

Влияние вдува малоразмерных струй различных конфигураций на структуру и акустическое излучение сверхзвуковой струи

Д. А. Губанов^{1,2}, С. Г. Кундасев¹, Л. П. Трубицына¹

¹ *Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН
Новосибирск, Россия*

² *Новосибирский государственный университет
Новосибирск, Россия*

Аннотация

Работа посвящена экспериментальному исследованию структуры и акустического излучения сверхзвуковой недорасширенной струи $M_a = 1$, $N_{pr} = 5$ при наличии вихрегенераторов в виде вдува малоразмерных струй. Протестировано десять различных конфигураций, в которых газодинамические и геометрические параметры микроструй, такие как давление микроструй, расстояние вдува от среза основного сопла, азимутальный, тангенциальный и осевой углы наклона микросопел, изменялись по одному. Получены картины визуализации течения, азимутальные профили давления Пито и характеристики шума струи в дальнем акустическом поле. Выявлено, что вдув микроструй в общем случае приводит к увеличению дальности струи и снижению интенсивности смещения в ней. К благоприятным для снижения акустического излучения струи параметрам вдува микроструй относятся близость точки вдува к срезу основного сопла, наклон микросопел к оси основного сопла и их малый тангенциальный угол. Количество микросопел влияет нелинейно на структуру и шум струи. Измерение распределения среднего давления вблизи искусственных продольных вихрей в потоке струи не может дать прогноз о характеристиках ее смещения и акустического излучения.

Ключевые слова

сверхзвуковая струя, вихрегенератор, вдув, микроструя, акустическое излучение, снижение шума, структура

Источник финансирования

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 18-38-00183

Для цитирования

Губанов Д. А., Кундасев С. Г., Трубицына Л. П. Влияние вдува малоразмерных струй различных конфигураций на структуру и акустическое излучение сверхзвуковой струи // Сибирский физический журнал. 2019. Т. 14, № 2. С. 56–76. DOI 10.25205/2541-9447-2019-14-2-56-76

Influence of Different Configurations of Microjet Injection on Structure and Acoustic Radiation of Supersonic Jet

D. A. Gubanov^{1,2}, S. G. Kundasev¹, L. P. Trubitsyna¹

¹ *Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS
Novosibirsk, Russian Federation*

² *Novosibirsk State University
Novosibirsk, Russian Federation*

Abstract

The work is devoted to experimental study of the structure and acoustic radiation of a supersonic underexpanded jet $M_a = 1$, $N_{pr} = 5$ with the presence of vortexgenerators in the form of small-sized jets injections. Ten different configu-

rations were tested, in which following the gas-dynamic and geometrical parameters of the microjets were changed one by one: microjets pressure, the injection distance from the main nozzle section, azimuthal, tangential, and axial angles of micronozzles inclination. The flow visualization, azimuthal Pitot pressure profiles and characteristics of jet noise in the far field were obtained.

It has been revealed that the injection of microjets in general leads to an increase in the jet long-range and a decrease in its mixing. The advantageous parameters of the microjets injection for reducing the jet acoustic emission are the injection point vicinity to the main nozzle section, micronozzles inclination to main jet axis and the small tangential angle of micronozzles. The micronozzles quantity effect is non-linearly in relation to the structure and the jet noise. The average pressure measuring distribution near artificial longitudinal vortices in a jet stream cannot predict the characteristics of its mixing and acoustic radiation.

Keywords

supersonic jet, vortexgenerator, injection, microjet, acoustic radiation, noise reduction, structure

Funding

The reported study was funded by RFBR according to the research project №18-38-00183

For citation

Gubanov D. A., Kundasev S. G., Trubitsyna L. P. Influence of Different Configurations of Microjet Injection on Structure and Acoustic Radiation of Supersonic Jet. *Siberian Journal of Physics*, 2019, vol. 14, no. 2, p. 56–76. (in Russ.) DOI 10.25205/2541-9447-2019-14-2-56-76

Введение

Задача по снижению уровня акустического шума и интенсификации процессов смешения высокоскоростных струйных течений является актуальной в настоящее время. Это применимо к таким техническим приложениям, как уменьшение шума газотурбинных установок, авиационных двигателей, аварийного сброса технических газов, сжигания попутного газа при нефтедобыче, снижение заметности самолета, повышение эффективности газовых эжекторов путем интенсификации процессов смешения потока струи с окружающей средой.

Уровень акустического излучения определяется геометрическими и газодинамическими параметрами струи и связан с наличием в ее сдвиговых слоях многочисленных турбулентных вихрей различного масштаба, взаимодействующих с ударно-волновой структурой и генерирующих возмущения в окружающее пространство, воспринимаемые как звук.

Поиск оптимальных способов интенсификации смешения и снижения шума высокоскоростных газовых струй не прекращается в настоящее время. Известные подходы к этой проблеме основаны на принципах снижения средней скорости, снижения градиента средней скорости, преломления, отражения и экранирования шума струи, изменения ударно-волновой структуры струи, управления развитием турбулентности в ее слое смешения и различных активных методов. Это реализуется в виде экранирования струи с помощью газового экрана, применения секторных сопел, многотрубчатых насадков, эжекторных сопел, периодических электрических разрядов, впрыска жидкости в поток основной струи [1–2], использования вихрегенераторов (некоторые из них применялись на серийных двигателях самолетов – дольчатые смесители, шевроны). Также к вихрегенераторам относятся табы и вдув малоразмерных струй в поток основной струи [3–5]. Последние вызывают интерес тем, что позволяют оказывать гибкое воздействие, а также потенциально не снижают тягу двигателей, с которыми применяются.

В пионерской работе [6], посвященной воздействию на шум струи вдува малоразмерных струй, установлено, что уменьшение шума струи не зависит от формы выходного сечения микросопел, большее давление в микроструях приводит к большему снижению шума [7; 8].

В [7] рассмотрен эффект воздействия вдува микроструй на шум перерасширенной, расчетной и недорасширенной струй. Для расчетной и перерасширенной струй снижение суммарного шума было больше, чем у недорасширенной (в [9] предполагалось противоположное). Установлено, что смещение микроструй вниз по потоку приводит к снижению эффекта уменьшения шума.

