

## Экспериментальные исследования акустических колебаний, возбуждаемых сверхзвуковой струей

В.А. Банах<sup>1</sup>, В.И. Запрягаев<sup>2</sup>, И.Н. Кавун<sup>2</sup>, А.А. Сухарев<sup>1</sup>, Р.Ш. Цвык<sup>1\*</sup>

<sup>1</sup>Институт оптики атмосферы им. В.Е. Зуева СО РАН  
634021, г. Томск, пл. Академика Зуева, 1

<sup>2</sup>Институт теоретической и прикладной механики СО РАН  
630090, г. Новосибирск, ул. Институтская, 4/1

Поступила в редакцию 2.09.2008 г.

Представлены результаты экспериментальных исследований акустических волн, генерируемых сверхзвуковой затопленной воздушной струей. Измерения звука проводились в частотном диапазоне 20 Гц – 100 кГц линейкой из 5 микрофонов на струйном модуле аэродинамической трубы Т-326 ИТПМ СО РАН. Показано, что уровень генерируемых акустических колебаний находится в пределах 150–157 дБ, характер колебаний изменяется от гармонического до шумоподобного с увеличением отношения давления на выходе струи из сопла к атмосферному. Источник звука находится на оси струи вблизи области перехода к дозвуковой скорости течения струи.

*Ключевые слова:* сверхзвуковая струя, акустическая волна, фаза, спектральные и корреляционные функции.

### Введение

Развитие экспериментальной аэрогазодинамики требует усовершенствования как систем контроля за осредненными параметрами сверхзвуковых потоков, так и измерений в реальном времени уровня и спектрального состава пульсационных характеристик. Применяемые в настоящее время датчики вносят искажения в структуру потока, часто не имеют достаточного быстродействия. Более приемлемыми для измерения пульсаций в потоках являются методы, основанные на их просвечивании лазерным пучком. Основанные на соотношениях теории турбулентности несжимаемой жидкости оптические методы широко применяются для измерения параметров атмосферной турбулентности [1, 2] и дозвуковых техногенных турбулентных потоков [3, 4]. В сверхзвуковых потоках требуется учитывать флуктуации не только температуры, но и давления и, в отличие от атмосферной турбулентности, сильную неоднородность параметров потока.

В ряде теоретических работ (см., например, [5]) делаются попытки построить электрооптическую модель флуктуаций параметров сжимаемых газовых потоков. Однако эти результаты можно рассматривать лишь как начальный этап изучения распространения света в сверхзвуковых потоках.

Результаты экспериментальных исследований прохождения лазерного излучения через сверхзвуковую воздушную струю представлены в работах [6, 7], из которых следует, что при определенных условиях существенное влияние на зондирующее излучение могут оказывать звуковые волны, генерируемые сверхзвуковыми потоками [8, 9]. Действительно, в экспериментах [6], где большой участок трассы распространения зондирующего пучка проходил вне струи, наблюдаются временные спектры флуктуаций интенсивности зондирующего пучка, имеющие два максимума. Один – высокочастотный, в диапазоне 30–60 кГц, определяемый флуктуациями показателя преломления (плотности) воздуха непосредственно в самой струе, второй – низкочастотный, в области 1–1,2 кГц.

Причиной возникновения низкочастотных флуктуаций интенсивности зондирующего излучения в [6] является рассеяние на звуковых волнах, генерируемых сверхзвуковой струей. Это подтверждается последующими экспериментами [7], где протяженность оптической трассы вне струи была существенно меньше. В [7] в экспериментальных спектрах флуктуаций интенсивности зондирующего лазерного излучения низкочастотный максимум отсутствует.

Исследование акустических волн, генерируемых сжимаемыми потоками газа, имеет очень большое значение [8, 9]. С одной стороны, это необходимо для изучения возможностей снижения уровня шумов реактивных летательных аппаратов, с другой – важно для диагностики самих потоков, поскольку уровень шумов зависит от свойств потока. Результаты анализа звуковых колебаний, возникающих при истечении сверхзвуковой воздушной струи, представлены в данной статье.

