

**ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ  
В ТРЕХМЕРНЫХ ОТРЫВНЫХ ЗОНАХ ПЕРЕД УСТУПАМИ**

*Б. Е. Лужанский, В. П. Солнцев*

(Москва)

Изложены некоторые результаты экспериментального исследования дозвукового течения в зонах отрыва трехмерного турбулентного пограничного слоя, образующихся перед цилиндрическими уступами, прямоугольными параллелепипедами и щитками. Отношение ширины уступов к высоте изменялось от 0.25 до 24, а отношение толщины пограничного слоя в точке отрыва к высоте уступа — от 0.2 до 2.

Выявлены схемы течения, показано влияние геометрической формы уступа, отношения ширины к высоте уступа, параметров пограничного слоя, чисел Эйлера и Рейнольдса на картину течения и координаты характерных точек в отрывной зоне. Получены данные для определения размеров трехмерных отрывных зон перед уступами.

Течение и теплообмен в трехмерных отрывных зонах при дозвуковой скорости потока изучены недостаточно. Опубликованные в работах [1-3] отрывочные данные не дают возможности определить схему течения, распределение статического давления и характерные размеры отрывных зон, которые необходимы [4] для расчета теплообмена в отрывных зонах.

1. Эксперименты проводились в дозвуковой аэродинамической трубе с открытой рабочей частью. Число Маха  $M$  достигало 0.72. Число Рейнольдса, рассчитанное по параметрам набегающего потока и высоте уступа, изменялось от  $10^4$  до  $3.5 \cdot 10^5$ .

Экспериментальный участок представлял собой пластину шириной 350 мм и длиной 700 мм, на которую устанавливались уступы высотой  $H$  от 7.5 до 120 мм и диаметром  $D$  или шириной  $B$  от 15 до 180 мм. Лобовая поверхность большинства уступов была нормальной к поверхности пластины. Для цилиндрических уступов с отношением диаметра к высоте образующей лобовой поверхности (в плоскости симметрии), равном 1, было проведено исследование с изменением угла наклона оси цилиндра до  $45^\circ$  навстречу потоку и до  $43^\circ$  по потоку.

Толщина  $\delta$  турбулентного пограничного слоя в плоскости симметрии отрывного сечения изменялась от 2.7 до 20 мм. При этом отношение  $\delta / H$  было как меньше, так и больше единицы. Например,  $\delta / H$  перед цилиндрическим уступом с  $D / H = 2$  изменялось от 0.2 до 2.

2. Для исследования картины течения на поверхность модели наносились капли масла, краски или сажи с керосином. Течение пленки краски наблюдалось визуально и фотографировалось во время работы аэродинамической трубы.

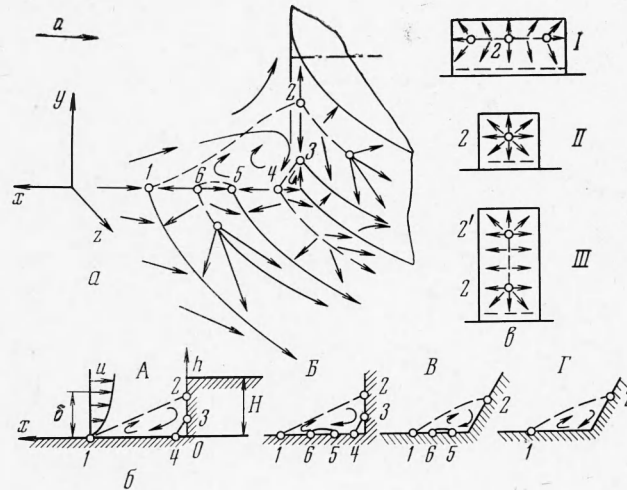
Исследование показало, что картина течения в окрестности уступов определяется геометрической формой уступа (цилиндр, параллелепипед и т. д.), параметрами  $D / H$ ,  $\delta / H$  или  $\delta / D$ . Кроме того, схема течения в отрывной зоне перед уступом зависит, как и в случае двумерного течения, от критериев Эйлера и Рейнольдса

$$E = p / (\rho u^2)^{-1}, \quad R = uH / \nu$$

где  $u$ ,  $\rho$ ,  $p$ ,  $\nu$  — скорость, плотность, статическое давление и коэффициент кинематической вязкости в набегающем потоке.

