

УДК 533. 6.011.5

М.М. ОВЧАРОВ

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

МЕТОДИКА РАСЧЕТА НЕЛИНЕЙНЫХ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ПРИ НЕСИММЕТРИЧНОМ ОБТЕКАНИИ

В данной работе изложена методика численного расчета аэродинамических характеристик схематизированных компоновок самолетов в широком диапазоне углов атаки и скольжения. Нелинейная задача решается в стационарной постановке методом дискретных вихрей. Приводятся результаты методических исследований влияния параметров вихревой схемы компоновки типа «бесхвостка» при отрывном обтекании передней кромки крыла на ее вихревую структуру, суммарные и распределенные аэродинамические характеристики при несимметричном обтекании. Показаны примеры расчета суммарных и распределенных аэродинамических характеристик, а также вихревые структуры обтекания гипотетического самолета

Ключевые слова: численное моделирование, аэродинамические характеристики, вихревая структура крыла

Введение

В настоящее время на базе нелинейной стационарной теории несущей поверхности [1] разработан комплекс вычислительных программ, обеспечивающий расчет на ЭВМ аэродинамических характеристик летательного аппарата и его частей в рамках невязкой несжимаемой жидкости. Эти программы позволяют рассчитывать аэродинамические характеристики проектируемого летательного аппарата на различных этапах исследования [2] в диапазоне углов атаки $\alpha = 0 \div 30^\circ$ в том числе и при наличии скольжения [3 - 5].

Программы первого уровня [3] применяются на раннем этапе проектирования, когда возникает необходимость проанализировать большое число вариантов аэродинамической компоновки при минимальных затратах машинного времени. Суммарные аэродинамические характеристики компоновки определяются на основе принципа суперпозиций и подробно описаны в работе [4].

Программы второго уровня используются при более детальном исследовании выбранной аэродинамической компоновки летательного аппарата. В этих программах самолет моделируется системой базовых несущих поверхностей (интегральным модулем), расчет аэродинамических характеристик которых осуществляется совместно, с учетом их интерференции. При этом выстраивается единый вихревой след [3, 5].

С точки зрения пользователя важное значение имеет вопрос о выборе параметров расчетной вих-

ревой схемы, которая позволяет определять аэродинамические характеристики и вихревую структуру летательного аппарата с достаточной точностью при минимальных затратах машинного времени на ЭВМ.

С точки зрения пользователя важное значение имеет вопрос о выборе параметров расчетной вихревой схемы, которая позволяет определять аэродинамические характеристики и вихревую структуру летательного аппарата с достаточной точностью при минимальных затратах машинного времени на ЭВМ.

В настоящей работе приводятся результаты методических исследований влияния параметров вихревой схемы компоновки типа "бесхвостка" [5] на ее вихревую структуру, суммарные и распределенные аэродинамические характеристики при несимметричном обтекании.

Постановка задачи

Существенной особенностью численного расчета аэродинамических характеристик схематизированных компоновок летательного аппарата при несимметричном обтекании является то, что вертикальное оперение расположено непосредственно в зоне вихревых жгутов крыла, которые взаимодействуют с системой присоединенных вихревых отрезков, моделирующих кили. Чтобы с достаточной степенью точности выстраивать вихревую структуру крыла в районе оперения, необходимо увеличивать число вихревых отрезков, моделирующих каждый

вихревой шнур в системе III [5], что требует увеличения оперативной памяти ЭВМ и времени счета.

При выстраивании вихревой структуры крыла использованы рекомендации, изложенные в работе [1], то есть длина первого, ближайшего к крылу отрезка на каждом вихревом шнуре выбирается равной длине присоединенного вихревого отрезка крыла. Длины последующих отрезков каждого свободного шнура увеличиваются последовательно в K_μ раз. Коэффициент K_μ постоянен для каждого шнура, но различен для остальных шнуров.

В работе исследовалось влияние способа выстраивания вихревой пелены крыла на суммарные и распределенные аэродинамические характеристики схематизированной компоновки [5], состоящей из треугольного крыла $\lambda = 1,5$ и двух стреловидных килей $\lambda_{BO} = 1,3$, установленных с разном $\bar{Z}_{кл} = Z_{кл} / b = 0,2$.

