

УДК 534.23:533.601.17

ИССЛЕДОВАНИЕ АКУСТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК
СВОБОДНОЙ ТУРБУЛЕНТНОЙ СТРУИ*Е. В. Власов, А. Г. Мушин*

Рассматривается подобие акустических характеристик турбулентных струй. Приводятся результаты измерения шума газовых струй и реактивных двигателей при различных режимах истечения, а также зависимости, позволяющие приближенно рассчитать акустическую мощность струи, ее дальнее звуковое поле и спектр шума вблизи границы струи.

Шум свободной газовой струи при дозвуковых скоростях истечения возникает вследствие турбулентного перемешивания газа, имеющего большую скорость истечения, с неподвижным окружающим воздухом. Еще в 1952 г. Лайтхилл [1] установил теоретическую зависимость между турбулентными характеристиками потока и излучаемым звуком. Однако в настоящее время не имеется данных, позволяющих разработать метод расчета акустических характеристик струи. В связи с этим представляют большой интерес экспериментальные исследования шума струи [2—4]. Этому вопросу посвящена и предлагаемая работа, в которой рассмотрено подобие акустических характеристик струй и влияние параметров потока на шум струи.

Исследования проводились как в заглушенной камере, так и на открытом воздухе на соплах диаметром $d = 30 \div 100$ мм при перепаде давления на сопле $p_c = 1,2 \div 5$ и различной температуре истечения ($T = 15 \div 800^\circ \text{C}$). Уровни звукового давления измерялись комплектом акустической аппаратуры фирмы Брюэль и Кьер, состоящим из $1/2''$ конденсаторного микрофона, шумомера, тонспектрометра с $1/3$ -октавными фильтрами и самописца. Аппаратура имела линейную частотную характеристику в диапазоне $20 \div 20\,000$ гц.

В работе также приведены результаты измерения шума натуральных турбореактивных двигателей.

Из теории шумообразования при турбулентном перемешивании [5—7] следует, что зависимость звуковой мощности дозвуковой струи от ее параметров имеет вид

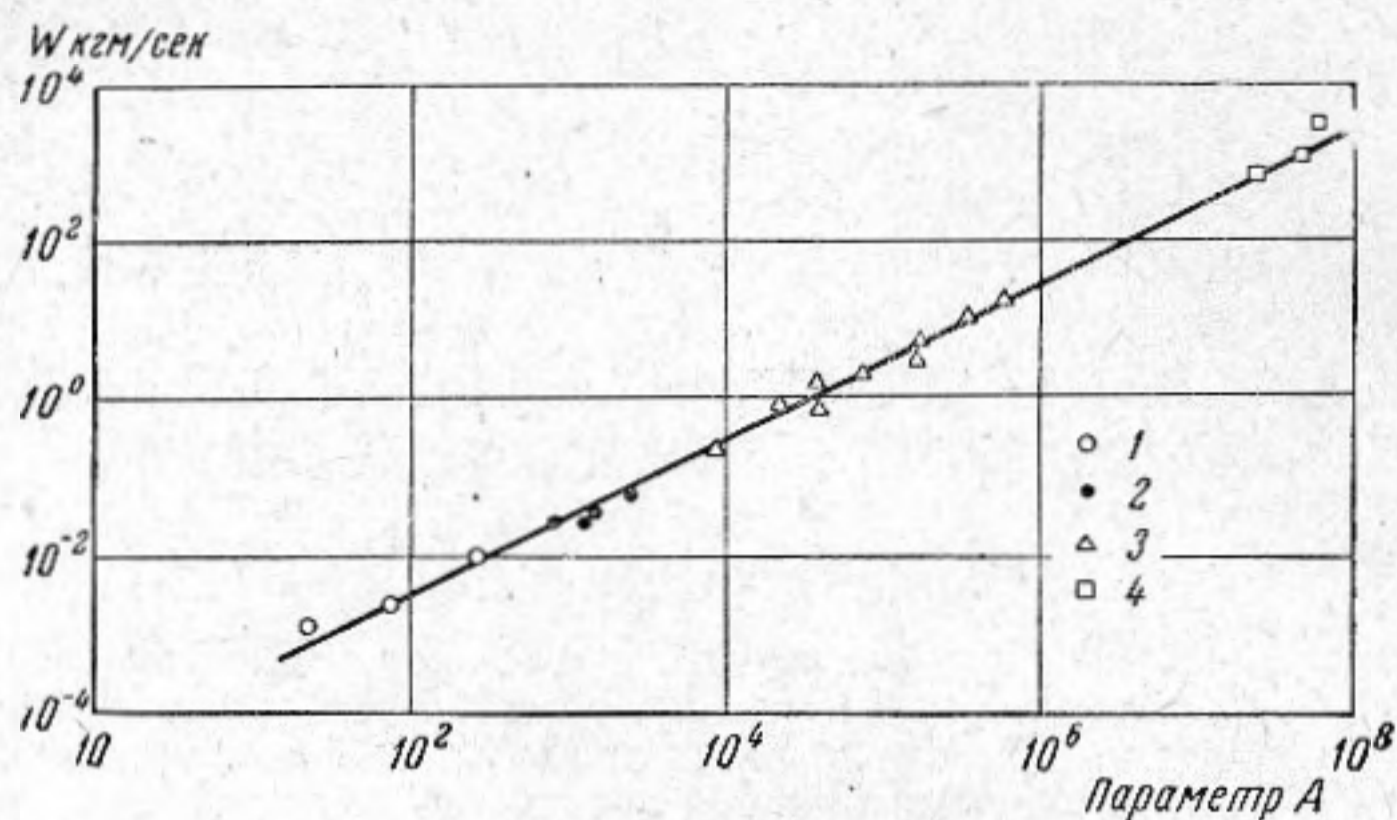
$$W = KA = K \frac{\rho^2 u^8 d^2}{\rho_0 c_0^5} \frac{1}{(T_0/T \cdot 0,6 + 0,4)^2} \text{ кгм/сек}, \quad (1)$$

