

УДК 533.6.011.5 : 532.526.4

© 1995 г. А. И. ГЛАГОЛЕВ, А. И. ЗУБКОВ, К. А. ТААБАЛДИЕВ

ОТРЫВНЫЕ ТЕЧЕНИЯ, ОБРАЗОВАННЫЕ ВОЗДЕЙСТВИЕМ СКАЧКА УПЛОТНЕНИЯ ОТ КОНИЧЕСКОГО ПРЕПЯТСТВИЯ С ВНУТРЕННИМ СЖАТИЕМ НА ПОГРАНИЧНЫЙ СЛОЙ

Экспериментально исследованы особенности пространственного отрывного течения, вызванного взаимодействием конического сходящегося скачка уплотнения с пограничным слоем при сверхзвуковом режиме обтекания. Полученные данные демонстрируют образование зоны отрыва со свойствами, не отмеченными в прежних исследованиях.

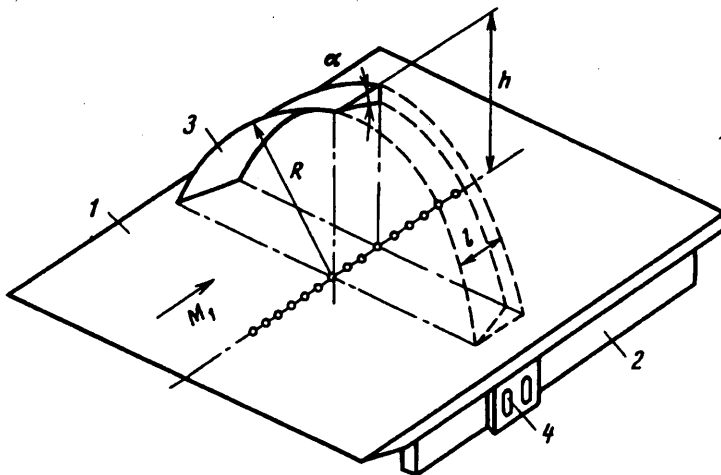
В середине 60-х годов были проведены экспериментальные работы, в которых изучены физические особенности пространственных отрывных течений, возникающих при обтекании сверхзвуковым потоком цилиндра [1], поперечной струи газа [2], расположенных на поверхности. Рассмотрен также трехмерный отрыв пограничного слоя, вызванный падением конического скачка уплотнения на плоскую поверхность [3].

Сложные пространственные системы скачков уплотнения, возникающие в окрестности препятствия, взаимодействуют с пограничным слоем на обтекаемой поверхности, что приводит к образованию областей с развитым рециркуляционным течением. В этих случаях перед препятствием (цилиндром или струей) возникают системы подковообразных вихрей, огибающих препятствие и распространяющихся вниз по течению. Распределение давления в зоне отрыва носит сложный характер: имеется несколько локальных точек экстремума, которые согласуются с картиной предельных линий тока на поверхности в области отрыва.

Эти явления обладают рядом общих свойств как по механизму их возникновения, так и по качественному поведению характерных параметров отрывного течения. Так, в частности, величина первого максимума давления (по направлению потока), называемого критическим отношением P_2 , в этих случаях меньше, чем при обтекании поперечной ступеньки [4], а форма линии отрыва во всех рассмотренных выше случаях выпукла навстречу потоку.

В дальнейших работах был расширен диапазон исследований определяющих параметров потока и препятствия. Эти исследования позволили получить обобщенные зависимости для основных характеристик области отрыва: характерных давлений, геометрических размеров и т. д. [5, 6]. Было изучено возникновение, развитие и основные характеристики отрывных зон в более сложных случаях [7]. Анализ большого числа работ, выполненных к настоящему времени по трехмерному отрыву, показывает, что попытка дать их достаточно полную классификацию [8] далека от завершения. Поэтому возникает необходимость изучения новых типов пространственных отрывных течений. Эксперимент играет ключевую роль в таких исследованиях, и полученные с его помощью сведения позволят расширить общие представления о физических особенностях и свойствах отрывных течений.

