

УДК 532.526.013+533.6.011.5

## **ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЛНОВОГО ПОЛЯ КОНТРОЛИРУЕМЫХ ПЕРИОДИЧЕСКИХ ВОЗМУЩЕНИЙ ДВУХ ИСТОЧНИКОВ\***

**И.С. ЦЫРЮЛЬНИКОВ, С.Г. МИРОНОВ**

*Институт теоретической и прикладной механики СО РАН,  
Новосибирск*

Приведены результаты экспериментального исследования характеристик волнового поля, создаваемого в потоке рабочей секции сверхзвуковой аэродинамической трубы пьезокерамическим излучателем, расположенным в форкамере сопла, и косообразным газодинамическим свистком, расположенным на срезе сопла.

Для исследования устойчивости гиперзвукового пограничного слоя широко применяется метод контролируемых искусственных возмущений [1, 2]. Метод позволяет получить локальные характеристики элементарных волн, развивающихся в пограничном слое, вне зависимости от характеристик фоновых возмущений потока аэродинамической трубы. Для изучения восприимчивости к внешним возмущениям и устойчивости пограничного слоя часто бывает необходимо введение в свободный гиперзвуковой поток периодических акустических волн. В настоящее время метод введения акустических возмущений в поток реализуется с помощью электрического разряда, создаваемого на поверхности вспомогательной модели, расположенной выше по потоку [3, 4]. Однако в условиях низкой плотности потока в гиперзвуковых аэродинамических трубах непрерывного действия мощность электрического разряда падает и он теряет стабильность работы во времени. Проблема может быть решена с помощью использования более стабильных пьезоэлектрических или газодинамических излучателей звука. Для их использования в задачах устойчивости необходимо предварительное изучение характеристик волнового поля этих источников контролируемых возмущений. Известно, что восприимчивость пограничного слоя существенно зависит от направленности внешних волн в плоскостях углов атаки и рысканья модели. Кроме того, важной характеристикой, влияющей на восприимчивость и развитие возмущений в пограничном слое, является наличие в спектре так называемых быстрых и медленных акустических волн, т. е. волн, распространяющихся против сверхзвукового потока и по потоку [5]. В данной работе приведены результаты исследования акустического поля, создаваемого пьезоэлектрическим излучателем, расположенным в форкамере сопла, и косообразным свистком [6], расположенным на срезе сопла гиперзвуковой аэродинамической трубы.

---

\* Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (Грант № 04-01-00474).

## ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ И МЕТОДЫ ИЗМЕРЕНИЙ

Эксперименты были выполнены в малой гиперзвуковой аэродинамической трубе Т-327Б ИТПМ СО РАН открытого типа со свободной струей, с откачкой воздуха вакуумными насосами. Труба имеет профилированное сопло, рассчитанное на число Маха 5, диаметр его выходного сечения равен 0,105 м, степень поджатия потока перед входом в сопло — 100. Струя воздуха, истекающая из сопла, попадает в диффузор и выбрасывается в вакуумную емкость объемом  $100 \text{ м}^3$ , который откачивается механическими насосами со скоростью  $1 \text{ м}^3/\text{с}$ . Время работы трубы составляет 40 с. Эксперименты проводились в диапазоне единичных чисел Рейнольдса  $(1,7 \div 2,8) \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$  для температуры торможения в форкамере сопла  $T_0 = 270 \text{ К}$ . В работе измерялись волновые характеристики периодических пульсаций давления и массового расхода вдоль и поперек потока в рабочей секции трубы. Измерения пульсаций давления производились с помощью пьезокерамического датчика И4301 диаметром 4 мм, пульсации массового расхода измерялись проволочным термоанемометром постоянной температуры типа А.А. Lab. Systems с частотным диапазоном до 100 кГц. Чувствительность пьезодатчиков с измерительной аппаратурой калибровалась на широкополосном шуме воздушной струи по сигналу образцового микрофона М201 в диапазоне частот до 40 кГц. С помощью трубки Пито дополнительно исследовалось поле чисел Маха и его искажения. Было показано, что в диапазоне исследованных чисел Рейнольдса на срезе сопла в ядре потока число Маха равно  $4,85 \pm 0,02$ . При определении амплитуды акустических пульсаций в потоке в рамках линейного приближения учитывалось усиление пульсаций на прямом скачке перед пьезодатчиком [7]. Сбор и обработка сигналов датчиков осуществлялась на персональном компьютере через систему КАМАК. Для выделения полезного сигнала на фоне широкополосного шума потока и шума измерительной аппаратуры использовалось вычисление взаимного спектра между пульсациями сигнала датчиков и опорным сигналом, связанным с периодическим источником. Кроме того, такая процедура позволяет получать фазу пульсаций относительно пульсаций периодического источника, вычислять продольные фазовые скорости и  $\beta$ -спектры, характеризующие угловое распределение акустических волн в свободном потоке.

