

О СУЩЕСТВОВАНИИ СВЕРХЗВУКОВЫХ ЗОН В ПРОСТРАНСТВЕННЫХ ОТРЫВНЫХ ТЕЧЕНИЯХ

Д. М. ВОЙТЕНКО, А. И. ЗУБКОВ, Ю. А. ПАНОВ

(Москва)

В настоящее время недостаточно изучены области пространственных отрывных течений, возникающих при обтекании трехмерных препятствий сверхзвуковым потоком. В работе [1] проведено исследование обтекания цилиндра, установленного на пластине, сверхзвуковым потоком с числом Маха 2.5. В области возвратного дозвукового течения перед цилиндром была обнаружена локальная зона со сверхзвуковыми скоростями. Наличие ее объясняется пространственным характером течения. В случае обтекания сверхзвуковым потоком плоских и осесимметричных уступов аналогичные местные сверхзвуковые зоны не наблюдаются.

В данной работе приводятся результаты экспериментальных исследований, целью которых было уточнение схемы течения перед цилиндром на пластине и исследование местных сверхзвуковых зон.

Эксперименты проводились в сверхзвуковой аэродинамической трубе при числе Маха набегающего потока $M_1 = 3.11$. Дренированный вдоль образующей цилиндр с диаметром $d = 24$ мм крепился перпендикулярно к плоской заостренной пластине. Расстояние от передней кромки пластины до оси цилиндра $l_0 = 140$ мм. Пластина дренирована по оси симметрии потока. Число Рейнольдса $Re_0 = u_1 l_0 / \nu_1$, $Re_0 = 1.87 \cdot 10^7$, где u_1 и ν_1 — скорость и кинематическая вязкость набегающего потока. Измерялись давления при помощи насадка Пито с внутренним и внешним диаметрами соответственно равными 0.15 и 0.9 мм.

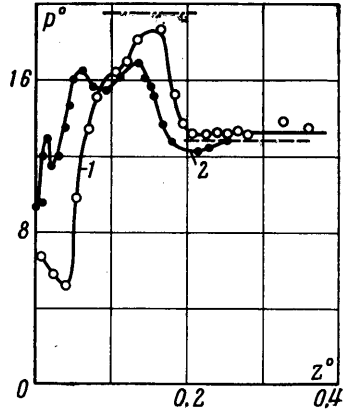
Насадок перемещался в плоскости симметрии потока на расстоянии 1.6 мм от поверхности пластины и на расстоянии 1.1 мм вдоль передней образующей цилиндра. Течение на поверхности пластины и цилиндра изучалось при помощи визуализирующего состава, обтекание модели фотографировалось через прибор Теплера. Типичные картины распределения визуализирующего состава и кривые распределения давления по поверхности пластины, а также фотографии обтекания модели приведены в работе [1].

Введем цилиндрическую систему координат ($r^\circ \varphi z^\circ$) и декартову систему ($x^\circ y^\circ z^\circ$) с началом координат в центре основания цилиндра. Ось $z^\circ = z/l_0$ направлена по оси цилиндра вверх, ось $x^\circ = x/l_0$ — по потоку, ось $y^\circ = y/l_0$ — перпендикулярно к нему и луч $r^\circ = r/l_0$ — по радиусу цилиндра. Угол φ отсчитывается от передней критической точки против часовой стрелки.

