

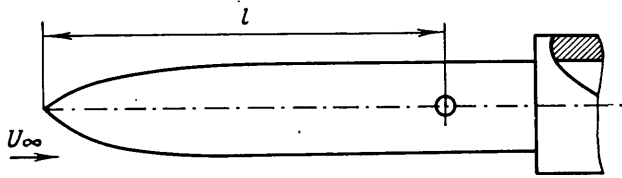
ОСОБЕННОСТИ СПЕКТРОВ ПУЛЬСАЦИЙ ДАВЛЕНИЯ ПЕРЕД УСТУПОМ
В СВЕРХЗВУКОВОМ ПЕРЕХОДНОМ ТЕЧЕНИИ

БИБКО В. Н., ЕФИМЦОВ В. М., КУЗНЕЦОВ В. Б.

Представлены результаты экспериментального исследования пристеночных пульсаций давления перед осесимметричным уступом, установленным на оживальном цилиндре. Эксперименты проводились при сверхзвуковых скоростях потока в области малых чисел Рейнольдса. Результаты исследования позволили обнаружить новое, ранее не наблюдаемое в течениях со свободной линией отрыва, явление — зарождение, развитие и вырождение резко выраженных пиков большой интенсивности в спектрах пульсаций давления при изменении чисел Рейнольдса, соответствующих отрыву переходного пограничного слоя.

Пульсации давления отрывных течений даже простейших конфигураций практически не изучены. Анализ литературы [1] показывает, что известные публикации описывают исследование турбулентных отрывных течений и нет ни одной работы, специально посвященной изучению пульсаций давления при отрыве переходного пограничного слоя. Можно указать лишь на две публикации [2, 3], в которых представлены весьма ограниченные сведения. В [2] приведен единственный результат о величине среднеквадратического значения пульсаций давления (самой простой их характеристики), соответствующий гиперзвуковому ($M_\infty=14,9$) обтеканию внутреннего угла 36° . При этом указанная автором погрешность измерений достигает порядка определяемой величины. В [3] представлены некоторые экспериментальные данные о более информативной характеристике пульсаций давления — об их спектрах, полученные при сверхзвуковом обтекании плоского переднего уступа. Хотя эти данные имели вспомогательный характер при анализе турбулентных пульсаций давления, они позволили отметить некоторые особенности отрыва переходного пограничного слоя. Одна из наиболее интересных заключалась в появлении узкополосного максимума в спектрах пульсаций давления. Специальному экспериментальному исследованию этой особенности и посвящена настоящая работа.

Эксперимент проводился в малозумной малотурбулентной аэродинамической трубе, основные сведения о которой содержатся в [3]. Определенное представление об этой трубе как об установке для изучения явления перехода дают результаты визуализации течения на конусах методом каолинового покрытия. Пограничный слой



Фиг. 1

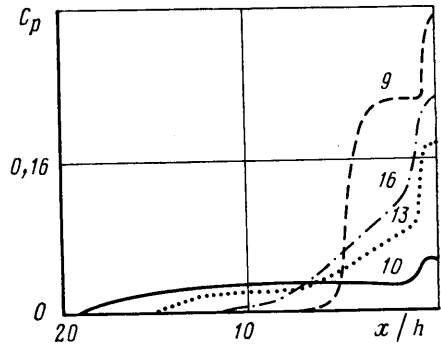
на их поверхности становится турбулентным при $Re_l = lU_\infty/\nu_\infty = 3,8 \cdot 10^6$ ($M_\infty=2,5$) и $Re_l = 4,4 \cdot 10^6$ ($M_\infty=4,0$). Здесь U_∞ , ν_∞ — скорость и кинематический коэффициент вязкости свободного потока, l — расстояние от передней критической точки до точки наблюдения.

На оси рабочей части аэродинамической трубы устанавливался цилиндр диаметром 40 мм с оживальной носовой частью радиусом 50 мм (фиг. 1). Отрыв пограничного слоя на его поверхности вызывал осесимметричный уступ высотой $h=5$ мм, который мог перемещаться прецизионным координатным устройством. Уступ имел уплотнение, предотвращающее утечки газа из отрывной зоны. Приемник давления устанавливался заподлицо с обтекаемой поверхностью на расстоянии $l=197$ мм от передней критической точки (фиг. 1). Он имел диаметр чувствительного элемента $d \approx 2$ мм. Измерения приемниками с разными размерами чувствительных элементов (вплоть до $d \approx 1$ мм) показали, что в области развитого отрыва приемник с $d \approx 2$ мм обеспечивает хорошее пространственное разрешение пульсаций давления на частотах f не менее 10 кГц. В экспериментах использовался тензорезистивный приемник, что позволяло одновременно с пульсациями определять в той же точке величину статического давления. Специальное методическое исследование показало, что мелкоячеистая защитная сетка чувствительного элемента приемника давления обеспечивает его эквивалентность дренажному отверстию диаметром 0,5 мм.

