

О ПРИСТЕНОЧНЫХ ПУЛЬСАЦИЯХ ДАВЛЕНИЯ В ЗОНЕ ПЕРЕХОДА ПРИ ОТСАСЫВАНИИ ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ

Л. М. Дямшев, С. А. Салосина, А. Г. Шустиков

Отсасывание жидкости или газа из пристеночных слоев движущегося в среде тела является одним из способов снижения уровня турбулентности в пограничном слое [1]. В работах [2-4] показывается, что отсасывание может привести как к снижению, так и повышению интенсивности шума, излучаемого турбулентностью. Для количественных оценок предсказанных эффектов необходимо иметь информацию о пристеночных пульсациях давления в условиях отсоса. Сведения о пульсациях давления в управляемом с помощью отсоса пограничном слое малочисленны [5]. Ниже излагаются результаты экспериментального исследования влияния распределенного отсоса на энергетические и спектральные характеристики пульсаций давления в переходной области при ламинаризации пограничного слоя.

Эксперименты проводились на модели симметричного крылового профиля НАСА-0012 в гидродинамической трубе замкнутого типа со степенью поджатия конфузора 22*. Модель устанавливалась в плоском рабочем участке (сечением $12 \times 100 \text{ см}^2$) с нулевым углом атаки. Длина хорды крыла b равнялась 50 см, максимальная толщина — 6 см. Размах крыла был параллелен короткой стороне прямоугольника и занимал все пространство между стенками гидротрубы.

Боковая поверхность крылового профиля (за исключением носовой и хвостовой оконечностей) была выполнена из водонепроницаемого материала с размерами пор $\sim 150 \text{ мк}$. Шероховатость носовой непроницаемой части составляла не более 5 мк, шероховатость пористого материала — $\sim 40 \text{ мк}$.

По середине размаха крыла в точках $x/b = 0,17; 0,27; 0,5; 0,56; 0,66$ (x — продольная координата, отсчитываемая от носика модели по поверхности профиля) были заделаны заподлицо с обтекаемой поверхностью пять идентичных приемников пульсаций давления с диаметром чувствительной поверхности 1,5 мм. Отсасывание жидкости из пограничного слоя модели происходило из-за перепада давлений между рабочим участком гидротрубы и атмосферой (3-4 ат). Плавная регулировка скорости отсасывания достигалась путем изменения гидравлического сопротивления сливного трубопровода.

Выбранный вариант системы отсоса позволил обеспечить достаточно низкий уровень акустических и вибрационных помех. В процессе опытов проводились одновременные измерения гидродинамических параметров обтекания (скорости набегающего потока u_∞ , давления в гидротрубе, суммарного расхода отсасываемой жидкости) и пристеночных пульсаций давления в пограничном слое. Сигналы с приемников пульсаций давления записывались на 5-канальный магнитофон; затем проводился их спектральный анализ в третьоктавной полосе в диапазоне частот 100 гц — 10 кгц. Измерения проводились при скоростях набегающего потока от 3 до 19 м/сек, соответственный диапазон изменения числа Рейнольдса составил $10^6 < Re < 10^7$

$\left(Re = \frac{u_\infty b}{\nu}, \text{ где } \nu - \text{коэффициент кинематической вязкости} \right)$. Интенсивность рас-

пределенного отсоса v_0/u_∞ (v_0 — осредненная по площади пронизываемого участка скорость отсасывания) изменялась в пределах $10^{-4} < \frac{v_0}{u_\infty} < 2 \cdot 10^{-2}$.

Прежде всего изучались характеристики пристеночных пульсаций давления при естественном обтекании модели крыла в зависимости от скорости набегающего потока и продольной координаты. Эксперименты показали, что в разных точках профиля при увеличении скорости обтекания интенсивность пульсаций давления изменяется по-разному. Если в точке $x/b = 0,66$ уровень сигнала** с приемника пульсаций давления увеличивался монотонно, а его спектр был типичным для полностью развитого турбулентного пограничного слоя, то вблизи передней оконечности модели наблюдалась иная картина. В районе $x/b = 0,17$ при изменении скорости от 3 до 6 м/сек был зарегистрирован резко выраженный максимум интенсивности пристеночных пульсаций давления. Уровень сигнала на скорости 5 м/сек был на 20 дб выше, чем на скорости 3 м/сек, и на 6 дб выше, чем на скорости 6 м/сек.