В экспериментах [10–12] успешно применены микроструи для подавления обратной акустической связи и, соответственно, дискретного тона [8] в струе, набегающей на плоскую преграду (имитация вертикального взлета и посадки), в результате чего было достигнуто уменьшение уровня пульсаций на преграде и шума струи.

В исследованиях [13; 14] выявлено различие во влиянии продольных вихрей, генерируемых микроструями и шевронами, на шум струи. Установлено, что шевроны обеспечивают более сильное снижение амплитуды акустического шума в низкочастотной области, но имеют значительно большее усиление в высокочастотной, в отличие от микроструй. Вдув микроструй способствует понижению суммарного уровня шума струи равномерно во всем диапазоне углов наблюдения, а наличие шевронов – более эффективно, но при наклоне к оси струи менее 50° .

В работе [15] определено влияние вдува микроструй на шум сверхзвуковых горячих струй двигателя YJ97 и его моделей. Установлены оптимальные параметры вдува: число микросопел – восемь, диаметр микросопел – 4 % от расстояния между микросоплами (длина дуги), угол вдува – 60° к оси струи. Микроструи оказались наиболее эффективны в направлении максимального излучения струи. В натурных испытаниях не зафиксировано высокочастотного усиления, отмечено сокращение длины газодинамических бочек струи при использовании микроструй.

Численное моделирование в [16] в постановке [13] проведено для условий покоя и полета. Установлено, что при использовании вдува микроструй при наличии спутного потока не наблюдалось заметного снижения интенсивного низкочастотного шума, а высокочастотное усиление было той же величины, что и в состоянии покоя.

В работе [17] по данным LES установлено, что нестационарный вдув микроструй вызывает излучение тонального шума, также не приводит к снижению шума по сравнению со стационарным вдувом. Меньший размер и большее количество микроструй при том же общем расходе вызывает более сильное снижение шума. Большой расход газа через микросопла не приводит к дополнительному снижению общего шума: шум смешения уменьшается, высокочастотное усиление и ударно-волновой шум увеличиваются с ростом расхода.

В работе [18] экспериментально исследовалась установка 8-ми пульсирующих микроструй у среза основной струи $M_a = 0,9$ под наклоном. Зафиксировано снижение низкочастотного шума для всех углов излучения. Обнаружено, что вдув микроструй генерирует продольные вихри, которые приводят к увеличению мелкомасштабной турбулентности близи среза сопла и ее уменьшению вниз по течению [19].

В работе [20] выполнено DES-моделирование поперечного вдува четырех микроструй в поток основной струи $M_a = 1,5$, $N_{pr} = 4$ из трубки, расположенной на оси основной струи вниз по течению, на шум струи. Вдув микроструй подавил дискретный тон и снизил ударно-волновой шум, зафиксированное снижение суммарного шума больше, чем при периферийном вдуве.

В исследованиях [21–23] проведено моделирование вдува микроструй в расширяющейся части сверхзвукового и дозвукового сопел. Установлено, что эффективнее располагать микросопла последовательно вдоль сопла для снижения шума. Выдув с внутренней поверхности сопла дробит ударно-волновую структуру струи на более мелкие элементы, обеспечивает увеличение смешения, уменьшает длину ядра струи, подавляет дискретный тон и снижает шум во всем частотном диапазоне.

В большинстве параметрических исследований влияния вдува микроструй на характеристики основной струи одновременно изменялось несколько параметров эксперимента, при этом лишь предполагалось главенство одного из них в наблюдаемом эффекте. Также измерения параметров потока проводились при одном значении азимутального угла в плоскости, проходящей через ось струи, что не отражает всех значимых для звукообразования и смешения изменений в струе. Эти недостатки предлагается устранить в данной работе, что должно помочь получить более полное представление о физических процессах, происходя-

щих в струе, и научиться формировать продольные вихри, которые бы должным нам образом изменяли бы ее характеристики.

Исследовано десять различных конфигураций, в которых газодинамические и геометрические параметры инъекции микроструй изменялись по одному: давление микроструй, расстояние вдува от среза основного сопла, азимутальный, тангенциальный и осевой углы наклона микросопел. Проводилась визуализация течения, измерены азимутальные профили давления Пито и характеристики шума сверхзвуковой недорасширенной струи $M_a = 1$, $N_{pr} = 5$ в одной из точек дальнего акустического поля.

Экспериментальное оборудование

Эксперименты проводились на вертикальной струйной установке (ВСУ) ИТПМ СО РАН (рис. 1) с открытой рабочей камерой, которая расположена в помещении размерами $7 \times 8 \times 5 \text{ м}^3$. Установка позволяет устанавливать модели и сопла с посадочным узлом и входным диаметром, равным 88 мм. Подводящий тракт и форкамера установки диаметром 400 мм обеспечивают предельные значения давления воздуха до 200 атм. и расходом до 50 кг/с.