Пульсации давления регистрировались перед неподвижным уступом. Расстояние от точки измерения до лицевой поверхности уступа x (фиг. 1) составляло ~ 4 мм. Спектральный анализ пульсаций давления проводился в узких полосах частот ($\Delta f=5$ Гц) с помощью прецизионной системы. Величины полного давления $P_{0\infty}$ и

скоростного напора q_∞ , при которых были получены описываемые ниже экспериментальные данные, представлены в таблице. Здесь же указаны соответствующие значения Re_1 . Охваченная область Re_1 позволила реализовать ламинарное, переходное и турбулентное отрывные течения. Тип течения определялся из распределений статического давления P по продольной координате, которые регистрировались при непрерывном перемещении уступа вниз по потоку. Основу такой идентификации составляют известные результаты исследований усредненных параметров отрыва (см., например, [4]).

Ламинарному течению соответствует большая протяженность отрывной зоны, малые градиенты давления, низкие уровни хорошо выраженного «плато давления». Примером такого распределения является кривая 10 на фиг. 2. Здесь $C_p = (P - P_\infty) / q_\infty$, P_∞ — статическое давление свободного потока; цифра у кривой указывает номер режима в таблице. Турбулентный отрыв характеризуется существенно меньшей по сравнению с ламинарным протяженностью отрывной зоны, большими градиентами давления, высоким уровнем очень четко выраженного «плато давления» (кривая 9 на фиг. 2). Распределения давления отрыва переходного типа иллюстрируются кривыми 13 и 16. При этом кривая 13 в соответствии с классификацией [5] относится к течению, в котором переход происходит в области отрыва, а кривая 16 — непосредственно перед точкой отрыва.

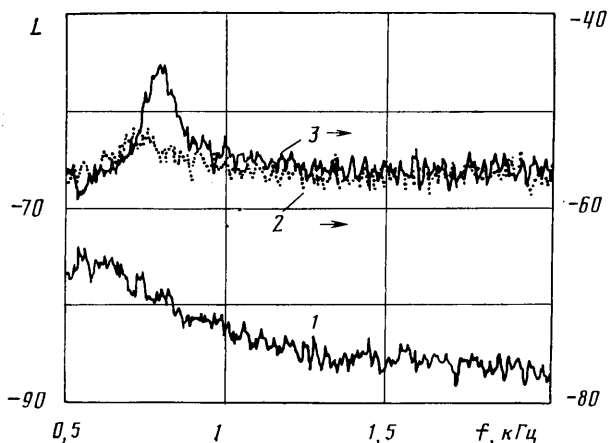


Фиг. 2

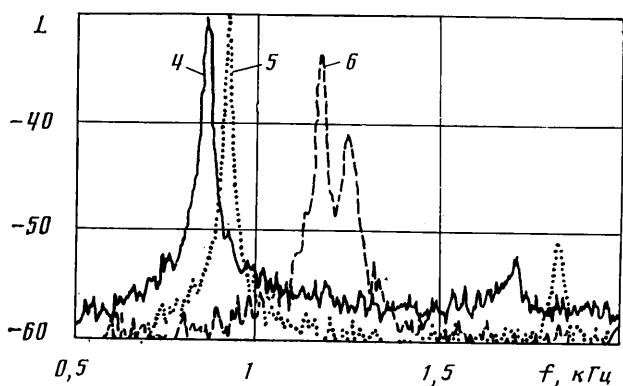
Представленные на фиг. 2 распределения статического давления следует рассматривать скорее как качественные результаты, поскольку перемещение уступа приводит к некоторым искажениям в регистрируемых распределениях давления. Наиболее неблагоприятная в этом смысле ситуация имеет место при ламинарном течении из-за большой протяженности отрывной зоны. По мере увеличения числа Рейнольдса, вследствие сокращения отрывной зоны, эти искажения уменьшаются и становятся минимальными при турбулентном отрыве. Полученные таким образом картины распределения использовались только для идентификации типа отрывного течения. При этом было установлено, что все представленные в таблице режимы, кроме первого, девятого и десятого, соответствуют отрывам переходного типа. Режим 1 был реализован при безотрывном обтекании оживального цилиндра (без уступа). Отрывное течение с параметрами потока, соответствующими режимам 10 и 9, можно считать заведомо ламинарным и турбулентным.