Акустические пульсации в форкамере сопла 1 (схема на рис. 1) создавались блоком из 4-х пьезоэлектрических ультразвуковых капсулей АК059 общей мощностью 4 Вт. Питание капсулей 2 осуществлялось генератором ГЗ-33. Максимальная

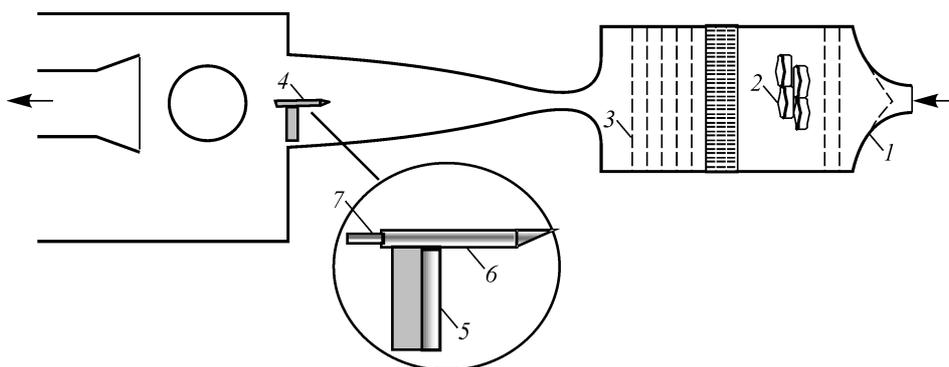


Рис. 1. Схема эксперимента.

1 — форкамера сопла, 2 — блок капсулей пьезоэлектрических излучателей АК059, 3 — выравнивающие сетки и хонейкомб форкамеры сопла, 4 — кососрезный газодинамический свисток, 5 — пилон свистка, 6 — корпус резонатора свистка, 7 — подвижный стержень, замыкающий полость резонатора свистка.

интенсивность пульсаций в потоке достигалась при установлении в форкамере стоячих волн. Из форкамеры сопла акустические возмущения выносились воздушным потоком в рабочую секцию. Для исключения передачи сигнала по корпусу трубы блок капсулей крепился в форкамере на эластичных резиновых растяжках. Для минимизации возмущений поля среднего течения, вносимых излучателями, капсули были расположены выше по потоку выравнивающих сеток и хонейкомба форкамеры трубы 3. Измерения распределения числа Маха поперек потока показали отсутствие искажений среднего течения блоком капсулей излучателя.

В другой схеме акустические пульсации в сверхзвуковом потоке создавались с помощью кососрезного газодинамического свистка 4 (см. рис. 1), расположенного на срезе сопла аэродинамической трубы на тонком заостренном пилоне 5 толщиной 0,5 мм. Были использованы цилиндрические свистки с углом среза переднего торца  $\theta \cong 20^\circ \div 23^\circ$  к оси цилиндра 6 и внутренним диаметром  $d = 5 \div 2$  мм. Частота пульсаций свистка могла изменяться в широком диапазоне перемещением поршня 7, замыкающего его цилиндрический канал. Основные измерения были выполнены для свистка внутренним диаметром 2 мм и внешним — 3 мм, который меньше возмущает поток и позволяет получить пульсации в потоке на основной частоте до 26 кГц при его установке под углом  $6^\circ$  к оси потока.

