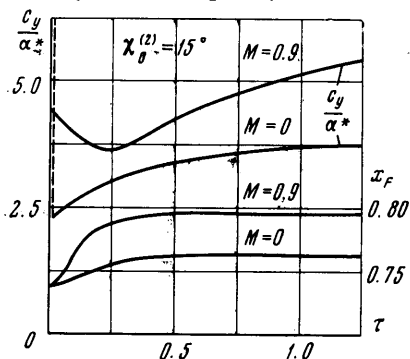


вхождение в порыв, 2 — мгновенный охват крыла порывом, 3 — ступенчатое изменение угловой скорости). Сплошными



Фиг. 8

линиями нанесены результаты, заимствованные из работ [2, 4], точками — результаты численных расчетов. Оказалось, что уже при $n = 5-10$ (n — число вихрей на профиле) обеспечивается достаточная точность расчетов как для суммарных характеристик (подъемная сила, момент), так и для нагрузок.

Фиг. 6 содержит данные об изменении во времени коэффициента подъемной силы и положения фокуса прямоугольного крыла удлинения $\lambda = 2,5$ (x_F — координата фокуса относительно носка корневой хорды, отнесенная к этой хорде [10]). Результаты расчетов даны при трех числах Маха: $M = 0$ (несжимаемая среда), $M = 0,6$ и $M = 0,9$ для постепенного вхождения крыла в порыв.

Аналогичные данные для треугольного крыла того же удлинения ($\lambda = 2,5$), но при мгновенном охвате крыла порывом, приведены на фиг. 7.

И наконец, фиг. 8 содержит результаты расчетов для крыла изменяемой геометрии самолета $F-111$ при мгновенном охвате крыла порывом. Указанные данные относятся к такому положению консолей, при котором угол стреловидности их по передней кромке равен 15° (удлинение крыла при этом $\lambda = 7,4$).

Отметим, что в несжимаемой среде ($M = 0$) в первый момент после мгновенного охвата порывом подъемная сила теоретически равна бесконечности и затем мгновенно падает до конечного значения (фиг. 7 и 8).

Авторы благодарят Н. Л. Мазикову и М. И. Ништа, которые провели расчеты примеров.

Поступило 28 II 1969

ЛИТЕРАТУРА

1. Mazelsky B. Numerical determination of indicial lift of a two-dimensional stinging airfoil at subsonic Mach numbers from oscillatory lift coefficients with calculations from Mach number 0.7. NACA TN, 1951, No. 2562.
2. Lomax H., Heaslet M., Fuller F., Sluder L. Two- and three-dimensional unsteady lift problem in high-speed flight. NACA Rept, 1952, No. 1077.
3. Некрасов А. И. Теория крыла в нестационарном потоке. М., Изд-во АН СССР, 1947.
4. Бисплингофф Р. Л., Эшли Х., Халфмэн Р. Л. Аэроупругость. М., Изд-во иностр. лит., 1958.
5. Landahl M. T., Stark V. J. E. Numerical lifting-surface theory-problems and progress. AIAA Paper, 1968, No. 68-72.
6. Белоцерковский С. М. Метод расчета воздействия порыва на произвольное тонкое крыло. Изв. АН СССР, МЖГ, 1966, № 1.
7. Белоцерковский С. М. Особенности расчета обтекания крыльев сложной формы в плане при дозвуковых скоростях. Изв. АН СССР, МЖГ, 1966, № 6.
8. Красильщикова Е. А. Крыло конечного размаха в сжимаемом потоке. М., Гостехиздат, 1952.
9. Dörr J. Beitrag zu einer Wirbeltheorie des kompressiblen Mediums. Ingr-Arch., 1950, Bd 18, Nr 6.
10. Белоцерковский С. М. Тонкая несущая поверхность в дозвуковом потоке газа. М., «Наука», 1965.

КРЫЛЬЯ ЗАДАННОГО ОБЪЕМА С МАКСИМАЛЬНЫМ АЭРОДИНАМИЧЕСКИМ КАЧЕСТВОМ В ГИПЕРЗВУКОВОМ ПОТОКЕ

В. Д. ПЕРМИНОВ

(Москва)

Приводятся результаты численного решения задачи о треугольном крыле заданного объема, обладающего максимальным аэродинамическим качеством в гиперзвуковом потоке.

