АКУСТИЧЕСКИЙ ЖУРНАЛ

Том 38 1992 Вып. 1

УДК 534.83
© 1992 г.

А.Г. Мунин, А.Г. Прозоров, А.В. Топоров

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ШУМА ОБТЕКАНИЯ КРЫЛА ПРИ МАЛЫХ СКОРОСТЯХ ПОТОКА

Исследуется влияние скорости и степени турбулентности набегающего потока на спектр и диаграмму направленности шума крыла. Отмечается слабое влияние параметров набегающего потока на сплошную составляющую спектра шума крыла. Рассматриваются различные способы воздействия на тональные составляющие шума и их характер.

Изучение механизма генерации шума в сложных течениях сопряжено зачастую с весьма большими техническими и методическими трудностями, поэтому целесообразным оказывается рассмотрение более простых течений, позволяющее, однако, выявить принципиальные закономерности излучения звука в самых различных случаях. Так, исследования шума обтекания прямых крыльев весьма важны для понимания процессов генерации шума винтами и вентиляторами. Именно по этой причине изучению шума обтекания крыла посвящено значительное число работ. В частности, исследования на крыльях [1–3] позволили выявить при малых числах Рейнольдса различные зависимости для сплошного шума и тональных составляющих. Было установлено, что сплошная часть спектра шума слабо зависит от числа Рейнольдса и геометрических параметров крыла, напротив, тональный шум зависит от числа Рейнольдса и угла атаки. Однако следует отметить, что указанные эксперименты проводились при постоянной степени турбулентности набегающего потока и режим течения в пограничном слое крыла не фиксировался.

В связи с этим были проведены исследования по определению зависимостей составляющих шума обтекания крыла от режима течения в его пограничном слое и интенсивности турбулентности в набегающем на крыло потоке.

Исследования проводились в аэродинамической трубе незамкнутого типа с открытой рабочей частью, располагающейся внутри заглушенной камеры; диаметр сопла на выходе составлял 400 мм. В качестве модели использовалось прямое крыло с хордой b = 175 мм, выходившее концевыми частями за пределы струи в месте его установки на расстоянии 200 мм от среза сопла. Профиль крыла NACA-0012 имеет максимальную толщину c = 12% на удалении 30% длины хорды от передней кромки. Крыло в виде консоли жестко закреплялось в вертикальном положении. Точки измерения располагались на окружности радиуса R = 2000 мм с центром в точке пересечения линии передней кромки с осью струи (рис. 1).

Влияние скорости и степени турбулентности набегающего потока на спектр шума обтекания крыла показано на рис. 2, а на суммарный уровень шума крыла и его характеристику направленности – на рис. 3. Видно, что при небольших скоростях и малой степени турбулентности набегающего потока в спектрах шума появляются узкополосные составляющие на частоте $Sh \approx 7$. С увеличением скорости и степени турбулентности набегающего потока узкополосные составляющие уменьшаются или совсем пропадают, а уровни сплошного шума возрастают по закону $\sim 10 \lg V_\infty^6$. Наблюдается сильная зависимость суммарного шума от турбулентности набегающего потока: изменение степени турбулентности на 0,1% от ϵ_u = 0,4 до 0,5% при скорости V_∞ = 30 м/с приводит к