Рассматривалось три варианта выстраивания вихревой структуры крыла и расчета аэродинамических нагрузок:

- по способу, описанному в работе [1];
- вне вертикального оперения вихревая пелена выстраивалась по методу работы [1]; в районе вертикального оперения выстраивание пелены велось отрезками, длина которых равна длине первого свободного вихревого отрезка каждого шнура;
- как и в варианте 2, но снималось условие "непротекания", то есть вихревым отрезкам, моделирующим носовые вихри крыла разрешалось проходить сквозь поверхность вертикального оперения. При этом влияние вихревого отрезка, проходящего через несущую поверхность, моделирующую вертикальное оперение, на ее аэродинамические характеристики не учитывалось.

Результаты исследований

На рис.1 - 3 показана форма вихревой пелены за треугольным крылом $\lambda = 1,5$ в сечениях $\bar{x} = 1,2$ и $1,4$ для угла атаки $\alpha = 15^\circ$ и различных углах скольжения при моделировании вихревой пелены по схемам №1 (сплошная линия) и №2 (штриховая линия).

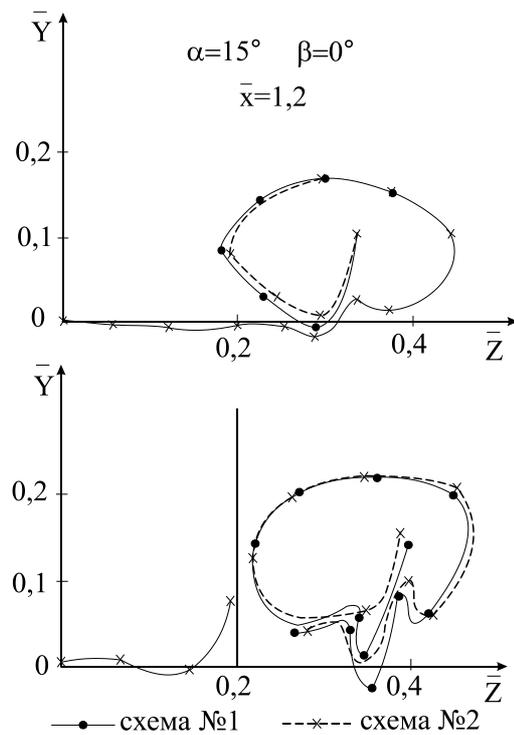


Рис. 1. Влияние способа выстраивания на форму вихревой пелены гипотетического самолета при симметричном обтекании

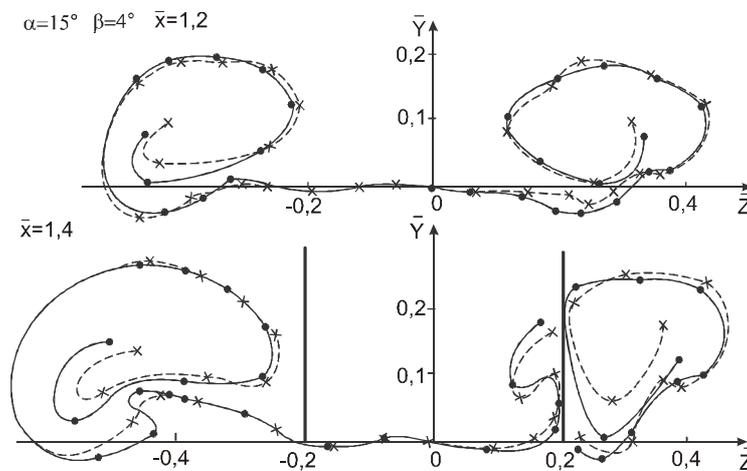


Рис. 2. Влияние способа выстраивания на форму вихревой пелены гипотетического самолета при обтекании со скольжением ($\beta = 4^\circ$)

