

При помощи аналогичных выкладок и рассуждений легко показать, что и значения импульсов нестационарных продольных и поперечных моментов при произвольном нестационарном обтекании совпадают с соответствующими квазистационарными значениями.

Поступило 6 I 1965

ЛИТЕРАТУРА

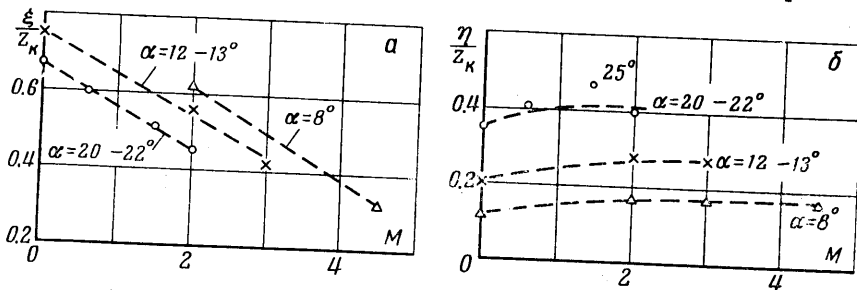
1. Майлс Дж. Потенциальная теория неустановившихся сверхзвуковых течений. М., Изд-во иностр. лит., 1961.
2. Голубинский А. И. Об обтекании движущейся пластинки перемещающейся ударной волной. Инж. ж., 1961, т. 1, вып. 2.
3. Голубинский А. И. Подъемная сила и момент тонкого профиля при произвольном нестационарном обтекании. Инж. ж., 1963, т. 3, вып. 3.

НЕКОТОРЫЕ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ДАННЫЕ О ВЛИЯНИИ ЧИСЛА МАХА НА КАРТИНУ ВИХРЕВОГО ТЕЧЕНИЯ ОКОЛО ТРЕУГОЛЬНОГО КРЫЛА И КРУГЛОГО КОНУСА

Т. И. ОКЕРБЛОМ, А. И. САРАНЦЕВ.

(Москва)

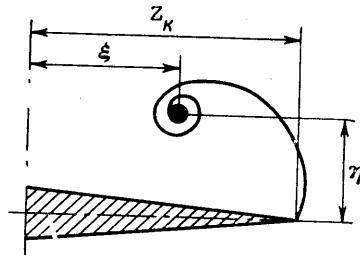
В работах [1, 2] показано, что метод высоковольтного разряда позволяет визуализировать систему вихрей, сходящих с тела, установленного под углом атаки. Ниже приводятся данные о влиянии числа Маха на траектории вихрей. Эксперименты проводились на моделях треугольного крыла с углом стреловидности по передней кромке $\lambda = 75^\circ$ и круглого конуса с углом полураствора при вершине $\theta = 10^\circ$ в закрытой аэродинамической трубе незамкнутого типа при $M = 0.6$,



Фиг. 1

1.5, 2.0, 3.0, 4.5, статические давления в рабочей части трубы соответственно были $p = 0.105, 0.135, 0.098, 0.04, 0.023 \text{ ата}$, число Рейнольдса R менялось от $1 \cdot 10^6$ до $3 \cdot 10^6$. Модели и методика эксперимента изложены в работе [1].

Результаты исследования влияния числа Маха на положение отошедших вихрей, существующих около треугольного крыла, представлены на фиг. 1 в виде зависимостей координат ξ и η вихрей фиг. 2 от числа Маха при различных углах атаки. (Для тел конической формы — треугольное крыло и конус — положение оси вихря может быть определено двумя координатами, вследствие того, что в носовой части тел ось вихря будет одним из лучей, проведенным из вершины тела фиг. 2.) Экспериментальные точки для числа Маха $M = 0.1$ взяты из работы [3].