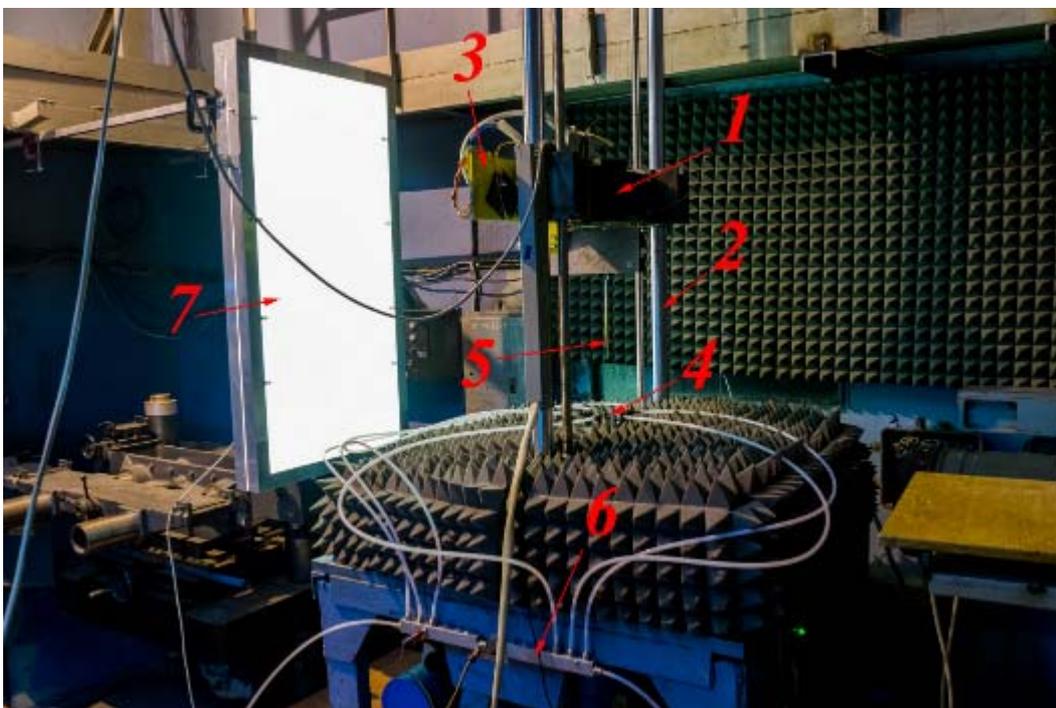


Рис. 1. Фотография вертикальной струйной установки ИТПМ СО РАН

Fig. 1. Photo of a Vertical Jet Facility ITAM SB RAS

Установка оснащена траверсой 1, перемещаемой по цилиндрическим направляющим 2, диаметром 50 мм по ходовому винту с ШВП. Диапазон перемещений составляет 2 м. Траверса позволяет устанавливать преграды, а также используется в данном эксперименте для перемещения координатного устройства 3 в продольном направлении.

Система сбора данных позволяет производить сбор данных физических параметров эксперимента, параметров установки в автоматизированном режиме на персональный компьютер. Система включает в себя персональный компьютер, высокоточный мультиметр НР 3490А фирмы «Agilent» с мультиплексором и аналого-цифровой преобразователь I-7019.

Для измерения газодинамических параметров установки использовались тензометрические датчики давления ТДМ-А (Зеленоград) с диапазоном измерений 0,1 МПа (давление в помещении P_c) и датчиком измерения давления в форкамере с диапазоном 6 МПа (P_0 давление в форкамере). Датчики температуры располагались в форкамере и помещении установки. Давление P_c измерялось непосредственно в рабочем помещении на расстоянии около четырех метров от среза сопла. Аналоговые сигналы с датчиков, измеряющих давление в коллекторах микросопловой установки или трубки Пито, поступают через мультиметр НР на цифровой вольтметр, оцифровываются и передаются в персональный компьютер. Параметры установки передаются на ПК через плату I-7019R.

Эксперименты проводились с использованием конвергентного сопла 4 с геометрическим числом Маха в выходном сечении, равным $M_a = 1,0$, и полированной внутренней поверхностью с профилем Витошинского [24]. Диаметр входного сечения сопла равен 88 мм, выходного – $D_a = 30$ мм. Качество внутренней поверхности сопла, характеризуемое значением шероховатости Δ и определяемое как средняя высота неровностей на профиле, составляет $\Delta \approx 0,25$ мкм. Параметр истечения основной струи $N_{pr} = 5$, где $N_{pr} = P_0/P_c$. Подача осушенного воздуха осуществляется с трассы высокого давления через регулирующий дроссель игольчатого типа с электроприводом, управляемым с пульта управления установки. Погрешность поддержания давления в форкамере во время экспериментов не превышала 0,3 %.

Для измерения полного давления трубкой Пито 5 использован двухосевой координатник 3. Диапазон перемещений по координатам составлял 200 / 500 мм, точность – 2,5 / 12,5 мкм. Перемещение по вертикальной координате осуществляется с помощью механизма поднятия / опускания траверсы вместе с закрепленным на ней координатником с точностью 50 мкм. Управление координатным устройством осуществлялось как в ручном режиме с помощью пульта управления, так и с помощью ПК по заранее заданной программе перемещений в составе системы автоматизированного сбора данных.

В методических измерениях использовался микроструйный насадок [8, 14]. Для параметрических исследований была изготовлена микросопловая установка с возможностью индивидуального изменения параметров вдува микроструй и без привязки к геометрии основного сопла (рис. 2).

Установка собрана из независимых микросопловых модулей, состоящих из конического микросопла с выходным диаметром $D_{aj} = 0,7$ мм, установленного в держателе с основанием. Вращение держателя микросопла относительно его основания позволяло изменять угол наклона микроструи к оси основной струи α_{axis} . Модули перемещаются в горизонтальной плоскости по пазу направляющей пластины (изменение тангенциального α_{tan} (к касательной к окружности струи) и азимутального (между осями микросопел) углов наклона), которая может передвигаться вдоль оси струи по валам на линейных подшипниках, установленных в держателях, вкручиваемых в платформу основания ВСУ.

Подача воздуха к микросоплам осуществлялась по гибким трубкам нейлона с внутренним диаметром 6 мм, обратный конец которых подключался к пневмоколлектору 6 (см. рис. 1). Система подачи воздуха в микросопловую установку позволяла подключить до 12 модулей от трассы высокого давления через дроссель.

Для точного задания и измерения значения давления на входе в микросопла к седьмому входу каждого пневмоколлектора на трубке с длинной, аналогичной у микросопел, были подключены датчики давления ТДМ-А 0,6 МПа, показания с которых регистрировались системой автоматизированного сбора данных ВСУ. Погрешность поддержания давления в форкамере микросопловой установки составила не более 0,8 %.

Позиционирование элементов микросопловой установки осуществлялось по концу трубки Пито, которая перемещалась координатником в заранее вычисленные координаты с учетом геометрии нужной конфигурации микросопловой установки. Погрешность позиционирования микросопел не превышает 0,1 мм.

