

УДК 532.526.5

© 1998 г. Ю.А. ПАНОВ, А.И. ШВЕЦ

КОЛЕБАНИЯ ДАВЛЕНИЯ НА ПЛОСКОСТИ ПЕРЕД ПРЕПЯТСТВИЕМ, ОБТЕКАЕМЫМ СВЕРХЗВУКОВЫМ ПОТОКОМ

Измерены уровни и спектры пульсаций давления на плоскости перед вертикальным цилиндром и уступом, обтекаемыми сверхзвуковым потоком с $M = 3$ в присутствии турбулентного пограничного слоя.

Колебания давления вблизи поверхности высокоскоростных летательных аппаратов могут привести к нежелательным вибрациям его конструкции с последующим его разрушением. Источником пульсаций могут быть пространственные отрывные течения, возникающие перед выступающими над поверхностью аппарата элементами, например рулями, поперечными газовыми струями, обтекателями.

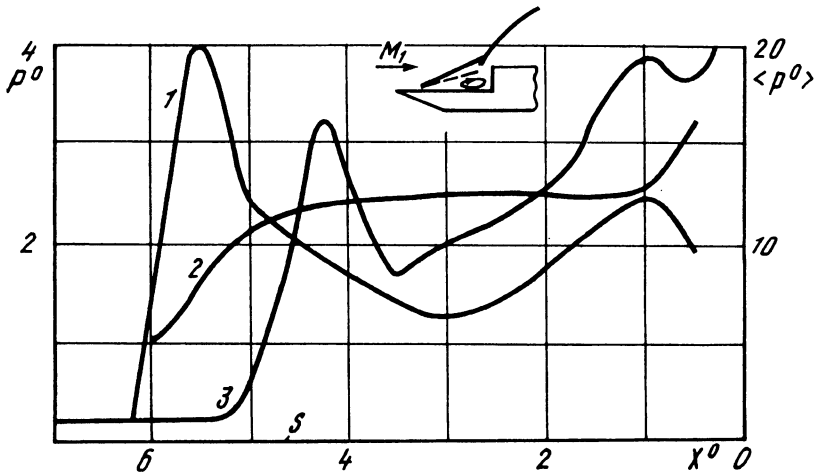
Стационарные характеристики и физические особенности сверхзвуковых пространственных отрывных течений в настоящее время довольно хорошо изучены. О нестационарных характеристиках таких течений в литературе имеются лишь отрывочные сведения. Это объясняется техническими трудностями проведения соответствующих экспериментов и измерений параметров. Нестационарные характеристики зависят от многих причин и в данный момент нет единого взгляда на их природу и взаимосвязь с основными параметрами данной задачи.

В настоящей работе приводятся результаты измерения колебания давления вдоль линии симметрии на плоской пластине перед установленными на ней вертикальным цилиндром с диаметром $d = 30$ мм и высотой $h = 120$ мм и уступом с $h = 15$ мм.

Плоская заостренная с нижней стороны пластина размером 450×250 мм крепилась на пилонах в центральной части аэродинамической трубы А-7 Института механики МГУ [1]. На расстоянии 250 и 260 мм от носика на пластине имелись отверстия диаметром 3 и 2 мм соответственно. Первое отверстие использовалось для измерения пульсаций давления, второе – для измерения статического давления. Последнее измерялось датчиками ИКД и ДФ-0,16. Электрические сигналы с датчиков поступали на цифровой вольтметр В7-22 и двухкоординатный самописец. Выходные сигналы с датчика измерения пульсаций давления пьезоэлектрического типа ЛХ610 записывались на ленте магнитографа Н067 и контролировались на экране двухлучевого осциллографа типа С1-55. Анализ спектрального состава пульсаций производился с помощью анализатора спектра гетеродинного типа СКЧ-56 (последовательный метод анализа), соединенного с двухкоординатным самописцем для получения печатных копий. Эффективный уровень пульсаций измерялся милливольтметром В3-57 и записывался самописцем Endim. Измерения производились в диапазоне 50–10000 Гц. Суммарный уровень пульсаций при измерении с фильтром верхних частот 7 кГц и без фильтра был одинаковым. Относительная среднеквадратичная ошибка измерений уровня спектра пульсаций была $\pm 10\%$, погрешность определения частот $\pm 3\%$.