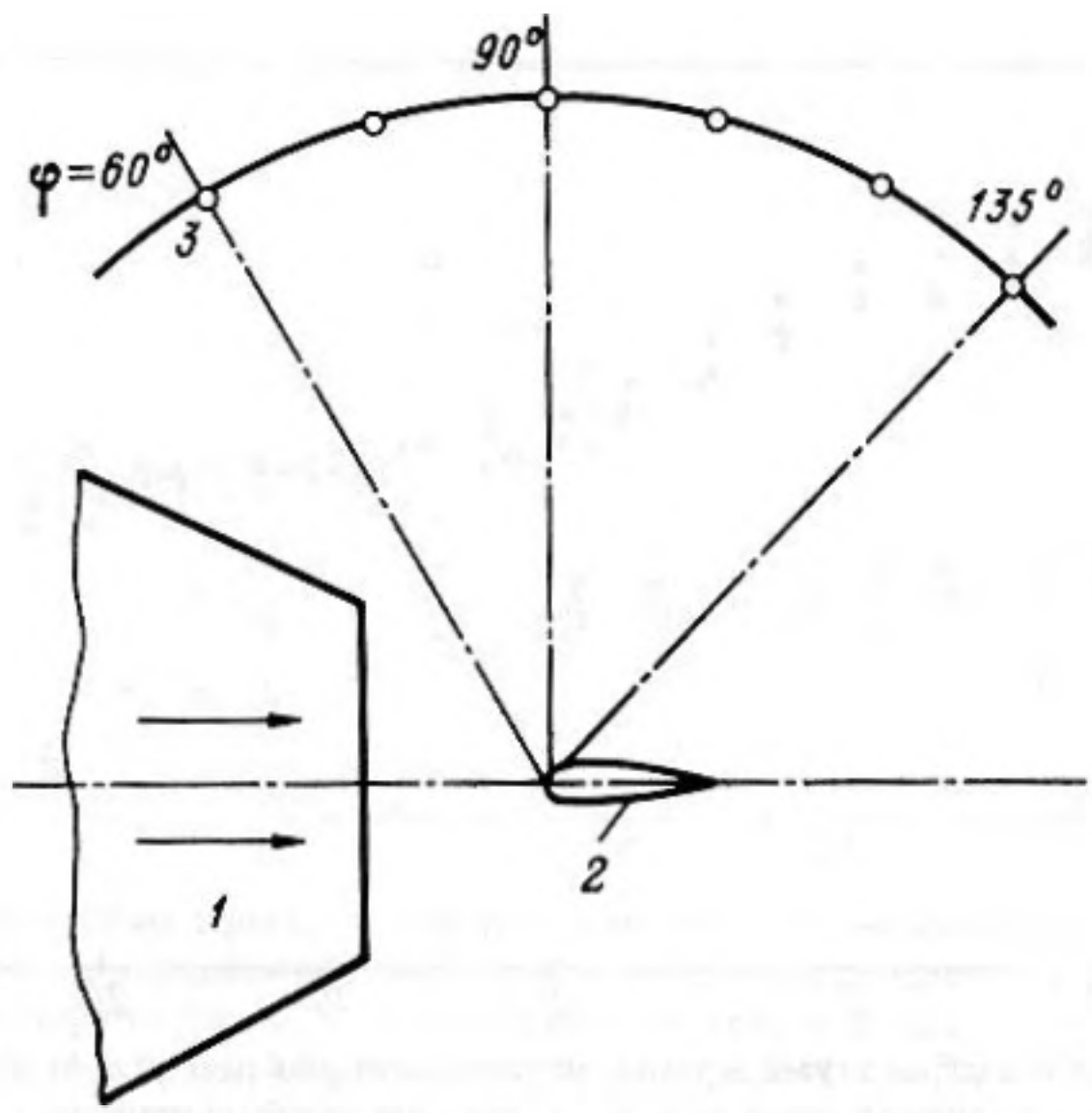

Рис. 1. Схема расположения крыла и микрофонов: *1* – сопло ϕ400 м; *2* – крыло; *3* – микрофон

изменению суммарного уровня шума на ~ 4 дБ; увеличение ϵ_u до 1,6% приводит к снижению уровня шума на ~ 20 дБ за счет подавления узкополосных составляющих. На режимах обтекания крыла, где преобладает сплошной шум (V_∞ = 70 м/с), увеличение степени турбулентности с ϵ_u = 0,4–0.5 до 1,6% вызывает незначительное (на 2,5 дБ) увеличение суммарного уровня. Диаграмма направленности сплошного шума соответствует диполю: 10 lg $\sin^2\varphi$ с максимумом направленности под углом $\varphi = 90°$. Максимум излучения узкополосного шума наблюдается в диапазоне углов $\varphi < 90°$, т.е. это излучение направлено вверх по потоку. Такое излучение тонального шума, вероятно, обусловлено резким возрастанием на соответствующих частотах продольной составляющей пульсационной скорости.

Как отмечалось в работе [4], тональный шум при обтекании крыла генерируется в случае формирования автоколебательного режима. Для последнего характерны образование крупномасштабных когерентных структур и интенсивные узкополосные гидродинамические пульсации в переходном пограничном слое на нижней поверхности крыла и в его следе, а также соответствующие им по частоте и выделяющиеся на общем фоне акустические возмущения. Направленное вверх по потоку акустическое излучение осуществляет обратную связь, возбуждая гидродинамические колебания вблизи передней кромки крыла, распространяющиеся вниз по потоку и существенно усиливающиеся в переходном пограничном слое.