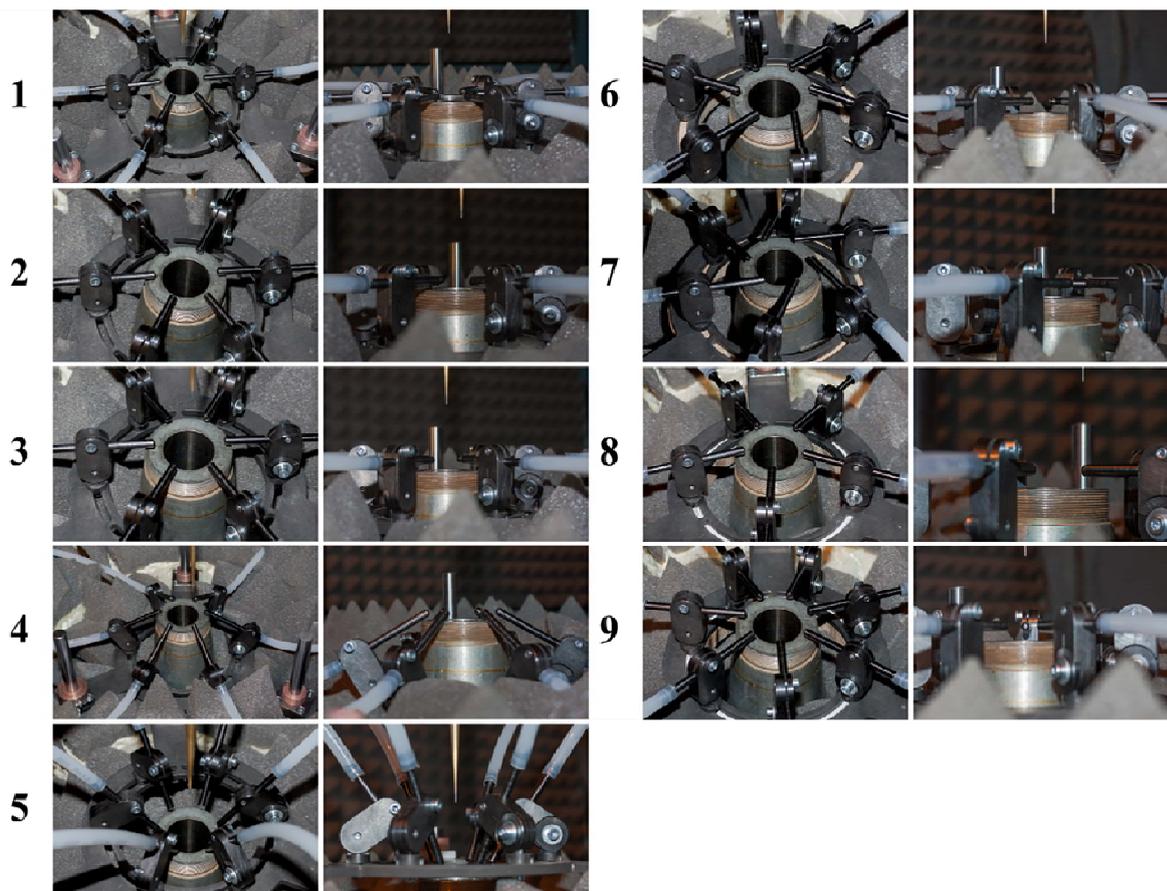


Рис. 2. Фотографии микроструйной установки исследуемых конфигураций, обозначенных цифрами, с двух ракурсов

Fig. 2. Photos of the Microjet Facility of the Studied Configurations, Indicated by Numbers, from Two Angles

Методика исследования

Растровая визуализация

Растровая визуализация [25], применяемая в данной работе для исследования крупномасштабных потоков без применения дорогостоящих оптических систем, основана на известном оптическом явлении рефракции света на неоднородностях плотности и относится к теневым методам. Суть метода заключается в сравнении двух изображений одного и того же фона, полученных в отсутствие и при наличии между фоторегистрирующей аппаратурой и фоновым экраном исследуемого объекта, в котором присутствуют неоднородности плотности.

В эксперименте для удерживания изображения раstra и его подсветки был использован световой короб 7 (см. рис. 1), который монтировался на оптической станине, расположенной на независимом фундаменте. Лайтбокс размером $1\,350 \times 710 \times 100$ мм³ состоял из двух частей: щиты сплошной светодиодной подсветки (60 кЛм) и удержания раstra. Регистрация изображения осуществлялась фотоаппаратом Nikon D5300 с объективом Nikon AF-S 18-300 mm 1:3.5-5.6G ED, управляемым с удаленного компьютера. Фотоаппарат был закреплен на оптической рельсе, установленной на оптической станине, расположенной с диаметрально противоположной стороны от струйной установки относительно лайтбокса. Итоговые параметры съемки после предварительной подборки экспозиции составили: выдержка 1/15 с, диафрагма

F8, чувствительность ISO400, ЭФР = 102 мм, расстояние от раstra до сопла – 1 030 мм, от сопла до фотоаппарата – 2 460 мм.

Перед началом эксперимента для каждого режима течения были получены опорные кадры, затем выполнялась съемка раstra через поток струи. Пары изображений попиксельно вычитались, выполнялось размытие по Гауссу. После этого выполнялась графическая обработка изображения (коррекция экспозиции, уровней, тоновой кривой) идентичная для всего эксперимента.

Предварительно для проведения визуализации были определены оптимальные параметры раstra (ширина линий составила 0,3 мм, чешуйчатый растр в виде дуг окружностей, сдвинутых на радиус, равный 1,37 мм). На итоговом изображении визуализации одна ячейка раstra соответствует линейному размеру в плоскости струи 1,8 мм.

Акустические измерения

Проведены измерения спектральных характеристик акустического излучения в дальнем акустическом поле сверхзвуковой струи при наличии вдува микроструй различных конфигураций. $\frac{1}{4}$ " 100 кГц микрофон Microtech Gefell MK301 располагался на удалении от центра среза сопла основной струи в 40 калибров под углом к положительному направлению оси струи в 40° . Микрофон использовался совместно с предусилителем MV302 и усилителем MN921 фирмы «Microtech Gefell». Для тарировки микрофона использовался акустический калибратор Microtech Gefell 4000-C1. 1. Регистрация данных пульсаций акустического шума струи осуществлялась аналого-цифровой платой TiePie HS4-DIFF-5. Частота дискретизации АЦП 200 кГц, разрешение 16 бит. Записывалось 8 последовательных реализаций длиной 2^{17} отсчетов.

Методика обработки данных заключалась в вычислении амплитудных частотных спектров, суммарных уровней пульсаций давления в различных полосах частот. Для вычисления спектров использовался алгоритм быстрого преобразования Фурье (БПФ). Проведено осреднение спектров пульсаций давления по методу Бартлетта с прямоугольной оконной функцией (осреднение по 256 окнам длиной 4 096 отсчетов, что соответствует амплитудным спектрам в полосе частот 48,83 Гц). Значения полученных спектральных амплитуд удваивались, за исключением нулевой частоты (постоянная составляющая сигнала), для сохранения суммарного уровня сигнала, так как на графиках зеркальные частоты Фурье отбрасывались.

