

УДК 533.6.011.32

**НЕЛИНЕЙНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ТОНКОГО КРЫЛА
ПРИ БЕЗУДАРНОМ ОБТЕКАНИИ НОСКА**

В. С. ПАВЛЕНКО

(Москва)

Эффективным средством борьбы со срывом с передней кромки крыла на больших углах атаки является отклонение носков с целью обеспечения безударного входа потока. В данной работе на основе нелинейной теории крыла [1] излагается численный метод расчета углов отклонения носков и аэродинамических характеристик тонкого крыла произвольной формы в плане при безударном входе установившегося потока идеальной несжимаемой жидкости. Задача решается методом дискретных вихрей. В расчетах крыло и его след, заменяющиеся вихревым слоем, моделируются системой дискретных вихрей, представляющих собой прямолинейные отрезки с постоянной по длине циркуляцией. В процессе расчета определяются углы отклонения носков и аэродинамические характеристики крыла, в том числе сворачивание свободных вихрей, сходящих с боковой и задней кромок. Приведены примеры расчета на ЦВМ.

1. Постановка задачи. Численный метод. Рассмотрим тонкое крыло произвольной формы в плане, движущееся в идеальной несжимаемой среде под углом атаки α с постоянной скоростью U_0 . Считая геометрию отклоняемых носков выбранной, найдем углы их отклонения, соответствующие безударному входу потока на переднюю кромку. Введем жестко связанную с крылом систему координат xyz , при этом начали координат O поместим на передней кромке в корневом сечении, ось x направим назад вдоль корневой хорды, ось y — вверх, ось z — в плоскости крыла в сторону правого полуразмаха. Из условия непротекания крыла имеем

$$(1.1) \quad W_n = 0$$

где W_n — нормальная к поверхности крыла составляющая относительной скорости среды.

В нелинейной теории крыла [1] в качестве основного вихревого элемента берется произвольно ориентированный в пространстве вихревой отрезок постоянной циркуляции. Вихревая система крыла состоит из поперечных и продольных вихревых отрезков, которые моделируют непрерывный вихревой слой, заменяющий несущую поверхность крыла; системы свободных вихрей I, сбегающих с задней кромки крыла, которые образуются из-за изменения циркуляции присоединенных вихрей по размаху; системы свободных вихрей II, сходящих с торца носка и крыла, которые являются продолжением поперечных вихрей. При $\alpha=0$ вихри систем I и II лежат в плоскости крыла, а при $\alpha \neq 0$ отходят от плоскости крыла и образуют пространственную пелену. Вихревые системы I и II моделируются рядом криволинейных шнурков постоянной циркуляции вдоль длины, а каждый шнур в свою очередь заменяется некоторым числом прямолинейных вихревых отрезков, последний из которых является полу бесконечным. Направление вихревых отрезков в пространстве определяется по относительной скорости в начале каждого отрезка. Возмущенная скорость от вихревого отрезка на его оси принимается равной нулю. Для обеспечения безударного входа в общепринятых в теории крыла гипотезам [1, 2] ставим дополнительные условия о конечности скоростей на передней кромке (гипотеза Чаплыгина — Жуковского). В связи с этим контрольные точки, в которых выполняется условие (1.1), размещаем и на передней кромке крыла.

Обозначим через χ_H угол стреловидности оси поворота носков, а через δ_H — угол отклонения носков. Пусть циркуляции поперечных и продольных отрезков на крыле $\Gamma_{+\mu k}$ и $\Gamma'_{+\mu k}$; циркуляции свободных вихрей системы I — $\Gamma_{-k}^{(1)}$, а системы II — $\Gamma_{-\mu}^{(2)}$. Или в безразмерном виде

$$(1.2) \quad \Gamma_{+\mu k} = \Gamma_{\mu k} U_0 b, \quad \Gamma'_{+\mu k} = \Gamma_{\mu k}' U_0 b, \quad \Gamma_{-k}^{(1)} = \Delta_k^{(1)} U_0 b, \quad \Gamma_{-\mu}^{(2)} = \Delta_{\mu}^{(2)} U_0 b$$

где μ — номер поперечной вихревой линии ($\mu=1, 2, \dots, n$; n — число вихревых отрезков в каждом сечении крыла, $z=\text{const}$), k — номер продольной вихревой линии ($k=1, 2, \dots, N$; N — число продольных полос на полуразмахе крыла), b — корневая хорда крыла.

