

противоречащие 2-му началу термодинамики (т. е. энтропия должна уменьшаться), — невозможны (теорема Цемплена).

Скачок уплотнения (ударная волна) распространяется по газу со сверхзвуковой скоростью, тем большей, чем больше интенсивность скачка, т. е. чем больше повышение давления в нём. При стремлении интенсивности скачка к нулю скорость его распространения приближается к скорости звука. Векторы скорости частицы газа до и после прохождения ею скачка уплотнения и нормаль к элементу скачка уплотнения, сквозь который проходит частица, лежат в одной плоскости. При заданной скорости набегающего потока компоненты скорости газа за скачком в этой плоскости связаны соотношением, геом. интерпретацией которого является т. н. ударная полара, пользуясь которой легко определить скорость газа после скачка, если известен угол поворота потока в скачке.

При установившемся С. т. вдоль стенки с изломом (рис. 2, а) возмущения, идущие от всех точек линии излома, ограничены огибающей конусов возмущений — плоскостью, наклонённой к направлению потока под углом μ , таким, что $\sin \mu = a/v$.

За этой плоскостью поток поворачивается, расширяясь внутри угл. области, образованной пучком плоских фронтов возмущений (характеристик) до тех пор, пока не станет параллельным направлению стенки после излома. Если стенка между двумя прямолинейными участками искривляется непрерывно (рис. 2, б), то поворот потока происходит постепенно в последовательности прямых характеристик, исходящих из каждой точки искривлённого участ-

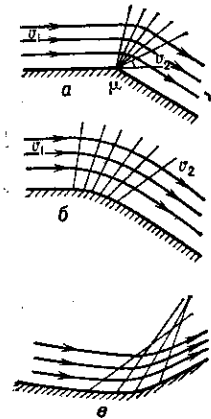


Рис. 2. Обтекание сверхзвуковым потоком: а — стенки с изломом; б — выпуклой искривлённой стенки; в — вогнутой стенки.

ка стенки. В этих течениях, называемых течениями Прандтля — Маёра, параметры газа постоянны вдоль плоских характеристик. Давление и плотность газа в таком течении при движении уменьшаются. При удалении от стенки градиенты этих величин вдоль линий тока уменьшаются. Напротив, если стенка имеет вогнутый участок (рис. 2, в), то прямолинейные характеристики сближаются и градиенты давления и плотности вдоль линий тока при некотором удалении от стенки неограниченно возрастают, в потоке возникает скачок уплотнения.

При обтекании сверхзвуковым потоком клина (рис. 3, а) поступают течение вдоль боковой поверхности клина отделяется от набегающего потока плоским скачком уплотнения, идущим от вершины клина (т. н. головная ударная волна), скорость потока за скачком определяется по ударной поларе; для клина конечной длины из двух возможных значений скорости осуществляется большее. При углах раскрытия клина, больших некоторого предельного, подобное простое течение невозможно. Скачок уплотнения становится криволинейным, отходит от вершины клина, превращаясь в оттопленную ударную волну, и за ней появляется область с дозвуковой скоростью те-



Рис. 3. Обтекание сверхзвуковым потоком: а — клина; б — тупого тела.

чения газа в ней. Это характерно для сверхзвукового обтекания тел с тупой головной частью (рис. 3, б).

При обтекании сверхзвуковым потоком пластины (рис. 4) под углом атаки α , меньшим того, при котором скачок отходит от передней кромки пластины, от её передней кромки вниз идёт плоский скачок уплотнения, а вверх — течение разрежения Прадтля — Маёра. В скачке и в волне разрежения поток поворачи-

Рис. 4. Схема обтекания пластинки сверхзвуковым потоком.



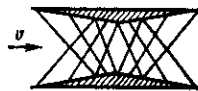
вается, обтекая затем пластину. На верх. стороне пластины давление ниже, чем под пластиной; вследствие этого возникает подъёмная сила и сопротивление, т. е. Даламбера — Эйлера парадокс, не имеет места. Причиной того, что, в отличие от дозвукового обтекания, при сверхзвуковой скорости обтекания идеальным газом тела испытывают сопротивление, служит возникновение скачков уплотнения и связанное с ними увеличение энтропии газа при прохождении им скачков. Чем большие возмущения вызывает тело в газе,

Рис. 5. Тела, обладающие равным сопротивлением при большой сверхзвуковой скорости.



тем интенсивнее ударные волны и тем больше сопротивление движению тела (рис. 5). Для уменьшения сопротивления тел при сверхзвуковых скоростях может быть использован принцип интерференции возмущений, идущих от разл. частей тела или от разл. тел системы,

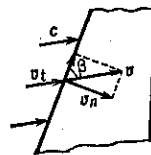
Рис. 6. Биплан Буземана.



напр. как в случае биплана Буземана (рис. 6), который обладает нулевым сопротивлением, но не имеет и подъёмной силы.

Для уменьшения сопротивления, связанного с образованием головных ударных волн, при сверхзвуковых скоростях пользуются стреловидными (рис. 7) и тре-

Рис. 7. Схема обтекания стреловидного крыла.



угольными крыльями, передняя кромка которых образует острый угол β с направлением скорости v набегающего потока. Волновое сопротивление крыла бесконечного размаха обратится в нуль, когда угол скольжения β крыла достигает такой величины, что нормальная к кромке крыла составляющая скорости v_n станет дозвуковой.

Аэродинамически совершенной формой (т. е. формой с относит. малым сопротивлением давления) при сверхзвуковой скорости является тело, нормаль к поверхности к-рого мало отклоняется от плоскости, перпендикулярной к направлению движения, т. е. тонкое,