## РЕЗУЛЬТАТЫ ИЗМЕРЕНИЙ

### *Пьезоизлучатель*

Зависимость амплитуды возмущений, регистрируемой датчиком пульсаций давления, расположенным на оси потока на расстоянии 125 мм от среза сопла, от частоты приведена на рис. 2. В рабочем потоке уверенно регистрировались акустические пульсации в диапазоне частот  $8 \div 52$  кГц. При этом максимальная величина амплитуды акустических пульсаций давления не превышала 0,2 Па, и они оказались недоступны для измерений термоанемометром. На формирование спектра акустических пульсаций в потоке влияет ряд факторов. Среди них следует отметить наличие собственных резонансных частот колебаний пьезоизлучателей, установление в форкамере сопла на определенных частотах стоячих волн, зависимость коэффициента прохождения акустических волн через критическое сечение

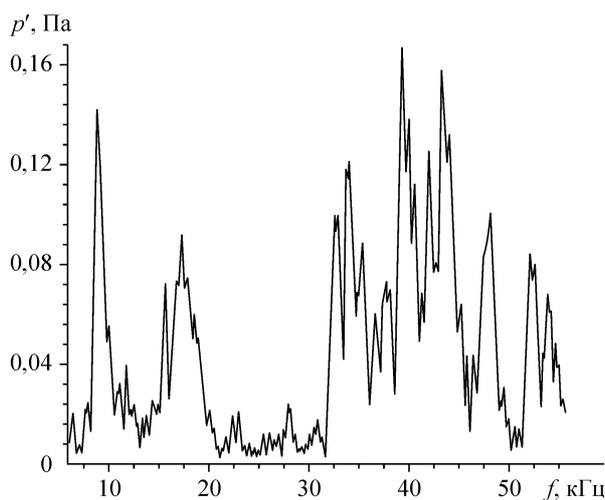


Рис. 2. Зависимость амплитуды акустических возмущений, регистрируемых на оси потока, вводимых ультразвуковыми излучателями, от частоты.

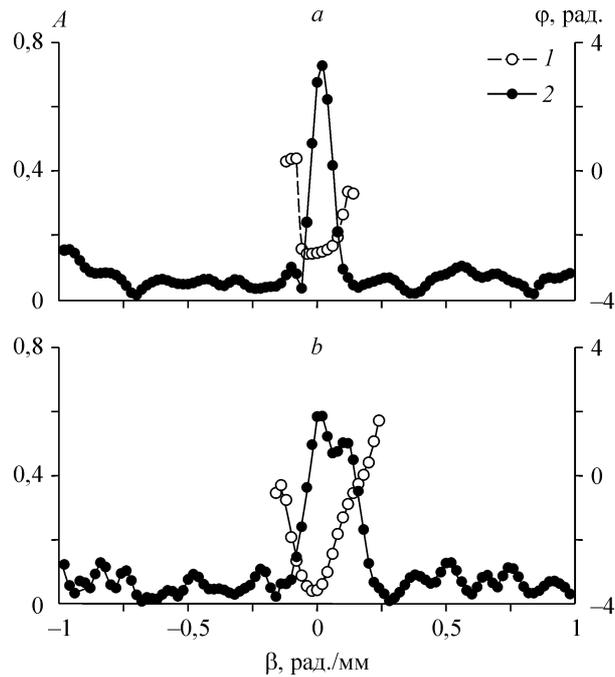


Рис. 3. Амплитудный и фазовый  $\beta$ -спектры акустических возмущений, вводимых пьезоэлектрическими излучателями.  
*a* — 8,6, *b* — 40,1 кГц.

сопла от длины волны, затухание высокочастотных волн в воздушном потоке, особенно в областях с низкой плотностью из-за влияния вязкости.

Были получены поперечные и продольные распределения амплитуды и фазы акустических пульсаций, вычислены продольные фазовые скорости и  $\beta$ -спектры. В качестве опорного сигнала использовался сигнал генератора, питающего капсули. Измерения продольной фазовой скорости волн дали величину  $\cong 830$  м/с, соответствующую быстрым акустическим волнам, поскольку средняя скорость потока равна  $\cong 700$  м/с. Это можно объяснить тем, что звуковые волны, создаваемые излучателями в форкамере сопла, могут распространяться только вниз по потоку. Волны, идущие вверх, отражаются от стенок форкамеры и меняют направление распространения на обратное.