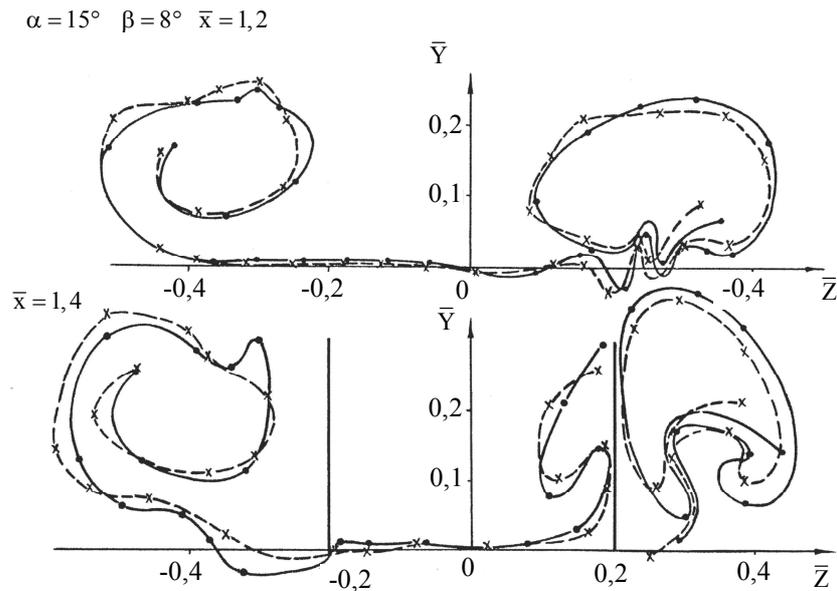


Рис. 3. Влияние способа выстраивания на форму вихревой пелены гипотетического самолета при обтекании со скольжением ($\beta=8^\circ$)

Как видно, форма и размеры вихревого жгута практически не зависят от способа построения вихревой структуры крыла.

На рис.4 сравниваются величины коэффициентов боковой силы сечений килей по их высоте и двух углах скольжения $\beta = 4^\circ$ и 8° . Результаты расчетов распределенной аэродинамической нагрузки на килях также не зависят от способа моделирования вихревой пелены (№1 и №2).

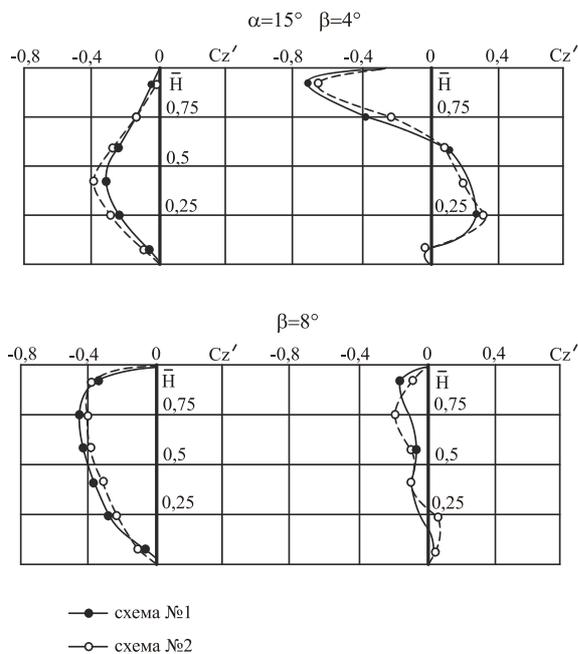


Рис. 4. Влияние способа выстраивания вихревой пелены гипотетического самолета на распределенные аэродинамические характеристики

Методические исследования показали, что суммарные аэродинамические коэффициенты C_y , m_z , m_x , m_y и C_z слабо зависят от числа вихревых ячеек (разбиения крыла по хорде N) и устойчиво сходятся при увеличении параметра N .

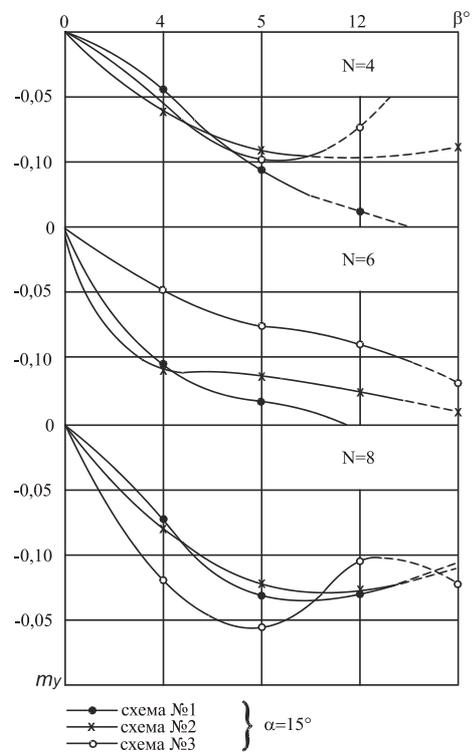


Рис. 5. Влияние количества вихревых ячеек и способа выстраивания вихревой пелены гипотетического самолета на суммарные аэродинамические характеристики

На рис. 5 приведена зависимость коэффициента путевого момента m_y от угла скольжения β при различных значениях параметра N вихревой схемы крыла и трех вариантах выстраивания вихревой структуры крыла с учетом вертикального оперения. При выстраивании вихревой структуры по схеме №3, как следует из представленных графиков, решение не обладает устойчивостью при увеличении параметра N .