Выразим нормальную составляющую относительной скорости через возмущенную и переносную скорости соответственно на носке и крыле

$$W_n = W_y \cos \delta_H + W_x \cos \chi_H \sin \delta_H - W_z \sin \chi_H \sin \delta_H + \\ + U_0 \sin \alpha \cos \delta_H + U_0 \cos \alpha \sin \delta_H \cos \chi_H$$

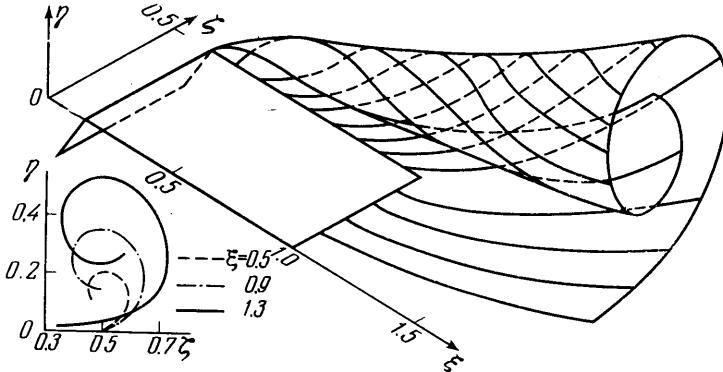
$$(1.3) \quad W_n = W_y + U_0 \sin \alpha$$

Подставляя эти скорости в граничные условия (1.1) и выражая в них возмущенные скорости через циркуляции присоединенных вихрей, получим систему уравнений для определения этих циркуляций и углов отклонения носков, обеспечивающих безударный вход потока на переднюю кромку

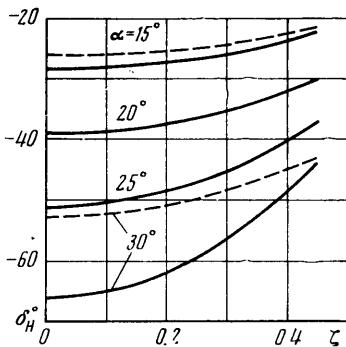
$$(1.4) \quad \sum_{k=1}^N \sum_{\mu=1}^n \Gamma_{\alpha \mu k} a_{\mu k v p} + \delta_{\alpha p} a_{0 v p} = H_{0 v p} \quad (v=0, 1, 2, \dots, n; p=1, 2, \dots, N)$$

$$\delta_{\alpha p} = \frac{\sin \delta_{H p}}{\sin \alpha}, \quad \Gamma_{\alpha \mu k} = \frac{\Gamma_{\mu k}}{\sin \alpha}$$

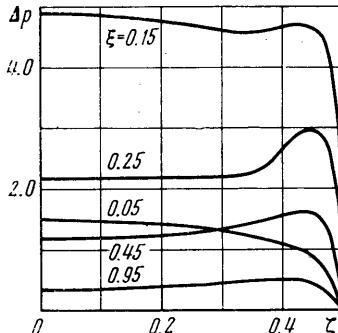
Неизвестными в этой системе являются величины $\Gamma_{\alpha \mu k}$ ($1 \leq \mu \leq n$, $1 \leq k \leq N$) и $\delta_{\alpha p}$ ($1 \leq p \leq N$). Коэффициенты $a_{\mu k v p}$ выражаются через безразмерные скорости, индуцируемые вихревыми отрезками на крыле и в следе, и зависят от геометрических па-



Фиг. 1



Фиг. 2



Фиг. 3

раметров, в том числе, как следует из (1.3), от неизвестных углов отклонения носков $\delta_{H p}$. Коэффициенты $a_{0 v p}$ и правые части $H_{0 v p}$ имеют выражения: на носке — $a_{0 v p} = \cos \alpha \cos \chi_{H p}$, $H_{0 v p} = -\cos \delta_{H p}$; на крыле — $a_{0 v p} = 0$, $H_{0 v p} = -1$. Поскольку неизвестные углы отклонения носков $\delta_{H p}$ входят в левые и правые части уравнений (1.4) под знаком тригонометрических функций, то уравнения рассматриваемой системы являются трансцендентными. Они решаются методом последовательных приближений при каждом значении угла атаки. На первом шаге при вычислении коэффициентов $a_{\mu k v p}$ и $H_{0 v p}$ полагается, что $\alpha \rightarrow 0$, $\delta_{H p} = 0$ ($1 \leq p \leq N$), а свободные вихри вне крыла направляются в плоскости крыла по скорости невозмущенного потока U_0 . При этих допущениях решается система уравнений (1.4) и в первом (линейном) приближении находятся производные циркуляций $\Gamma_{\mu k}^\alpha$ и углов отклонения носков $\delta_{H p}^\alpha$, после чего дается приращение углу атаки $\alpha = \alpha + \Delta \alpha$. По найденным на первом шаге $\Gamma_{\mu k}^\alpha$ и $\delta_{H p}^\alpha$ находятся $\delta_{H p}$ и выстраивается вихревая структура. Затем

