

Рис. 1. Спутная изобарическая струя газа: b_c — полуширина или радиус сопла; b — полуширина или радиус струи; α — угол наклона внутренней границы начального участка; θ — угол расширения внешней границы струи.

суммарное количество движения, определённое по избыточной скорости, остаётся неизменным.

В нач. участке С. при $x < x_n$ расширяющийся слой перемешивания ещё не достигает оси течения; скорость v_c вблизи оси постоянна и равна скорости на срезе сопла. В переходном участке С. ($x_n < x < x_n + x_n$) вязкое перемешивание распространяется на весь объём С., скорость течения на оси уменьшается, но профили скоростей ещё продолжают изменяться. В осн. участке С. ($x > x_n + x_n$) скорость течения на оси уменьшается, профили относит. скорости $\Delta v / \Delta v_m = f(y/b)$ становятся неизменными (автомоделными; см. *Автомоделное течение*) ($\Delta v = v_y - v_a$, $\Delta v_m = v_m - v_a$ — избыточные скорости в рассматриваемой точке течения на расстоянии y от оси С. и на оси). Аналогично профилю скорости ведут себя профили избыточных темп-ры и концентрации в осн. участке С.; все они связаны зависимостью:

$$\frac{\Delta v}{\Delta v_m} = \left(\frac{\Delta T}{\Delta T_m} \right)^{1/Pr} = \left(\frac{\Delta \kappa}{\Delta \kappa_m} \right)^{1/Pr} = f\left(\frac{y}{b}\right),$$

где $\Delta T = T - T_a$, $\Delta T_m = T_m - T_a$, $\Delta \kappa = \kappa - \kappa_a$, $\Delta \kappa_m = \kappa_m - \kappa_a$ — соответствующие значения избыточных темп-ры T и концентрации κ , Pr — *Прандтля число*, для осесимметричных газовых С. $Pr = 0,75 - 0,8$. Углы расширения границ слоя перемешивания С. α и θ различны для полей скорости, темп-ры и концентрации. Для турбулентных С. сжимаемого газа углы α и θ тем больше, чем больше отличается от 1 спутности потока $m = v_a/v_c$, чем меньше число M_c на срезе сопла и чем меньше отношение полной энтальпии H_a течения внеш. газа к полной энтальпии H_c газа С.: $H = H_a/H_c$. Кроме того, толщина С. в осн. участке (как и толщина пограничного слоя в начальном), т. е. углы θ и α , существенно увеличиваются при увеличении ср. значения *турбулентности* потока $|\bar{v}'|/|\bar{u}|$, где \bar{v}' — ср. величина поперечной пульсации скорости, а \bar{u} — ср. величина скорости в С. Таким образом, течение в изобарич. турбулентной спутной С. в осн. определяется безразмерными числами Маха M , Прандтля Pr , спутности течения m , относит. энтальпии H и турбулентности течения $|\bar{v}'|/|\bar{u}|$.

Схема течения в изобарической, т. н. расчётной, сверхзвуковой спутной С. такая же, как для дозвуковой (рис. 1). Скорость течения на оси изобарич. С. постоянна в пределах начального (изоэнтропического) участка течения $x \leq x_n$, а в дальнейшем монотонно изменяется, стремясь к значению скорости в окружающем пространстве. В осн. участке затопленной С. $x > x_n + x_n$ скорость на оси изменяется по закону $1/\bar{x}$ для осесимметричных С. и по закону $1/\sqrt{\bar{x}}$ для плоских ($\bar{x} = x/b_c$ — безразмерное расстояние от среза сопла). Независимо от формы поперечного сечения С. на срезе сопла, начиная с некого расстояния \bar{x} , в осн. участке С. становится круглой.

В случае, когда давление p_c в сверхзвуковой С. на срезе сопла отличается от давления p_a в окружающей атмосфере ($p_c \gg p_a$), С. наз. *нерасчётной* и к числу параметров,

характеризующих течение в С., добавляется нерасчётность истечения $n = p_c/p_a$, определяющая картину ударных волн в С. и во внеш. пространстве. Примером такого течения является С., вытекающая из сопла вертикально стартующей ракеты. Для неё условие $n = 1$ будет иметь место только в одной точке траектории. Осесимметричная нерасчётная С. (рис. 2), вышедшая из сечения a — сопла расширяется в виде волн разрежения, к-рые отражаются от границы С. в форме волн сжатия, огибающей к-рых является «висячая» ударная волна 1. Осесимметричная волна 1 отражается вблизи оси в области 3, причём в зависимости от режима течения, определяемого нерасчётностью n и отношением чисел M_c/M_a , отражение может быть простым или «маховским», когда вблизи оси течения имеет место прямая ударная волна, за к-рой скорость газа становится дозвуковой. Отражённые ударные волны 2 пересекают внеш. границу течения, при этом возникают ударные волны 4 во внеш. сверхзвуковом потоке и отражённая волна внутри С. (на рис. 2 не показана). Началь-

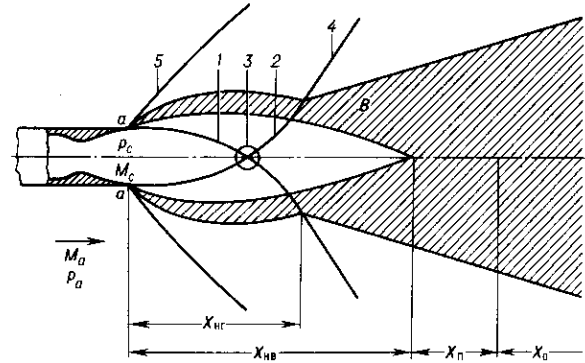


Рис. 2. Сверхзвуковая нерасчётная струя в сверхзвуковом спутном потоке.

ный газодинамич. участок С. $x_{нв}$ от среза сопла до сечения, в к-ром отражённая ударная волна пересекает границу С., наз. первой «бочкой». Вязкий слой перемешивания B , постепенно нарастая, достигает оси течения на расстоянии $x_{нв}$, к-рое наз. нач. участком вязкого течения. Далее следуют участки переходного x_n и осн. x_0 течений, в к-рых условия течения близки к соответствующим течению в осн. участке изобарич. С. В спутном потоке, обтекающем нач. участок С., возникает ударная волна 5 и давление на внеш. поверхности первой «бочки» становится монотонно убывающим.

В реальной нерасчётной С. (рис. 3) в результате отражения ударных волн наблюдается неск. «бочек», к-рые заполняют всю длину невязкого течения вблизи оси С. на участ-



Рис. 3. Теневая фотография осесимметричной сверхзвуковой нерасчётной затопленной струи: 1 — висячая ударная волна; 2 — отражённые ударные волны; 3 — область отражения ударных волн.