

ханической энергии. Давление вследствие этих потерь за скачками уплотнения полностью не восстанавливается, и поэтому возникает сопротивление от давлений, которое и является волновым сопротивлением.

Коэффициент волнового сопротивления тела может в несколько раз превышать значение c_x при малых величинах M . Резкое возрастание $c_{x\text{волн}}$ в околозвуковой области много лет являлось препятствием для увеличения скорости полета самолета и, в частности, для

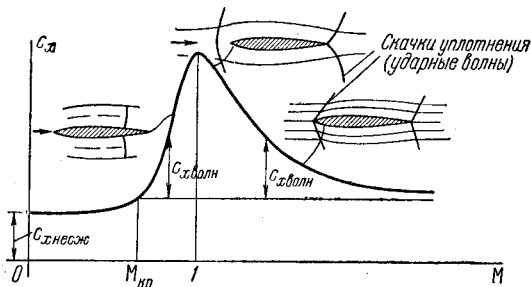


Рис. 3.61. Зависимость коэффициента лобового сопротивления от числа M (при $c_y = 0$). Схемы расположения скачков уплотнения.

достижения звуковой скорости полета. Лишь когда были разработаны способы борьбы с волновым сопротивлением и специфические формы тел малого волнового сопротивления, удалось преодолеть так называемый «звуковой барьер» и достичь скоростей полета, равных и больших скорости звука. Свойства скачков уплотнения и способы уменьшения волнового сопротивления будут изложены в дальнейшем (гл. V).

§ 15. Полярная диаграмма; ее аналитическое выражение

В предыдущих параграфах мы познакомились с зависимостями c_x и c_y от угла атаки α . Однако в аэродинамическом расчете летательного аппарата угол атаки играет второстепенную роль; основное значение имеет соотношение между самими аэродинамическими коэффициентами c_x и c_y , ибо оно позволяет сопоставлять тягу двигателей и полетный вес летательного аппарата. Поэтому целесообразно из зависимостей $c_y = f(\alpha)$ и $c_x = F(\alpha)$ для данного тела (относящихся к одним и тем же значениям R и M) исключить α и получить зависимость c_y от c_x ; график этой зависимости называется полярной диаграммой или полярной для данного тела (рис. 3.62). Каждой точке на этой диаграмме соответствует свой угол атаки. Значения угла атаки, который здесь является параметром, надписывают у соответствующих точек полярной диаграммы, т. е. делают на диаграмме разметку углов атаки.

Если из начала координат провести вектор, конец которого будет находиться в той или иной точке полярной диаграммы, то проекции этого вектора на оси координат будут соответственно равны c_x и c_y , т. е. этот вектор изображает по величине и направлению коэффициент результирующей аэродинамической силы, действующей на тело при данном угле атаки. Следовательно, *полярную диаграмму можно рассматривать как геометрическое место конца вектора результирующей аэродинамической силы, действующей на тело при разных углах атаки*, причем начало этого вектора находится в начале координат, как в полюсе. Отсюда происходит название — полярная диаграмма.

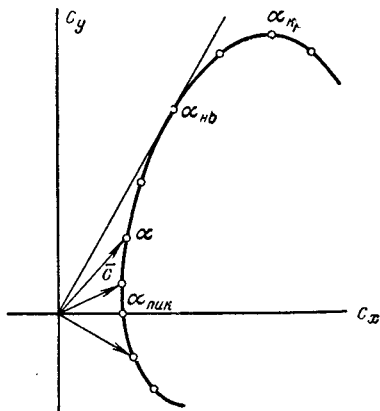


Рис. 3.62. Полярная диаграмма (в скоростной системе координат).

Полярная диаграмма весьма наглядна, так как позволяет предста-

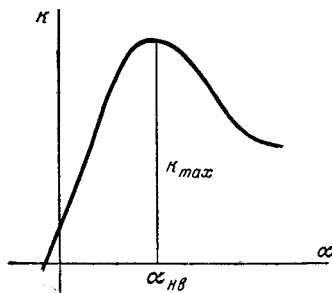


Рис. 3.63. Зависимость аэродинамического качества от угла атаки.

вить себе весь пучок аэродинамических сил, действующих на тело при разных углах атаки. Вместе с тем она удобна для расчетов; в частности, с помощью полярной диаграммы легко определить для любого угла атаки аэродинамическое качество $k = c_y/c_x$: оно равно тангенсу угла наклона к оси абсцисс вектора, проведенного из начала координат в точку полярной диаграммы, соответствующую этому углу атаки (разумеется, если масштабы для c_x и c_y одинаковы). Угол атаки, соответствующий максимальному качеству, определится, если из начала координат провести касательную к полярной диаграмме. Этот угол атаки называется *наивыгоднейшим* ($\alpha_{нв}$), так как горизонтальный установившийся полет с этим углом атаки при данном числе M имеет наибольшую дальность.

Зависимость аэродинамического качества от угла атаки имеет вид, представленный на рис. 3.63.

Наряду с полярной диаграммой, построенной в скоростной системе координат, иногда пользуются полярной диаграммой, построенной в связанной системе, т. е. в системе, где по оси абсцисс отложен коэффициент продольной силы c_{x1} , а по оси ординат — коэффициент нор-

мальной силы c_{y1} . Такая диаграмма (ее называют также полярной диаграммой второго рода) изображена на рис. 3.64.

Разумеется, что так как c_x и c_y зависят от формы тела, чисел R и M , то и вид полярной диаграммы зависит от тех же параметров. Поэтому для каждого данного самолета существует множество полярных диаграмм; например, для условий посадки самолета, когда отклонены закрылки, выпущено шасси и скорость близка к минимальной, будет одна полярная диаграмма, для полета с большими скоростями — семейство поляр, каждая из которых соответствует своему значению M , и т. д.