Приводимые спектры представлены в децибелах, вычисляемых по формуле

$$L(f) = 20 \cdot \lg \left(\frac{P'(f)}{p_{00}} \right),$$

где p_{00} – порог слышимости, $p_{00} = 2 \cdot 10^{-5}$ Па.

Также вычислялись суммарные уровни среднеквадратичных пульсаций полного давления в различных полосах частот интегрированием спектра по нужному диапазону.

Эксперименты проводились при малом количестве звукопоглощающих покрытий помещения ВСУ. Для определения степени корректности выполнения измерений в имеющихся на установке условиях были выполнены сравнения спектров акустического шума невозмущенной сверхзвуковой струи $M_a = 1$, $N_{pr} = 5$ и при наличии микросоплового насадка $N_{prj} = 4$ с данными от 2012 г. [14], полученными в условиях более корректной обработки отражающих поверхностей установки. Результаты сравнения, а также собственный шум измерительной линии и помещения установки приведены на рис. 3, а.

Определено, что регистрируемый шум струи значительно превосходит фоновый. Данные о спектре шума струй в помещении без акустической обработки имеют более высокий уровень – на величину около 4 дБ, также в спектре присутствует пилообразная неоднородность, связанная с интерференцией прямых и отраженных от поверхностей установки акустических волн. В целом же формы спектров, как и характер влияния вдува микроструй, аналогичны,

за исключением воздействия последних на дискретный тон. Без акустической подготовки помещения дискретная составляющая не подавлялась, хотя в более старых экспериментах [8] она полностью исчезала уже при $N_{prj} = 1,5$. Данный факт может быть объяснен наличием координатного устройства в потоке струи, несмотря на то, что во время проведения акустических измерений он поднимался на высоту более метра от среза сопла основной струи (кончик трубки Пито располагался на оси струи при координате $x/D_a = 26,67 + \sim 10$ Da длины пилон-на трубки Пито). Это же подтверждается наблюдениями за наличием дискретного тона при зондовых измерениях параметров потока струи – дискретный тон исчезал и появлялся при перемещении координатного устройства вдоль оси струи. Проблему влияния державки измерительного зонда [26; 27] пытались устранить, заменив боковой пилон на длинный тонкий осевой, но этого оказалось недостаточно.

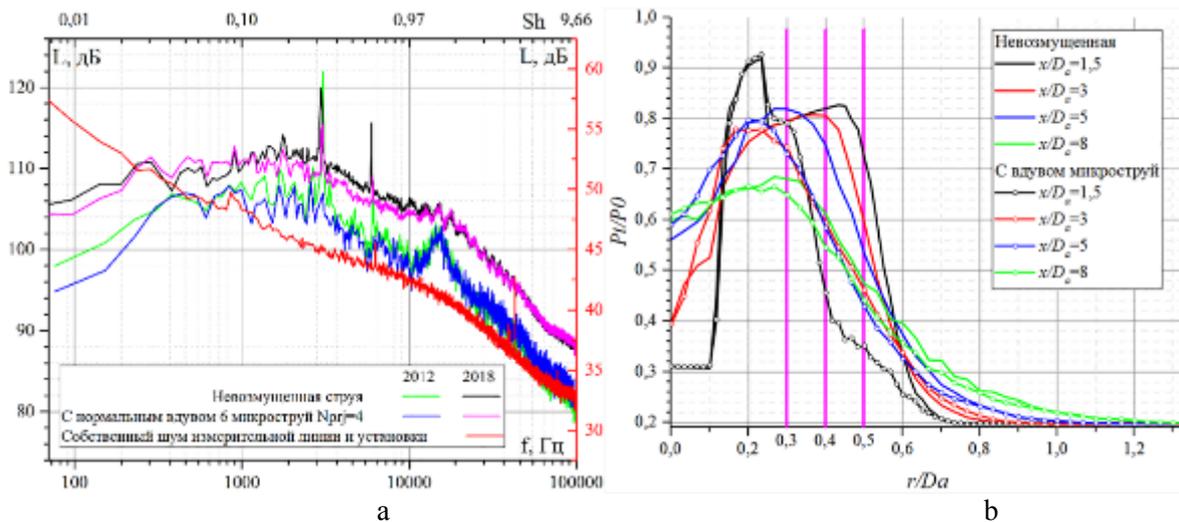


Рис. 3. Спектры собственного шума и акустического излучения струи $M_a = 1$, $N_{pr} = 5$ при разной акустической подготовке помещения установки (а); радиальные профили измеренного полного давления невозмущенной струи и с микросопловым насадком $N_{prj} = 4$ (b)

Fig. 3. Spectrum of Self Noise and Spectra of the Acoustic Pulsations of the jet $M_a = 1$, $N_{pr} = 5$ at Different Acoustic Treatment the Facility Premises (a); Pitot Pressure Radial Profiles of Undisturbed Jet and Jets with Micronozzle Mouthpiece $N_{prj} = 4$ (b)

Из полученных сведений следует вывод о том, что в данных условиях можно проводить акустические измерения, но только для регистрации относительных изменений в спектре шума струи при воздействии на нее вдува микроструй и без учета поведения дискретного тона. Относительная погрешность измерения пульсаций акустического шума оценивается в 0,5 дБ.

Зондовые измерения

Для определения характерных поперечных размеров, положения и амплитуды продольных вихрей, генерируемых при вдуве микроструй, было решено выполнить измерения азимутальных профилей давления. Значения радиусов r/D_a , при которых проведены измерения, определены по тестовым радиальным профилям распределения давления Пито P_t (обезразмерены на значение давление в форкамере ВСУ P_0) для невозмущенной сверхзвуковой струи $M_a = 1$, $N_{pr} = 5$ и при наличии микросоплового насадка $N_{prj} = 4$ (рис. 3, b) в зависимости

от продольной координаты профиля x/D_a (1,5; 3; 5; 8). При зондировании радиальный профиль был в плоскости, проходящей через оси основной и малоразмерной струй.