Экспериментальный материал, иллюстрирующий возникновение, развитие и вырождение узкополосных максимумов в спектрах пульсаций давления переходных отрывных течений при $M_\infty = 2,5$ представлен на фиг. 3–5. Здесь приведены участки спектров в диапазоне от 0,5 до 2 кГц, их номера соответствуют номерам режимов в таблице; $L = 20 \lg \langle P^2(f) \rangle^{1/2} / q_\infty$, где $\langle P^2(f) \rangle^{1/2}$ — среднеквадратические значения пульсаций давления в полосах частот $\Delta f = 5$ Гц. Сопоставление кривых 1 и 2 свидетель-

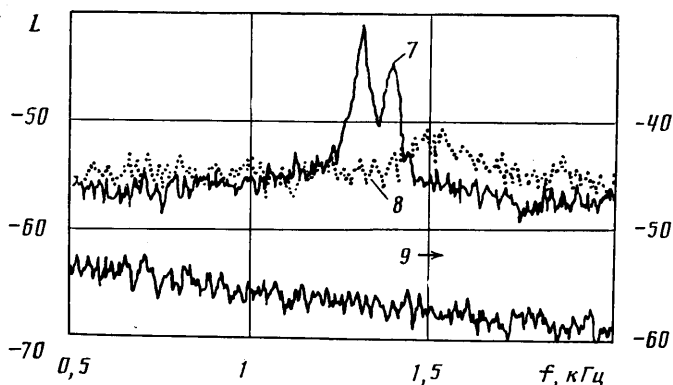
№	M_∞	$P_{0\infty} \cdot 10^{-5}$, Па	$q_\infty \cdot 10^{-4}$, Па	$Re_1 \cdot 10^{-5}$	f_0, f_0' , кГц	$\langle P^2(f_0) \rangle^{1/2} \cdot 10^3$
						q_∞
1	2,5	0,49	1,33	1,02		0,01
2	2,5	0,49	1,33	1,02	0,75	0,25
3	2,5	0,62	1,67	1,29	0,8	0,53
4	2,5	0,78	2,12	1,64	0,86	3,16
5	2,5	0,98	2,65	2,05	0,915	2,82
6	2,5	1,96	5,3	4,1	1,175; 1,25	2; 0,853
7	2,5	2,45	6,63	5,12	1,305; 1,38	1,34; 1,14
8	2,5	2,94	7,95	6,15	1,5	0,34
9	2,5	3,43	9,28	7,17		0,14
10	3,5	0,98	1,12	1,22		0,016
11	3,5	1,96	2,24	2,44		0,0315
12	3,5	2,45	2,8	3,05		0,089
13	3,5	2,94	3,36	3,66	0,85	0,149
14	3,5	3,43	3,92	4,27	0,885	0,246
15	3,5	3,92	4,48	4,89	0,935	1,365
16	3,5	5,9	5,6	6,11	1	1,66
17	3,5	5,88	6,72	7,33	1,08	1,76



Фиг. 3



Фиг. 4



Фиг. 5

ствует о существенном (более чем на порядок) увеличении интенсивности пульсаций давления, связанном с отрывом пограничного слоя. При этом в окрестности $f=f_0=0,75$ кГц уже обнаруживается пологий максимум в спектре. Увеличение числа Рейнольдса сопровождается резким ростом величины и добротности максимума, а также увеличением его средней частоты (спектры 3, 4 и соответствующие режимы в таблице). Кроме того, в спектрах начинают проявляться дополнительные максимумы (см. фиг. 4) в окрестности $f=2f_0$. Их величина примерно на порядок ниже основного максимума. Процесс зарождения и развития максимумов по мере увеличе-

ния числа Рейнольдса протекает при практически неизменной сплошной части спектров пульсаций давления.