уточняются коэффициенты $a_{\mu\nu\rho}$ и $H_{\nu\rho}$. Из решения системы (1.4) находится следующее приближение $\delta_{H\rho}$ и $\Gamma_{\mu k}$ и по нему уточняются структуры и матрица коэффициентов и т. д. по сходимости решения с заданной точностью. После этого по теореме Жуковского в «малом» определяются аэродинамические нагрузки и вычисляются силы и моменты. Далее дается следующее приращение угла атаки и из решения на предыдущем шаге начинается следующий итерационный процесс для нового значения угла атаки и т. д.

2. Пример расчета. По изложенной методике на ЦВМ проведены расчеты для ряда крыльев. На фиг. 1 в безразмерных координатах ($\xi=x/b$; $\zeta=z/b$; $\eta=y/b$) приведена структура вихревой пелены, полученная при расчете безударного входа на угол атаки $\alpha=30^\circ$ прямоугольного крыла удлинением $\lambda=1$ с отклоняемыми носками, относительная хорда которых $b_H^*=0.15$. При построении свободных вихревых шнурков система отрезков заменена плавной кривой. Для этого же крыла на фиг. 2 показано изменение потребных углов отклонения носков δ_H по размаху крыла в зависимости от углов атаки α . Пунктирной линией приведен расчет безударного входа по линейной теории. На фиг. 3 изображено распределение по размаху и по хорде безразмерной разности давлений Δp , отнесенной к скоростному напору набегающего потока ($\lambda=1$; $b_H^*=0.15$; $\alpha=30^\circ$).

В работе [3] приведены результаты экспериментального исследования для прямоугольной пластины удлинением $\lambda=0.25$. Сравнение расчетных значений коэффициента нормальной силы c_n и коэффициента продольного момента m_z с опытными при различных углах атаки α для прямоугольного крыла ($\lambda=0.25$; $b_H^*=0.15$) производится на фиг. 4. Сплошной линией – расчет по вышеописанной методике. Точками – эксперимент [3]. Пунктирная прямая – расчет безударного входа по линейной теории.

Поступила 22 XI 1974

ЛИТЕРАТУРА

1. Белоцерковский С. М. Расчет обтекания крыльев произвольной формы в плане в широком диапазоне углов атаки. Изв. АН СССР. МЖГ, 1968, № 4.
2. Белоцерковский С. М. Тонкая несущая поверхность в дозвуковом потоке газа. М., «Наука», 1965.
3. Wickens R. H. The vortex wake and aerodynamic load distribution of slender rectangular wings. Canad. Aeronaut. and Space J., 1967, vol. 13, No. 6. (Русск. перев.: Вихревой след и распределение аэродинамической нагрузки тонких прямоугольных крыльев. Авиастроение. Экспресс-информация, 1968, № 1.)

УДК 533.6.011.55

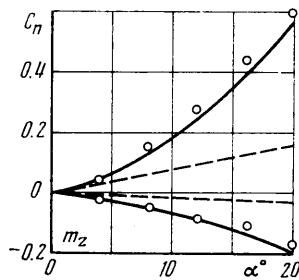
АНАЛИЗ ОСЕВОЙ ФОКУСИРОВКИ ВОЗМУЩЕНИЙ В ГИПЕРЗВУКОВЫХ ТРУБАХ

Э. Г. ШИФРИН, Г. В. ШУБНИКОВ

(Москва)

Проводится аналитическое исследование явления концентрации стационарных возмущений поля потока на оси симметрии в осесимметричных гиперзвуковых аэrodинамических трубах [1]. В рамках линейной теории получено описание возрастания амплитуды возмущений. Произведена оценка «критической» частоты, ограничивающей спектр частот фокусируемых возмущений.

В ряде работ рассматриваются сходные эффекты поведения возмущений в слабовозмущенном осесимметричном сверхзвуковом потоке. В работе [2] исследуется распространение малых возмущений от начальной линии в конических соплах. В рамках линейной теории показывается, что распространение малых возмущений носит колебательный характер. В работе [3] рассматривается сверхзвуковое обте-



Фиг. 4