На рис. 3 для примера приведены амплитудные и фазовые  $\beta$ -спектры акустических пульсаций на частоте 8,6 (*a*) и 40,1 (*b*) кГц, полученные для среза сопла. Из графиков видно, что звуковое поле представляет собой слабо расходящийся волновой фронт с почти постоянной фазой. Полуширина центрального пика интенсивности  $\beta$ -спектров для обеих частот соответствует углу направленности волновых векторов  $\cong \pm 17^\circ$ .

#### **Кососрезный свисток**

На рис. 4. точками 1 приведены измеренные значения основной частоты пульсаций, генерируемых кососрезным свистком с внутренним диаметром  $d = 2$  мм от эффективной глубины полости свистка  $L' = l + 0,4d + 0,5d \operatorname{ctg} \theta$  [8]. Здесь  $l$  — глубина цилиндрической полости, без учета косо срезанной части трубки. Кривой 2 показана расчетная зависимость частоты, определяемой соотношением  $f = c/4L'$ , от параметра  $L'$  для условий колебаний в четверть волновом резонаторе.

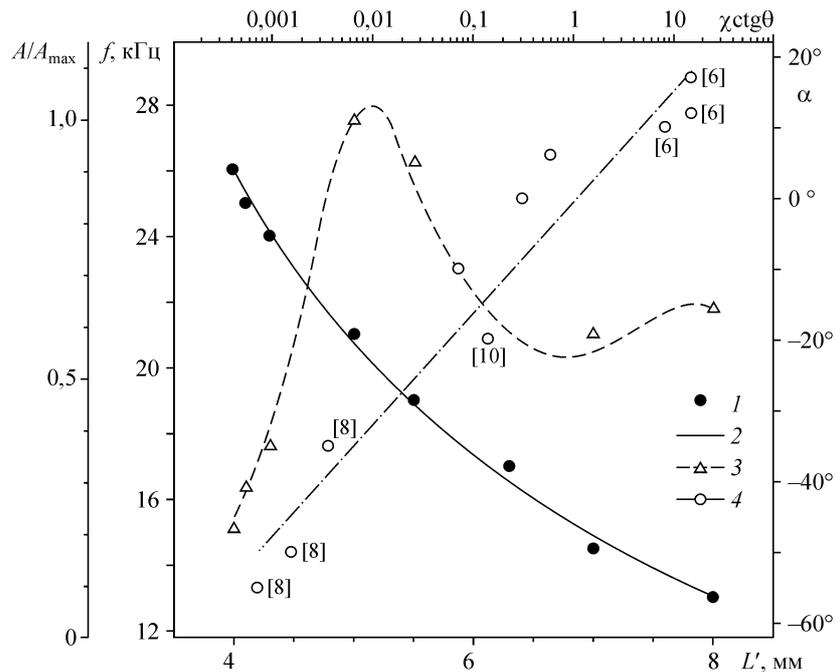


Рис. 4. Экспериментальная 1 и расчетная 2 зависимости основной частоты пульсаций  $f$  от эффективной глубины резонатора свистка  $L'$ . 3 — зависимость максимальной амплитуды пульсаций в потоке на основной частоте от  $L'$ , 4 — зависимость угла наклона оси свистка к направлению потока  $\alpha$  от комплекса  $\chi \cdot \text{ctg} \theta$  для условий максимальных пульсаций.

ре. Здесь  $c$  — скорость звука в полости свистка. Наилучшее совпадение расчетной кривой с экспериментальными значениями достигается для температуры газа в полости, равной 340 К. Повышение температуры подтверждается измерениями в следе за свистком с помощью термоанемометра. Если в следе за пилоном и в части следа за свистком средняя величина напряжения на термоанемометре падает из-за снижения скорости потока, то на границе следа, где скорость газа близка к максимальной скорости за головным скачком, наблюдается повышение этого напряжения, что связано с более высокой температурой воздуха выбрасываемого из полости свистка. Этот эффект объясняется аномальным аэродинамическим нагревом газа при автоколебаниях [8].