При большой степени турбулентности (ϵ_u = 1,6%) набегающего потока переход ламинарного пограничного слоя в турбулентный в отличие от рассмотренного случая завершается на нижней поверхности профиля до его задней кромки, и условия формирования автоколебаний не реализуются. Поэтому тональные составляющие в спектре шума крыла при ϵ_u = 1,6% не наблюдаются. Аналогичным образом до задней кромки заканчивается переход в турбулентный слой на нижней поверхности крыла и при достаточно больших числах Рейнольдса ($V_\infty > 50$ м/с) и меньших ϵ_u, тональный шум при этом не генерируется.

В то же время следует отметить слабое влияние турбулентности набегающего потока на сплошной шум крыла. В работе [5] предполагается, что уровень шума взаимодействия турбулентности в набегающем потоке с крылом пропорционален 20 lg ϵ_u. Таким образом, ожидаемое увеличение шума при возрастании степени турбулентности от 0,4 до 1,6% должно составлять ~13 дБ, однако в эксперименте увеличение не превышало 2,5 дБ. Это дает основания полагать, что зависимость 20 lg ϵ_u неверна.

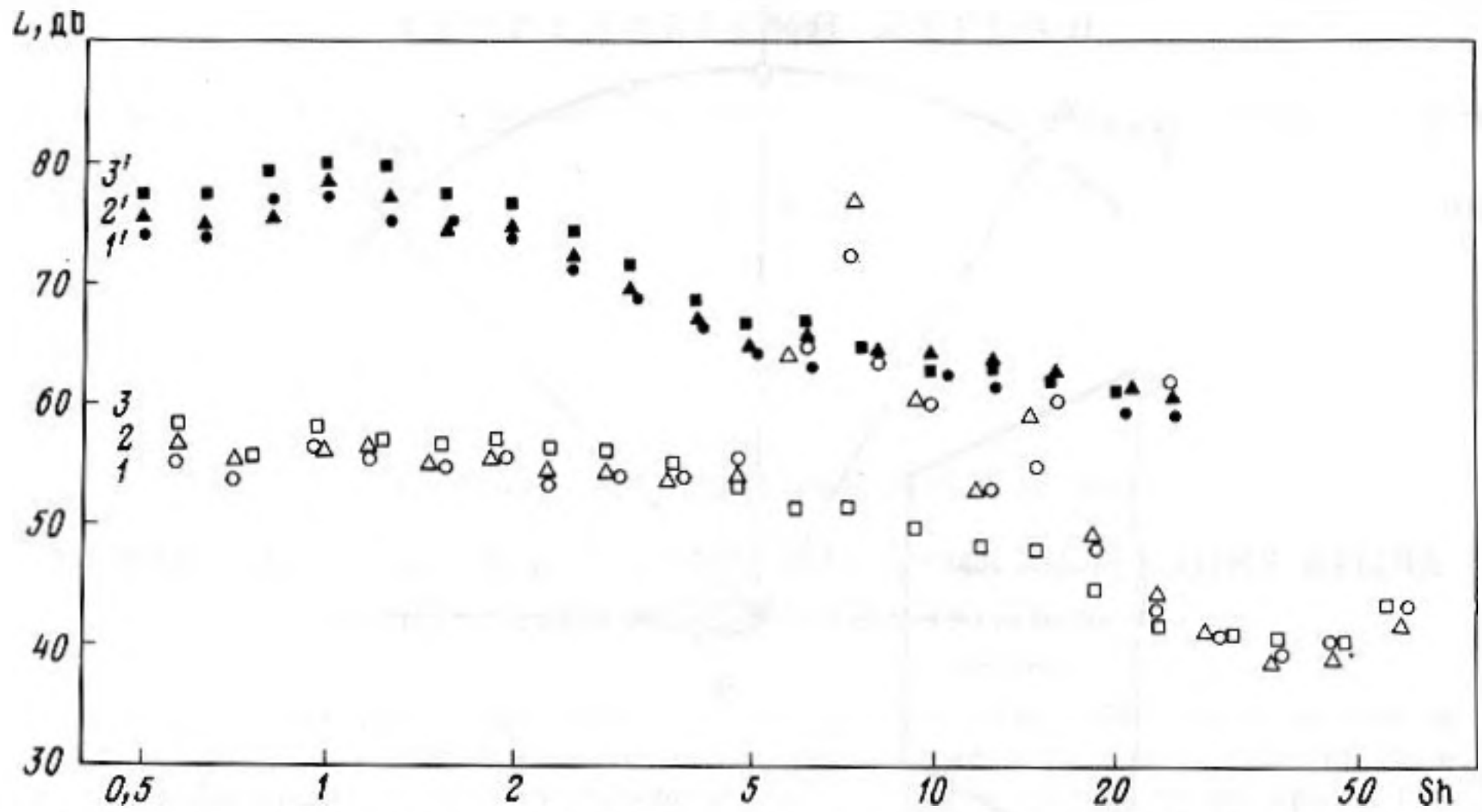

Рис. 2. Третьоктавные спектры шума крыла, установленного под углом атаки $\alpha = 5°$, в точке измерения $\varphi = 90°$ при различной скорости V_∞ и степени турбулентности ϵ набегающего потока: *1* – $\epsilon = 0{,}4\%$, $V_\infty = 30$ м/с; *2* – $\epsilon = 0{,}5\%$, $V_\infty = 30$ м/с; *3* – $\epsilon = 1{,}6\%$, $V_\infty = 30$ м/с; *1'* – $\epsilon = 0{,}4\%$, $V_\infty = 70$ м/с; *2'* – $\epsilon = 0{,}5\%$, $V_\infty = 70$ м/с; *3'* – $\epsilon = 1{,}6\%$, $V_\infty = 70$ м/с