\* Виктор Арсентьевич Банах (banakh@iao.ru); Валерий Иванович Запрягаев (zapr@itam.nsc.ru); Иван Николаевич Кавун; Артем Андреевич Сухарев; Рувим Шахнович Цвык (tsvyk@iao.ru).

## Техника эксперимента и методика обработки

Эксперименты проводились на струйном модуле гиперзвуковой аэродинамической трубы Т-326 Института теоретической и прикладной механики СО РАН. Сверхзвуковая струя формировалась конвергентным соплом Лавала диаметром  $d = 30$  мм при отношениях давления на выходе из сопла к давлению в окружающем пространстве  $\text{пр} = 5$  и  $9$ . Струйное число Маха, определяемое изоэнтропическим расширением газа, для указанных отношений давления равнялось  $1,71$  и  $2,09$ .

Измерения звука проводились в частотном диапазоне  $20$  Гц –  $100$  кГц с использованием линейки из  $5$  микрофонов диаметром  $6$  мм. Измерения были выполнены при трех различных конфигурациях расположения микрофонов относительно струи (рис. 1): параллельно струе на расстоянии  $r = 135$  мм ниже ее оси с шагом  $\Delta x = 20$  мм на расстояниях  $x = 25 \div 245$  мм от сопла (а); по кругу радиусом  $140$  мм (через  $45^\circ$ ) перпендикулярно струе на удалении  $x = 135$  мм от сопла (б); горизонтально поперек струи на  $135$  мм ниже ее оси на расстояниях  $25$  и  $135$  мм от сопла (в).

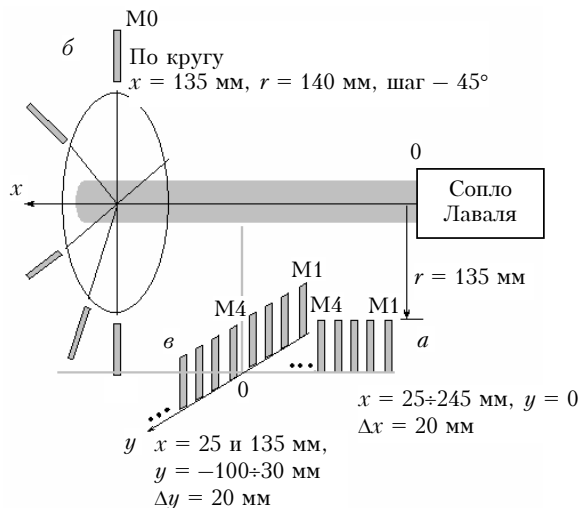


Рис. 1. Конфигурации расположения микрофонов в камере Эйфеля

По результатам измерений рассчитывались спектральные плотности, а также взаимные корреляционные функции звуковой волны между микрофоном М0 и всеми остальными микрофонами. Для всех конфигураций а микрофон М0 располагался на удалении  $135$  мм от сопла и оставался там при перемещении остальных четырех микрофонов.

## Результаты измерений

### 1. Спектры и корреляционные функции звуковой волны

Измерения показали, что при  $\text{пр} = 5$  генерируемый струей звук имеет одну четко выраженную гармоническую составляющую на частоте  $f = f_m \approx$

$\approx 3,03$  кГц. На рис. 2 приведены примеры спектров флуктуаций акустических волн, рассчитанных с применением быстрого преобразования Фурье.