Схемы течения в трехмерных отрывных зонах, выявленные в результате исследования, показаны на фиг. 1. Трехмерный пограничный слой,

развивающийся в области повышенного давления перед уступом, отрывается от поверхности пластины на линии отрыва 1 и присоединяется к лобовой поверхности уступа с образованием линии или точки растекания 2. Часть потока поступает в отрывную зону перед уступом, откуда частично вытекает в боковом направлении. Плоскость симметрии перед уступом является плоскостью растекания.



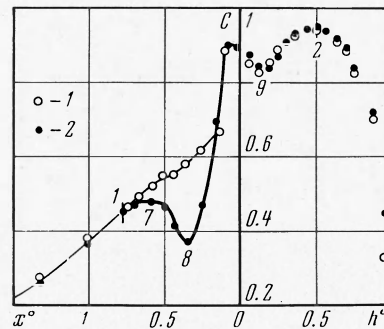
Фиг. 1

Пристеночный пограничный слой, образовавшийся при течении газа от линии или точки 2, отрывается от лобовой поверхности уступа на линии отрыва 3 и присоединяется на линии растекания 4, образуя в углу у основания уступа дополнительную трехмерную отрывную зону 3—4. Схема течения с одной дополнительной отрывной зоной 3—4 обозначена на фиг. 1, б буквой А.

Как и в случае двумерного течения [4], пристеночный пограничный слой может оторваться на линии отрыва 5 и присоединиться к пластине с образованием линии или точки растекания 6. Схема течения в отрывной зоне с двумя дополнительными отрывными зонами 3—4 и 5—6 обозначена на фиг. 1, б буквой В. При изменении угла наклона образующей были получены схемы течения В и Г.

Сопоставление данных визуализации течения с результатами исследования распределения статического давления показало, что перестройка схемы течения от А к В или от В к Г связана с качественным изменением распределения статического давления в отрывной зоне.

На фиг. 2 показано, распределение коэффициентов статического давления в плоскости симметрии перед уступом с  $D/H = 2$  и  $\delta^*/H = 0.055$ , где  $\delta^*$  — толщина вытеснения пограничного слоя в плоскости симметрии в точке отрыва 1



Фиг. 2

$$C = 2 (p_0 - p) (\rho u^2)^{-1}$$

$p_0$  — статическое давление на поверхности,  $x^\circ = x / H$  и  $h^\circ = h / H$  — безразмерные координаты, отсчитываемые от основания уступа (фиг. 1, б).

В определенной области значений критериев Эйлера и Рейнольдса (например, при  $E = 430$  и  $R = 2 \cdot 10^4$ , которым на фиг. 2 соответствуют экспериментальные точки 1) статическое давление в зоне обратных токов на пластине монотонно уменьшается от максимума на линии растекания 4 до давления на линии отрыва 1. При таком характере изменения давления на пластине течение осуществляется по схемам А или Г (фиг. 1, б).

При других значениях критериев  $E$  и  $R$  (например, при  $E = 13$  и  $R = 1.2 \cdot 10^5$ , которым на фиг. 2 соответствуют точки 2) под центром вихря появляется минимум давления. Если положительные градиенты давления в зоне обратных токов достигают значительной величины, то происходит отрыв пристеночного пограничного слоя и течение осуществляется по схемам Б или В (фиг. 1, б).

Граничные значения критериев  $E$  и  $R$ , при которых происходит качественное изменение характера распределения статического давления в зоне обратных токов и перестройка схемы течения, зависят от геометрической формы уступа и параметров  $D / H$ ,  $\delta / H$  или  $\delta / D$ .

Схемы течения на лобовой поверхности уступов показаны на фиг. 1, в. При небольшой трехмерности течения в отрывной зоне присоединение потока происходит по схеме I с образованием линии растекания 2, аналогичной линии растекания на двумерном уступе. При большей трехмерности течения осуществляются схемы II или III с образованием точки растекания 2 или линии растекания 2 — 2'.