Применение моделирования по схеме №2 дает результаты, практически совпадающие с результатами расчетов по схеме №1, но приводит к возрастанию числа приближений, то есть увеличивает время счета. Поэтому наиболее целесообразным является моделирование в расчетах вихревой структуры крыла по схеме №1.

С целью проверки достоверности полученных расчетных данных результаты расчетов сравниваются с экспериментальными данными работы [7].

На рис. 6 приведены зависимости $C_N(\alpha)$ и $m_z(\alpha)$ для компоновки, состоящей из треугольного крыла $\lambda = 1,5$ и вертикального оперения $\lambda_{\text{во}} = 1,5$, которое находится за крылом $\bar{Z}_{\text{кл}} = 0,22$ и $\bar{Y}_k = 0,47$. Сплошная линия – расчет, кружок – опытные данные работы [7].

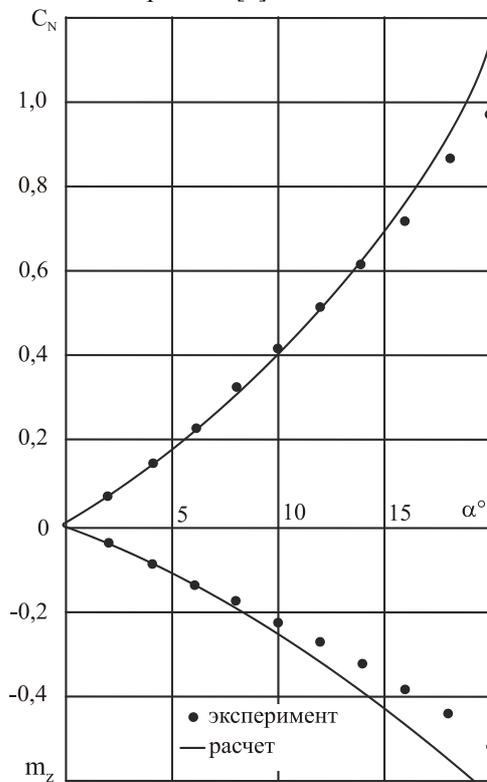


Рис. 6. Зависимости коэффициентов нормальной силы и продольного момента гипотетического самолета от угла атаки

На рис. 7 представлена зависимость коэффициента боковой силы C_Z вертикального оперения от боковой координаты \bar{Z}_k при $\alpha = 19^\circ$ и двух превышениях килей $\bar{Y}_k = 0,12$ и $0,47$.

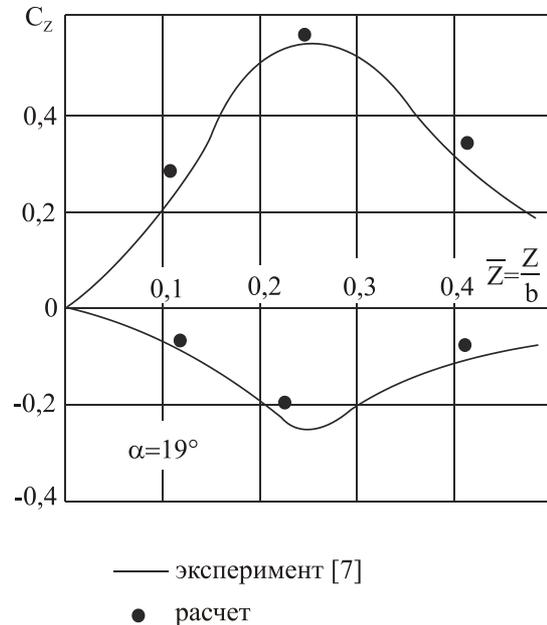


Рис. 7. Зависимость коэффициента боковой силы вертикального оперения от положения по размаху для двух превышений килей

Выводы

Удовлетворительное совпадение расчетных и опытных данных свидетельствует о правильности принятого метода выстраивания вихревой структуры крыла и оптимальном выборе параметра его вихревой схемы при расчете схематизированных компоновок типа "бесхвостка".