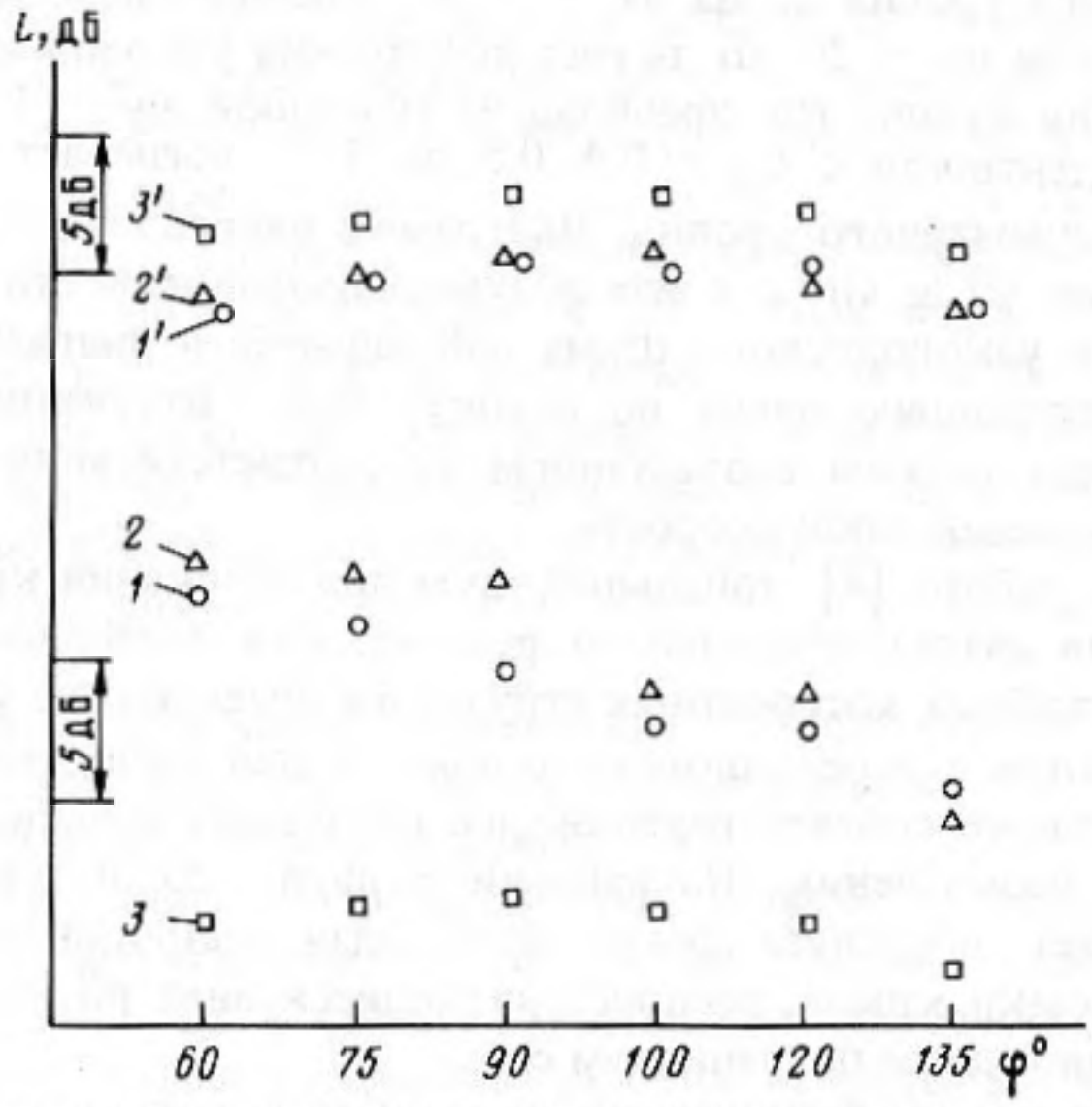

Рис. 3. Диаграммы направленности суммарного уровня шума крыла при различной скорости V_∞ и степени турбулентности ϵ_u набегающего потока ($\alpha = 5°$): *1* – $\epsilon = 0{,}4\%$, $V_\infty = 30$ м/с; *2* – $\epsilon = 0{,}5\%$, $V_\infty = 30$ м/с; *3* – $\epsilon = 1{,}6\%$, $V_\infty = 30$ м/с; *1'* – $\epsilon = 0{,}4\%$, $V_\infty = 70$ м/с; *2'* – $\epsilon = 0{,}5\%$, $V_\infty = 40$ м/с; *3'* – $\epsilon = 1{,}6\%$, $V_\infty = 70$ м/с

С целью исследования зависимости излучения звука от характера течения в пограничном слое на обеих поверхностях крыла устанавливались продольные ребра. Были исследованы три варианта установки ребер на гидравлически гладкую исходную поверхность крыла:

ребра высотой $h = 0{,}4$ мм, шаг между ними $\Delta z = 40$ мм;

ребра высотой $h = 0{,}4$ мм, шаг между ними $\Delta z = 20$ мм;

ребра высотой $h = 0{,}8$ мм, шаг между ними $\Delta z = 40$ мм.

Сравнение спектров шума обтекания крыла, соответствующих перечисленным вариантам и исходному состоянию поверхности модели, дано на рис. 4. Как видно, уста-

