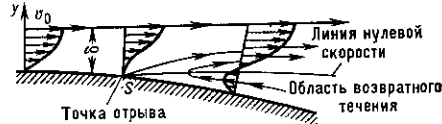


внеш. границе слоя до $v = 0$ на поверхности тела, а давление остаётся постоянным и равным давлению во внеш. потоке. В непосредств. близости от поверхности, где скорость течения мала, кинетич. энергия потока оказывается недостаточной для преодоления давления,

Рис. 1. Схема образования отрывного течения при обтекании дозвуковым потоком тела с криволинейной образующей.



повышающегося в направлении течения. В результате скорость течения становится равной нулю, а затем меняет направление на обратное. Возникновение обратного течения приводит к значит. утолщению пограничного слоя и отрыву потока от стенки. Течение в области между границей О. т. и поверхностью твёрдого тела становится вихревым. Точку S на поверхности, в к-рой $(\partial v/\partial y)_{y=0} = 0$, обычно принимают за точку отрыва потока.

Рассмотренная схема возникновения О. т. при достаточно больших Рейнольдса числах Re справедлива как для сжимаемой, так и для несжимаемой среды при

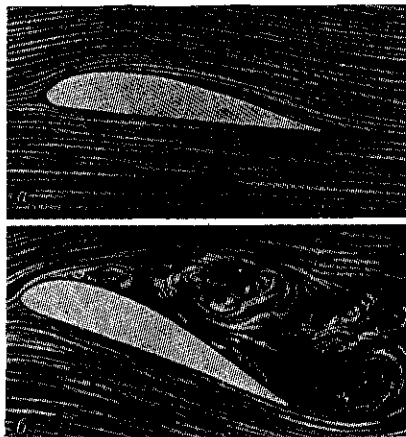


Рис. 2. Обтекание крыла: а — плавное; б — с образованием отрывного течения.

ламинарном или турбулентном режиме течения в пограничном слое. Так, отрыв турбулентного пограничного слоя возникает в случае, когда параметр $\epsilon = (\delta^*/\rho v^2)(dp/dx)$ превышает значения $\epsilon = 0,015$ для дозвуковых течений и $\epsilon = 0,01$ для течений, у к-рых Маха число $M = 3$ (здесь δ^* — толщина вытеснения пограничного слоя, ρ — плотность газа и dp/dx — градиент давления в направлении течения x).

Образование области О. т. существенно влияет на аэродинамич. (гидродинамич.) характеристики тел. Напр., аэродинамическое сопротивление шара, движущегося с дозвуковой скоростью, в основном определяется О. т. на поверхности задней полусферы. Турбулизация ламинарного пограничного слоя изменяет профиль скорости в пограничном слое, уменьшает зону О. т. и в неск. раз уменьшает силу аэродинамич. сопротивления шара. На верхней поверхности крыла самолёта при нек-ром угле атаки также возникает О. т. (рис. 2), область к-рого с увеличением угла атаки возрастает. При этом подъёмная сила крыла сначала проходит через макс. значение при $\alpha_{кр}$, а затем быстро уменьшается. Для предотвращения отрыва потока в авиац. технике на крыле устанавливают «предкрылки» и «закрылки», увеличивающие кинетич. энергию потока в пограничном слое крыла, что позволяет увеличивать $\alpha_{кр}$ и макс. подъёмную силу крыла.

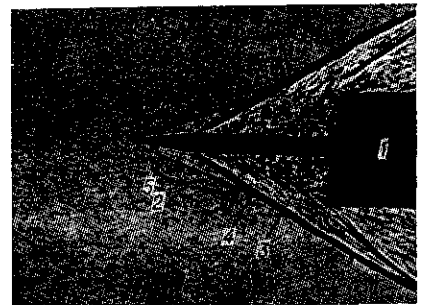
В сверхзвуковых течениях при наличии ударных волн пересечение ударной волной поверхности с вязким пограничным слоем приводит к образованию О. т., существенно влияющего на аэродинамич. характеристики тела и его тепловой режим. Для турбулентного пограничного слоя возникновение О. т. при взаимодействии с ударной волной определяется нек-рым «критич.» отношением давлений в ударной волне: p_2/p_1 , где p_1 — давление во внеш. потоке перед ударной волной, а p_2 — давление за ней. Установлена эмпирич. зависимость

$$\frac{p_2}{p_1} = 1 + 0,2 \frac{k M_0^2}{(M_0^2 - 1)^{1/4}}$$

от числа Маха M_0 перед ударной волной и отношения $k = c_p/c_v$ теплоёмкостей при постоянном давлении (c_p) и объёме (c_v). Для ламинарного пограничного слоя величина p_2/p_1 зависит, кроме того, от числа Re .

При сверхзвуковом обтекании затуплённого тела перед ним образуется отошедшая ударная волна. Если же на оси симметрии течения (рис. 3) установить тонкую иглу 2, то при пересечении отошедшей ударной волной пограничного слоя на поверхности иглы образуется область О. т. Потери энергии в ударной волне 4, образующейся при обтекании конич. области О. т. 3, меньше,

Рис. 3. Образование отрывного течения при сверхзвуковом обтекании затуплённого тела 1 с остриём 2; 3 — зона отрывного течения; 4 и 5 — ударные волны, возникающие при обтекании отрывной зоны и острия иглы.



чем в отошедшей ударной волне перед торцевой поверхностью цилиндра, соответственно меньше аэродинамич. сопротивление. Подробные исследования показали, что течение в отрывной зоне нестационарно: возникают пульсации давления большой интенсивности, причём тепловые потоки к элементам лобовой поверхности тела увеличиваются в неск. раз.

Более сложными являются пространственные О. т., к-рые возникают при обтекании сверхзвуковым потоком тел сложной формы, напр. летат. аппарата с выступом на поверхности (рис. 4). Над поверхностью перед

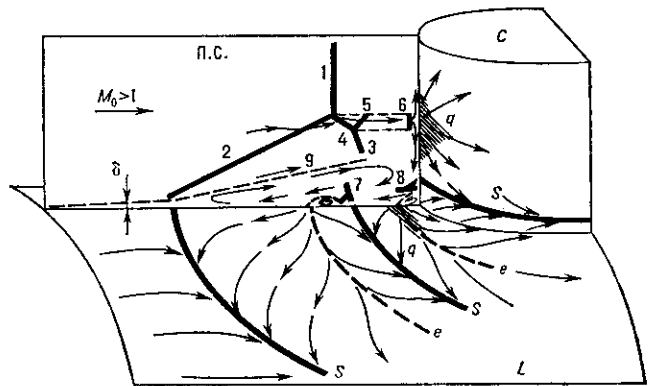


Рис. 4. Схема трёхмерного отрывного течения: L — поверхность летательного аппарата; C — цилиндрический выступ, П. С. — плоскость симметрии; δ — толщина пограничного слоя; 1 — 8 — ударные волны; 9 — граница области отрывного течения; S — линии отрыва течения от поверхности летательного аппарата; e — линии растекания; q — зоны повышенных тепловых потоков (заштрихованы).