где K — коэффициент пропорциональности, ρ и ρ_0 — соответственно плотность газа в струе и окружающей среде, $\text{кгсек}^2/\text{м}^4$; u — скорость истечения струи, м/сек ; d — диаметр струи на выходе из сопла, м ; c_0 — скорость звука в атмосфере, м/сек ; T и T_0 — соответственно температура струи и окружающей среды, $^\circ \text{C}$.

Зависимость звуковой мощности струи от параметра A , полученная в результате обработки экспериментальных данных, представлена на фиг. 1. Здесь обозначения 1, 2, 3 относятся к воздушной струе при диаметрах сопла 30, 40 и 100 мм соответственно, обозначение 4 — к

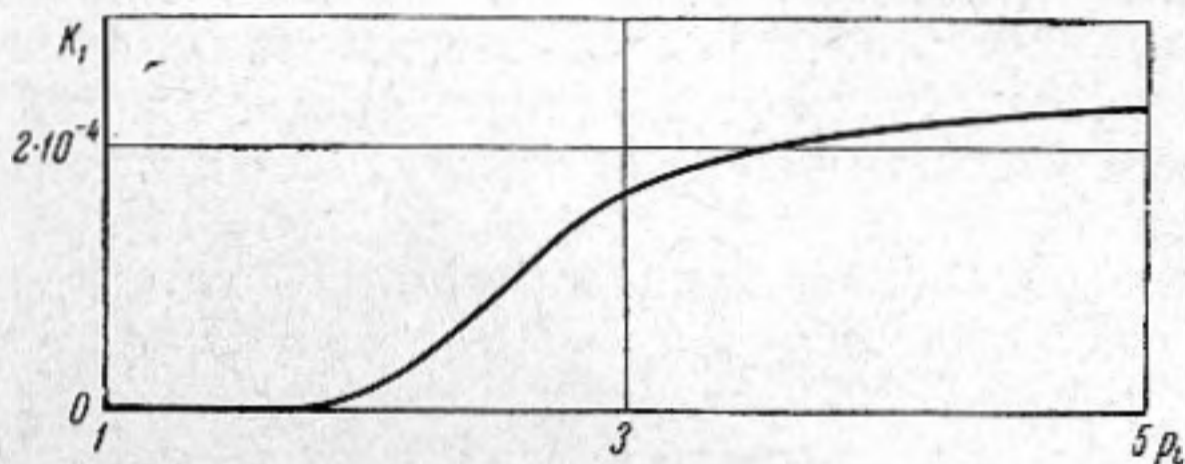
реактивному двигателю. Значение коэффициента пропорциональности K , определенное из фиг. 1, равно $3,5 \div 10^{-5}$.