При расчете аэродинамических характеристик несущих тел в гиперзвуковом потоке вязкого газа часто считают, что коэффициент давления на поверхности тела

дается законом Ньютона [1, 2], а коэффициент трения постоянен. Эти предположения позволяют сформулировать вариационные задачи о телах с оптимальными характеристиками как задачи об экстремальном значении некоторого явного образом выписанного функционала. Однако даже для простых задач уравнения Эйлера будут нелинейными уравнениями в частных производных, решение которых удается получить лишь в некоторых частных случаях. Поэтому обычно делается дополнительное предположение о тонкости крыла, позволяющее решать некоторые простые вариационные задачи с помощью аналитических методов. Но это предположение сильно сужает класс допустимых форм крыльев и не позволяет получить полного представления о зависимости аэродинамических характеристик оптимальных тел от различных параметров. Численный метод локальных вариаций [3], применяемый ниже, позволяет решать некоторые вариационные задачи, не накладывая ограничений на относительные размеры крыльев.

Предположим, что коэффициент давления C_p на поверхности крыла (фиг. 1) дается законом Ньютона с модифицирующим множителем $N(M_\infty)$, коэффициент трения $c_f = \text{const}$, а верхняя и нижняя поверхности крыла заданы соответственно функциями $y_1 = y_1(x, z)$ и $y_2 = y_2(x, z)$. Воспользуемся безразмерными переменными $\bar{x} = x/b_0$, $\bar{y} = y/V^{1/3}$, $\bar{z} = 2z/l$. Здесь b_0 , l и V — соответственно ширина, размах и объем крыла. Тогда коэффициенты сопротивления, подъемной силы и объем крыла даются функционалами (черточки над буквами опущены)

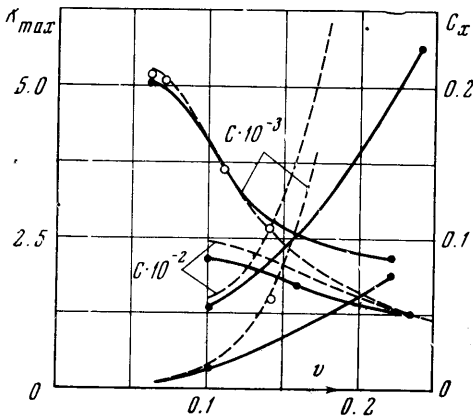
$$\frac{c_x}{N} = \frac{b_0 l}{S} \iint_{s/2} \left[2\tau_1^3 \left(\frac{y_{1x}^2}{g_1^2} - \frac{y_{2x}^2}{g_2^2} \right) + c(h_1 + h_2) \right] dx dz \quad (1)$$

$$\frac{c_y}{N} = \frac{b_0 l}{S} \iint_{s/2} \left[2\tau_1^2 \left(-\frac{y_{1x^2}}{g_1^2} + \frac{y_{2x^2}}{g_2^2} \right) + c\tau_1 \left(\frac{y_{1x}}{h_1} + \frac{y_{2x}}{h_2} \right) \right] dx dz \quad (2)$$

$$V^* = \frac{V^{2/3}}{b_0 l} = \iint_{s/2} (y_1 - y_2) dx dz, \quad g_i^2 = (1 + \tau_1^2 y_{ix}^2 + \tau_2^2 y_{iz}^2) \quad (3)$$

$$h_i^2 = (1 + \tau_2^2 y_{iz}^2), \quad c = c_f / N,$$

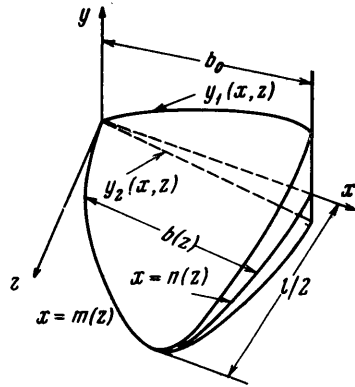
$$\tau_1 = V^{1/3} / b_0, \quad \tau_2 = 2V^{1/3} / l \quad (i = 1, 2)$$



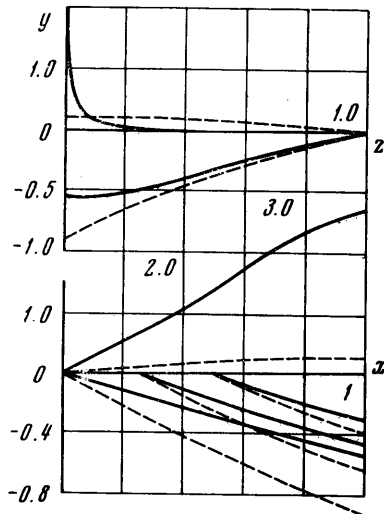
Фиг. 2

Здесь c , τ_1 , τ_2 — известные параметры. Будем пользоваться другими параметрами λ и V^* , определенными следующими соотношениями:

$$\lambda = l / b_0, \quad \tau_1 = (V^* \lambda)^{1/2}, \quad \tau_2 = (4V^* / \lambda)^{1/2}$$



Фиг. 1



Фиг. 3

Теперь задачу о крыле с максимальным аэродинамическим качеством K_{\max} при заданном объеме (форма в плане задана) можно сформулировать следующим образом: найти функции $y_1(x, z)$ и $y_2(x, z)$, обращающиеся в нуль на передней кромке и удовлетворяющие изопериметрическому ограничению (3), на которых функционал $K = C_y / C_x$ принимает максимальное значение.