По результатам сравнения профилей давления были выбраны значения безразмерных радиусов $r/D_a = 0,3; 0,4; 0,5$, при которых выполнены измерения в диапазоне азимутальных углов, расположенных между соседними точками контакта микроструи с основной струей. Значения продольной координаты x/D_a азимутальных профилей составили значения 1,5; 3; 5 и 8.

Программа испытаний

Программа испытаний включала в себя 11 различных конфигураций (табл. 1, см. также рис. 2), в которых все геометрические и газодинамические параметры вдува микроструй выдержаны неизменными, за исключением одного исследуемого.

Таблица 1

Конфигурации микросопловой установки

Table 1

Micronozzle facility configurations

Параметр	Обозначение конфигурации											
	1.0	1.1	1.2	2	3	4*	5	6	7	8	9	
Количество микроструй (азимутальный угол)	6 (60°)							5 (72°)		7 (51,43°)		
N_{prj}	0	2	4									
Продольная координата взаимодействия, $x_{вз}/D_a$	0,083		0,167	0,25	0,248	0,25						
Радиальная координата взаимодействия, $r_{вз}/D_a$	0,54		0,57	0,6	0,6	0,6						
Расстояние свободного пробега микроструй, $L_{св.пр.мкстр}/D_a$	0,064				0,097		0,064					
Осевой угол наклона микроструй, α_{axis}	90°				119,94°		60°	90°				
Тангенциальный угол наклона микроструй, α_{tan}	0°						30°	60°	0°			
Исследуемый параметр	—	N_{prj}		$x_{вз}$			α_{axis}		α_{tan}		азимутальный угол	

* Геометрические параметры отличны от эталонных в силу неучтенного физического ограничения установки (не хватило возможности выдвинуть микросопло на величину около 1 мм).

Испытания включали в себя опорный вариант без вдува микроструй (конфигурация 1.0), исследование влияния величины относительного полного давления ($N_{prj} = 2, 4$) в форкамере микроструйной установки (конфигурации 1.1, 1.2) при геометрических параметрах, эквивалентных использованию микросоплового насадка, влияния продольной координаты точки

взаимодействия $x_{вз}$ микроструи и основной струи (конфигурации 1.2, 2, 3). Все дальнейшие изменения геометрии происходили относительно конфигурации 3 ($x_{вз}/D_a = 0,25$) в силу геометрических ограничений при позиционировании установки. Исследование влияния осевого наклона микросопел выполнено в конфигурации 4 и 5, тангенциального – 6 и 7. Изменение азимутального угла происходило варьированием количества микросопловых модулей – конфигурации 8 и 9.

При конфигурировании координатой точкой взаимодействия струи основного сопла и микроструи считалась внешняя граница слоя смешения, зависимость положения которой от продольной координаты (x/D_a от 0 до 1) была вычислена аппроксимацией значений, полученных по результатам численного моделирования течения свободной струи в пакете Ansys Fluent. Для выбранных значений x/D_a вблизи среза сопла данные расчета были валидированы по эксперименту и показали хорошее количественное соответствие.

Также при конфигурировании был выдержан свободный пробег микроструи $L_{св.пр.мкстр}/D_a$ от среза микросопла до точки взаимодействия с потоком основной струи равным 0,064, который был реализован в микросопловом насадке.

Наибольший массовый расход воздуха через микросопловую установку составлял 0,3 % от потока основной струи.

Результаты

Визуализация

На рис. 4, 5 представлены изображения растровой визуализации осредненного течения струи $M_a = 1$, $N_{pr} = 5$ как невозмущенной, так и с вдувом микроструй различных конфигураций с нанесенной размерной сеткой. Обширное светлое пятно на изображениях, начинающееся с $x/D_a = 10$ (рис. 4, *b* и рис. 5, *a*, верх) является артефактом, который проявился при незапланированном отклонении листа с изображением растра из-за прогиба прижимающего его листа поликарбоната толщиной 8 мм вследствие его малой жесткости и наличия интенсивных акустических нагрузок при истечении сверхзвуковой струи. На рис. 4, *a* представлена растровая визуализация осредненного течения невозмущенной струи $M_a = 1$, $N_{pr} = 5$. Вдув шести микроструй приводит к появлению дополнительных скачков уплотнения [28], изменению длины и количества газодинамических бочек, а также к изменению угла расширения струи.

Количество газодинамических ячеек в потоке струи может быть косвенным показателем интенсивности процессов смешения в ее потоке, так как при захвате струи газа вихрями слоя смешения из окружающего пространства будет происходить падение полного давления, что на определенном расстоянии от среза сопла приведет к невозможности разгона струи до сверхзвуковой скорости и образования очередной «бочки».

На рис. 6 приведены значения продольной координаты границ газодинамических ячеек (пронумерованы и отмечены точками) для исследуемых режимов вдува микроструй. Погрешность определения размера газодинамической ячейки вблизи среза сопла близка к разрешению визуализации (1,8 мм), однако в конце начального участка из-за развитой вихревой структуры и ее осреднения в процессе экспонирования погрешность возрастает до ~ 7 мм.

Рост давления в форкамере микросопел приводит к сокращению длины ячеек (рис. 4, *b*). Смещение точки взаимодействия микроструй с основной струей вниз по потоку влечет увеличение длины и количества ячеек (рис. 4, *c*). Использование вдува микроструй с наклоном сопел к и от оси основной струи (соответственно рис. 5, *a*, верх и рис. 5, *a*, низ) увеличивает число «бочек» до 11, что является максимальным среди наблюдаемых в эксперименте. Струя с использованием микроструй с тангенциальным углом наклона (рис. 5, *b*, верх) в 30° имеет равное с невозмущенной струей количество ячеек, при 60° – на 1 больше. Наиболее короткий начальный газодинамический участок зарегистрирован при использовании нормального вдува 5-ти и 6-ти микроструй (рис. 5, *c*).