При сверхкритических перепадах давления $p_c > 1,9$, т. е. при сверхзвуковых режимах истечения, зависимость (1), как и следовало ожидать, не соблюдается. Вследствие этого можно отметить две области изменения



Фиг. 1

звуковой мощности струи в зависимости от перепада давлений: первая — докритического — $p_c \leq 1,9$, вторая сверхкритического — $p_c > 1,9$. Причем, при сверхкритическом перепаде давлений происходит уменьшение акустического коэффициента струи [1].



Фиг. 2

Для определения звуковой мощности струи при перепаде давлений $p_c = 1,9 \div 5$ может быть предложена следующая формула:

$$W_{\Sigma} = W + W_{\nu} = KA + K_1 \frac{p_0^2}{\rho_0 c_0} d^2 \text{ кгм/сек}, \quad (2)$$

где p_0 — давление среды, в которую происходит истечение, кг/м^2 ; K_1 — коэффициент пропорциональности, зависящей от перепада давлений.

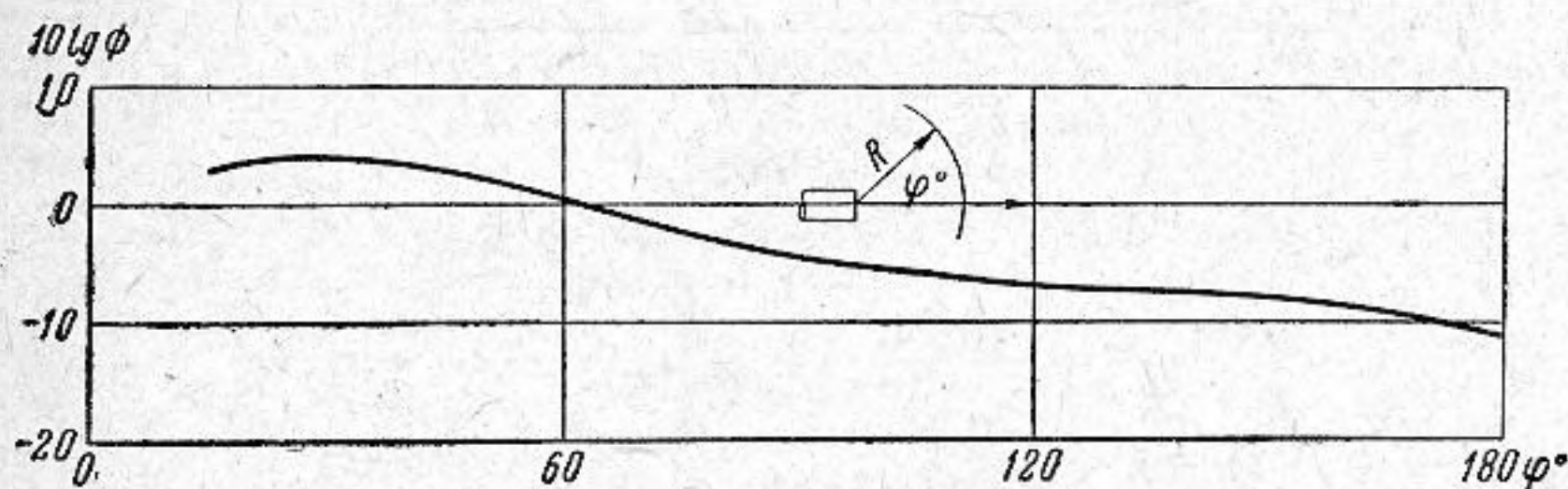
Зависимость $K_1 = f(p_c)$ приведена на фиг. 2. Формула (2) может быть также рекомендована для расчета шума дозвуковой струи, так как $K_1 = 0$ при $p_c \leq 1,9$. Следует отметить, что в области $p_c = 1,9 \div 2,4$ ошибка при определении звуковой мощности по формуле (1) не превышает 10%, поэтому указанная формула может быть применена до перепада давлений $p_c = 2,4$.

