

Министерство образования Российской Федерации
НИЖЕГОРОДСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ

Кафедра «Теории корабля и гидромеханики»

РАСЧЕТНОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ
ХАРАКТЕРИСТИК СИСТЕМЫ «КРЫЛО-ОПЕРЕНИЕ»

Методические указания к расчетно-графической работе по аэродинамике и
динамике полета самолета

Нижний Новгород 2003

Составитель: А.А. Болотин
УДК 533.69.01

Расчетное определение аэродинамических характеристик системы «крыло-оперение»: Методические указания к расчетно-графической работе по аэродинамике и динамике полета самолета /НГТУ; Сост. А.А. Болотин. Н.Новгород, 2001. - 11 с

Изложены краткие сведения о вихревой теории крыла. Рассмотрен метод дискретных вихрей для определения гидродинамических сил и моментов изолированного крыла и системы двух крыльев, моделирующих крыло и горизонтальное оперение самолета. Предложена методика реализации данного метода на ПЭВМ. Дано описание расчетной программы и представлен пример расчета.

1. Цель работы

Расчетное определение аэродинамических характеристик изолированного крыла и системы «крыло- оперение». Приобретение навыков в использовании численных методов в аэродинамике.

2. Краткие сведения из теории

2.1. Введение

В настоящее время численные методы решения задач обтекания крыльев прочно завоевали ведущее место в практике проектирования летательных аппаратов. Большинство численных методов основано на представлении крыла и следа за ним системой гидродинамических, чаще всего вихревых, особенностей. Из них можно выделить метод коллокаций, метод дискретных вихрей и панельные методы.

Метод дискретных вихрей, рассматриваемый в данной работе, отличается от остальных относительной простотой и универсальностью и имеет достаточную точность при приемлемых затратах машинного времени. Одним из достоинств этого метода является то, что он легко распространяется на сложные аэродинамические компоновки и позволяет учесть различные конструктивные особенности крыльевых устройств. Исходя из этого, выбор данного метода для расчета крыльевой системы «крыло- оперение» является вполне обоснованным.

Предлагаемый в данной работе метод представляет собой линеаризованный вариант метода дискретных вихрей. Его особенность состоит в том, что крыло заменяется плоской несущей поверхностью, а кривизна и толщина профиля учитываются по приближенным формулам. Это допущение позволяет значительно упростить алгоритм расчета и ввод исходных данных. Использование метода в такой постановке нашло широкое применение при расчете крыльев в бесконечном потоке [1], [2]. Потеря точности расчета для крыльев с плоско-выпуклыми и двояко-выпуклыми профилями незначительна. Однако применение метода в такой постановке для крыльев с профилями более сложной формы ограничено. Целью предлагаемой методики расчета является получение продольных аэродинамических характеристик, следовательно, решается задача симметричного обтекания крыльев.

Задачу определения аэродинамических характеристик системы «крыло- оперение» можно условно разбить на две: расчет изолированных крыльев и расчет взаимодействия крыла и оперения. Такой подход обоснован при моделировании сворачивания вихревой пелены за крылом в два вихревых жгута, что имеет место в действительности. Однако, как показывает практика расчетов, отказ от моделирования вихревых жгутов не приводит к заметным изменениям результатов, но значительно упрощает алгоритм. При этом крыло и оперение можно рассматривать в рамках единой вихревой модели.

2.2. Постановка задачи

Рассмотрим продольное движение двух крыльев, связанных между собой, в безграничной жидкости (рис 1). Используем следующие системы координат:

скоростную – O_0, X_0, Y_0 ;

связанную с крылом - O, x, y .

Связанная система перемещается вместе с крыльями со скоростью V_0 в направлении противоположном положительному направлению оси O_0, X_0 . Начало координат связанной системы совпадает с точкой, находящейся на задней кромке крыла в диаметральной плоскости (ДП). Ось Ox направлена по хорде крыла. Положение связанной системы в скоростной определяется углом атаки крыла α .

В дальнейшем задача приведена к безразмерному виду по корневой хорде крыла и по скорости V_0 .

