232$).

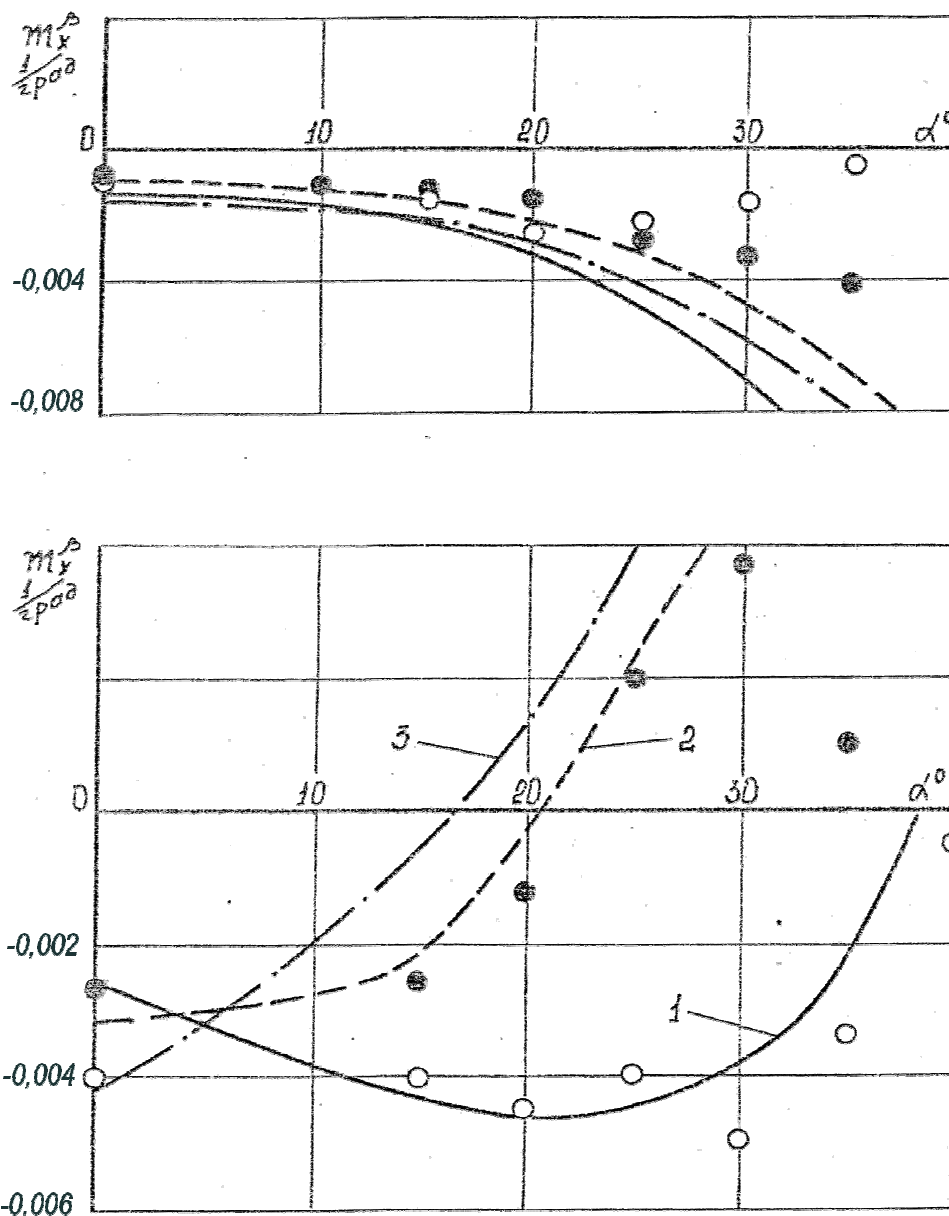


Рис. 6. Результаты расчетов производных m_x^{β} и m_y^{β} для выбранной схематизированной компоновки:

1 – $\bar{x}_{кл} = 1,21$, $\bar{z}_{кл} = 0,232$; 2 – $\bar{x}_{кл} = 0,97$, $\bar{z}_{кл} = 0,05$; 3 – $\bar{x}_{кл} = 1,21$, $\bar{z}_{кл} = 0,05$;

○ – эксперимент
● – эксперимент

Здесь же показаны экспериментальные значения этих производных, полученные при исследовании натуральных моделей. Видно удовлетворительное совпадение расчетных и экспериментальных данных.

Список литературы

1. Ганиев, Ф.И. Метод расчета продольных, боковых и перекрестных аэродинамических производных летательного аппарата на дозвуковых скоростях [Текст] / Ф.И. Ганиев// Изв. АН СССР. Механика жидкости и газа. – 1978. – №2. – С. 77 – 78.

2. Белоцерковский, С.М. Отрывное и безотрывное обтекание тонких крыльев идеальной жидкостью [Текст] / С.М. Белоцерковский, М.И. Ништ. – М.: Машиностроение, 1978. – 352 с.

3. Меньшиков, В.И. Основы теории крыла конечного удлинения [Текст]: учеб. пособие / В.И. Меньшиков. – Х.: ХАИ, 1979. – 80 с.

4. Караск, А.А. Расчет на ЭВМ аэродинамических характеристик самолетов при несимметричном обтекании [Текст] / А.А. Караск, Е.Д. Ковалев, М.М. Овчаров // Самолетостроение. Техника воздушного флота. – Х.: ХАИ, 1990. – С. 3 – 9.

5. Овчаров, М.М. Методика расчета нелинейных аэродинамических характеристик летательного аппарата при несимметричном обтекании [Текст] / М.М. Овчаров // Авиационно-космическая техника и технология. – 2012. – №6. – С. 48 – 51.

Рецензент: д-р техн. наук, г.н.с., проф. каф. аэрогидродинамики
Ю.А. Крашаница, Национальный аэрокосмический университет
им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», г. Харьков, Украина

Поступила в редакцию 08.09.2014

Числовий розрахунок нелінійних аеродинамічних характеристик літаків в широкому діапазоні кутів атаки і ковзання

Викладено методику числового розрахунку аеродинамічних характеристик схематизованих компонувань літаків при несиметричному обтіканні. Нелінійну задачу вирішено у стаціонарній постановці методом дискретних вихорів. На основі розробленої математичної моделі наведено результати дослідження впливу положення вертикального оперення на статичну бічну стійкість гіпотетичного літака при відривному обтіканні передніх кромки напливу крила. Проведено порівняння розрахункових і експериментальних даних.

Ключові слова: числовий розрахунок, несиметричне обтікання, математична модель, метод дискретних вихорів, гіпотетичний літак.

Numerical calculation of nonlinear aerodynamic characteristics of the aircrafts in a wide range of angles of attack and slip

The procedure of numeral calculation of aerodynamic characteristics of schematized configurations of the aircraft at the asymmetrical flowing is given in this paper. The nonlinear problem is solved in a stationary light by the method of discrete vortex. On the basis of the developed mathematical model the results of the research of the position influence of the vertical tail on the static lateral stability of a hypothetical aircraft at the separated flowing around the leading edges of the wing extension are shown. The comparison of numeral and experimental data is made.

Keywords: numeral calculation, asymmetrical flowing, mathematical model, method of discrete vortex, hypothetical aircraft.