Обработка результатов экспериментальных исследований позволила установить, что характеристики направленности суммарного шума могут быть сведены к одной кривой, которая дана на фиг. 3 в виде отвлеченной характеристики $10 \lg \Phi$. Кривая представляет собой изменение в функции угла разности измеренного уровня суммарного шума в некоторой точке

и уровня шума, создаваемого в той же точке фиктивным ненаправленным источником равной мощности. Стрелкой на фигуре показано направление истечения струи. Пользуясь этой кривой, можно легко определить уровень звукового давления суммарного шума L_{Σ} в точках, расположенных под углом φ° на расстоянии R от среза сопла

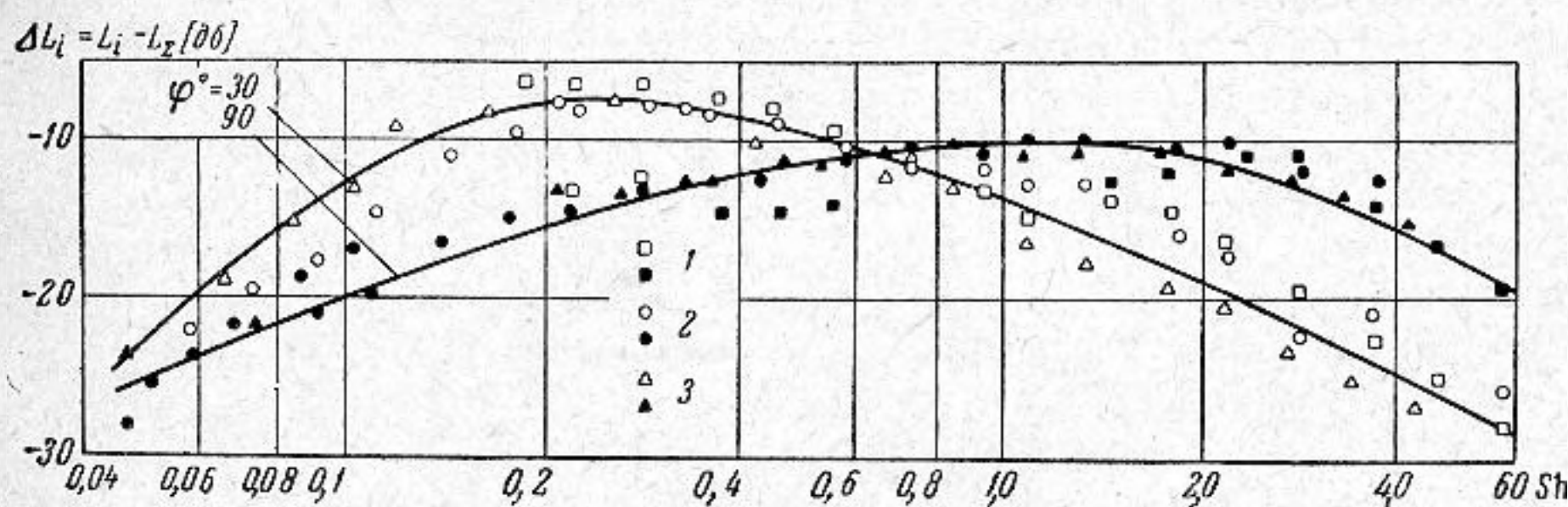
$$L_{\Sigma} = \varepsilon_{\Sigma} - \theta - 20 \lg R + 10 \lg \Phi \text{ дб}, \quad (3)$$

где $\varepsilon_{\Sigma} = 10 \lg W_{\Sigma} / W_0$, $W_0 = 10^{-13} \text{ кгм/сек}$, $\theta = 8 \text{ дб}$ при излучении звука в телесном угле 2π , $\theta = 11 \text{ дб}$ при излучении звука в телесном угле 4π . Как видно из фиг. 3, максимум суммарного шума наблюдается под углом 30° к оси струи.



Фиг. 3

Спектр шума струи при дозвуковом перепаде давления является сплошным, со слабо выраженным максимумом. При уменьшении угла между осью струи и точкой наблюдения в спектре шума увеличивается доля низкочастотных составляющих. При увеличении перепада давления и повышении температуры струи, в спектре шума возрастает доля высо-