Опытная модель (фиг. 1) представляла дренированную вдоль продольной оси пластину 1 с закрепленным на ней при помощи специальных пилонов 2 кольцевым препятствием 3. Радиус R кольца равен 80 мм, а ширина l менялась в различных экспериментах от 15 до 31 мм. С помощью пилонов 4 кольцо имело возможность



Фиг. 1

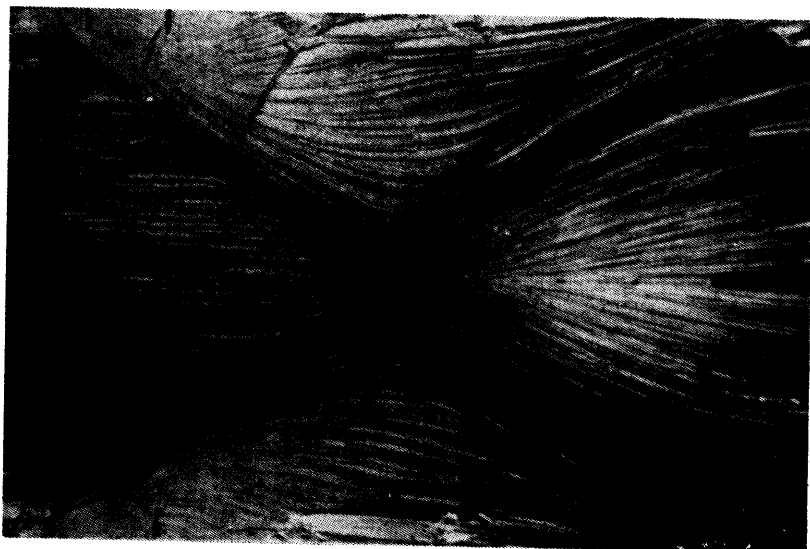
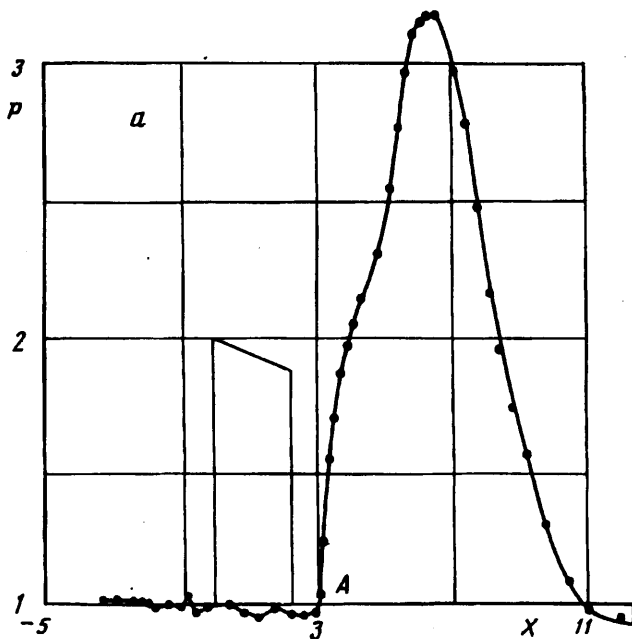
перемещаться в вертикальном направлении, меняя высоту h . Кольцевое препятствие имело внутреннюю коническую поверхность с углом α . Переменные параметры модели — высота h и угол конуса α . В данной серии экспериментов пластина 1 являлась естественным продолжением нижней половины сопла Лавала аэродинамической установки.

Эксперименты проведены на аэродинамической установке А-3 [9] Института механики МГУ при числах Маха потока M_1 от 3,08 до 3,11. Давление торможения в ресивере менялось от 6 до 12 ат. Режим обтекания во всех случаях был турбулентным. Толщина пограничного слоя в передней плоскости кольца составляла 13—15 мм.

Для изучения основных характеристик течения были использованы следующие методы: визуализация пристеночного течения с помощью сажемаляного покрытия, оптический метод с применением теневого прибора и лазерного источника освещения ПЛЭН [10] с длительностью вспышки 5—10 мс. Измерение давления вдоль оси симметрии пластины проводилось в 70 дренажных точках датчиками давления типа ИКД. При регистрации величин давлений и их последующей обработке использовалась система КАМАК.