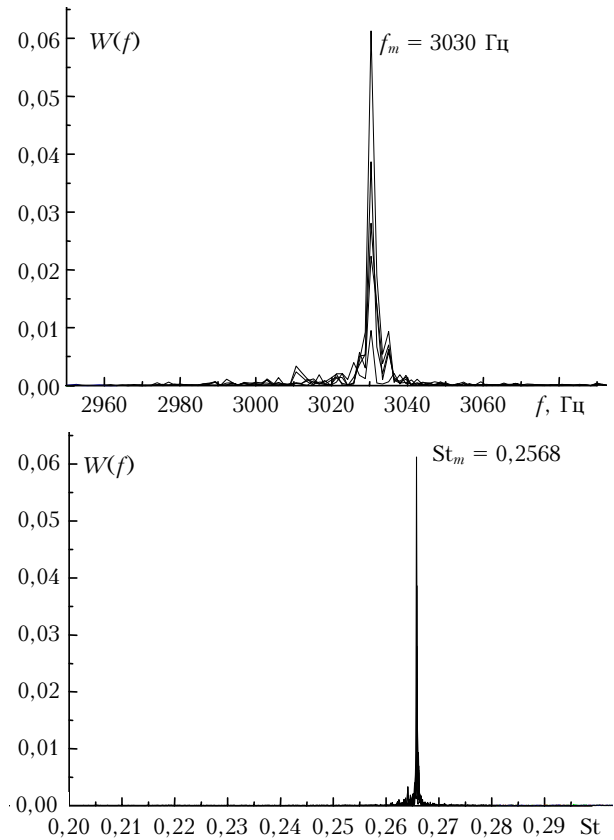


Рис. 2. Спектры флуктуаций акустических волн при  $\text{пр} = 5$

В спектре наблюдается также второй максимум на частоте  $f \approx 2f_m$  с амплитудой в  $5-10$  раз меньше. Зависимость частоты максимума от числа Стентона  $St = fd/V_c$ , где  $V_c = 341$  м/с – скорость звука при  $t \approx 16^\circ\text{C}$ , близка к литературным данным [8]. При  $\text{пр} = 9$  четко выделенная основная гармоника отсутствует, генерация звука происходит в ряде спектральных интервалов.

В таблице приведены частота и длина волны  $\lambda$  основной гармоники при  $\text{пр} = 5$  и частота гармонической составляющей с максимальной амплитудой при  $\text{пр} = 9$ . Видно, что длина волны  $\lambda$  при  $\text{пр} = 5$  примерно равна  $110$  мм, а при  $\text{пр} = 9$  –  $\lambda \approx 142$  мм. Для сравнения длина волны, которая была оценена

### Частота и длина волны генерируемых звуковых волн

Конфигурация эксперимента	$\text{пр} = 5$		$\text{пр} = 9$	
	$f_m$ , Гц	$\lambda$ , мм	$f_m$ , Гц	$\lambda$ , мм
Параллельно оси	3004–3021	110–109,5	2333–2350	141,9–140,9
По кругу	3030–3033	109,2	2348–2355	141,0–140,6
Перпендикулярно оси:				
$x = 25$ мм	2995–3007	110,5–110,1	2329–2341	142,2–141,4
$x = 135$ мм	2994–998	110,6–110,4	2329–2332	142,2–141,9

в [6] по данным измерения флуктуаций интенсивности зондирующего лазерного пучка, составляет 110,7–132,8 мм при использовании соотношения частоты максимума спектральной функции  $f_{m1}$  с характерным масштабом неоднородностей для атмосферной турбулентности  $\lambda = l = 0,4V_c/f_{m1}$  ( $f_{m1} = 1000 - 1200$  Гц) [6].

Для определения формы звуковой волны рассчитывалась взаимная корреляция акустических сигналов, измеряемых микрофонами М0 ... М4. На рис. 3 представлены для примера коэффициенты временной корреляции акустических сигналов между микрофонами в конфигурации измерений рис. 1, а.

Из рис. 3 видно, что коэффициенты взаимной корреляции изменяются по гармоническому закону в пределах 0,15–0,40 и сохраняют свою амплитуду во времени, что соответствует наличию ярко выраженной основной гармоники в спектре. При  $\text{prg} = 9$  корреляция быстро уменьшается со временем, что соответствует шумовому характеру спектра в этом случае.

## 2. Сдвиг фазы акустической волны

Сдвиг фазы акустической волны определялся по положению максимумов корреляционных функций М0, М1, М2, М3, М4 на временной шкале, как это показано на рис. 3. Результаты определения сдвига

фаз при различных конфигурациях измерений представлены на рис. 4.