Вырождение этого явления сначала сопровождается ослаблением пульсаций давления в сплошной части спектра (кривая 5). Затем (кривая 6) происходит раздвоение основного и дополнительного максимумов (проявление третьего и четвертого пиков на частотах $f=f_0'$ и $f=2f_0'$). В последующем по мере роста Re_l (кривые 7, 8 на фиг. 5) наблюдается восстановление сплошной части спектра, ослабление и уменьшение добротности максимумов на частотах f_0 и f_0' (соответственно $2f_0$ и $2f_0'$). Следует отметить, что стадии вырождения максимумов соответствует диапазон чисел Re_l , примерно в 2,5 раза больший, чем в случае их зарождения и развития. Изменение частоты основного максимума по мере роста числа Re_l не зависит от стадии наблюдаемого явления. При этом обнаруживается линейная зависимость f_0 от Re_l . Кроме того, необходимо отметить еще два момента, которые иллюстрируются сопоставлением спектров 4 и 9. Во-первых, их сплошные части при переходном и турбулентном отрывах практически одинаковы; а, во-вторых, что наиболее важно, интенсивность пульсаций давления в окрестности f_0 при переходном отрыве примерно в 30 раз выше, чем при турбулентном.

Из-за увеличения устойчивости к отрыву ламинарного пограничного слоя по мере роста числа Маха [4] в экспериментах при $M_\infty=3,5$, охватывающих примерно такой же диапазон чисел Re_l (см. таблицу), наблюдалась лишь стадия зарождения и развития пиков пульсаций давления. Характер трансформации спектров был практически таким же, как при $M_\infty=2,5$. Так, например, спектры, соответствующие режимам 16 и 17, имеют такой же резко выраженный максимум, как и спектр 4 на фиг. 4. Частота этого максимума f_0 также линейно зависит от числа Re_l , хотя ее величина и несколько выше.

Помимо спектров определялась плотность распределения вероятностей мгновенных значений пульсаций давления в полосе частот от 22,5 Гц до 22,5 кГц. Оказалось, что для режимов переходного и турбулентного типа получаемые экспериментальные кривые хорошо аппроксимировались нормальным законом распределения.

Таким образом, полученный экспериментальный материал наглядно иллюстрирует процесс зарождения, развития и вырождения резко выраженных пиков большой интенсивности в спектрах пульсаций давления, который происходит при изменении чисел Рейнольдса, соответствующих отрыву переходного типа. Подобные процессы наблюдались лишь для пульсаций скорости в безотрывном переходном пограничном слое. Однако регистрируемые в их спектрах [6] максимумы существенно (на порядки) слабее выражены, чем обнаруженные в настоящей работе. По интенсивности с ними соизмеримы только узкополосные пики в спектрах пульсаций давления течений с фиксированными линиями отрыва и присоединения, например, при обтекании глубоких выемок. Поэтому полученные результаты представляют практический интерес с точки зрения динамического нагружения обтекаемой поверхности. По-видимому, не меньший интерес они представляют и для понимания самой природы отрыва переходного типа. В частности, они свидетельствуют о том, что имеется область чисел Рейнольдса, в которой течения со свободной линией отрыва имеют существенную организованность.

ЛИТЕРАТУРА

1. Кузнецов В. Б., Кольянова В. М. Пульсации давления на обтекаемой поверхности в сверхзвуковых отрывных течениях. М.: ЦАГИ. Обзор № 642. 1984. 174 с.
2. Holden M. S. Shock wave-turbulent boundary layer interaction in hypersonic flow. AIAA Paper. № 72-74. 1972. 68 p.
3. Бибко В. Н., Ефимцов Б. М., Кузнецов В. Б. Пульсации давления на пластине перед уступом // Уч. зап. ЦАГИ. 1986. Т. 17. № 3. С. 9-19.
4. Чжен П. Отрывные течения: Пер. с англ. М.: Мир, 1972-1973. Т. 1. 299 с.; Т. 2. 279 с.
5. Зукоски Е. Е. Отрыв турбулентного пограничного слоя перед ступенькой // Ракетная техника и космонавтика. 1967. Т. 5. № 10. С. 22-31.
6. Гапонов С. А., Маслов А. А. Развитие возмущений в сжимаемых потоках. Новосибирск: Наука, Сиб. отд. 1980. 143 с.

Москва

Поступила в редакцию
14.XII.1987