Кривой 3 на рис. 4 приведены максимальные по сечению потока амплитуды акустических пульсаций в зависимости от эффективной глубины резонатора  $L'$  и, следовательно, частоты колебаний. Максимальное значение амплитуды соответствует уровню звукового давления 50 Па на расстоянии 200 мм от носика свистка. Пульсации такой амплитуды уверенно регистрировались термоанемометром. В спектре пульсаций присутствует первая и вторая гармоники основной частоты, интенсивность которых соответственно на  $\cong 10$  и  $\cong 12$  дБ ниже. Возможно, в спектре присутствуют и более высокие гармоники, но их частоты лежат вне диапазона измерений датчиков. Из графика видно, что на частотах свыше  $\cong 26$  кГц интенсивность колебаний резко убывает. Скорее всего это связано с недостаточной глубиной полости резонатора, необходимой для поддержания механизма обратной связи [9].

Согласно модели в [9], условием возникновения интенсивных колебаний является наличие определенного дефекта скоростного напора на входе в цилиндрическую часть кососрезного свистка. Величина дефекта зависит от отношения

толщины пограничного (или ударного) слоя, создаваемого выступающей вперед частью среза, к диаметру полости (или высоте полости для плоских свистков). Это отношение зависит от числа Маха и Рейнольдса, а также от угла атаки плоскости среза. При малых числах Маха и больших — Рейнольдса для создания необходимого дефекта скорости плоскость среза должна находиться на подветренной стороне (отрицательные углы атаки), а при больших числах Маха и малых — Рейнольдса — на наветренной стороне (положительные углы атаки). Таким образом, величина дефекта скоростного напора должна быть связана с гиперзвуковым параметром  $\chi = M^2 \sqrt{C^*} / \sqrt{Re_*}$ , длиной выступающей части и диаметром полости свистка. Здесь  $C^*$  — константа Чепмена — Рубезина, число Рейнольдса  $Re_*$  вычислено по параметрам набегающего потока и длине выступающей части среза свистка. Кривой 4 на рис. 4 приведена обобщающая зависимость угла атаки свистка  $\alpha$  от комплекса  $\chi \cdot \text{ctg} \theta$ , построенная по измерениям авторов настоящей работы и по данным работ [6, 8, 10]. Видно, что с ростом значения комплекса угол атаки свистка становится положительным и плоскость его среза переходит с подветренной стороны на наветренную. Физический смысл обобщающей зависимости заключается в необходимости компенсации роста толщины пограничного слоя на выступающей части среза свистка за счет увеличения угла атаки этой поверхности к набегающему потоку. При недостаточной толщине пограничного слоя (малые значения комплекса) необходимо формировать отрывное течение на поверхности путем ее установки под отрицательными углами атаки.

Измерениями трубкой Пито в верхней, относительно свистка, полуплоскости было показано, что в потоке за свистком формируются два вложенных друг в друга конических скачка уплотнения и следовое течение. Полуугол скачков примерно соответствует углу Маха для  $M_\infty = 5$ . Внешний скачок связан с обтеканием носика свистка, а внутренний — с обтеканием пилона. По данным измерений снижение числа Маха за скачками вне следа не превышало 10 %. Измерениями термоанемометром и датчиком пульсаций давления в верхней полуплоскости было показано, что акустические пульсации распространяются в этом коническом течении.