Следует заметить, что схемы течения на лобовой поверхности зависят не только от геометрической формы уступа и параметра  $D / H$ , но также от относительной толщины пограничного слоя. Например, при  $D / H = 1$  уменьшение  $\delta^* / D$  от 0.03 до 0.02 приводит к перестройке схемы течения от II к III.

Для приближенной характеристики трехмерности течения в отрывной зоне в окрестности точки 2 целесообразно использовать параметр

$$K \sim \frac{du}{dz} \Big/ \frac{du}{dh}$$

где  $z$  — координата, нормальная к плоскости симметрии.

Анализ экспериментальных данных по распределению статического и полного давления показал, что в исследованном диапазоне определяющих параметров приближенно можно принять

$$du / dz \sim u / D, \quad du / dh \sim u (\Delta C)^{0.5} / h_2$$

Тогда

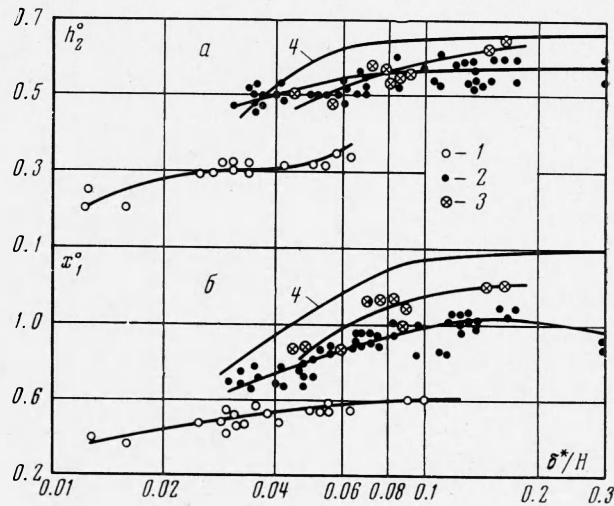
$$K = h_2 D^{-1} (\Delta C)^{-0.5}$$

где  $\Delta C = C_2 - C_9$  — максимальный перепад коэффициентов давления в плоскости симметрии отрывной зоны на уступе (см. фиг. 2). Индексы 1, 2, 3 и т. д. относятся к параметрам в соответствующих точках плоскости симметрии, обозначенных на фиг. 1 и фиг. 2.

Этот параметр может быть использован при определении границы области существования схемы течения I для обобщения данных, полученных при разных значениях  $\delta^* / D$ ,  $D / H$  и углах наклона образующей. При  $K < 0.5$  трехмерность течения в окрестности точки 2 в плоскости симметрии цилиндрических уступов невелика и оторвавшийся поток присоединяется к уступу с образованием линии растекания по схеме I. При  $K > 0.5$  растекание от точки 2 происходит во всех направлениях (схема II) или

в ограниченном секторе направлений (схема III). На уступах с плоской лобовой поверхностью течение по схеме I осуществляется при  $K < 1$ .

3. Рассмотрим результаты измерения координат линий или точек растекания и стекания на поверхности уступа и пластины. На фиг. 3 приведены зависимости координат точек отрыва 1 и присоединения 2 в плоскости симметрии отрывных зон перед цилиндрическими уступами от параметра  $\delta^* / H$ . Экспериментальные точки 1, 2 и 3 получены при значениях  $D/H = 1, 2$  и 4 соответственно. Цифрой 4 обозначена кривая, осредняющая результаты измерения размеров двумерных отрывных зон, приведенная в работе [4].



Фиг. 3

Размеры отрывных зон перед прямоугольными параллелепипедами и плитками изменяются аналогично, причем при  $B/H = 2$  и 4 и  $\delta^* / H \leq 0.12$  экспериментальные данные почти совпадают с кривой 4 на фиг. 3.