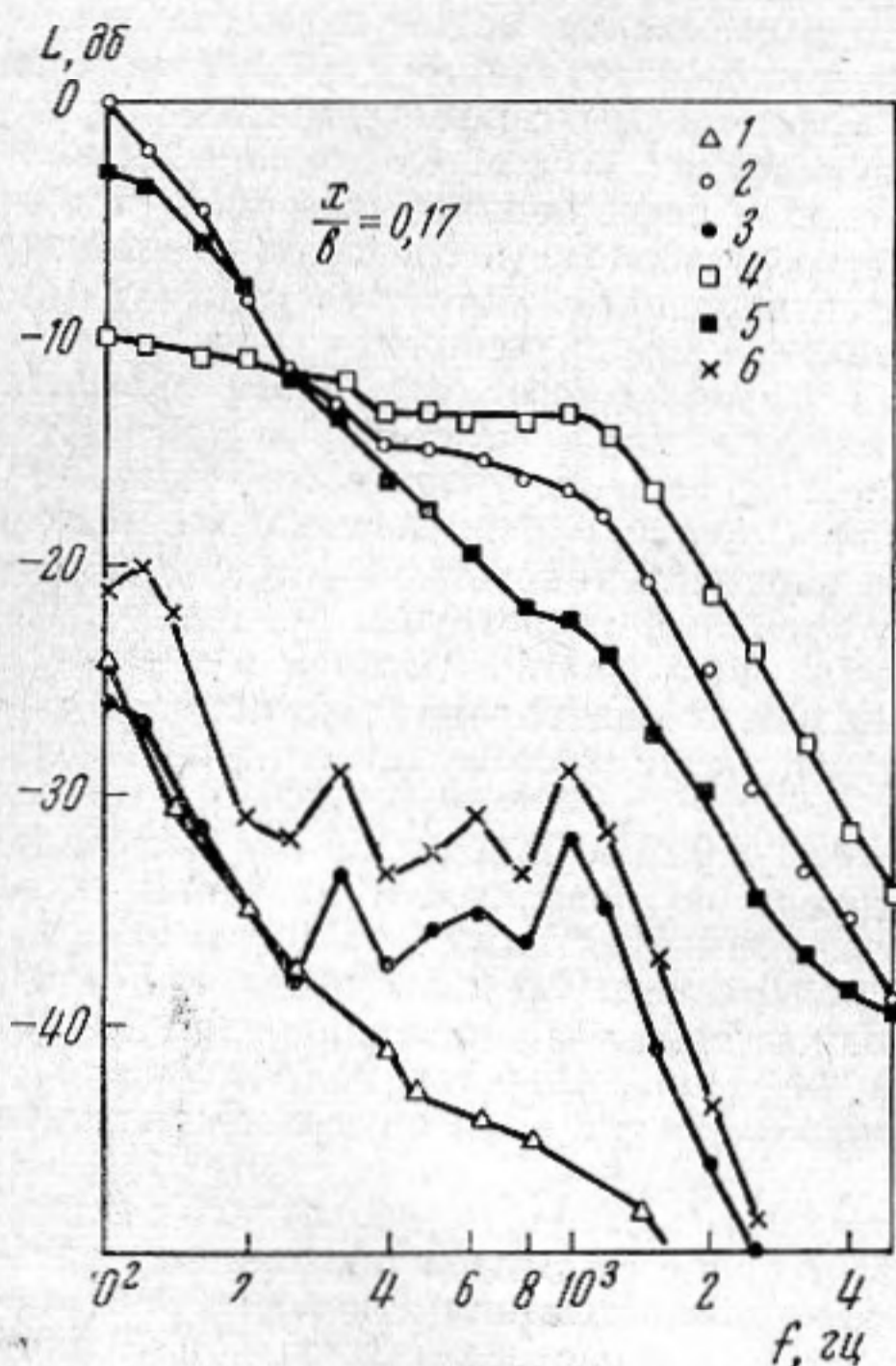
Сопоставление данных широкополосных измерений и спектрального анализа пристеночных пульсаций давления позволило нарисовать следующую картину обтекания. На скорости 3 м/сек ближайший к передней кромке модели приемник ($x/b = 0,17$) находился в ламинарном пограничном слое, зона перехода ламинарной

* Гидродинамическая труба НИИ механики МГУ.