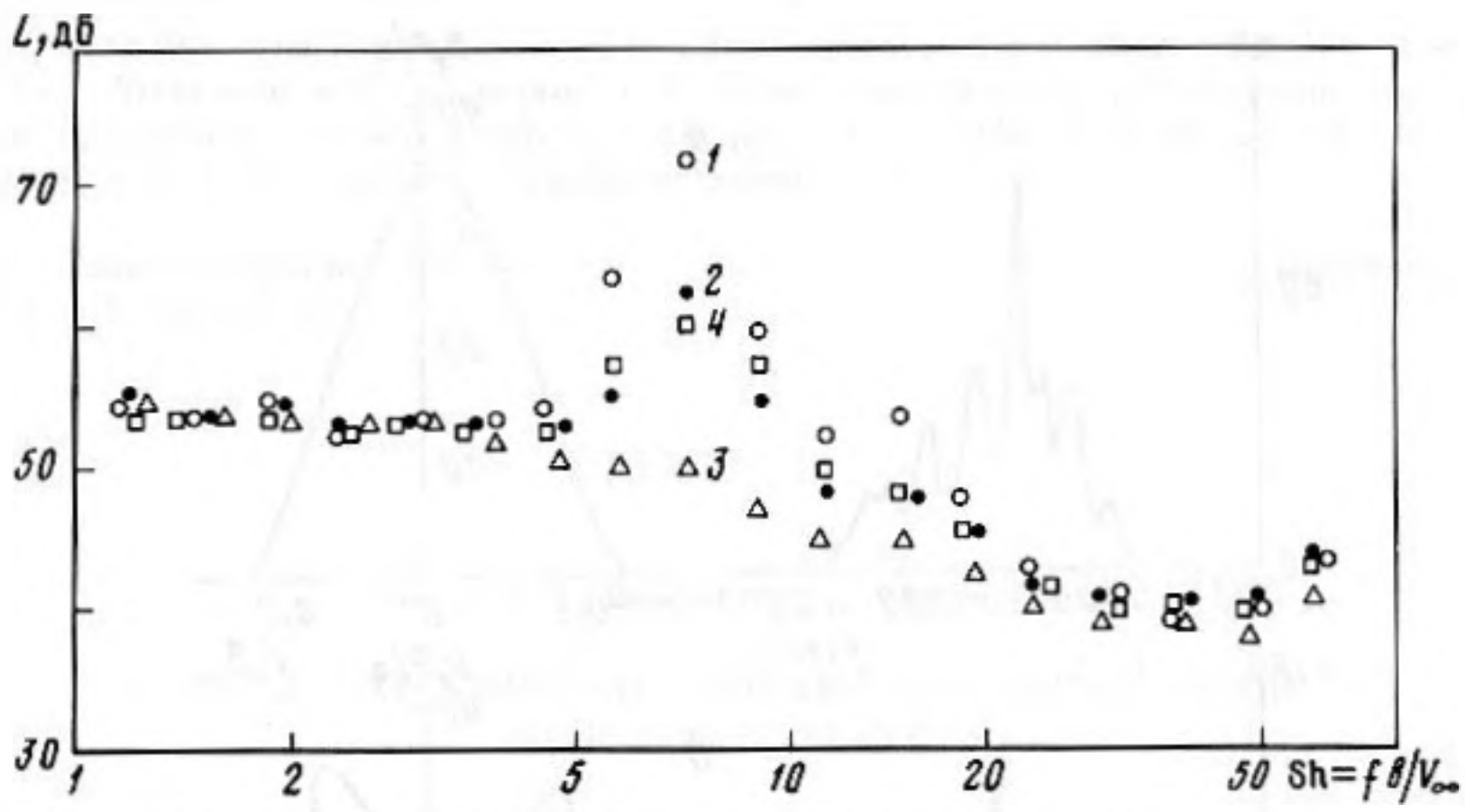

Рис. 4. Спектры шума крыла, установленного под углом атаки $\alpha = 5°$, в точке измерения $\varphi = 90°$ при различных состояниях поверхности крыла: *1* – гидравлически гладкая поверхность; *2* – на поверхности крыла ребра $h_p = 0{,}4$ мм, $\Delta Z_p = 40$ мм; *3* – $h_p = 0{,}4$ мм, $\Delta Z_p = 20$ мм; *4* – $h_p = 0{,}8$ мм, $\Delta Z_p = 40$ мм

новка ребер приводит к значительному снижению уровня тональных составляющих, не оказывая влияния на сплошной шум. Аналогичный результат наблюдается и при установке турбулизатора в средней части нижней поверхности. Вблизи и на самой задней кромке он незначительно влияет лишь на тональный шум.

Независимость сплошной составляющей в спектре шума крыла от режима течения в пограничном слое в районе задней кромки приводит к заключению, что шум локального взаимодействия пограничного слоя с задней кромкой не является превалирующим. Поскольку начальная турбулентность слабо влияет на сплошной шум, возникающий при обтекании крыла, можно полагать, что определяющим его источником в рассматриваемом случае, по-видимому, является след. Установка турбулизатора вблизи носка или ранний отрыв вблизи него вызывает перемещение точки перехода вверх по потоку, что приводит к увеличению толщины пограничного слоя, интенсивности пульсаций и ширины следа и соответственно к изменению сплошного шума.

При оценке изложенного представляется возможным предположить, что механизмы излучения сплошного и тонального шума в определенной степени подобны. Внешние возмущения генерируют на локальной неоднородности вблизи передней кромки крыла гидродинамические пульсации, распространяющиеся вниз по потоку и существенно усиливающиеся в переходном пограничном слое и далее в следе, который и является основным источником широкополосного шума. Таким образом, в нашем случае турбулентность в набегающем на крыло потоке является "пусковым механизмом", а не непосредственной причиной широкополосного шума.