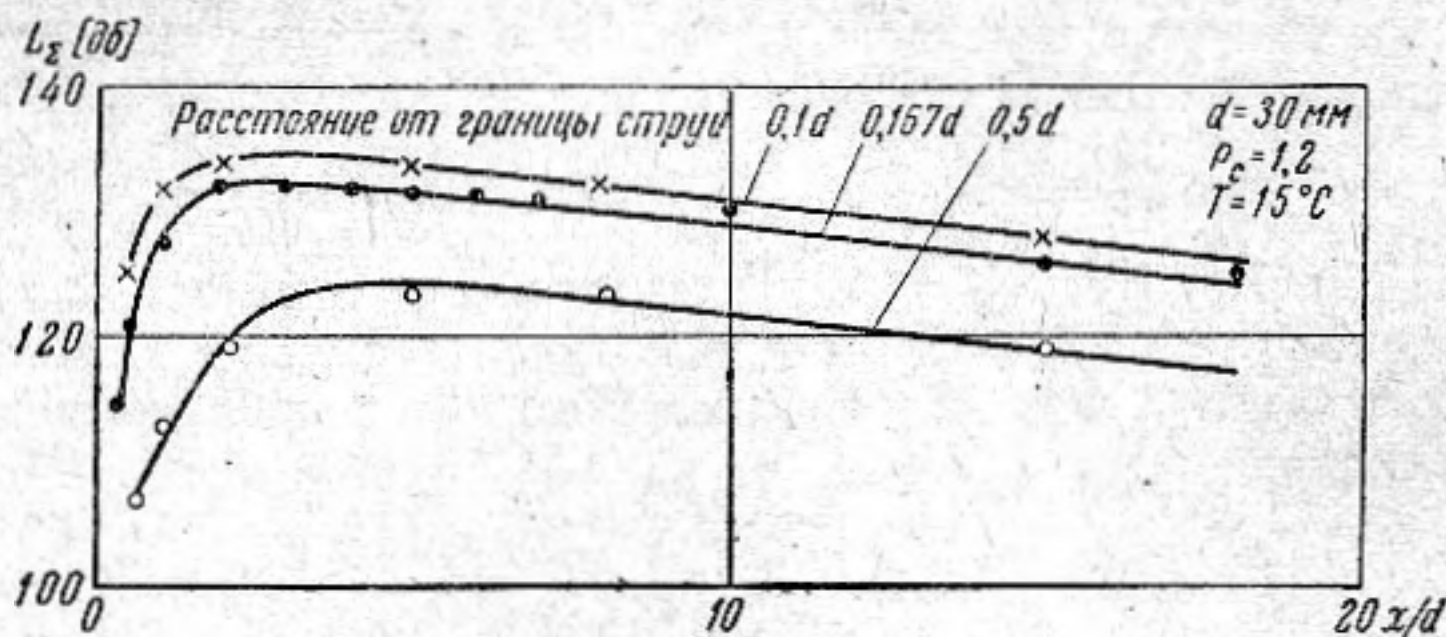
Фиг. 4

кочастотных составляющих, при увеличении диаметра — доля низкочастотных. Указанного изменения следовало ожидать, исходя из условия постоянства числа Струхала $Sh = fd / u$, где f — частота в герцах.

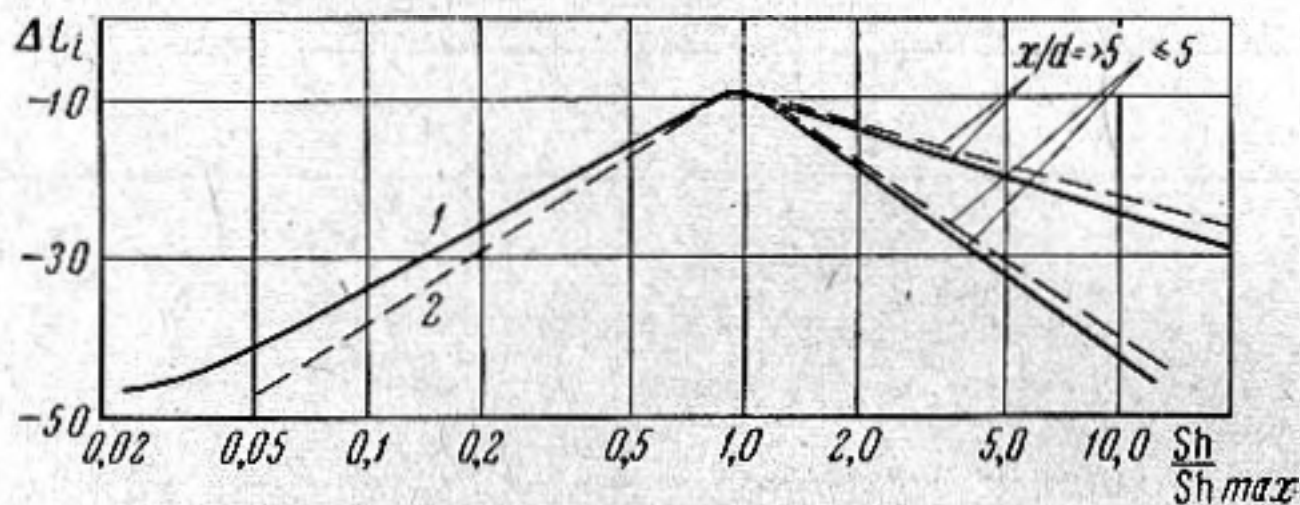
Зависимость спектра шума струи от углового положения точки наблюдения может быть сведена к рассмотрению двух угловых областей $20^\circ < \varphi < 60$ и $70 < \varphi < 180^\circ$. В обеих угловых областях частотные характеристики уровней звукового давления могут быть представлены осредненными кривыми (фиг. 4), где обозначения 1 относятся к реактивному двигателю, обозначения 2 и 3 — к соплу диаметром 100 мм при $T = 50^\circ$ и $T = 600^\circ \text{ C}$ соответственно.