Для конфигурации рис. 1, а (рис. 4, а) сдвиги фаз определялись относительно микрофона, расположенного на расстоянии 135 мм от сопла. Из представленных данных следует, что сдвиг фазы линейно растет с приближением к соплу и имеет минимум на расстоянии 225 мм. Для интерпретации экспериментальных данных были выполнены расчеты сдвига фазы  $\phi$  между микрофонами в предположении, что генерируемая акустическая волна является сферической, по разности расстояний  $\Delta L$  между микрофоном при  $x_0 = 225$  мм и всеми другими (рис. 4, з) с использованием соотношения

$$\phi(x) = \pi\Delta L/\lambda,$$

где

$$\Delta L = [(x - x_0)^2 + h^2]^{1/2} - h.$$

Из рис. 4, а видно, что расчетные данные близки к экспериментальной зависимости. Это позволяет сделать вывод о том, что источник звука расположен на расстоянии примерно 225 мм от сопла и на удалении от оси струи на расстояние 135 мм акустическая волна близка к сферической. Фазовый сдвиг между микрофонами, расположенными на расстояниях 225 и 25 мм от сопла, составляет  $\approx 2,75\pi$  или  $1,4\lambda$ .

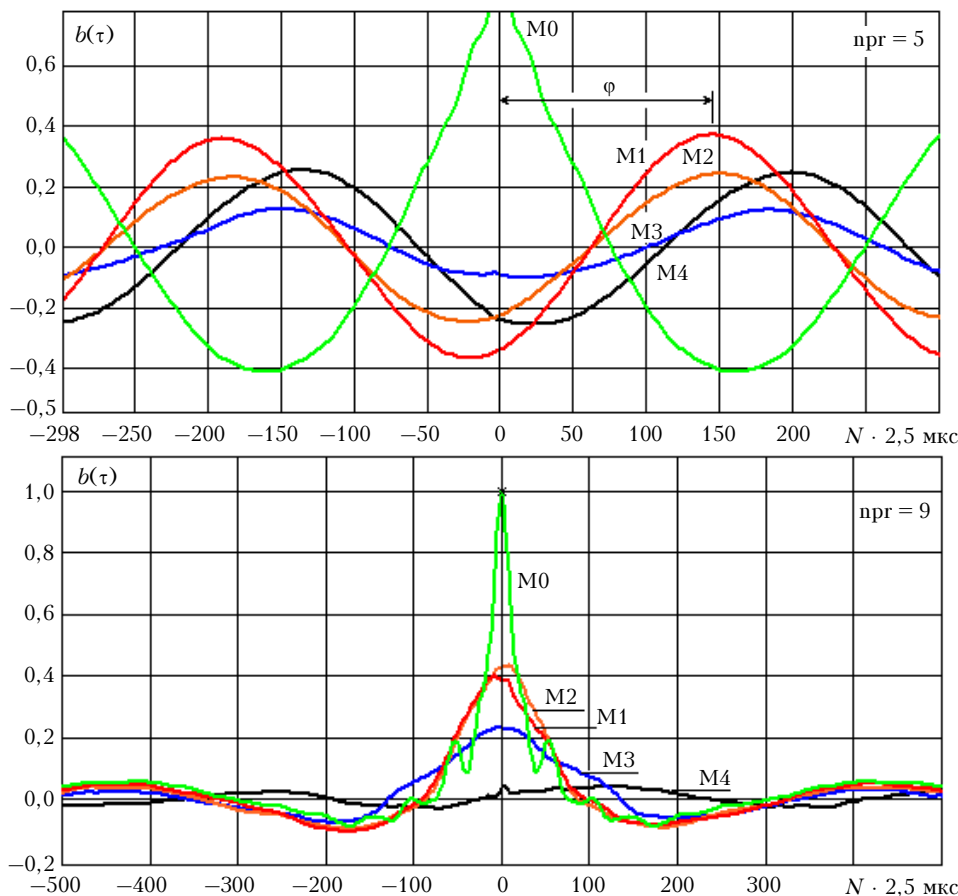


Рис. 3. Коэффициенты временной корреляции акустической волны: М0 – коэффициент автокорреляции первого микрофона, М1 ... М4 – коэффициенты взаимной корреляции между микрофоном М0 и микрофонами М1, М2, М3, М4;  $\phi$  – сдвиг фазы;  $N$  – номер отсчета