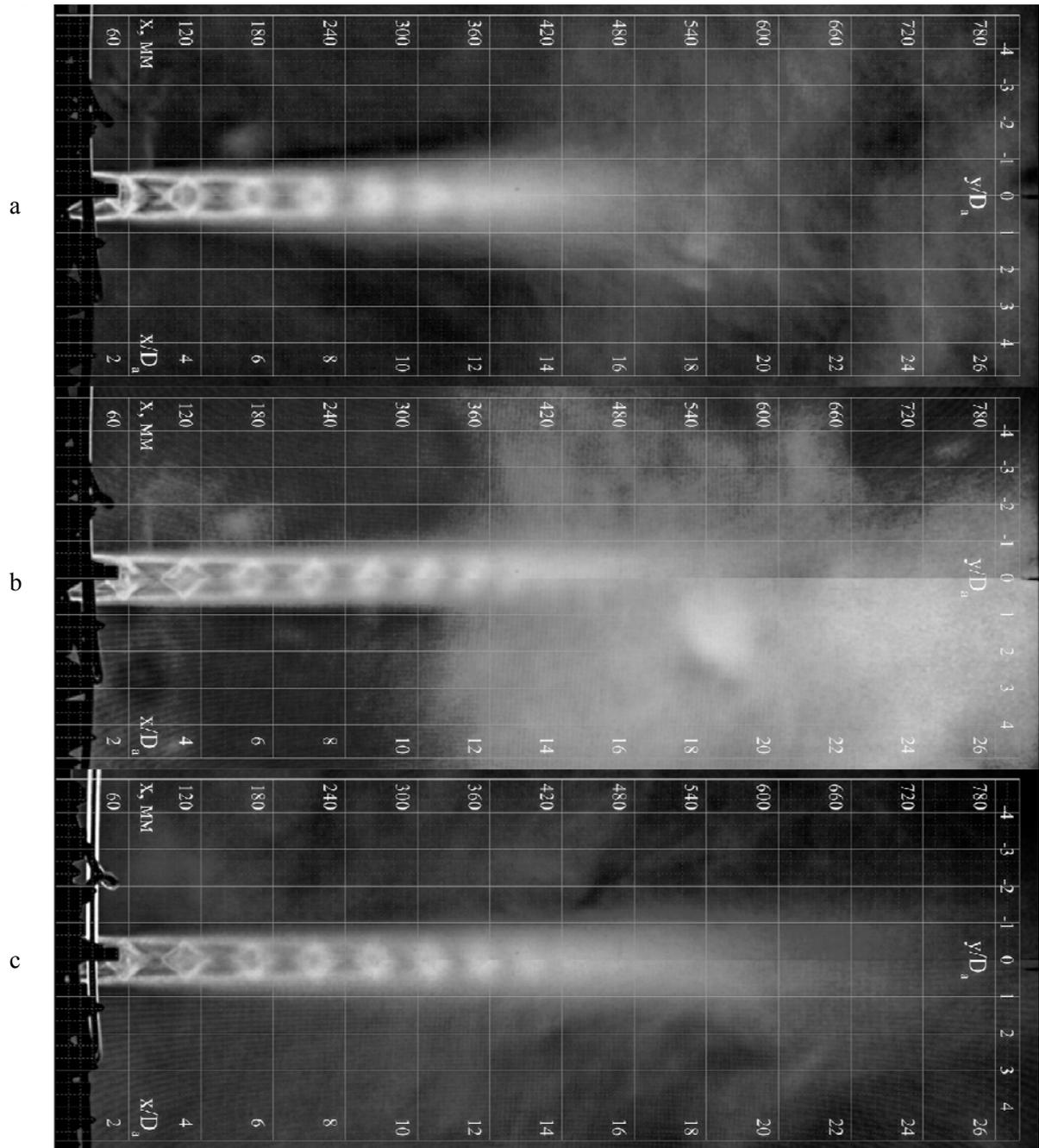


Рис. 4. Растровая визуализации течения невозмущенной сверхзвуковой струи (а, конфигурация 1.0) и с вдувом микроструй конфигурации 1.1 (b, верх), 1.2 (b, низ), 2 (c, верх), 3 (c, низ)

Fig. 4. Raster Visualization of Undisturbed Jet Flow (a, configuration 1.0) and with Microjet Injection Configuration 1.1 (b, top), 1.2 (b, bottom), 2 (c, top), 3 (c, bottom)