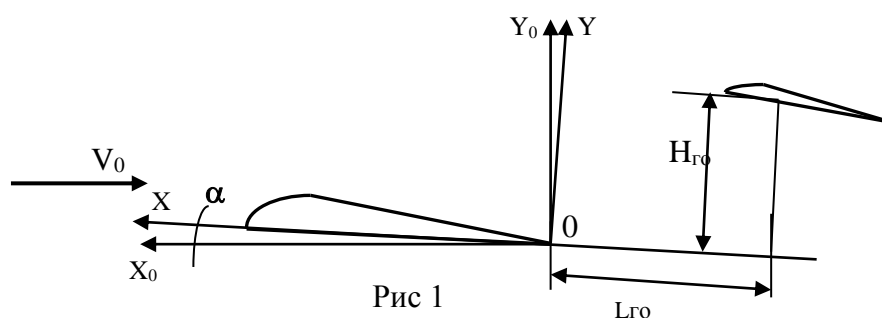


Рис 1

Примем следующие допущения:

-обтекание безотрывное;

-влиянием вязкости, при изучении несущих свойств крыла, пренебрегается.

С учетом этого в основу математической модели можно положить теорию потенциального потока невязкой жидкости.

Общая математическая постановка задачи сводится к определению потенциала возмущенных скоростей, удовлетворяющего уравнению Лапласа для потенциала абсолютных скоростей

$$\frac{d^2\varphi}{dx^2} + \frac{d^2\varphi}{dy^2} + \frac{d^2\varphi}{dz^2} = 0$$

и к граничным условиям:

-непротекания на поверхности крыльевой системы;

-непрерывности давления и нормальной составляющей скорости при переходе через поверхность вихревого следа;

-отсутствие вызванных скоростей на бесконечном удалении от крыла и следа;

-конечности скоростей на линии схода потока с несущей поверхности.

Для решения поставленной задачи крыло и след заменяются непрерывным вихревым слоем с интенсивностью j . Направляя вихревой след по

потоку и удовлетворяя граничным условиям, сводим задачу к системе сингулярных интегральных уравнений относительно неизвестной интенсивности вихревого слоя.

$$\frac{1}{4\pi} \iint_{\delta+\delta_1} \frac{(\vec{\gamma} \times \vec{R}) \cdot \vec{n}}{R^3} d\delta = \vec{V} \cdot \vec{n}, \quad (1)$$

где: \vec{n} - нормаль к поверхности крыла ;

δ, δ_1 - поверхность крыла и следа ;

$\vec{\gamma}$ - интенсивность вихревого слоя ;

\vec{R} - радиус-вектор точек несущей поверхности ;

\vec{V} - вектор скорости движения крыла.

2.3. Метод дискретных вихрей (МДВ)

МДВ можно рассматривать как метод решения интегрального уравнения (1). С другой стороны, метод позволяет, выполняя граничные условия и минуя процесс составления интегрального уравнения, определить интенсивность вихревого слоя и, затем, силы, действующие на крыло при обтекании его потоком жидкости. Суть метода состоит в том, что крыло вместе со следом заменяется системой дискретных вихревых особенностей с неизвестными интенсивностями. Дискретная вихревая модель строится следующим образом. Крыло заменяется плоской поверхностью, соответствующей линии хорд. Несущая поверхность, в свою очередь разбивается на конечное число площадок, на каждой из которых располагается подково-

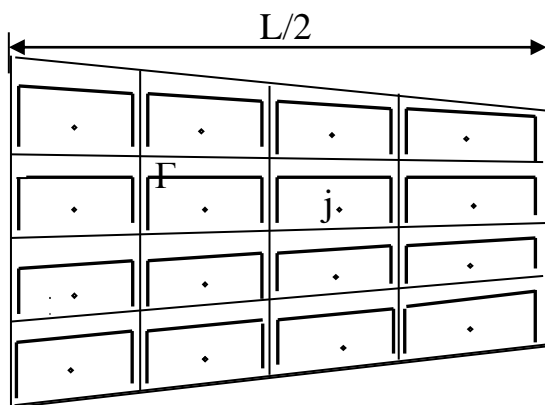


Рис 2

образный вихрь с неизвестной интенсивностью Γ (Рис 2). На каждой из площадок выбирается контрольная точка j , в которой выполняется граничное условие непротекания. Это условие представляет собой равенство 0 проекции абсолютной скорости на нормаль к несущей поверхности:

$$\vec{V}_a \cdot \vec{n} = 0$$

Представляя вектор абсолютной скорости как сумму вызванной скорости и скорости движения крыла (переносной) можно по-

лучить следующую систему линейных алгебраических уравнений относительно Γ .

$$\sum_{i=1}^k \Gamma_i \cdot W_{ij} = V_j \quad (2)$$

где: K - количество площадок;

W_{ij} - нормальная к поверхности крыла безразмерная скорость, которую индуцирует в контрольной точке j вихрь с единичной интенсивностью, находящийся в точке i ,

V_i - нормальная к поверхности крыла безразмерная проекция переносной скорости.