Цилиндр и уступ попеременно устанавливались на пластине на донной державке, которая была соединена с механизмом, позволявшим во время эксперимента перемещать их вперед и назад вдоль поверхности пластины.

С помощью насадка полного давления были проведены измерения профиля давления поперек пограничного слоя, которые показали, что пограничный слой был турбулентным перед отрывом при любом исследованном положении препятствий. Его толщина на расстоянии $l_0 = 250$ мм от носика пластины $\delta = 6$ мм.



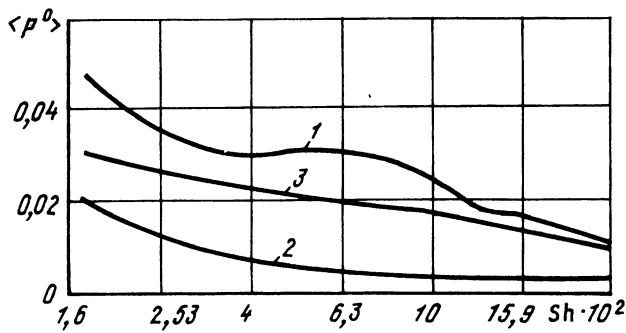
Фиг. 1. Распределение статического давления и относительных среднеквадратичных пульсаций давления перед уступом: 1 – среднеквадратичные пульсации; 2 – статическое давление; 3 – среднеквадратичные пульсации [4]

Число Рейнольдса, рассчитанное по длине l_0 и параметрам набегающего потока, равно $7,2 \cdot 10^7$. Число Маха потока $M_1 = 3$. Большие размеры модели позволили получить и большую область пространственного отрывного течения перед цилиндром и большую застойную зону перед уступом. Отношения $h/\delta = 2,5$ для уступа и $d/\delta = 5$ для цилиндра позволяют считать, что результаты экспериментов относятся к так называемому случаю "тонкого" пограничного слоя. Именно к этому случаю относится большинство исследований обтекания препятствий сверхзвуковым потоком (например, [2–6]).

Картина обтекания уступа и цилиндра фотографировалась через прибор Теллера. Течение вблизи поверхности пластины визуализировалось с помощью смеси масла и сажи. Это позволило определить линию отрыва пограничного слоя, области стекания и растекания и направление течения. Картина течения перед уступом относительно проста: перед ним происходит отрыв пограничного слоя и возникает застойная зона циркуляционного течения с λ -образной системой скачков уплотнения над ней. Обмен массой с набегающим потоком происходит по внешней струйной границе застойной зоны [2, 3].

Измеренное распределение относительных среднеквадратичных пульсаций давления $\langle p^0 \rangle = \langle p \rangle / \langle p_1 \rangle$ показано на фиг. 1 (кривая 1), здесь $\langle p \rangle$ – среднеквадратичная величина пульсаций давления, $\langle p_1 \rangle$ – среднеквадратичные пульсации на свободной от препятствий пластине. Там же для сопоставления приведена кривая 2 распределения статического давления по пластине перед уступом. По оси абсцисс отложено $x^0 = x/h$, где x – расстояние от основания уступа вверх по потоку, по оси ординат $\langle p^0 \rangle$ – справа и $p^0 = p/p_1$ – слева, индекс 1 относится к набегающему потоку, s – линия отрыва пограничного слоя.

