

РАСЧЕТ НЕЛИНЕЙНЫХ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК КРЫЛА СЛОЖНОЙ ФОРМЫ В ПЛАНЕ С УЧЕТОМ НОСОВОЙ ВИХРЕВОЙ ПЕЛЕНЫ

В. А. АПАРИНОВ

(Москва)

Многие типы современных самолетов имеют тонкое крыло малого удлинения треугольной и близкой к нему формы в плане. При обтекании таких крыльев даже под небольшими углами атаки на их передних кромках наблюдается отрыв потока с образованием устойчивых вихревых жгутов, в которые сворачивается пелена, сходящая с кромок. Поэтому режим полета со срывом потока на передней кромке крыла в данном случае является основным, расчетным. Наличие же устойчивых вихревых структур вблизи несущих поверхностей оказывает сильное влияние на аэродинамические характеристики летательного аппарата, которые становятся нелинейными в зависимости от угла атаки, что необходимо учитывать. Важно также знать структуру вихревого потока за крылом, чтобы соответствующим образом сконструировать хвостовое оперение и не допустить неблагоприятного воздействия носовой пелены на характеристики устойчивости и управляемости самолета. Изучению всех этих вопросов в настоящее время уделяется большое внимание.

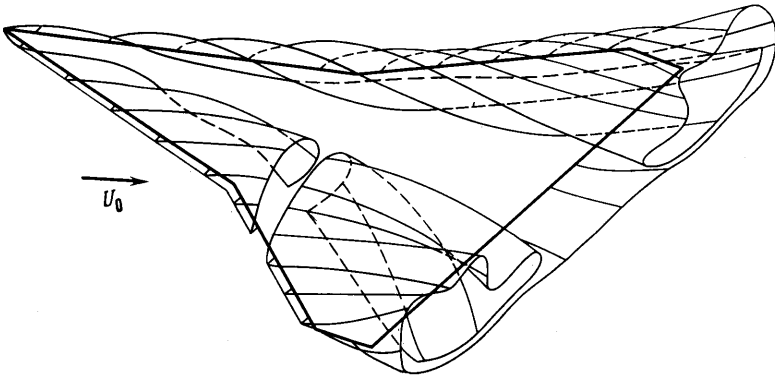
Нелинейные характеристики крыла произвольной формы в плане можно эффективно рассчитывать с помощью метода дискретных вихрей [1]. В работе [2] этот метод несколько модифицирован и применен к расчету треугольных крыльев при обтекании их с образованием носовой вихревой пелены. Метод, изложенный в работе [1], для учета устойчивой носовой пелены нашел распространение также и за рубежом [3]. Однако до сих пор расчеты проводились для крыльев треугольной формы в плане со срывом по всей передней кромке.

В данной статье методы работ [1, 2] применяются для исследования характеристик крыльев сложной формы в плане. Описываются особенности метода и приводятся примеры расчета на ЭЦВМ для крыльев треугольной формы в плане, крыльев малого удлинения с изломами по передней кромке и стреловидных крыльев с напльвами. Метод позволяет рассчитывать распределенные и суммарные нагрузки на крыле, моменты, а также определять структуру потока в виде формы вихревой пелены и векторных полей скоростей, вычисленных в любом сечении. Полученные результаты хорошо согласуются с экспериментальными данными.

1. Основные положения. Пусть тонкое крыло-пластина сложной формы в плане движется в идеальной несжимаемой жидкости под углом атаки α со скоростью U_0 . За характерный размер примем корневую хорду крыла b . Введем связанную с крылом безразмерную систему координат $\xi\eta\zeta$ ($\xi = x/b$, $\eta = y/b$, $\zeta = z/b$) как показано на фиг. 2. Пусть на кромках крыла или на части их происходит срыв потока и возникает движение жидкости с образованием поверхностей тангенциального разрыва скорости, которые в кинематическом отношении эквивалентны вихревым слоям. На задней и боковой кромках крыла образуются соответственно вихревые системы I и II, а на передней кромке — носовая вихревая система III.