** Уровень сигнала измерялся в широкой полосе частот ($30 \text{ гц} < f < 30 \text{ кгц}$).

формы течения в турбулентную располагалась ближе к задней кромке крыла. По мере увеличения скорости набегающего потока зона перехода, уровень турбулентности в которой на низких частотах выше, чем в области развитого турбулентного пограничного слоя [6], смещалась вперед и при $u_\infty = 5$ м/сек она оказалась в районе $x/b = 0,17$. На более высоких скоростях обтекания режим течения в точке $x/b = 0,17$ становится турбулентным. Самый дальний приемник давления ($x/b = 0,66$) на всех скоростях обтекания находился в развитом турбулентном пограничном слое.

Исследования различных режимов течения в пограничном слое модели при естественном обтекании позволили обоснованно интерпретировать результаты, полученные в условиях распределенного отсоса.



Эффект воздействия отсоса на интенсивность и спектральный состав пристеночных пульсаций давления оказался существенным образом зависящим от режима течения в пограничном слое. Данные, характеризующие влияние отсоса на спектр мощности пристеночных пульсаций давления вблизи зоны перехода ($x/b = 0,17$), показаны на фигуре. По вертикальной оси отложен спектральный уровень L в дБ (ноль децибел соответствует максимальному значению спектральной плотности), по горизонтальной оси — частота f в Гц. Кривая 1 соответствует спектральному уровню, измеренному при $u_\infty = 3$ м/сек, $\frac{v_0}{u_\infty} = 0$, когда в пограничном

слое над приемником существовал естественный ламинарный режим течения. Эта кривая позволяет судить об уровне помех при выключенном отсосе. Кривая 2 — $u_\infty = 5$ м/сек, $\frac{v_0}{u_\infty} = 0$, в пограничном слое происходит естественный ламинарно-турбулентный переход. Кривая 3 — $u_\infty = 5$ м/сек, $\frac{v_0}{u_\infty} = 2,8 \cdot 10^{-3}$, в результате действия отсоса переходный режим течения сменился ламинарным. При скорости $u_\infty = 6$ м/сек в случае неуправляемого пограничного слоя в точке наблюдения существовал турбулентный режим течения (кривая 4).

Зона перехода располагалась ближе к передней кромке модели. Распределенное отсасывание вызвало смещение переходной области вниз по сечению. При $u_\infty = 6$ м/сек, $\frac{v_0}{u_\infty} = 9,5 \cdot 10^{-4}$ переходные явления оказались в

районе наблюдений (кривая 5), при $u_\infty = 6$ м/сек, $\frac{v_0}{u_\infty} = 3 \cdot 10^{-3}$ в точке, $x/b = 0,17$ возник режим течения, близкий к ламинарному (кривая 6). Характер кривых 3 и 6 свидетельствует, по-видимому, о наличии дополнительных шумов и вибраций, возникающих при отсосе.

Из представленных результатов видно, что отсасывание жидкости из пограничного слоя может приводить как к снижению, так и к увеличению спектральной плотности пристеночных пульсаций давления. Максимальное снижение происходит в том случае, когда в результате действия отсоса переходный режим течения сменяется ламинарным. Наблюдавшиеся в опытах эффекты снижения в диапазоне частот 100 кГц — 3 кГц составили 15–25 дБ. Если в точке наблюдения, благодаря отсасыванию, турбулентный режим течения сменяется переходным, то на низких частотах происходит повышение спектрального уровня пристеночных пульсаций давления.

Авторы благодарят В. С. Илышева, Н. М. Калининченку и Ю. В. Курилкина за помощь в постановке эксперимента.

ЛИТЕРАТУРА

1. А. М. Басин, А. И. Кореткин, Л. Ф. Козлов. Управление пограничным слоем судна. Л., «Судостроение», 1968.
2. Л. М. Лямшев. К расчету излучения звука при отсасывании пограничного слоя. Акуст. ж., 1968, 14, 3, 416–422.
3. L. M. Lyamzhev. Acoustics of controlled boundary layer. Proc. VII. Int. Congr. Acoust. Budapest, 1971, 4, 377–380.