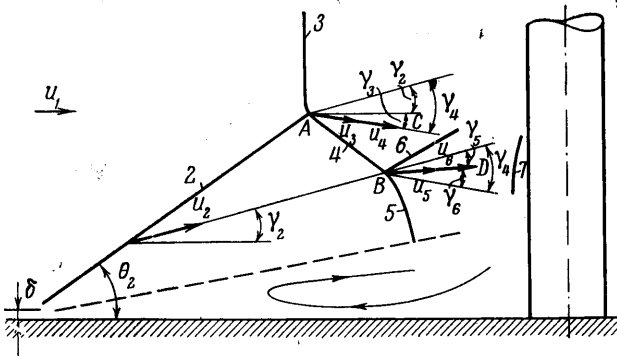
Исследования показали, что распределение давления по цилиндру, так же как и по поверхности пластины, носит сложный характер. На фиг. 1 кривая 1 показывает распределение давления вдоль передней образующей цилиндра. На расстоянии $z^\circ = 0.16$ имеется максимум давления $p^\circ = p/p_1 = 18.8$, затем с уменьшением z° давление резко падает, достигая при $z^\circ \approx 0.04$ минимума $p^\circ \approx 5.2$, где p_1 — давление в набегающем потоке. Затем следует небольшое увеличение давления до $p^\circ = 6.8$. При $z^\circ \geq 0.2$ давление постоянно и равно 13.2. Характер распределения давления объясняется системой скачков перед цилиндром, имеющей в силу трехмерности явления сложную конфигурацию, которая хорошо видна на теневых фотографиях обтекания модели. Сечение системы скачков уплотнения плоскостью симметрии схематично представлено на фиг. 2, где δ — толщина пограничного слоя перед точкой отрыва, u_i — вектор скорости потока, γ_i — угол поворота потока в скачке уплотнения,

θ_i — угол наклона скачка уплотнения, индекс i — обозначает номер скачка и область течения за ним, пунктирная линия — границу области обратного отрывного течения. В системе имеются две тройные точки A и B пересечения скачков уплотнения и линии тангенциальных разрывов AC и BD .

Полное давление p_{0i}° в струйках тока, прошедших различные участки системы скачков уплотнения, различно. Наибольшее восстановление давления в струе газа, прошедшей систему скачков 2—4—6. Зная угол θ_2 и предполагая течение плоскопараллельным, указанную систему можно легко рассчитать [2]. На фиг. 1 штрихпунктирной линией нанесено значение $p_{05}^\circ = 19.75$, рассчитанное для струйки тока, прошедшей систему скачков 2—5. Оно согласуется с экспериментальными данными. Значение давления p_{06}° в струе, прошедшей систему косых скачков 2—4—6, равно 30. Это намного выше максимального значения p° на цилиндре. Это обстоятельство объясняется тем, что ширина отмеченной струи очень мала и она размывается, не дойдя до поверхности цилиндра (ширина струи, полученная по измерению расстояния AB на теневой фотографии для цилиндра $d = 24$ мм, равна 1—1,5 мм). Этому содействует также колебание всей системы скачков уплотнения относительно среднего положения, практически всегда имеющееся во время эксперимента как вследствие отрыва потока, так и вследствие чисто механических колебаний модели в аэродинамической трубе. При больших размерах модели и больших числах Маха повышение давления на цилиндре будет более значительным. В частности, как показывают расчеты, при



Фиг. 1



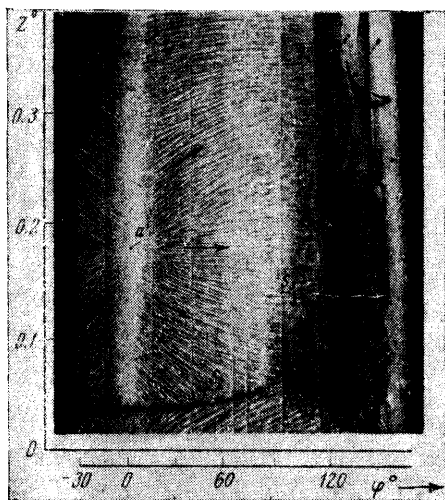
Фиг. 2

больших числах Маха скорость потока за скачком 5 остается сверхзвуковой. В этом случае перед цилиндром будет наблюдаться местный прямой скачок 7.