Задача решается в стационарной постановке с использованием общепринятых в теории крыла гипотез. Везде вне крыла и его следа течение потенциальное. На бесконечном удалении от крыла и его следа жидкость покоится. При переходе через поверхности вихревого следа соблюдается условие непрерывности давления и нормальной составляющей скорости. На тех кромках крыла, с которых сходит вихревая пелена, выполняется гипотеза Чаплыгина — Жуковского о конечности скоростей.

В расчетах крыло и след заменяются вихревыми отрезками с постоянной по длине циркуляцией, которые моделируют присоединенный и свободный вихревые слои. Крыло заменяется сеткой, состоящей из поперечных и продольных присоединенных вихревых отрезков. Расположение свободных и присоединенных вихрей вблизи кромок крыла выбирается таким об-



Фиг. 1

разом, чтобы на кромках, с которых сходит вихревая пелена, удовлетворилось условие Чаплыгина — Жуковского [1]. Первые вихревые отрезки, которыми моделируется вихревая пелена, берутся в плоскости крыла, тем самым обеспечивается сход пелены по касательной к поверхности крыла. Вихревые системы I и II заменяются вихревыми шнурами, состоящими из ряда отрезков постоянной длины, а система III — вихревыми шнурами, состоящими из отрезков переменной длины, увеличивающейся от начала шнура к концу. Все вихревые шнуры заканчиваются полубесконечными вихревыми отрезками. Циркуляции всех вихревых отрезков выражаются через циркуляции присоединенных поперечных вихревых отрезков $\Gamma_{\mu k}$, которые отнесены к $U_0 b$, где μ и k — номера поперечных и продольных вихревых линий.

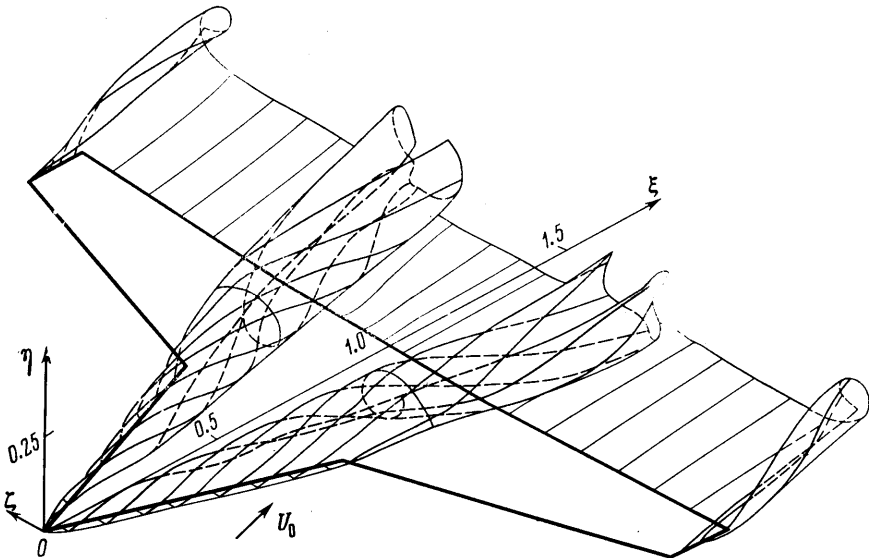
Неизвестные циркуляции $\Gamma_{\mu k}$ определяются из условия непротекания крыла, в соответствии с которым нормальная к поверхности крыла составляющая относительной скорости потока обращается в нуль везде на поверхности крыла. Это граничное условие выполняется в ряде контрольных точек, расположенных на крыле посередине между соседними поперечными и продольными вихревыми отрезками. Выразив возмущенные скорости через неизвестные циркуляции $\Gamma_{\mu k}$, получим систему линейных алгебраических уравнений для определения этих циркуляций

$$(1.1) \quad \sum_{\mu=1}^n \sum_{k=1}^n a_{\mu k \nu p} \Gamma_{\mu k} = -\sin \alpha \quad (\nu=1, 2, \dots, n; p=1, 2, \dots, n)$$

где n — число участков, на которые разбивается корневая хорда крыла, $a_{\mu k \nu p}$ — коэффициенты, представляющие собой нормальные к поверхности крыла составляющие безразмерных скоростей, вычисленных в контрольных точках.