Если провести касательную к полярной диаграмме, параллельную оси ординат (рис. 3.65), то коэффициент лобового сопротивления будет разделен на два слагаемых, из которых одно представляет собой минимальное значение c_x (мы обозначим его через c_{x0}), а другое — добавок Δc_x , зависящий от c_y :

$$c_x = c_{x0} + \Delta c_x(c_y).$$

Рассмотрим зависимость Δc_x от c_y . Предположим, что речь идет о тонком, мало изогнутом, плоском крыле (плоским называется крыло, имеющее во всех сечениях, перпендикулярных к размаху, одинаковый профиль и одинаковый угол атаки). Кроме того, предположим, что крыло движется с малым углом атаки и при этом отрыва пограничного слоя с поверхности крыла не происходит. Тогда составляющая аэродинамической силы, происходящая от касательных напряжений, почти не будет зависеть от угла атаки и, следовательно, может быть охарактеризована величиной c_{x0} . От угла атаки зависит лишь составляющая, происходящая от давлений, распределенных по поверхности. Расчеты показывают, что при указанных предположениях эта составляющая пропорциональна α_a и c_y , т. е. в безразмерных коэффициентах:

$$\Delta c_x \sim c_y \alpha_a.$$

Предположим, что между c_y и α_a существует линейная зависимость:

$$c_y = a \alpha_a;$$

тогда, исключая α_a из двух последних соотношений, получаем:

$$\Delta c_x = A \frac{c_y^2}{a},$$

где A есть коэффициент пропорциональности, зависящий от удлинения крыла λ . Таким образом, для тонкого плоского, мало изогнутого крыла участок полярной диаграммы, соответствующий малым углам атаки, представляет собой параболу, ось которой совпадает с осью абсцисс:

$$c_x = c_{x0} + \frac{A}{a} c_y^2.$$

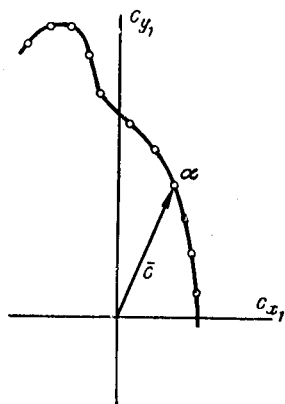


Рис. 3.64. Полярная диаграмма (в связанной системе координат).

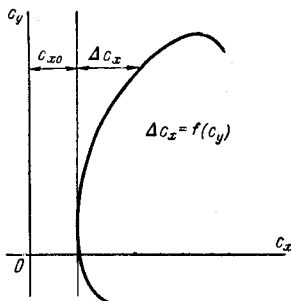


Рис. 3.65. Разложение коэффициента лобового сопротивления на составляющие, из которых одна, c_{x0} не зависит от c_y , а другая зависит от c_y .

Это уравнение является аналитическим выражением полярной диаграммы для рассматриваемого случая.

Величина a зависит, при данном значении числа M , от удлинения крыла. С возрастанием удлинения $dc_y/d\alpha$ увеличивается, асимптотически приближаясь к своему значению при $\lambda = \infty$ (рис. 3.66). На линейном участке зависимости $dc_y/d\alpha$ от λ имеем:

$$\frac{dc_y}{d\alpha} = B\lambda,$$

где B есть коэффициент пропорциональности. Аналитическое выражение полярной диаграммы в этом случае будет иметь вид

$$c_x = c_{x0} + \frac{A}{B} \frac{c_y^2}{\lambda}.$$

Можно доказать, что если крыло является закрученным, т. е. если профиль или угол атаки, или то и другое вместе переменны по размаху, то полярная диаграмма

Рис. 3.66. Зависимость $dc_y/d\alpha$ от удлинения для тонкого, мало изогнутого крыла.

такого крыла представляет собою параболу, вершина которой смещена с оси абсцисс,

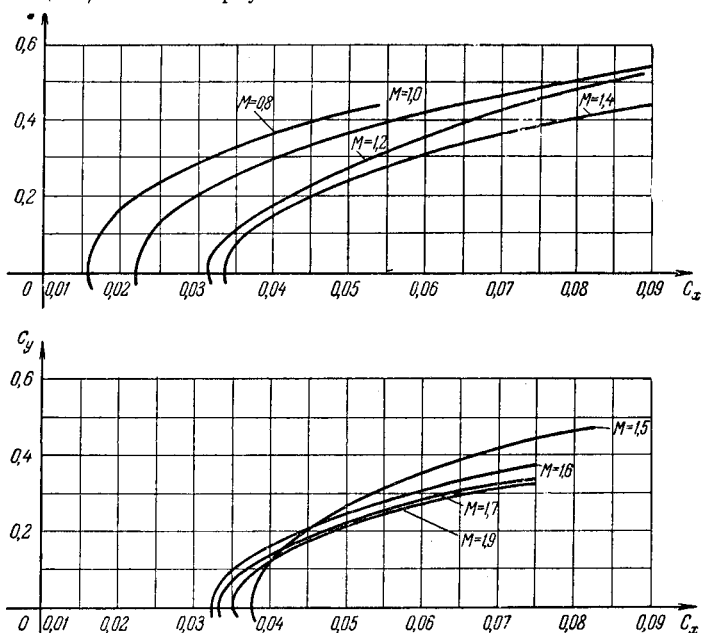


Рис. 3.67. Полярные диаграммы крыла при разных значениях числа M .

Вид полярной диаграммы, как уже указывалось, зависит от формы крыла, чисел R и M . На рис. 3.67 показано семейство полярных диаграмм одного и того же крыла при разных значениях числа M .