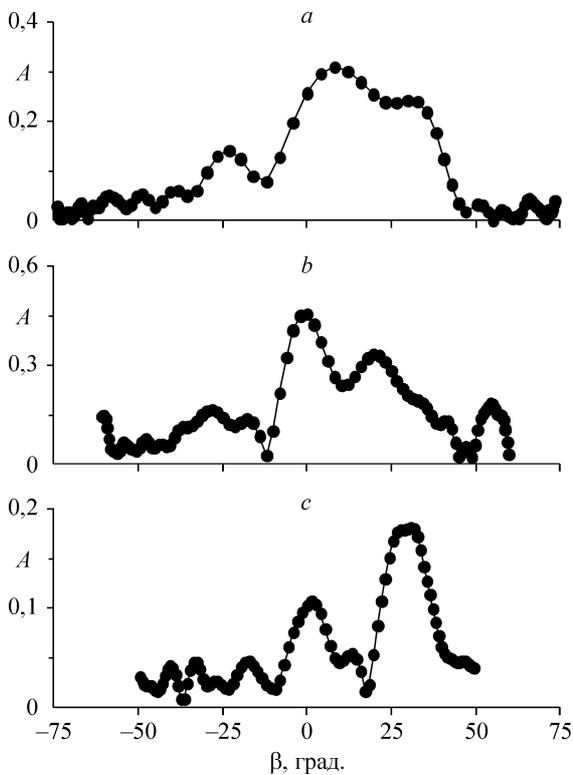
Для верхней полуплоскости были получены поперечные и продольные распределения амплитуды и фазы акустических пульсаций и пульсаций массового расхода, определены области существования чисто акустических периодических возмущений потока. Опорный сигнал в измерениях генерировался неподвижным пьезокерамическим датчиком типа И4301, расположенным в нижней полуплоскости, в гидродинамическом следе за свистком, вблизи диффузора аэродинамической трубы и позади измерительных датчиков. Такое расположение опорного датчика давало минимум возмущений полей среднего течения и пульсаций потока.

Измерения продольной фазовой скорости производились вдоль линий, проходящих через носик свистка под фиксированными углами, в области между следом и внутренним коническим скачком уплотнения. Вдоль этих линий сигнал падал пропорционально расстоянию от носика свистка, но периодическая модуляция амплитуды сигнала отсутствовала. Это свидетельствует об отсутствии в потоке заметной доли волн с другой продольной фазовой скоростью и о распространении возмущений строго в коническом течении. На рис. 5 приведены зависимости отношения фазы пульсаций к частоте от расстояния для частот 25 (1), 50 (2) и 75 (3) кГц. Видна линейность зависимостей и равенство угла наклона для всех частот, что свидетельствует о равенстве и постоянстве продольных фазовых скоростей волн. Измерения дали величину фазовой скорости  $\cong 560$  м/с, что соответствует медленным акустическим волнам. Это связано с тем, что акустические пульсации свистком излучаются преимущественно вверх по потоку в фазе выброса газа вперед из полости резонатора.

Рис. 5. Зависимости отношения фазы пульсаций к круговой частоте  $\varphi/2\pi f$  от расстояния до носика свистка вдоль образующей конуса. 25 (1), 50 (2), 75 (3) кГц.

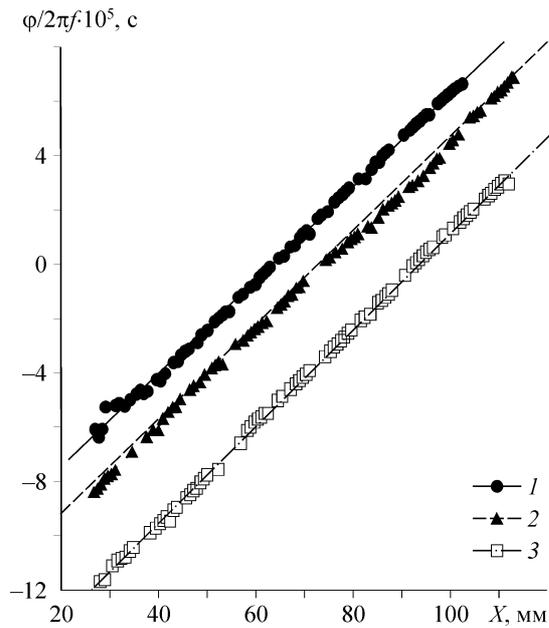
Измерения датчиком пульсаций давления и термоанемометром показали наличие радиальных колебаний конических скачков уплотнения на основной частоте свистка и гармониках. Уровень сигнала датчиков при этом существенно превышал уровень сигнала, регистрируемого внутри течения, ограниченного коническими скачками. Это обусловлено значительным изменением параметров потока (давления, скорости, плотности) за скачком, совершающим радиальные колебания. В этой связи, в коническом течении возможна дополнительная генерация скачками синхронизованных по фазе возмущений трех типов — акустических, вихревых и энтропийных.