С практической точки зрения весьма важно знать характеристики ближнего звукового поля струи; однако расчет ближнего поля представляет собой очень сложную задачу. В настоящей работе удалось получить лишь качественную картину звукового поля вблизи границы струи (фиг. 5). При удалении от среза сопла вниз по потоку уровни звуковых

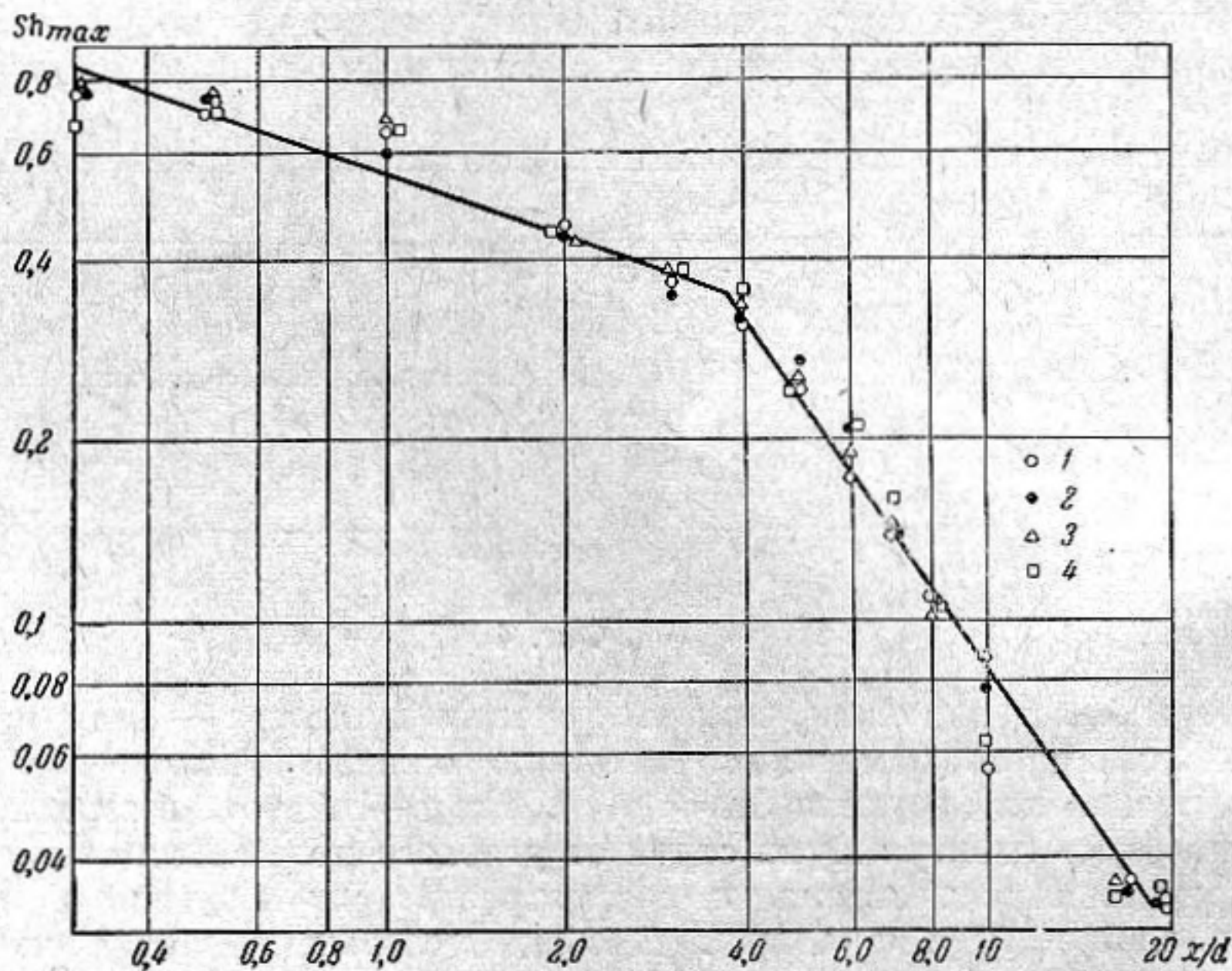
давлений вначале возрастают (до $x/d \approx 2$), а затем уменьшаются по линейному закону. Уровни шума вблизи сопла на ~ 15 дБ меньше максимального уровня, наблюдаемого на расстоянии $x/d \approx 2$. При удалении