Литература

1. Белоцерковский, С.М. Отрывное и безотрывное обтекание тонких крыльев идеальной жидкостью [Текст] / С.М. Белоцерковский, М.И. Ништ. – М.: Наука, 1978. – 352 с.
2. Белоцерковский, С.М. Линейные и нелинейные модели аэродинамики летательного аппарата [Текст] / С.М. Белоцерковский, М.И. Ништ // Труды ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского. – 1981. – Вып. 1310. – С. 9–31.
3. Апарин, В.А. Расчет нелинейных аэродинамических характеристик компоновок летательных аппаратов на различных этапах исследования [Текст] / В.А. Апарин, С.М. Ломов, М.И. Ништ // Труды ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского. – 1983. – Вып. 1311. – С. 83–95.

4. Расчет нелинейных аэродинамических характеристик схематизированных компоновок летательных аппаратов [Текст] / В.А. Апарин, Н.М. Десярев, Е.Д. Ковалев, М.И. Ниши // Труды ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского. – 1979. – Вып. 1309. – С. 15–26.

5. Ковалев, Е.Д. Расчет нелинейных стационарных аэродинамических характеристик схематизированных компоновок типа "бесхвостка" [Текст] / Е.Д. Ковалев, М.М. Овчаров. // Сборник научно-методических материалов по аэродинамике и динамике полета летательных аппаратов. – Х., 1983. – С. 71–80.

6. Ковалев, Е.Д. Расчет нелинейных аэродинамических характеристик схематизированных ком-

понок летательных аппаратов при безотрывном обтекании [Текст] / Е.Д. Ковалев, М.М. Овчаров // Сборник научно-методических материалов по аэродинамике и динамике полета летательных аппаратов. – Х., 1984. – С. 72–81.

7. Караск, А.А. Экспериментальное исследование взаимодействия вихревых жгутов, образующихся при обтекании крыла малого удлинения, с вертикальной несущей поверхностью [Текст] / А.А. Караск // Научно-методические материалы по аэродинамике летательных аппаратов. Нелинейные характеристики. ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского. – Х., – 1981. – С. 12–20.

Поступила в редакцию 07.11.2012

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

МЕТОДИКА РОЗРАХУНКУ НЕЛІНІЙНИХ АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ ПРИ НЕСИМЕТРИЧНОМУ ОБТІКАННІ

М.М. Овчаров

У даній роботі викладена методика чисельного розрахунку аеродинамічних характеристик схематизованих компоновок літаків в широкому діапазоні кутів атаки і ковзання. Нелінійне завдання вирішується в стаціонарній постановці методом дискретних вихорів. Наводяться результати методичних досліджень впливу параметрів вихрової схеми компоновки типу «безхвостка» при відривному обтіканні передньої кромки крила на її вихрову структуру, сумарні і розподілені аеродинамічні характеристики при несиметричному обтіканні. Показані приклади розрахунку сумарних і розподілених аеродинамічних характеристик, а також вихрові структури обтікання гіпотетичного літака.

Ключові слова: чисельне моделювання, аеродинамічні характеристики, вихрова структура крила.

METHOD OF CALCULATION OF NONLINEAR AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF AIRCRAFT AT ASYMMETRICAL FLOWING AROUND

M.M. Ovcharov

The procedure of numeral calculation of aerodynamic characteristics of schematized configurations of the aircraft in the wide range of angles of attack and sliding is given in this article. The nonlinear problem is solved in stationary light with the help of the method of discrete vortex. Results of methodical researches of influence of parameters of vortical chart arrangement of type «tailless» are brought at the separated flowing around the leading edge of the wing on its vortical structure, total and distributed aerodynamic characteristics at the asymmetrical flowing around. The examples of calculation of total and distributed aerodynamic characteristics, and also vortical structures of flowing around hypothetical airplane are shown

Keywords: numeral design, aerodynamic characteristics, vortical wing structure

Овчаров Михаил Михайлович – канд. техн. наук, преподаватель кафедры аэрогидродинамики, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.