Рассмотрим картину течения на цилиндре в целом. На фиг. 3 представлена фотография распределения визуализирующего состава по поверхности цилиндра, смонтированная из отдельных фотографий. В силу симметрии явления приведена фотография половины поверхности цилиндра. На этой фигуре Q — точка растекания, S_i — линии стекания, т. е. линии встречи двух противоположно направленных потоков. Угол φ

на фиг. 3 дан в градусах. Стрелками показано направление течения. На цилиндре имеются две линии стекания S_3 (примерно вертикальные) и линия стекания S_2 (у основания цилиндра). Темные пятна в правой части снимка между линиями стекания S_3 (на фиг. 3 видна только одна линия S_3) представляют скопление визуализирующего состава в застойной зоне за цилиндром. По линиям S_3 происходит встреча потока, обтекающего цилиндр, и потока, циркулирующего в застойной зоне за ним.

Максимальная величина давления на цилиндре (фиг. 1) совпадает с точкой Q ($z^\circ = 0.16$). Из области повышенного давления газ растекается в боковом направлении, а также вверх и вниз вдоль образующей. Вектор скорости u вблизи поверхности цилиндра лежит в плоскости, касательной к нему. Обозначим его вертикальную и горизонтальную составляющие соответственно через u_z и u_φ . При $z^\circ < 0.16$ составляющая $u_z < 0$ (т. е. направлена к пластине), при $z^\circ > 0.16$ имеем $u_z > 0$. По мере уменьшения z° от $z^\circ = 0.16$ абсолютная величина u_z возрастает, а давление p° уменьшается (поток ускоряется). Вдоль линии S_2 происходит отрыв потока от поверхности цилиндра. У основания цилиндра имеется зона встречного течения. Вверх от точки Q с увеличением z° составляющая u_z стремится к нулю. При больших z° распределение давления и визуализирующего состава совпадает с обтеканием бесконечного цилиндра плоскопараллельным потоком идеального газа.



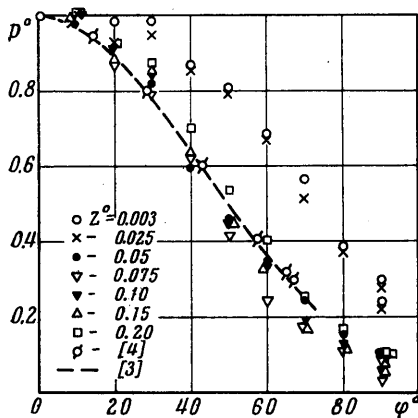
Фиг. 3

Отметим в связи с этим интересный результат. На фиг. 4 показано распределение давления $p^\circ(\varphi) = p(\varphi) / p(0)$ по поверхности цилиндра в плоскостях, параллельных основанию. Там же пунктиром нанесено распределение давления на цилиндре, полученное в работах [3, 4] расчетным путем. Можно утверждать, что в первом приближении всюду, за исключением области минимальных давлений ($z^\circ \leq 0.025$), экспериментальные данные довольно хорошо согласуются с расчетными. Следовательно, зная распределение давления вдоль передней образующей цилиндра, установленного на пластинке, можно приближенно, используя результаты [3, 4], рассчитать распределение давления по поверхности цилиндра от $\varphi = 0^\circ$ до $\varphi \approx 90^\circ$.

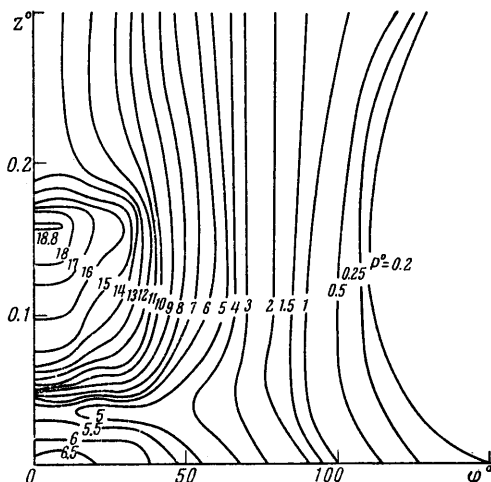
Распределение давления на цилиндре представлено на фиг. 5. Здесь сплошными линиями показаны линии постоянного давления, а цифрами — значения p° вдоль них. На графике отчетливо видны зоны больших градиентов давления (области сгущения кривых), а также размеры и форма области максимального давления. Наибольшие градиенты давления наблюдаются вблизи линии отрыва S_2 . При углах $\varphi > 130^\circ$ имеется большая область пониженного давления, соответствующая застойной зоне за цилиндром. Распределение визуализирующего состава на фиг. 3 хорошо согласуется с распределением давления на фиг. 5.