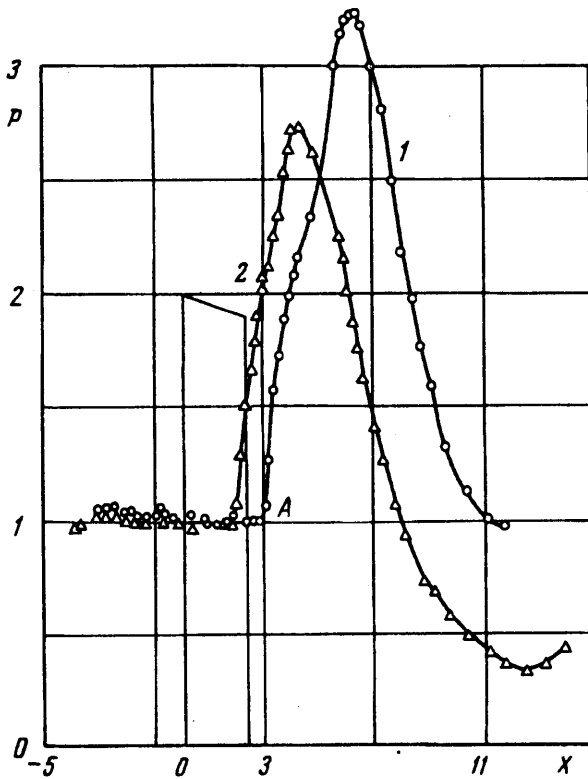
Ниже приведены результаты экспериментального исследования обтекания полукольцевого конического препятствия с углом $\alpha = 19^\circ$. Высота h при этом менялась от 47 до 69 мм. На фиг. 2, б представлена совмещенная картина спектра предельных линий тока и распределение давления при $\alpha = 19^\circ$ и $h = 69$ мм. Вертикальными линиями 1 обозначено положение передней и задней кромок полукольца. Характерно для пристеночного течения образование за задней кромкой линиями стекания 3 своеобразного «горла» 2. Ниже по течению четко фиксируется точка растекания Q . Вверх по потоку, перед «горлом», наблюдается отклонение части предельных линий тока 4 в направлении к плоскости симметрии течения. Эта ситуация противоположна той, которая возникает, например, при обтекании цилиндрического препятствия [1], где предельные линии тока перед линией отрыва отклоняются от плоскости симметрии. Из-за сложности течения полная картина предельных линий тока, удовлетворяющая топологическим законам, в данной работе не приводится, так как для ее получения необходимы дополнительные исследования.

Типичное распределение давления по оси пластины показано на фиг. 2, а в виде зависимости $P = f(X)$, где $P = p/p_1$, а $X = x/\delta$ (p_1 — статическое давление в набегающем потоке, δ — толщина пограничного слоя). Начало координат по-

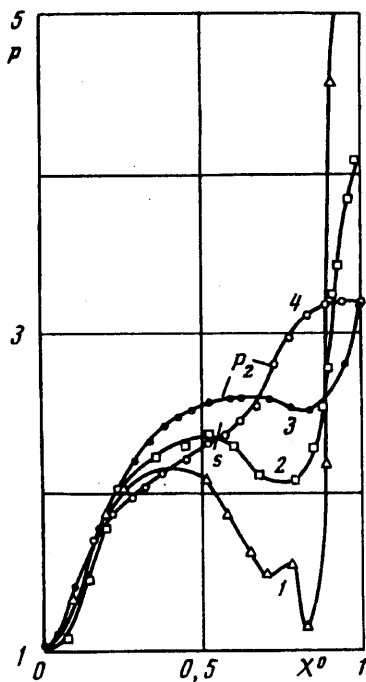


Фиг. 2

мещено в передней плоскости препятствия. Буквой А обозначено начало повышения давления. Характерен для изменения давления его рост до некоторого максимального значения с последующим снижением до уровня ниже статического. При этом отсутствует ряд локальных точек экстремума, обычно четко фикси-



Фиг. 3



Фиг. 4

руемых при обтекании цилиндрических, струйных и плоских препятствий [1, 2, 5]. Уменьшение высоты h приводит к перемещению начала повышения давления (точка А) вверх по потоку. Величина пика давления в этом случае несколько уменьшается. Этот факт проиллюстрирован на фиг. 3, где для сравнения представлены кривые распределения давления, полученные при $h = 69$ и 47 мм (кривые 1, 2 соответственно).