Так как крыло обтекает без скольжения, то при решении задачи используется условие симметрии, вследствие чего число неизвестных сокращается вдвое. Решение находится численным методом путем последовательных приближений. Коэффициенты $a_{\mu k \nu p}$ вычисляются с учетом дефор-

мированных вихревых систем I—III, а вихревая структура, в свою очередь, определяется на каждом шаге приближения при вычисленных циркуляциях присоединенных вихрей. На первом шаге приближения все свободные вихревые шнуры считаются прямолинейными и направляются параллельно невозмущенному потоку. После нахождения неизвестных



Фиг. 2

циркуляций первого приближения направления вихревых отрезков, из которых состоит пелена, определяются по относительной скорости потока, вычисленной в их начале. Тогда направляющие косинусы каждого вихревого отрезка конечной длины l будут

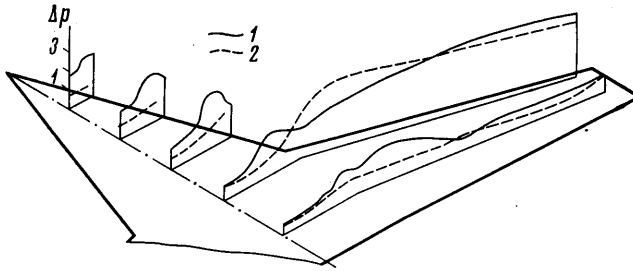
$$(1.2) \quad \cos(l\xi) = \frac{W_{0\xi}}{W_0}, \quad \cos(l\eta) = \frac{W_{0\eta}}{W_0}, \quad \cos(lz) = \frac{W_{0z}}{W_0}$$

где $W_{0\xi}$, $W_{0\eta}$, W_{0z} — проекции относительной скорости потока W_0 на оси координат.

По найденным направляющим косинусам вихревых отрезков и известным их длинам определяются координаты их концов, которые на каждом шнуре будут началами следующих отрезков. Полубесконечные вихревые отрезки направляются параллельно невозмущенному потоку.

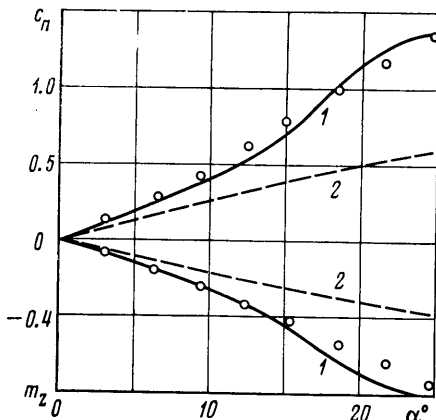
Для улучшения сходимости метода при найденных циркуляциях вихревых отрезков на каждом шаге приближения вихревые структуры трижды уточняются. При этом на каждом этапе уточнения вычисляются направляющие косинусы вихревых отрезков и берется среднее арифметическое значение между ними и величинами направляющих косинусов, вычисленных на предыдущем этапе. Вычислительный процесс сходится после 5—7 итераций. При окончательно сформированной вихревой пелене с помощью теоремы Жуковского «в малом» вычисляется аэродинамическая нагрузка, действующая на крыло. Для получения векторного поля скоростей в каком-либо сечении задается сетка расчетных точек, в которых вычисляются векторы относительной скорости потока.