Как указывалось выше, в качестве дискретно применяется косоугольный вихрь (рис 3), состоящий из присоединенного вихря размахом l_i , и двух сходящихся с него полубесконечных свободных вихрей. Размах присоединенного вихря равен размаху площадки: $l_i=L/n$,

где: L - размах несущей поверхности;

n - количество разбиений по размаху.

Отстояние присоединенного вихря от переднего края площадки составляет $0.25*b_j$; $b_j=B/m$,

где: B - местная хорда крыла;

m - число разбиений по хорде.

Свободные вихри располагаются вдоль границ площадки. Контрольные точки располагаются посередине между свободными вихрями на расстоянии $0.75*b_j$ от передней кромки площадки.

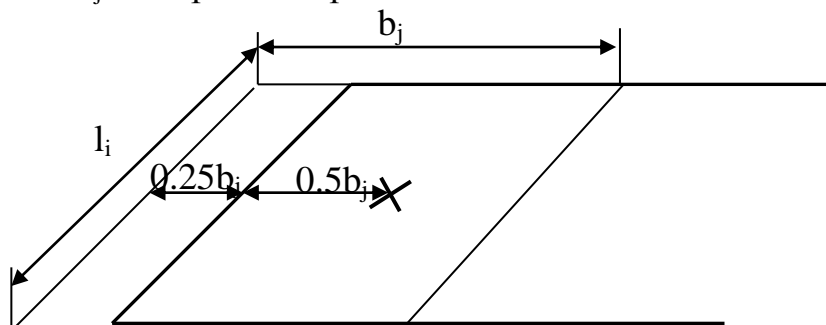


Рис 3

Такое расположение вихрей и контрольных точек позволяет обеспечить условия конечности скоростей в месте расположения контрольных точек и на задней кромке крыла.

Таким образом, вихревую модель для двух крыльев можно представить в виде двух вихревых систем, расположенных одна под другой (рис 4).

Рис 4

При этом вихревая система, моделирующая горизонтальное оперение, находится в зоне существенного влияния вихревой системы (особенно, вихревого следа) основного крыла. Вертикальные составляющие вызванных скоростей от основного крыла в районе расположения горизонтального оперения достаточно точно моделируют скос потока.

Для определения вызванных (индуцированных) скоростей от дискретных вихрей единичной интенсивности воспользуемся формулой Био-Савара [4].

Для вихревого отрезка АВ (рис 5):

$$\vec{W}_{ij} = \left(\frac{(\vec{e}_1 \cdot \vec{R}_1)}{|\vec{R}_1|} - \frac{(\vec{e}_1 \cdot \vec{R}_2)}{|\vec{R}_2|} \right) \cdot \frac{\vec{e}_1 \times \vec{R}_1}{|\vec{e}_1 \times \vec{R}_1|} \quad (3)$$

$$\vec{R}_1 = \vec{R}_0 - \vec{r}_1; \quad \vec{R}_2 = \vec{R}_0 - \vec{r}_2; \quad \vec{e}_1 = \vec{r}_1 - \vec{r}_2.$$

Для вихревого луча (Рис 6):

$$\vec{W}_{ij} = \left(\frac{(\vec{e}_0 \cdot \vec{R}_1)}{|\vec{R}_1|} - 1 \right) \cdot \frac{\vec{e}_0 \times \vec{R}_1}{|\vec{e}_0 \times \vec{R}_1|}, \quad (4)$$

где: \vec{e}_0 - единичный направляющий вектор вихревого луча.

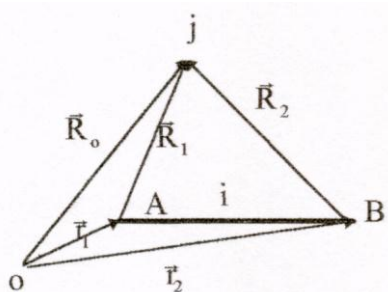


Рис 5

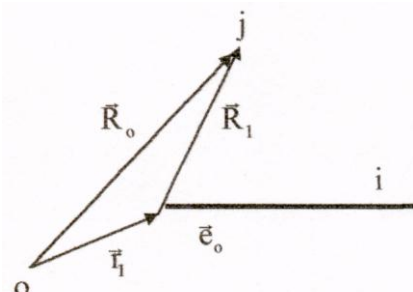


Рис 6

Обозначая вихревой отрезок и вихревые лучи, составляющие подковообразный вихрь, соответственно индексами 1,2 и 3, безразмерная вызванная скорость в j-ой контрольной точке будет иметь вид:

$$\vec{W}_{ji} = \vec{W}_1 + \vec{W}_2 + \vec{W}_3$$

Правые части системы уравнений (2) представляют собой проекцию переносных скоростей на нормаль к несущей поверхности. В случае продольного движения, и учитывая безразмерный вид уравнений (2)

$$V_j = \sin \alpha.$$

Левая часть системы уравнений - проекции вызванных скоростей в точках j на нормаль к несущей поверхности. Решая систему (2) методом Гаусса, получаем значение интенсивности каждого дискретного вихря.

2.4. Определение сил и моментов

Зная интенсивность подковообразного вихря на каждой площадке можно по теореме Жуковского "в малом" [4] определить гидродинами-

ческие силы и моменты. Коэффициент гидродинамической силы на одной площадке -

$$\Delta \vec{C}_i = 4\pi \Gamma_i (\Delta \vec{l}_i \times \vec{V}a_i) \quad (5)$$

Коэффициент гидродинамического момента относительно начала связанной системы координат -

$$\Delta \vec{m}_i = \Delta \vec{C}_i \times \vec{R}_{0i} \quad (6)$$

$$\Delta \vec{l}_i = \vec{R}_{2i} - \vec{R}_{1i}$$

где: $\vec{V}a_i$ - вектор абсолютной скорости.

Совокупность значений $\Delta \vec{C}_i$ дает распределение нагрузки по крылу.

Суммируя силы и моменты по всем площадкам, получаем гидродинамические характеристики для всего крыла. Учитывая продольный характер задачи, нас будут интересовать проекции C_y и m_z . Результат расчета C_x , в силу принятого допущения о невязкости жидкости не отражает истинного значения сопротивления. Поэтому, для расчета C_x воспользуемся следующей методикой. Коэффициент лобового сопротивления представляется в виде двух составляющих профильного и индуктивного.

Индуктивное сопротивление определяется по формуле:

$$C_{xi} = C_y^2 / \pi \lambda,$$

где: $\lambda = L^2/S$;

L – размах крыла;

S – площадь крыла в плане.

Профильное сопротивление :

$$C_{хпр} = 2C_{хпл}(1+k),$$

где: $C_{хпл} = 0.455 / (\lg Re)^{2.58}$;

$$Re = V_0 b_{ср} / \nu;$$

$$k = 0.25 \bar{C};$$

\bar{C} - относительная толщина профиля;

ν - кинематическая вязкость воздуха;

$b_{ср}$ - средняя хорда крыла.

Как указывалось выше, одним из принятых допущений является замена криволинейной несущей поверхности плоской. Учет кривизны и телесности профиля, в этом случае, выполняется расчетом угла нулевой подъемной силы согласно [5].

3. Описание расчетной программы

В основу алгоритма расчета положена изложенная выше методика. Загрузочный модуль программы – WINGS. EXE. Целью расчета является получение аэродинамических коэффициентов подъемной силы (C_y), лобового сопротивления (C_x), продольного момента (m_z) и аэродинамического качества ($K = C_y/C_x$) в диапазоне полетных углов атаки реальных самолетов ($\alpha = -2 \dots 12^\circ$). Расчет проводится как для системы крыльев, так

и для изолированных крыла и оперения. Такая схема расчета необходима, так как полученные результаты являются исходными данными для расчетов динамики полета самолета.

3.1. Исходные данные

Исходными данными для расчета являются геометрические характеристики крыльевой системы (см. рис 1 и рис 7) и расчетные углы атаки. Исходные данные вводятся с клавиатуры в диалоговом режиме. Линейные размеры задаются в метрах, угловые в градусах. Последовательность ввода данных следующая.

Характеристики крыла:

Корневая хорда (b).

Полуразмах (L) - расстояние от корневой до концевой хорды.

Установочный угол атаки ($\alpha_{\text{уст}}$).

Угол поперечной V-образности (φ).

Стреловидность по передней кромке (χ_1).

Стреловидность по задней кромке (χ_2).

Относительная кривизна профиля ($f = f / b'$).

Относительная толщина профиля ($c = c / b'$).