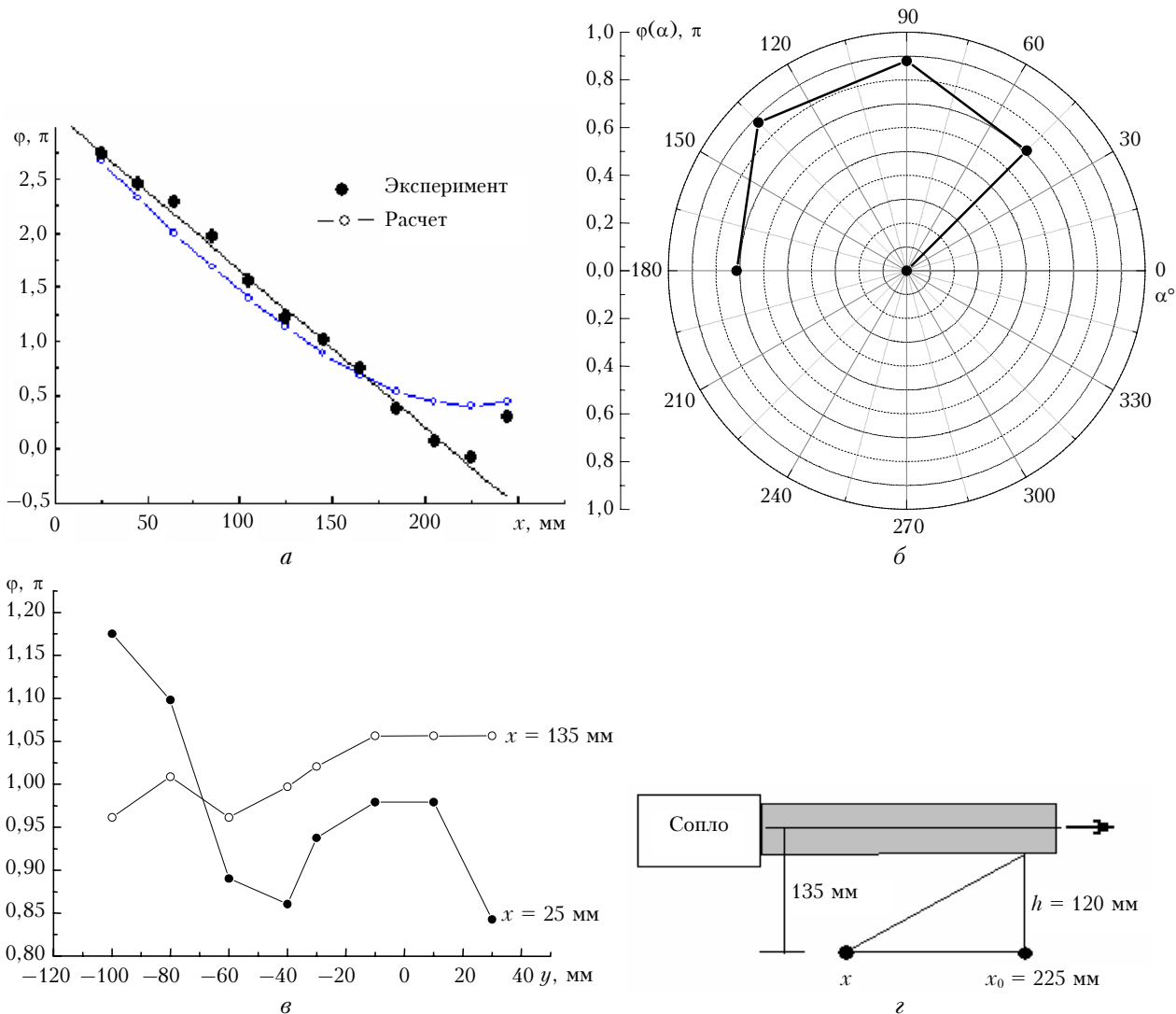


Рис. 4. Сдвиг фазы акустических волн при измерении по конфигурациям рис. 1, а (а), рис. 1, б (б), рис. 1, в (в) и иллюстрация к расчету сдвига фаз (г)

Измерения по конфигурации рис. 1, б (рис. 4, б) показывают, что сдвиги фаз между микрофоном М0 и остальными близки между собой и лежат в пределах  $0,7-0,9\pi$ . Вывод о близости сдвигов фаз между микрофонами справедлив и для конфигурации рис. 1, в (рис. 4, в) при измерениях на удалении  $x = 135$  мм от сопла, в этом случае сдвиги фаз лежат в диапазоне  $0,95-1,05\pi$ . Это указывает на синфазность колебаний в поперечной к струе плоскости, иными словами, на наличие нулевой (варикозной) моды колебаний [8, 9].