По данным поперечных потоку измерений были вычислены  $\beta$ -спектры возмущений. Знание значений продольной фазовой скорости позволяет вычислить



продольное волновое число  $\gamma$  и найти углы распространения волн  $\chi = \arctg(\beta/\gamma)$ . На рис. 6 для примера приведены угловые зависимости амплитуды колебаний для частот 25 (a), 50 (b) и 75 (c) кГц. Зависимости получены при поперечном сканировании потока в 200 мм позади и на 20 мм выше носика свистка. Из графиков видно, что распределения возмущений не вполне симметричны из-за небольшого (менее  $3^\circ$ ) скоса свистка по углу рысканья. Угловые распределения представляют собой сложную интерференционную картину в весьма широком угловом диапазоне.

Рис. 6.  $\beta$ -спектры пульсаций, создаваемых свистком в потоке. 25 (a), 50 (b), 75 (c) кГц.



## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Продемонстрирована практическая реализация двух методов введения контролируемых периодических возмущений в гиперзвуковой поток рабочей части аэродинамической трубы.

Показана возможность получения в свободном потоке медленных и быстрых акустических возмущений.

Для кососрезного свистка обобщены условия получения максимальных пульсаций. Показано, что в отличие от пьезоизлучателя в форкамере сопла свисток генерирует более интенсивные акустические пульсации в широком диапазоне углов направленности волнового вектора.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Kendall J.M.** Wind tunnel experiments relating to supersonic and hypersonic boundary-layer transition // AIAA J. — 1975. — Vol. 3, No. 2. — P. 290–299.
2. **Маслов А.А., Сидоренко А.А., Шиплюк А.Н.** Использование искусственных возмущений для исследования устойчивости гиперзвукового пограничного слоя // Теплофизика и аэромеханика. — 1997. — Т. 4, № 4. — С. 397–400.
3. **Kosinov A.D., Maslov A.A., Semionov N.V.** Modified method of experimental study of supersonic boundary layer receptivity // Proc. of VIII<sup>th</sup> Intern. Conf. on the Methods of Aerophys. Res., 2–6 September, 1996, Novosibirsk: Published by ITAM SB RAS. — Novosibirsk, 1996. — Pt. III. — P. 161–166.
4. **Semionov N.V., Kosinov A.D., Maslov A.A.** An experimental study of instability disturbances excitation by external source in supersonic boundary layer of a blunt plate // Proc. IX<sup>th</sup> Intern. Conf. on the Methods of Aerophysical Research, 29 June — 3 July, 1998, Novosibirsk: Published by ITAM SB RAS. — Novosibirsk, 1998. — Pt. II. — P. 192–197.
5. **Fedorov A.V., Khokhlov A.P.** Prehistory of instability in a hypersonic boundary layer flows // Theoret. & Computat. Fluid Dynamics. — 2001. — Vol. 14. — P. 359–375.
6. **Маслов А.А., Миронов С.Г.** Экспериментальное исследование обтекания полужамкнутой цилиндрической полости гиперзвуковым потоком низкой плотности // Изв. РАН, МЖГ. — 1996. — № 6. — С. 155–160.
7. **McKenzie J.F., Westphal K.O.** Interaction of linear waves with oblique shock waves // Phys. of Fluids. — 1968. — Vol. 11, No. 11. — P. 2350–2362.
8. **Елисеев Ю.Б., Черкез А.Я.** Экспериментальное исследование аномального аэродинамического нагрева тел с глубокой полостью // Изв. АН СССР, МЖГ. — 1978. — №1. — С. 113–119.
9. **Демин В.С., Гапонов С.А.** Условия возникновения автоколебаний в трубе при натекании на ее вход потока газа // ПМТФ. — 1994. — Т. 35, № 6. — С. 31–39.
10. **Болдырев С.М., Гринберг Э.И., Давлеткильдеев Р.А. и др.** Экспериментальное исследование влияния угла атаки на пульсации давления, возникающие при обтекании полости гиперзвуковым потоком газа // Уч. зап. ЦАГИ. — 1992. — Т. 23, № 3. — С. 113–117.

*Статья поступила в редакцию 5 апреля 2005 г.*