Характеристики горизонтального оперения (ГО):

Корневая хорда ($b_{\text{ГО}}$).

Полуразмах ($L_{\text{ГО}}$) - расстояние от корневой до концевой хорды.

Отстояние $\frac{1}{4}$ корневой хорды ГО от начала координат ($L_{\text{ГО}}$).

Отстояние $\frac{1}{4}$ корневой хорды ГО от начала координат по высоте ($H_{\text{ГО}}$).

Установочный угол атаки ($\alpha_{\text{устГО}}$)

Стреловидность по передней кромке ($\chi_{1\text{ГО}}$).

Стреловидность по задней кромке ($\chi_{2\text{ГО}}$)

Относительная кривизна профиля ($f_{\text{ГО}} = f_{\text{ГО}} / b'_{\text{ГО}}$).

Относительная толщина профиля ($c_{\text{ГО}} = c_{\text{ГО}} / b'^{\text{ГО}}$).

Режимы полета N, ALFA (ввод через запятую)

N – количество расчетных углов атаки ($N < 10$)

ALFA(N) – значения расчетных углов атаки

Примерная скорость движения (V м/с)

Вид расчета

1 - крыло + оперение

2 – изолированное крыло

3 – изолированное оперение

4 – выход

В зависимости от условного числа возможны три варианта расчета.

Программа предлагает варианты расчета, пока не введено условное число 4, прекращающее ее работу.

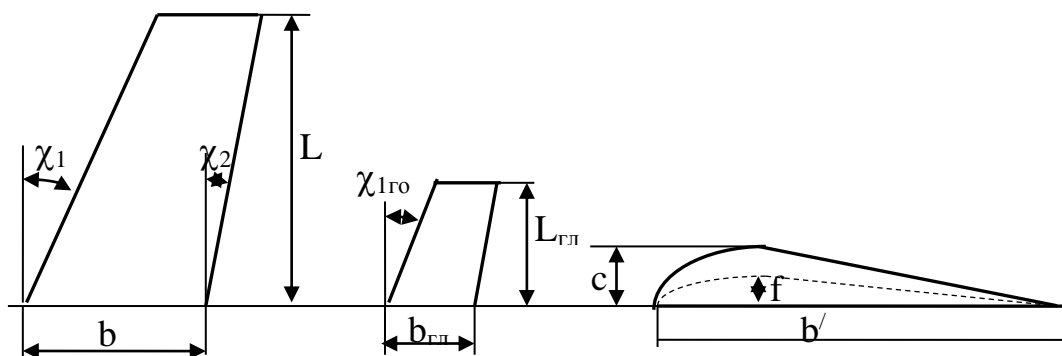


Рис 7

3.2 Результаты расчета

Целью расчета является получение аэродинамических коэффициентов подъемной силы (C_y), лобового сопротивления (C_x), продольного момента (m_z) и аэродинамического качества ($K=C_y/C_x$) в диапазоне полетных углов атаки реальных самолетов ($\alpha=-2\dots 12^\circ$). Расчет проводится как для системы крыльев, так и для изолированного крыла и изолированного оперения. Такая схема расчета необходима, так как полученные результаты являются исходными данными для расчетов динамики полета самолета.

Результаты выдаются в табличном виде после выполнения расчета для каждого варианта.

3.3. Требования к составлению отчета

В отчете должны быть представлены:

1. Исходные данные
2. Схема рассчитываемой крыльевой системы при виде сверху
3. Таблицы с результатами расчетов для трех вариантов: крыло + оперение, изолированное крыло, изолированное оперение
4. Графики зависимостей $C_x=f(\alpha)$, $C_y=f(\alpha)$, $m_z=f(\alpha)$, $K=f(\alpha)$ для каждого варианта расчета.

Литература

1. Белоцерковский С.М. Тонкая несущая поверхность в дозвуковом потоке газа. М. Наука, 1965г.
2. Белоцерковский С.М., Скрипач Б.К. Аэродинамические производные при дозвуковых скоростях. М. Наука, 1975г.
3. Плисов Н.Б., Рождественский К.В., Трешков В.К. Аэрогидродинамика судов с динамическими принципами поддержания. Л., Судостроение, 1991г.
4. Войткунский Я.И., Фаддеев Ю.И., Федяевский К.К. Гидромеханика, Л., Судостроение, 1982г.
5. Справочник по теории корабля. Том 3. Гидродинамика судов с динамическими принципами поддержания. Под ред. Войткунского Я.И., Л., Судостроение, 1985.