На рис. 5 представлены результаты численного моделирования звукового поля, генерируемого сверхзвуковой струей [8]. Видно, что источник звуковой волны находится вблизи перехода от сверхзвукового течения струи к дозвуковому. На некотором расстоянии от источника волна становится близкой к сферической. При этом наблюдается сдвиг фазы в волновом фронте над струей и под ней. Все это качественно согласуется с экспериментальными данными на рис. 4.

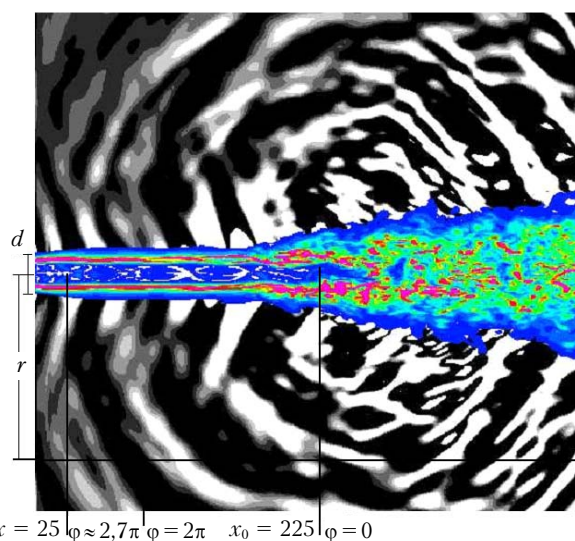


Рис. 5. Результаты численного моделирования акустического поля [8] в сравнении с нашими данными по сдвигу фаз в конфигурации рис. 1, а