4. Л. М. Л я м ш е в. О шуме управляемого пограничного слоя. В сб.: Морское приборостроение. Акустика. 1972, 1, 126—137.
5. Н. К. А н д р е е в. Характеристики пульсаций турбулентного давления при распределенном отсосе. В сб.: Тепло- и массоперенос. Минск, 1972, т. 1, ч. 1, 29—32.
6. Г. Ш л и х т и н г, Возникновение турбулентности. М., Изд-во иностр. лит., 1962.

Акустический институт
Академии наук СССР

Поступила
19 марта 1973 г.

УДК 534.232

ХАРАКТЕРИСТИКИ НАПРАВЛЕННОСТИ КРУГЛОГО УСЕЧЕННОГО КОНУСА

И. Б. Слюсаренко

Конический излучатель звука широко распространен в качестве диафрагмы громкоговорителя. Реальный диффузор — усеченный конус, поэтому представляет интерес рассмотреть характеристики направленности для такого излучателя.

Рассмотрим характеристики направленности круглого усеченного конуса с длиной образующей $(b_2 - b_1)$ (фиг. 1), радиусом a_2 большого основания, расположенного в абсолютно жестком бесконечном экране и радиусом a_1 малого основания, представляющим собой абсолютно жесткий неподвижный диск. Длина образующей неусеченного конуса равна b_2 .

Предположим, что каждый элемент поверхности излучателя является точечным сферическим источником звука и будем рассматривать поле в дальней зоне при синусоидальных колебаниях излучателя вдоль оси симметрии. Мы будем рассматривать жесткий излучатель, поэтому осевые составляющие скорости всех элементов его поверхности будут одинаковы.

Пользуясь связью между сферическими и декартовыми координатами, можно получить выражение (см. работу [1]), определяющее звуковое давление в дальней зоне, т. е. при условии, что расстояние до точки наблюдения значительно больше размеров излучателя

$$p = j \frac{\rho_0 \omega v_0 \cos^2 \psi_1 e^{-jkr_1}}{r_1} \int_{b_1}^{b_2} r J_0(kr \cos \psi_1 \sin \varphi) e^{jkr \sin \psi_1 \cos \varphi} dr$$

(временной множитель опущен), где r_1 — расстояние до точки наблюдения, ω — круговая частота, v_0 — осевая составляющая скорости, ρ_0 — плотность воздуха, φ — азимутальный угол, ψ_1 — угол между образующей и плоскостью, перпендикулярной оси конуса, r — переменный радиус из вершины конуса до точки на поверхности вдоль образующей, $k = \omega/c$ — волновое число, J_0 — функция Бесселя первого рода нулевого порядка.

В дальнейшем все величины перед интегралом опустим, так как они сократятся в выражении для характеристики направленности, и введем знак \sim , означающий пропорциональность. Заменяв функцию Бесселя и экспоненту выражениями в виде ряда, поменяв порядок интегрирования и суммирования, после вычисления интеграла получим (см. работу [1])

$$p(\varphi, \psi_1) \sim \sum_{m=0}^{\infty} \left(\frac{c}{2}\right)^{2m} \frac{(-1)^m}{(m!)^2} \sum_{n=0}^{\infty} \frac{(jq)^n (b_2^{2m+n+2} - b_1^{2m+n+2})}{n!(2m+n+2)},$$

где $q = k \sin \psi_1 \cos \varphi$, $c = k \sin \varphi \cos \psi_1$. Выразим b_1 через b_2 , т. е. положим $b_1 = b_2 M$, где $0 \leq M \leq 1$. Тогда полученное выражение можно представить в виде

$$p(\varphi, \psi_1) \sim b_2^2 \sum_{m=0}^{\infty} \left(\frac{cb_2}{2}\right)^{2m} \frac{(-1)^m}{(m!)^2} \sum_{n=0}^{\infty} \frac{(jqb_2)^n (1 - M^{2m+n+2})}{n!(2m+n+2)}.$$

Множитель b_2^2 опустим, так как он в выражении для характеристики направленности сократится. В области низких частот при малых значениях kb_2 достаточно взять несколько членов ряда. В осевом направлении при $\varphi = 0$

$$p(0, \psi_1) \sim \sum_{n=0}^{\infty} \frac{(jqb_2)^n (1 - M^{n+2})}{n!(n+2)}.$$