Фиг. 5



Фиг. 6



Фиг. 7

точки наблюдения от границы струи уровни звуковых давлений резко падают: так, на расстоянии $0,5 d$ от границы струи измеренные уровни звуковых давлений на 10 дБ ниже, чем у самой границы.

Измерение спектров шума в $1/3$ -октавных полосах вблизи границы струи показало, что спектры имеют ярко выраженный максимум, частота которого уменьшается при удалении точки наблюдения от сопла: вблизи

сопла наблюдается высокочастотный шум, вдали — низкочастотный. Отмеченная закономерность была также получена при работе с анализатором с постоянной полосой пропускания 4 гц. Обработка результатов испытаний показала, что вблизи границы струи спектр шума в $1/3$ -октавных полосах частот может быть представлен в безразмерных координатах (фиг. 6, где 1 — экспериментальные данные авторов, 2 — данные работы [3]). Средняя частота полосы, на которой наблюдается максимум интенсивности шума, подчиняется следующей зависимости:

$$x/d < 4 Sh_{\max} = 0,7\sqrt{d/x}, \quad (4)$$

$$x/d \geq 4 Sh_{\max} = 2,5(d/x)\sqrt{d/x}. \quad (5)$$

Распределение максимума спектра шума вдоль границы струи, диаметром 30 мм, определяемое выражениями (4) и (5), представлено на фиг. 7, причем обозначения 1, 2, 3 и 4 отвечают значениям передачи давления p_c равным 1,2; 1,3; 1,4 и 1,6 соответственно.

Используя графики фиг. 6 и 7, можно довольно просто рассчитать спектр шума вблизи границы струи.

ЛИТЕРАТУРА

1. M. J. Lighthill. On Sound generated aerodynamically, Part I, II, Proc. Roy. Soc., Ser., A, 1952, 211, 1107, 564—587; 1954, 222, 1148, 1—32.
2. W. L. Howes. Similarity of far noise fields of jets. NASA, 1960, TR R-52.
3. W. L. Howes. Similarity of near noise fields of subsonic jets, NASA, 1961, TR R-94.
4. А. Г. Мунин, Б. К. Скрипач. Приближенный расчет шума, создаваемого свободной струей газа. Сб. «Промышленная аэродинамика», Тр. ЦАГИ, 1959, 14, Оборонгиз, 17—22.
5. M. J. Lighthill. Sound generated aerodynamically. Proc. Roy. Soc., Ser. A., 1962, 267, 1329, 147—182.
6. Л. М. Лямшев. К расчету акустического излучения турбулентного аэродинамического потока. Акуст. ж., 1960, 6, 4, 472—477.
7. А. Г. Мунин. Связь аэродинамических и акустических параметров дозвуковой газовой струи. Сб. «Промышленная аэродинамика», Тр. ЦАГИ, 1962, 23, М., Оборонгиз, 200—215.

Москва

Поступила в редакцию
8 марта 1963 г.