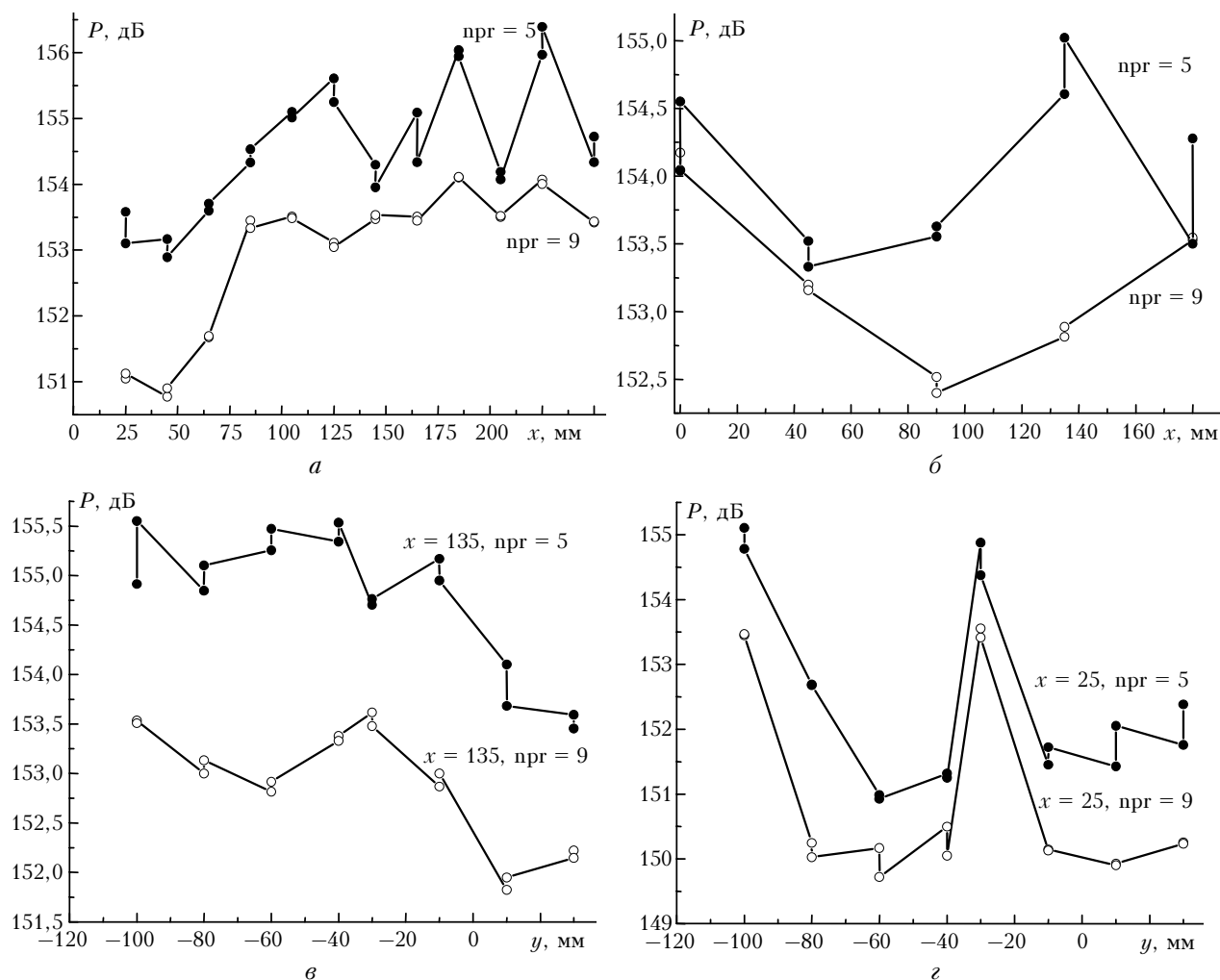


Рис. 6. Уровень акустических колебаний при  $npr = 5$  и  $9$  при конфигурациях: вдоль оси —  $a$ , по кругу —  $б$ , в поперечном сечении  $x = 135$  мм —  $в$ ,  $x = 25$  мм —  $г$

Для более детального сравнения на рис. 5 показаны примерное (относительно расчета) расположение микрофонов вдоль струи во время измерений по конфигурации рис. 1,  $a$  и оценки фазы замодулированного акустического поля на различных расстояниях вдоль струи ( $r, x, x_0$  — конфигурации наших измерений в масштабах диаметра сопла). Видно, что фаза акустической волны у начала струи  $\varphi = 2,7\pi$  близка к экспериментальному значению  $\varphi = 2,75\pi$  на расстоянии 25 мм от сопла. Расположение микрофонов определялось относительно диаметра сопла  $d$  (см. рис. 5) таким образом, чтобы  $r/d$  и  $x/d$  равнялось данным эксперимента  $r/d = 135/30$  и  $x/d = 25/30$ .

### 3. Уровень звукового давления

При измерениях была выполнена калибровка микрофонов, позволившая оценить уровень давления звука, генерируемого сверхзвуковой струей, путем вычисления среднеквадратического отклонения флуктуаций акустического сигнала. Результаты обработки приведены на рис. 6 для всех конфигураций эксперимента.

Из полученных данных следует, что при  $npr = 5$  уровень акустического давления на расстоянии 135 мм от оси струи лежит в пределах 151–156,5 дБ для всех конфигураций измерения. Вблизи сопла на расстоянии 25 мм наблюдается сильная неоднородность звукового давления по сечению струи. При  $npr = 9$  звуковое давление на 1,5–2 дБ меньше, чем при  $npr = 5$ , при этом характер изменения давления вдоль и поперек струи для всех конфигураций измерения остается таким же, как и при  $npr = 5$ .

### Заключение

Измерения акустических колебаний, генерируемых сверхзвуковой воздушной струей струйного модуля аэродинамической трубы Т-326 ИТПМ СО РАН, позволяют сделать следующие выводы.