Фиг. 2

Из фиг. 1 видно, что при увеличении числа Маха свободные вихри приближаются к плоскости симметрии крыла — координата ξ уменьшается (фиг. 1, а) — и отходят от его поверхности — координата η несколько увеличивается (фиг. 1, б). При числах M больше двух (в пределах исследованного диапазона) отход вихря от поверхности крыла меняется мало.

При угле атаки $\alpha = 20^\circ$ и числах $M = 1.5, 2.0$ и 3.0 положение оси отошедшего от поверхности конуса вихря характеризуется величиной полярного угла $\varphi = 165-168^\circ$, положение поверхностного вихря, образующегося в результате первичного отрыва, величиной угла $\varphi = 130-135^\circ$.

Поступило 19 III 1968

ЛИТЕРАТУРА

1. Алферов В. И., Окерблом Т. И., Саранцев А. И. Экспериментальное исследование вихревого течения около треугольных крыльев малого удлинения и конусов при числе Маха, равном двум. Изв. АН СССР, МЖГ, 1967, № 5.
2. Алферов В. И., Окерблом Т. И., Саранцев А. И. Экспериментальное исследование вихревого течения около изолированного тела вращения и тела вращения с крылом и ребрами при числе Маха, равном двум. Изв. АН СССР, МЖГ, 1968, № 5.
3. Reschham D. H. Low-Speed Wind-Tunnel Tests on a Series of Uncambered Slender Pointed Wings with Sharp Edges. Aeronaut. Res. Council. Repts and Mem., 1958, No. 3186.

АЭРОДИНАМИЧЕСКОЕ КАЧЕСТВО КОНИЧЕСКОГО СЕКТОРА С КРЫЛОМ НА РЕЖИМАХ, СООТВЕТСТВУЮЩИХ ВЫРЕЗКАМ ИЗ ТЕЧЕНИЯ В ОКРЕСТНОСТИ КРУГЛОГО КОНУСА ПРИ НУЛЕВОМ УГЛЕ АТАКИ

В. В. КЕЛДЫШ

(Москва)

Рассчитывается аэродинамическое качество конического сектора с V-образным крылом на режимах, соответствующих вырезкам из течений в окрестности круглого конуса при нулевом угле атаки. При постоянном значении коэффициента объема τ максимальное качество таких конфигураций достигается при углах полураствора сектора $\varphi < 1/2\pi$ и существенно больше, чем у полуконуса с плоским треугольным крылом $\varphi = 1/2\pi$. Величина его приблизительно равна максимальному аэродинамическому качеству крыла с обратной V-образностью, обтекаемого с плоским присоединенным скачком уплотнения.

При исследовании аэродинамического качества тел при гиперзвуковых скоростях полета в качестве примера полезной интерференции часто приводится точное решение обтекания полуконуса с плоским треугольным крылом при нулевом угле атаки, передние кромки которого расположены на скачке уплотнения, соответствующем исходному конусу. Экспериментальные исследования и сравнение с другими телами показывают, что при заданном значении коэффициента объема

$$\tau = U / S^{3/2}$$

(где U — объем тела, S — площадь в плане) эта конфигурация не является оптимальной [1-3]. Имеются также примеры других точных решений, которые обладают более высоким аэродинамическим качеством.

В данной работе рассматривается общий случай конического сектора с V-образным крылом на режимах, соответствующих вырезкам из течения в окрестности круглого конуса при нулевом угле атаки. Кромки крыла ограничены скачком уплотнения исходного конуса и давление на его нижней поверхности повышено в результате интерференции с телом. Изменением давления между скачком уплотнения и поверхностью конуса, которое при гиперзвуковых скоростях мало, пренебрегается, и давление на нижней стороне крыла полагается таким же, как на коническом секторе. Давление в донной области считается равным давлению в невозмущенном потоке. Тогда коэффициенты аэродинамических сил преобразуются к виду

$$C_y = c_p, \quad C_x = c_p \frac{\operatorname{tg}^2 \sigma}{\operatorname{tg} \theta} \frac{\varphi}{\sin \varphi} + C_{x_f}$$