В тех случаях, когда турбулентность в набегающем на крыло потоке приводит к заметному вкладу в суммарный шум, его необходимо связывать не с пульсациями подъемной силы, вызванными турбулентностью, а с воздействием ее на локальную неоднородность вблизи передней кромки и генерацией в этой области гидродинамических возмущений, которые определяют пульсационные характеристики течения в пограничном слое и следе, а следовательно, и шум крыла.

Более чувствительным к различного рода воздействиям является тональный шум крыла. Угол атаки, скорость, степень турбулентности набегающего потока, турбулизирующие или затягивающие переход устройства оказывает сильное влияние на уровни тонального шума. Влияние перечисленных факторов на тональный шум четко проявляется на узкополосных спектрах, приведенных на рис. 5. Здесь также приведены плотности вероятности P амплитуды сигнала V (в вольтах) в частотном диапазоне $f \pm 25$ Гц. Как видно, узкополосные максимумы представляют собой сумму случайного, с распре-

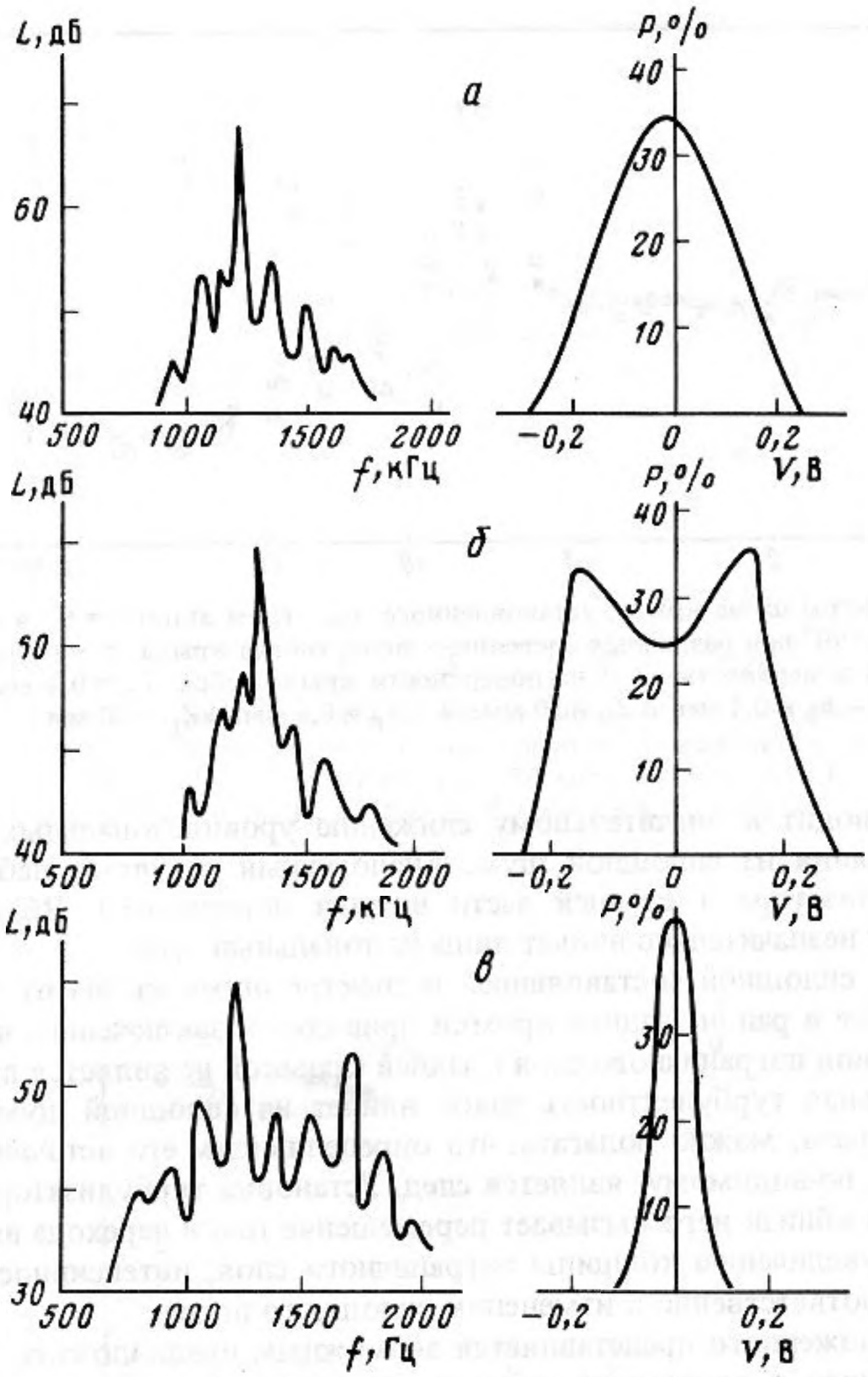

Рис. 5. Влияние различных факторов обтекания на узкополосный спектр шума крыла (слева) и плотность вероятности амлпитуды тонального сигнала (справа). Угол атаки крыла $\alpha = 5°$, скорость набегающего потока $V_\infty = 30$ м/с: *а* – $\epsilon = 0{,}4\%$, *б* – $\epsilon = 0{,}5\%$; *в* – $\epsilon = 0{,}4\%$, на поверхности крыла ребра $h_p = 0{,}4$ мм, $\Delta Z_p = 40$ мм

делением амплитуды по нормальному закону, и гармонического сигналов. Поскольку в дальнем звуковом поле микрофон фиксирует шум, приходящий из всех точек области излучения, то плотность вероятности амплитуды сигнала является интегральной характеристикой режима течения в пограничном слое и следе крыла.

Необходимо отметить, что исследование обтекания крыла при малых скоростях, проводимое в аэродинамических трубах с незаглушенной рабочей частью, может приводить к различным результатам, поскольку отраженные звуковые волны изменяют или разрушают линию обратной связи.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Paterson R.W., Fogt P.G., Fink M.R., Munch C.L.* Vortex noise of isolated airfoils // AIAA. Paper. 72–659.
2. *Arbey H., Bataille J.* Noise generated by airfoil profiles placed in a uniform laminar flow // J. Fluid Mech. 1983. V. 134. P. 33–47.