1. Уровень акустического давления вблизи струи при отношениях давления на выходе из сопла к атмосферному  $npr = 5$  находится в пределах 151–156,5 дБ. Увеличение выходного давления до значений  $npr = 9$  приводит к незначительному уменьшению уровня генерируемого звука.

2. При  $\text{prg} = 5$  генерируются акустические колебания, близкие к гармоническим на частоте, примерно равной 3 кГц. Увеличение выходного давления до значений  $\text{prg} = 9$  приводит к качественному изменению генерируемого акустического сигнала, его спектр расширяется, генерация осуществляется в нескольких частотных диапазонах, режим генерации звука становится многомодовым.

3. Источник звука располагается в области перехода от сверхзвуковых скоростей течения струи к дозвуковым и для струйного модуля аэротрубы Т-326 находится на оси струи на расстоянии 225 мм от сопла. На некотором расстоянии от источника генерируемая звуковая волна становится близкой к сферической.

4. Результаты экспериментов не противоречат известным результатам численного моделирования звуковых полей, генерируемых сверхзвуковыми потоками [8].

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ, проект № 08-08-00315, и Президиума СО РАН, междисциплинарный интеграционный проект № 63.

1. Гурвич А.С., Кон А.И., Миронов В.Л., Хмелевцов С.С. Лазерное излучение в турбулентной атмосфере. М.: Наука, 1976. 280 с.
2. Зуев В.Е., Банах В.А., Покасов В.В. Оптика турбулентной атмосферы Л.: Гидрометеониздат, 1988. 270 с.

3. Joia I.A., Uscinski B.J., Perkins R.J., Balmer G., Jordan D., Jakeman E. Intensity fluctuations in a laser beam due to propagation through a plane turbulent jet // *Waves Random Media*. 1997. V. 7. P. 169–181.

4. Дмитриев Д.И., Иванова И.В., Сураметдинов В.С., Тиммертон Д.Г. Статистика флуктуаций структурного состояния лазерного пучка, возмущенного струей авиационного двигателя // *Оптика атмосф. и океана*. 2004. Т. 17. № 1. С. 47–53.

5. Offer Pade. Optical propagation through turbulent jets // *Proc. SPIE*. 2004. V. 5572.

6. Банах В.А., Запрыгаев В.И., Кавун И.Н., Сазанович В.М., Цвык Р.Ш. Экспериментальные исследования дисперсии и спектров флуктуаций интенсивности лазерного пучка, пересекающего сверхзвуковой поток газа // *Оптика атмосф. и океана*. 2007. Т. 20. № 5. С. 408–412.

7. Banakh V.A., Mel'nikov N.G., Sazanovich V.M., Tsvyk R.Sh., Zapryagaev V.I., Kavun I.N. Fluctuations of intensity of laser radiation propagated through the supersonic gas jet // 15 Int. Sympos. «Atmospheric and ocean optics. Atmospheric physics». 22–28 June 2008. Krasnoyarsk, Russia.

8. Zapryagaev V.I., Maslov A.A., Mironov S.G. Three dimension structure end noise of supersonic jets // West-East High Speed Flow Field Conference. 19–22 November 2007, Moscow, Russia.

9. Guitton A., Jordan P., Delville J. Interpreting pressure interference – patterns in the entrainment region of a subsonic jet // West-East High Speed Flow Field Conference. 19–22 November 2007, Moscow, Russia.

*V.A. Banakh, V.I. Zapryagaev, I.N. Kavun, A.A. Sukharev, R.Sh. Tsvyk. Experimental study of sound field excited by a supersonic jet.*

Results of experimental study of the acoustic waves generated by supersonic submerged air jet are presented. Sound pressure was measured over the frequency region of 20 Hz – 100 kHz by set of 5 microphones mounted on the jet unit of wind tunnel T-326 at ITAM SB RAS. It is shown, that the level of generated acoustic modes is within the limits of 150–157 dB, character of modes changes from harmonious up to similar to noise with increase in the ratios of nozzle exit pressure to atmospheric pressure. The source of the sound is on an axis of jet near to area of transition to subsonic speed of jet flow.