Приводим также осредненные координаты точек 1 и 2 перед параллелепипедами с  $B/H = 1$  (при  $\delta^* / H = 0.03, 0.07$  и  $0.1$  величина  $x_1^\circ = 0.72, 0.74$  и  $0.72$ , а  $h_2^\circ = 0.5, 0.53$  и  $0.62$  соответственно) и перед цилиндрическим уступом с  $D/H = 0.25$  (при  $\delta^* / D = 0.03, 0.06$  и  $0.11$  величина  $x_1 / D = 0.51, 0.57$  и  $0.62$ , а  $h_2 / D = 0.47, 0.61$  и  $0.7$  соответственно). Экспериментов при  $D/H < 0.25$  не проводилось, так как по данным работы [1] дальнейшее уменьшение этого параметра не приводит к изменению течения перед основанием уступа.

Анализ полученных данных показал, что координаты точек 1 и 2 определяются геометрической формой уступа, параметрами  $D/H, \delta^* / H$  или  $\delta^* / D$  и не зависят от числа Рейнольдса. Изменение числа Эйлера до  $E \geq 2$ , что соответствовало числам Маха  $M \leq 0.55$ , также не влияет на координаты  $x_1^\circ$  и  $h_2^\circ$ .

При больших значениях чисел  $M$ , например  $M = 0.72$  ( $E = 1.1$ ), наблюдалось некоторое увеличение размеров отрывных зон перед уступами с  $D/H \leq 2$ . Это, по-видимому, связано с появлением в окрестности уступа локальных областей сверхзвукового течения, на что указывает наличие на боковой поверхности уступов и на пластине участков с  $C \approx -1$ , вблизи которых расчетная скорость течения при  $M > 0.7$  превышает звуковую.

Из данных на фиг. 3 видно, что увеличение параметра  $D/H$  приводит к увеличению относительных размеров отрывной зоны, которые в плоскости симметрии стремятся к размерам двумерной зоны. Предельное значение параметра  $D/H$ , дальнейшее увеличение которого перестает влиять на величины  $x_1^\circ$  и  $h_2^\circ$ , зависит от геометрической формы уступа и параметра  $\delta^*/H$ . Например, в плоскости симметрии отрывных зон перед прямоугольными параллелепипедами и щитками  $x_1^\circ$  и  $h_2^\circ$  при  $\delta^*/H = 0.12$  совпадают с размерами двумерной зоны при  $B/H \geq 2$ . Уменьшение  $\delta^*/H$  до 0.03 приводит к независимости  $x_1^\circ$  и  $h_2^\circ$  от отношения ширины к высоте уступа уже при  $B/H \geq 1$ .

Следует, однако, отметить, что при этом картина течения и распределение статического давления в отрывной зоне отличаются от двумерного случая. Визуализация потока показала, что даже при  $B/H = 16$  течение на поверхности пластины между линиями отрыва 5 и 1 было трехмерным в непосредственной близости от плоскости симметрии, хотя координаты линии отрыва 1 и линии присоединения 2 оставались постоянными до расстояния  $z/H = 6$  ( $z$  отсчитывается от плоскости симметрии).

Кроме координат  $x_1$  и  $h_2$  проводились измерения координаты линии отрыва  $x_5$ . Анализ экспериментальных данных показал, что координата  $x_5^\circ$  зависит не только от параметров  $D/H$  и  $\delta^*/H$  (или  $\delta^*/D$ ), но, как в двумерном случае [4], и от чисел Эйлера и Рейнольдса.

Авторы благодарны В. С. Авдеевскому за обсуждение результатов работы.

Поступила 12 VII 1971

#### ЛИТЕРАТУРА

1. S y k e s D. M. The supersonic and low-speed flows past circular cylinders of finite length supported at an end. J. Fluid Mech., 1962, vol. 12, pt 3.
2. H e y s e r A., M a u e r F. Experimentelle Untersuchungen an festen Spoilern und Strahlspoilern bei Machschen Zahlen von 0,6 bis 2,8. Z. Flügwiss, 1962, Jrg. 10, H. 4/5.
3. C h a r p m a n D. R., K u e h n D. M., L a r s o n H. K. Investigation of separated flows in supersonic and subsonic streams with emphasis on the affect of transition. NASA Rept No. 1356, 1958.
4. Л у ж а п с к и й Б. Е., С о л н ц е в В. П. Экспериментальное исследование теплообмена в зонах отрыва турбулентного пограничного слоя перед уступом. ПМТФ, 1974, № 1.