3. *Akishita S.* Tone-like noise from an isolated two dimensional airfoil // AIAA. Paper. 86–1947.
4. *Мунин А.Г., Прозоров А.Г., Топоров А.В.* Экспериментальное исследование тонального шума обтекания при малых скоростях потока // Уч. зап. ЦАГИ. 1990. Т. 21. № 3. С. 28–38.
5. *Голдстейн М.Е.* Аэроакустика. М.: Машиностроение, 1981.

Филиал Центрального Аэродинамического
института им. Н.Е. Жуковского

Поступила в редакцию
28.03.91

Munin A.G., Prosorov A.G., Toporov A.V.

NOISE EXPERIMENTAL RESEARCH OF AIRFOIL FLOW WITH LOW VELOCITIES

Investigations of airfoils noise are of a principle interest as allow to understand noise generation processes in complex flows, the direct investigation of such flows is connected with technical and methodical problems. Experimental investigations of this problem were conducted at a constant turbulence rate of an incoming flow and without flow regulation in a boundary layer. The influence of flow regime in the airfoil boundary layer and turbulence rate of an incoming flow on noise components are studied. With increase of velocity and turbulence rate of incoming flow the tone noise components decrease or completely disappear, and the intensity of the broad band noise increase with the sixth power of velocity. For example, the four times increase in turbulence rate of incoming flow leads to reduction of the tone noise level by 20 dB, just as the overall level of the broad band noise increase insignificantly (by 2,5 dB). The directivity of the broad band noise has a dipole character with a maximum in the direction perpendicular to the velocity vector of the incoming flow. The tone noise components have maximum of emition in the upstream direction. The longitudinal ribs with the different height and step and the roughnesses were placed on the both airfoil surfaces in order to research the noise generation from the flow regime in the boundary layer. The ribs lead to the considerable reducing of the tone noise components, but the broad band noise has not changed. The likeness of the radiation processes for both the broad band and tone airfoil noise is assumed and the model of noise generation process is suggested.