На кривой имеется два пика пульсаций. Первый и наибольший пик находится перед отрывом пограничного слоя в области взаимодействия скачка уплотнения с пограничным слоем. Второй пик – перед уступом. Колебания давления на моделях в аэродинамических трубах имеют два основных источника: конструктивные особенности трубы и характерные особенности данного газодинамического процесса. Первый источник частично исключается тем, что среднеквадратичные пульсации давления перед уступом отнесены к пульсациям на пластине без уступа. Последние определяются неоднородностями набегающего потока, вибрациями стенок трубы, флуктуациями и вихреобразованиями в пограничном слое. Ко второму источнику следует отнести



Фиг. 2. Спектры пульсаций давления в характерных точках перед уступом: 1 – 3 – $x = 5,5$; 3; 1

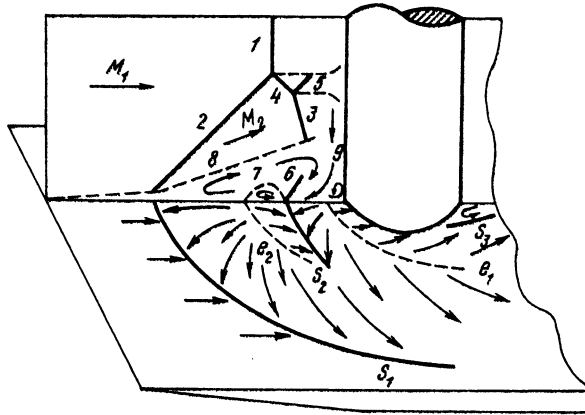
колебания скачка уплотнения над областью отрыва пограничного слоя [4–6] и пульсацию самой замкнутой циркуляционной зоны. В ней происходит периодическое накопление массы газа с последующим ее выбросом во внешний поток [7]. Такие "расходные" колебания носят низкочастотный характер. Периодическое проникновение крупномасштабных вихрей, образующихся в пограничном слое, в струйную границу отрывной зоны также приводит к изменению формы и размеров этой зоны, что в свою очередь периодически изменяет форму и интенсивность скачка уплотнения [8, 9].

Второй пик давления на кривой 1 находится непосредственно перед основанием уступа. Здесь в углу перед уступом находится небольшой вихревой шнур. Флуктуации давления в этой области зависят в основном от возмущений течения, возникающих в струйной границе области возвратного циркуляционного течения.

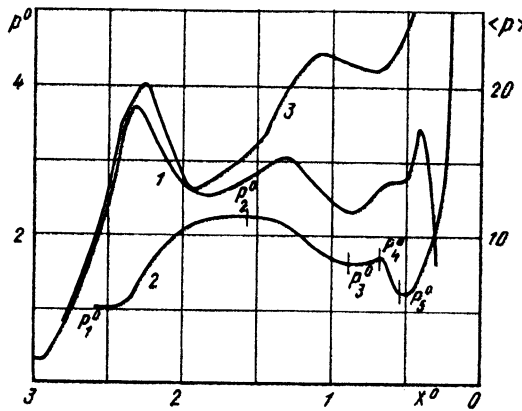
На фиг. 1 приведены данные из [10] (кривая 3), полученные при исследовании обтекания сверхзвуковым потоком с $M_1 = 3,01$ вертикального уступа при наличии перед ним "толстого" пограничного слоя ($h/\delta = 1,3$). Из сравнения кривых 2 и 3 следует вывод, что увеличение толщины пограничного слоя уменьшает пульсации давления в области его взаимодействия со скачком уплотнения. Увеличение размеров области циркуляционного течения (кривая 1) также приводит к уменьшению пульсаций давления в ней. Это кажется вполне очевидным, так как при этом увеличивается масса малоподвижного газа в замкнутой области циркуляционного течения перед уступом, диссипирующая возмущения, возникающие на ее струйной границе.

Спектры пульсаций давления в характерных точках распределения среднеквадратичных значений пульсаций давления показаны на фиг. 2. По оси абсцисс отложено число Струхала $Sh = f\delta/\nu$, где f – частота (диапазон измерения от 20 Гц до 7 кГц), ν – скорость набегающего потока. По оси ординат отложено $\langle p \rangle = \langle p \rangle/p_1$. Кривая 1 получена для первого пика давления ($x^\circ = 5,5$); кривая 2 для минимума пульсаций ($x^\circ = 3$); кривая 3 для второго пика $x^\circ = 1$. В области взаимодействия скачка уплотнения с пограничным слоем и вблизи основания уступа преобладают низкие частоты, в других точках распределение энергии по частотам равномерное. Повышение в спектре пульсаций на кривой 1 при $Sh \cdot 10^2 = 4-10$ соответствует частоте пульсаций $f = 3-5$ кГц.