Рассматривая распределение давления вдоль передней образующей цилиндра, можно заметить, что отношение максимального и минимального давления p° достаточно для разгона газа в струйке тока до числа Маха

1.49. Однако вследствие бокового растекания линия, параллельная передней критической линии цилиндра, не является струйкой тока. Поэтому для расчета местного числа Маха было произведено измерение давления p_i° вдоль передней образующей трубкой Пито (фиг. 1, кривая 2). Насадок был направлен по оси z° вверх. Максимум давления p_i° соответствует $z^\circ = 0.14$. При $z^\circ \geq 0.08$ имеем $p_i^\circ < p^\circ$ в основном из-за несовпадения оси насадка с направлением местного потока (вследствие скоса потока в



Фиг. 4



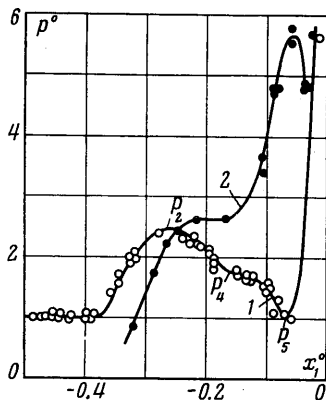
Фиг. 5

меридианальной плоскости). С уменьшением z° от 0.08 до 0.06 максимум давления p_i° возрастает до 16.5, что обусловлено уменьшением местного скоса потока. Далее p_i° уменьшается. Это объясняется тем, что хотя местный скос потока и уменьшается, однако вследствие бокового растекания, к поверхности цилиндра подходят новые струйки тока, проходящие ближе к отрывной области (фиг. 2) и, следовательно, имеющие меньшее полное давление. Минимум p_i° совпадает с линией отрыва потока S_2 . На участке $0 \leq z^\circ < 0.04$ насадок снова направлен по направлению местного потока, т. е. показывает «донное» давление. Наибольшее число Маха, подсчитанное по p_i° и p° при $z^\circ = 0.04$, равно 1.26.

Таким образом, на поверхности цилиндра имеется местная сверхзвуковая зона, которая замыкается скачком уплотнения. Скачок уплотнения находится в районе линии отрыва S_2 , где поток отрывается от поверхности цилиндра и разворачивается вдоль пластины.

Точно так же насадком Пито исследовалось давление вблизи поверхности пластины вдоль линии симметрии. На фиг. 6 дано распределение статического давления p° (кривая 1) и давления p_i° (кривая 2). На этой фигуре расстояние $x_1^\circ = x_i / l_0 = x + \frac{1}{2}d / l_0$, т. е. x_1° есть расстояние от поверхности цилиндра. Вблизи цилиндра ($0 \leq x_1^\circ < 0.04$) насадок направлен по потоку, так как здесь имеется область местного вихревого течения [1]. Тогда $x_1^\circ = 0.04$ соответствует линии растекания струи газа, идущей вдоль цилиндра к пластине. Расчет наибольшего числа Маха вблизи поверхности пластины по p_i° и минимальному p_{\min}° дает завышенное значение. Это объясняется тем, что при введении насадка в зону местных сверхзвуковых скоростей происходит перестройка течения в ней вследствие соизмеримости размера насадка и ширины зоны. В то же время, анализируя фотографии распределения визуализирующего состава вблизи линии симметрии ($0.04 \leq x_1^\circ \leq 0.35$), можно заметить, что здесь бокового растекания нет [1], и, следовательно, течение газа можно представить в виде изэнтропической струйки тока с постоянным p_i° . На участке $0.16 \leq x_1^\circ \leq 0.24$ давление максимальное $p_i^\circ = 2.6 = \text{const}$. В этом случае насадок