Если предположить, что крыло тонкое, т. е. $y_1^2 \ll 1$ и $y_2^2 \ll 1$, и, кроме того, пренебречь вкладом трения в подъемную силу, то выражения (1), (2) существенно упрощаются, и решение соответствующих уравнений Эйлера можно выписать в замкнутом виде [4]. Приведем без вывода для частного случая $m(z) = z$ и $n(z) = 1$ результаты решения задачи о тонком треугольном крыле (фиг. 1)

$$K_{\max} = \left[\frac{1}{135ct} (16\psi_1 - 80\psi_2) \right]^{1/3}, \quad c_x = 2 \left(c - \frac{16\psi_1}{135K^3t} \right)$$

$$c_y = -\frac{32\psi_2}{27K^2t}, \quad V^* = \frac{1}{2} \left(\frac{2}{\lambda} \right)^{1/3} \left\{ \frac{16}{45Kt^2} \left[1 + \frac{1}{7t} (4 + 3\varphi^{7/2} - 7\varphi^{5/2}) \right] \right\}^{2/3}$$

$$\psi_1 = 3 + \frac{1}{7t} (8 - \varphi^{7/2} - 7\varphi^{5/2}), \quad \psi_2 = 1 + \frac{2}{5} t (1 - \varphi^{5/2}), \quad \varphi = 1 + t$$

Здесь $t \geq 0$ — некоторый параметр. Зная c , можно, исключив t , построить зависимости $c_x = c_x(\lambda, V^*)$, $c_y = c_y(\lambda, V^*)$, $K = K(\lambda, V^*)$. Результаты, полученные для тонкого крыла, приводятся на фиг. 2—4 пунктиром.

На фиг. 2, 3, 4 приводятся результаты численного решения сформулированной выше задачи о треугольном крыле ($m(z) = z$, $n(z) = 1$) заданного объема, обладающего максимальным аэродинамическим качеством в гиперзвуковом потоке (светлыми точками даны результаты для $\lambda = 4.0$, темными — для $\lambda = 1.0$).

Расчеты проводились для крыльев с $\lambda = 4.0$ и 1.0 и коэффициентов трения $c = 10^{-3}$ и 10^{-2} .

На фиг. 2 приводятся зависимости качества K_{\max} (кривые с отрицательной производной) и коэффициента сопротивления c_x от параметра $v = V^*(\lambda/2)^{1/3}$. Видно, что при $\lambda = 4.0$ и $c = 10^{-3}$ зависимости $K_{\max}(V^*)$ и $c_x(V^*)$ хорошо даются теорией тонкого крыла, а при $\lambda = 1.0$ теория тонкого крыла дает завышенные значения c_x для всех V^* , завышенные значения K_{\max} в области максимума и заниженные при больших V^* .

На фиг. 3 в качестве примера приводится распределение профилей крыла, обладающего максимальным

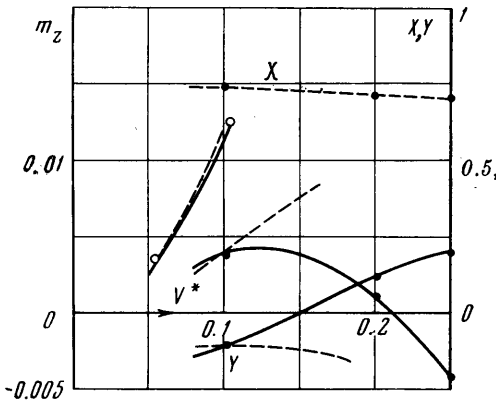
качеством, характерным будет появление своеобразного довольно узкого «киля» на верхней поверхности крыла.

Фиг. 4 дает для $c = 10^{-3}$ представление о характере зависимости от V^* и λ положения центра тяжести и момента m_z относительно центра тяжести оптимального крыла.

Поступило 4 X 1968

ЛИТЕРАТУРА

1. Хейз У. Д., Пробстин Р. Д. Теория гиперзвуковых течений. М., Изд-во иностр. лит., 1962.
2. Черный Г. Г. Течения газа с большой сверхзвуковой скоростью. М., Физматгиз, 1959.
3. Баничук Н. В., Петров В. М., Черноусько Ф. Л. Численное решение вариационных и краевых задач методом локальных вариаций. Ж. вычислит. матем. и матем. физ., 1966, т. 6, № 6.
4. Майкапар Г. И. Крыло с максимальным аэродинамическим качеством при гиперзвуковых скоростях. ПИММ, 1966, т. 30, вып. 1.



Фиг. 4