2. Примеры расчета. На фиг. 1 приведена структура вихревой пелены крыла малого удлинения в случае срыва по всей передней кромке при $\alpha=15^\circ$. При построении свободных вихревых шнуров система отрезков за-



Фиг. 3

менена плавной кривой. Расчеты показывают, что при $\alpha=10^\circ$ и меньше, носовая пелена у данного крыла разделяется на две. Одна ее часть сходит с участка кромки, имеющего максимальную стреловидность, другая — с остальной части передней кромки и торца крыла. При $\alpha=15^\circ$, как видно из фиг. 1, носовая и торцовая вихревые пелены объединяются в единую систему. На фиг. 2 показана структура вихревой пелены стреловидного крыла с наплывом при $\alpha=15^\circ$, когда носовая пелена образуется только на наплыве. Для подобного крыла на фиг. 3 изображено распределение разности давлений Δp , отнесенной к скоростному напору набегающего потока q при $\alpha=20^\circ$. Здесь 1 — расчет по вышеописанному методу, когда на наплыве образуется носовая вихревая пелена, 2 — расчет без носовой пелены на наплыве [4] (показана часть расчетных линий). На фиг. 4



Фиг. 4

на различных углах атаки сравниваются экспериментальные данные с расчетными значениями коэффициента нормальной силы $c_n=N/qS$ (N — нормальная сила, S — площадь крыла) и коэффициента продольного момента $m_z=M_z/qSb$ (M_z — продольный момент) треугольного крыла удлинения $\lambda=1.5$; 1 — расчет по вышеизложенному методу, 2 — расчет по нелинейной теории без учета носовой пелены. Точки — экспериментальные данные для крыла с относительной толщиной 1.5% и острыми кромками.

Аналогичный характер имеют зависимости c_n и m_z от α и для крыльев сложной формы в плане при наличии на них устойчивой носовой пелены.

Из приведенных материалов видно, что носовая вихревая пелена создает дополнительную зону разрежения над верхней поверхностью крыла и подъемная сила существенно возрастает. Особенно значителен этот эффект при взлете и посадке, а также при полете с большими перегрузками, когда углы атаки велики и пелена наиболее интенсивна. Поэтому у тонких крыльев малого удлинения, близких по форме к треугольным, с точки зрения несущих свойств выгодно иметь срыв потока по всей передней кромке.

Если же треугольное крыло малого удлинения входит как составная часть в крыло сложной формы в плане относительно большого удлинения

(стреловидное крыло с наплывом), то срыв потока целесообразно иметь только на кромке наплыва. Консольная же часть крыла, имеющая сравнительно небольшую стреловидность, должна обтекаться плавно, в противном случае пелена, сошедшая с ее передней кромки, будет неустойчива, что приведет к нестационарному нагружению крыла, тряске и ухудшению несущих свойств. Добиваются безотрывного обтекания передней кромки путем хорошего профилирования носка крыла или применения безударного входа.

Из фиг. 2 видно, что интенсивность вихревой пелены, сошедшей с наплыва, превышает интенсивность пелены, сошедшей с торца консоли. Кроме того, видно, что носовая пелена располагается за крылом довольно близко от продольной плоскости $\eta O\xi$, что необходимо учитывать при выборе компоновки хвостового оперения.

Автор благодарит Е. Г. Петрова за любезно предоставленные экспериментальные данные.

Поступила 17 VIII 1976

ЛИТЕРАТУРА

1. Белоцерковский С. М. Расчет обтекания крыльев произвольной формы в плане в широком диапазоне углов атаки. Изв. АН СССР, МЖГ, 1968, № 4.
2. Апаринов В. А., Белоцерковский С. М., Ништ М. И., Соколова О. Н. О математическом моделировании в идеальной жидкости отрывного обтекания крыла и разрушения вихревой пелены. Докл. АН СССР, 1976, т. 227, № 4.
3. Minoru O., Tsutomu T. Predictions of vortexlift characteristics by an extended vortexlattice method. J. Japan Soc. Aeronaut. and Space Sci., 1972, vol. 20, No. 226.
4. Павленко В. С. Нелинейные характеристики тонкого крыла при безударном обтекании носка. Изв. АН СССР, МЖГ, 1975, № 5.