На фиг. 4 для сравнения приведены закономерности изменения давлений перед цилиндрическим препятствием, струей, плоской ступенькой и полукольцевым коническим препятствием (кривые 1—4 соответственно). Здесь $P = f(X^\circ)$, где $X^\circ = x/x_{\max}$ (x_{\max} — абсцисса максимальной величины давления перед препятствием в системе координат с началом, совпадающим с точкой А (фиг. 3)). На кривой 3 символом P_2 обозначена величина критического перепада давлений. Из результатов, представленных на фиг. 4, следует, что при обтекании полукольцевого препятствия, начиная с некоторого значения X° , существует область, где уровень давления выше, чем при обтекании цилиндра, струи и ступеньки. В этом диапазоне изменения X° на кривой 4 отсутствуют локальные экстремумы, в частности P_2 , характерные для кривых 1—3. Для определения величины P_2 и ее положения на кривой распределения давления был проведен совместный анализ тепловых снимков волновой структуры течения, спектров предельных линий тока и распределения давлений. Результаты этого анализа показали, что величина P_2 в этом случае составляет $2,7+2,8$, что несколько выше, чем в плоском случае (для $M_1 = 3,11$ она равна $2,55$). Положение точки отрыва s и давления P_2 отмечены на фиг. 4 вертикальными черточками, которые приблизительно совпадают с точками перегиба на кривой 4.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Войтенко Д. М., Зубков А. И., Панов Ю. А. Обтекание цилиндрического препятствия на пластине сверхзвуковым потоком газа // Изв. АН СССР. МЖГ. 1966. № 1. С. 121—125.
2. Глаголев А. И., Зубков А. И., Панов Ю. А. Обтекание струйного газообразного препятствия на пластине сверхзвуковым потоком // Изв. АН СССР. МЖГ. № 3. 1967. С. 97—102.
3. Панов Ю. А. О форме области отрывного течения, вызванной падением трехмерной ударной волны на пластину с турбулентным пограничным слоем // Вестн. МГУ. Сер. 1, Математика, механика. 1969. № 1. С. 59—65.
4. Сообщение о докладе академика Г. И. Петрова на сессии АН СССР // Изв. АН СССР. ОТН. 1958. № 9. С. 157—160.
5. Зубков А. И., Глаголев А. И. Влияние толщины пограничного слоя и поперечной кривизны поверхности на геометрические и силовые характеристики областей отрыва при вдуве струи в сверхзвуковой поток // Науч. тр. Ин-та механ. МГУ. М.: Изд-во МГУ, 1976. № 44. С. 43—50.
6. Glagolev A. I., Zubkov A. I., Lyagushin B. E., Panov Ju. A. Open three-dimensional separated flows induced by interaction between shocks and turbulent boundary layer // Abstr. IUTAM Sympos. on Separated Flows and Jets. Novosibirsk, USSR: Acad. Sci. Siberian, 1990. P. 94—95.
7. Глаголев А. И., Зубков А. И., Панов Ю. А. Отрыв турбулентного пограничного слоя в двугранном угле перед препятствием // Гидроаэромеханика и космич. исследования. М.: Наука, 1985. С. 157—162.
8. Аэродинамика ракет / По ред. М. Хемша. Дж. Нилсена. М.: Мир, 1989. Кн. 1. 426 с.
9. Сверхзвуковая аэродинамическая установка А-3 // Аэродинамич. установки Института механики МГУ / Под ред. Г. Г. Черного, А. И. Зубкова, Ю. А. Панова. М.: Изд-во МГУ, 1985. С. 9—12.
10. Техническое описание и инструкция по эксплуатации импульсного электронного лазера с электронным возбуждением. Фрязино, М. О.: НПО «Платан», 1990.