Картина течения перед цилиндром в сверхзвуковом потоке значительно сложнее, чем перед уступом [11–14]. Перед вертикальным цилиндром возникает область незамкнутого пространственного течения со сложной системой скачков уплотнения над ней. На фиг. 3 цифрами 1–5 показан след пересечения системы скачков с плоскостью симметрии. Вдоль передней образующей цилиндра в отрывную зону проникает из внешнего потока высоконапорная струя газа 9. Она растекается вдоль поверхности по линии e_1 и порождает два подковообразных вихря и местные зоны сверхзвукового



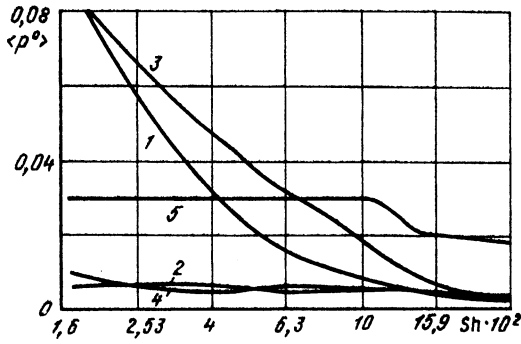
Фиг. 3. Газодинамическая схема обтекания трехмерного препятствия сверхзвуковым потоком: 1-5 – система скачков уплотнения в плоскости симметрии, 6 – вторичный скачок, 7 – местная сверхзвуковая зона, 8 – струйная граница пространственного отрывного течения, 9 – высоконапорная струя, S_1 – линия отрыва пограничного слоя, S_2 – вторичный отрыв, S_3 – линия стекания, e_1, e_2 – линии растекания



Фиг. 4. Распределение статического давления и относительных средневквдратичных пульсаций давления перед цилиндром. 1 – средневквдратичные пульсации, 2 – статическое давление, 3 – средневквдратичные пульсации [10], p_i^0 – характерные давления; $1-5 - (x^0, \langle p \rangle) = (2,38; 18,3), (1,7; 12,5), (1,32; 15,1), (0,88; 11,5), (0,44; 17)$

течения б. Линия отрыва пограничного слоя S_1 имеет подковообразный вид. Линия S_2 также является линией отрыва местного пограничного слоя. Линия S_3 – линия стекания, след хвостового скачка уплотнения. Цифрой 8 отмечена струйная граница отрывной области в плоскости симметрии, 7 – местная сверхзвуковая зона, e_2 – линия растекания. Стрелками показано направление течения.

Кривая распределения относительных средневквдратичных пульсаций давления, изображенная на фиг. 4 (кривая 1), отражает всю сложность течения в отрывной зоне. Первый пик пульсаций, так же как и в плоском случае, находится в области взаимо-



Фиг. 5. Спектры пульсаций давления в характерных точках на линии симметрии перед цилиндром: 1-5 - $(x^0, \langle p \rangle) = (2,38; 18,3), (1,75; 12,5), (1,32; 15,1), (0,87; 11,6), (0,37; 17)$

действия скачка уплотнения с пограничным слоем. Затем следует уменьшение пульсаций. Эта область совпадает с областью, где реализуется давление на "плато" - p_2 (кривая 2). Второй пик пульсаций находится в области присоединения местного пограничного слоя, оторвавшегося вследствие его взаимодействия с вторичным скачком уплотнения, возникшим в области местной сверхзвуковой зоны [12]. Перед местным отрывом наблюдается третий пик пульсаций. На кривой 2 распределение давления области p_1-p_2 и p_5-p_4 соответствуют областям отрыва пограничного слоя.