находится за местной сверхзвуковой зоной и не нарушает течения в ней. Число Маха, подсчитанное по значению $p_1^{\circ} = 2.6$ и наименьшему статическому давлению

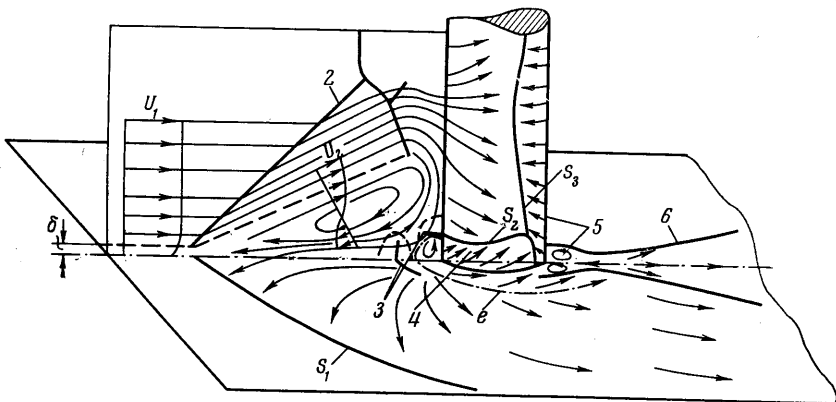


Фиг. 6

следует использовать насадки меньшего размера.

Таким образом, проведенные исследования подтверждают наличие местных сверхзвуковых зон в области возвратного дозвукового течения, возникающего при обтекании сверхзвуковым потоком трехмерных препятствий. Кроме того, они позволяют уточнить картину обтекания цилиндра, установленного на пластине сверхзвуковым потоком. Уточненная схема течения дана на фиг. 7, где цифрой 2 обозначена система скачков уплотнения в плоскости симметрии потока, 3 — зоны местных сверхзву-

ковых течений со скачками уплотнения, 4 — зона местного вихря у основания цилиндра, 5 — застойная зона за цилиндром, 6 — след хвостовых скачков уплотнения. Буквами S_1 обозначены линии отрыва пограничного слоя на пластине, S_2, S_3 — линии отрыва местного потока от поверхности цилиндра, e — линия растекания газа, идущего из области максимального давления на цилиндре. Стрелками без цифр показано направление течения.



Фиг. 7

ковых течений со скачками уплотнения, 4 — зона местного вихря у основания цилиндра, 5 — застойная зона за цилиндром, 6 — след хвостовых скачков уплотнения. Буквами S_1 обозначены линии отрыва пограничного слоя на пластине, S_2, S_3 — линии отрыва местного потока от поверхности цилиндра, e — линия растекания газа, идущего из области максимального давления на цилиндре. Стрелками без цифр показано направление течения.

Поступило 3 II 1966

ЛИТЕРАТУРА

1. Войтенко Д. М., Зубков А. И., Панов Ю. А. Обтекание цилиндрического препятствия на пластине сверхзвуковым потоком газа. Изв. АН СССР, МЖГ, 1966, № 1.
2. Ферри А. Аэродинамика сверхзвуковых течений, Гостехиздат, 1953.
3. Гилинский С. М., Лебедев М. Г. Расчет обтекания эллиптических цилиндров сверхзвуковым потоком совершенного газа. Изв. АН СССР, Механика, 1965, № 3.
4. Белоцерковский О. М. Расчет обтекания кругового цилиндра с отошедшей ударной волной. Вычисл. матем., М., Изд. АН СССР, 1958, № 3.