На графике приведены также данные из [10], полученные при обтекании сверхзвуковым потоком с $M_1 = 2,95$ вертикального кия с закругленной передней кромкой (кривая 3). Диаметр закругления $d = 25,4$ мм, толщина пограничного слоя $\delta = 16$ мм, $d/\delta = 1,6$, т.е. исследованный случай относится к наличию перед препятствием "толстого" турбулентного слоя. Кривая 1 относится к "тонкому" пограничному слою, $d/\delta = 5$. При относительно малом размере области пространственного отрывного течения в ней отсутствуют местные сверхзвуковые зоны и распределение пульсаций по характеру близко к плоскому случаю (фиг. 1). Уровень пульсаций давления в области взаимодействия скачка уплотнения с пограничным слоем во всех исследованных случаях примерно одинаков. По-видимому, основным источником порождения пульсаций давления в этой области являются колебания скачка уплотнения.

Распределение энергии пульсаций давления по частотам в характерных точках вдоль линии симметрии по $x^0 = x/d$ перед цилиндром приведено на фиг. 5. Низкие частоты преобладают в области отрыва пограничного слоя и обусловлены продольными колебаниями скачка уплотнения. В областях с минимальным уровнем пульсаций давления распределение энергии по частотам равномерно.

Заключение. Характер пульсаций давления и распределение относительных среднеквадратичных пульсаций давления зависят от структуры области отрывного течения и ее объема. В области отрыва пограничного слоя, вызванного скачками уплотнения, преобладают низкие частоты, уровень которых не зависит от вида препятствия.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Зубков А.И., Панов Ю.Г., Глаголев А.И. и др. Аэродинамические установки Института механики Московского университета / Под ред. Г.Г. Черного и др. М.: Изд-во МГУ, 1985. 44 с.
2. Erdos J., Pallone A. Shock-boundary layer interaction and flow separation // Proc. Heat Transfer and Fluid Mechanics Institute, 1962. Stanford: Univ. Press, 1962. P. 239-254.
3. Bogdonoff S.M., Kepler C.E. Separation of a supersonic turbulent boundary layer // J. Acronaut. Sci. 1955. V. 22. № 6. P. 414-424.

4. *Kestler A.L.* Fluctuating wall pressure under a separated supersonic flow // *J. Acoust. Soc. America*. 1964. V. 36. № 3. P. 543–550.
5. *Мак К., Андреопулос Дж., Дюссож Ж.* Взаимодействие нестационарного скачка уплотнения с турбулентным пограничным слоем // *Аэрокосмич. техника*, 1988, № 12. С. 80–90.
6. *Erengil M., Dolling D.* Correlation of separation shock motion with pressure fluctuations in the incoming boundary layer // *AIAA Journal*. 1991. V. 29. № 11. P. 1868–1877.
7. *Панов Ю.А., Швец А.И., Хазен А.М.* Исследование колебаний донного давления за конусом в сверхзвуковом потоке // *Изв. АН СССР. МЖГ*. 1966. № 6. С. 129–134.
8. *Глотов Г.Ф.* Особенности зарождения и развития зон рециркуляционного течения в сдвиговых слоях сверхзвуковых потоков // *ПМТФ*. 1995. Т. 36. № 5. С. 30–39.
9. *Simpson R.L., Struckland J.H., Barr P.W.* Features of a separating turbulent boundary layer in the vicinity of separation // *J. Fluid Mech*. 1977. V. 79. Pt 3. P. 553–594.
10. *Dolling D.S., Bogdonoff S.M.* An experimental investigation of the unsteady behavior of blunt fin-induced shock wave turbulent boundary layer interaction // *AIAA Paper*. 1981. № 1287. 12 p.
11. *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.
12. *Войтенко Д.М., Зубков А.И., Панов Ю.А.* О существовании сверхзвуковых зон в пространственных отрывных течениях // *Изв. АН СССР. МЖГ*. 1967. № 1. С. 20–24.
13. *Авдудевский В.С., Медведев К.И.* Физические особенности течения в области отрыва при трехмерном взаимодействии пограничного слоя с ударной волной // *Изв. АН СССР. МЖГ*. 1967. № 1. С. 25–33.
14. *Аэродинамика ракет / Под ред. М. Хемша и Дж. Нилсена.* М.: Мир, 1989. Кн. 1. 426 с.

Москва

Поступила в редакцию
11.VI.1996