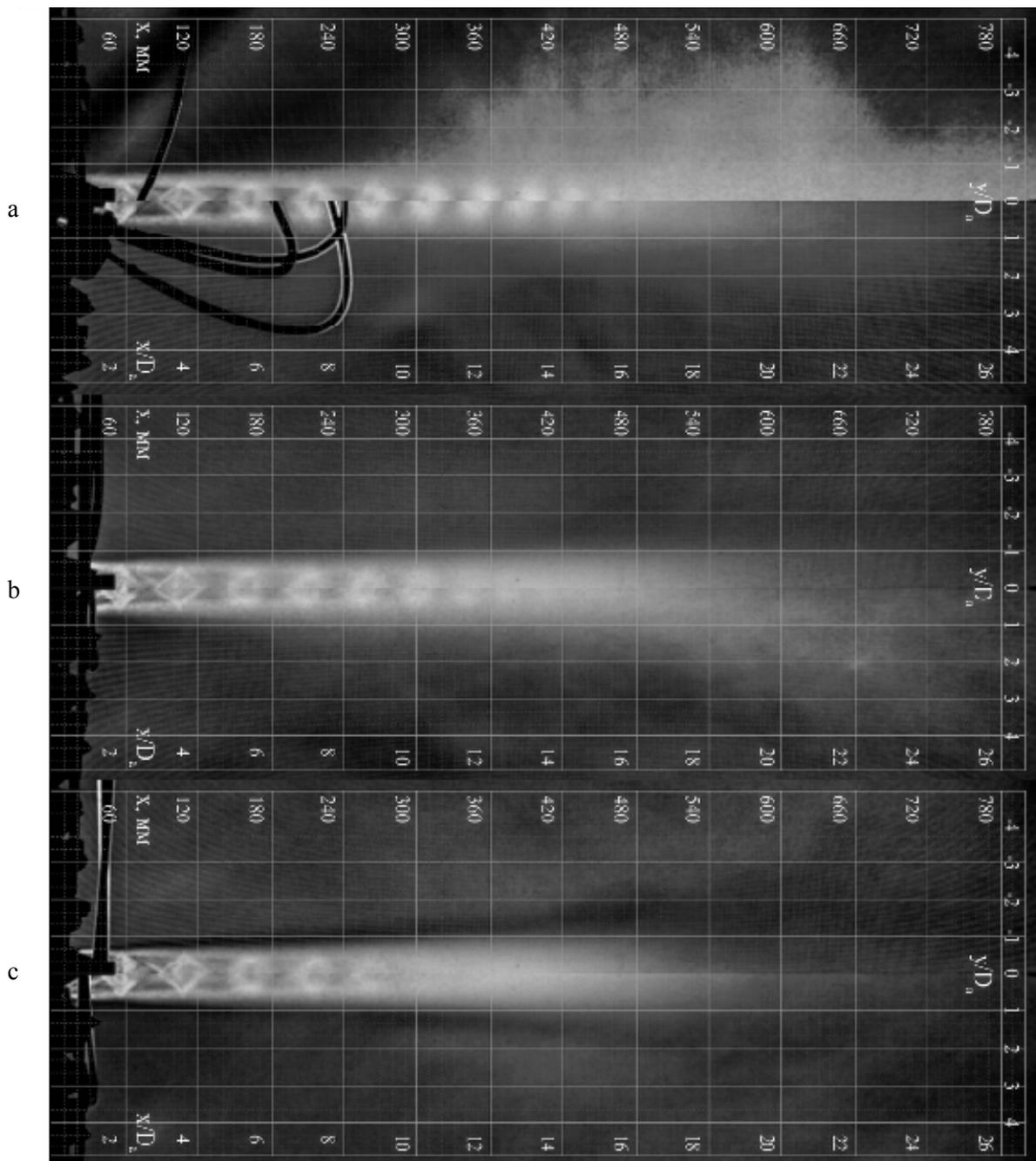


Рис. 5. Растровая визуализации течения сверхзвуковой струи с вдувом микроструй конфигурации 4 (а, верх), 5 (а, низ), 6 (b, верх), 7 (b, низ), 8 (с, верх), 9 (с, низ)

Fig. 5. Raster Visualization of Supersonic Jet Flow with Microjet Injection Configuration 4 (a, top), 5 (a, bottom), 6 (b, top), 7 (b, bottom), 8 (c, top), 9 (c, bottom)

По данным визуализации измерены значения углов расширения струи, путем многократных измерений по изображениям, обработанным пороговым фильтром. Итоговое значение

угла вычислялось как среднее между углами с левой и правой частями струи, так как визуализации струй имеют разное направления интегралов градиентов плотности на изображении. График изменения относительного угла раствора струи от режима вдува микроструй по сравнению с невозмущенной струей приведен на рис. 6, *b*.

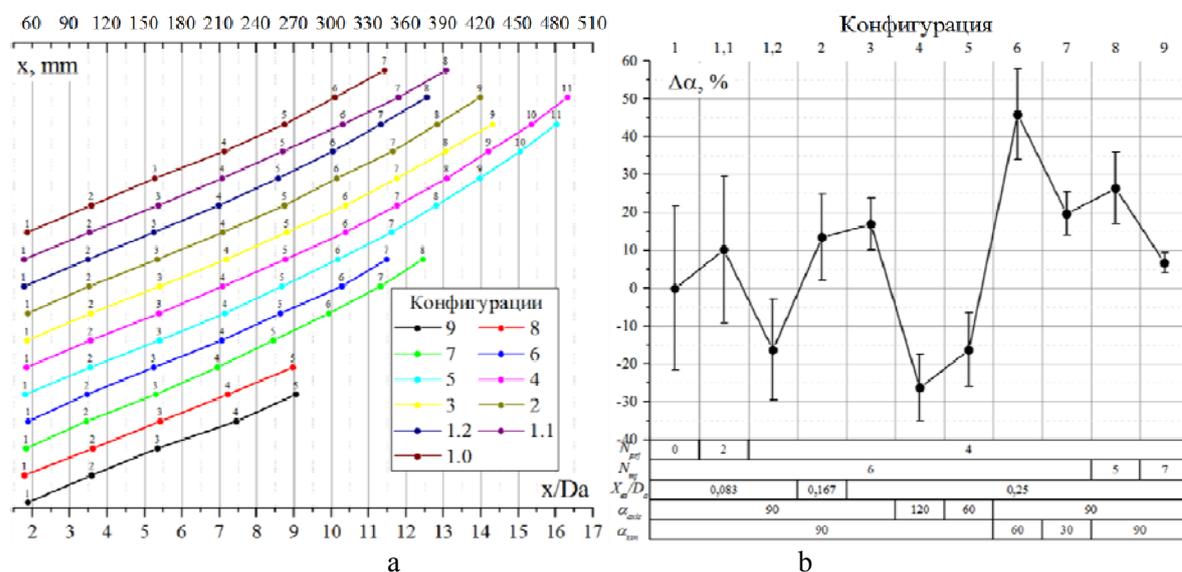


Рис. 6. Положение границ газодинамических ячеек (а) и относительное изменение угла расширения (b) струй с вдувом микроструй различных конфигураций

Fig. 6. The Position of the Gas-Dynamic Cells Boundaries (a) and Relative Changes in the Angle of the Jet Expansion (b) of the Jets with the Microjets Injection of Various Configurations

Для конфигураций микросопловой установки с шестью микросоплами отмечается корреляция между углом раскрытия струи и длиной начального участка (в частности, с количеством зарегистрированных газодинамических ячеек). Однако при использовании пяти / семи микроструй наблюдается значительно более короткий начальный газодинамический участок при умеренном / незначительном уширении струи по сравнению с невозмущенной.

Акустические измерения

Зарегистрированные суммарные уровни пульсаций акустического давления сверхзвуковой недорасширенной струи как невозмущенной, так и при наличии микроструй, составляли от 131 до 133 дБ при собственном уровне шума в помещении ВСУ в 70 дБ. Величина уровня шума только от микроструйной установки в эксперименте варьировалась от 87 до 91 дБ в зависимости от конфигурации. Поскольку абсолютные уровни шума струи при условиях неблагоприятной акустической обработки помещения не отражают истинных значений, то анализ производился в величинах относительно шума у невозмущенной струи.

На рис. 7, *a–e* представлены относительные амплитудные спектры пульсаций акустического шума струи при воздействии вдува микроструй. По верхней оси абсцисс отложена частота в числах Струхала, вычисленных по параметрам газа на срезе основного сопла. На рис. 7, *f* приведены значения изменения величины среднеквадратичных пульсаций шума в характерных диапазонах частот, границы которых отмечены вертикальными линиями на спектрах.

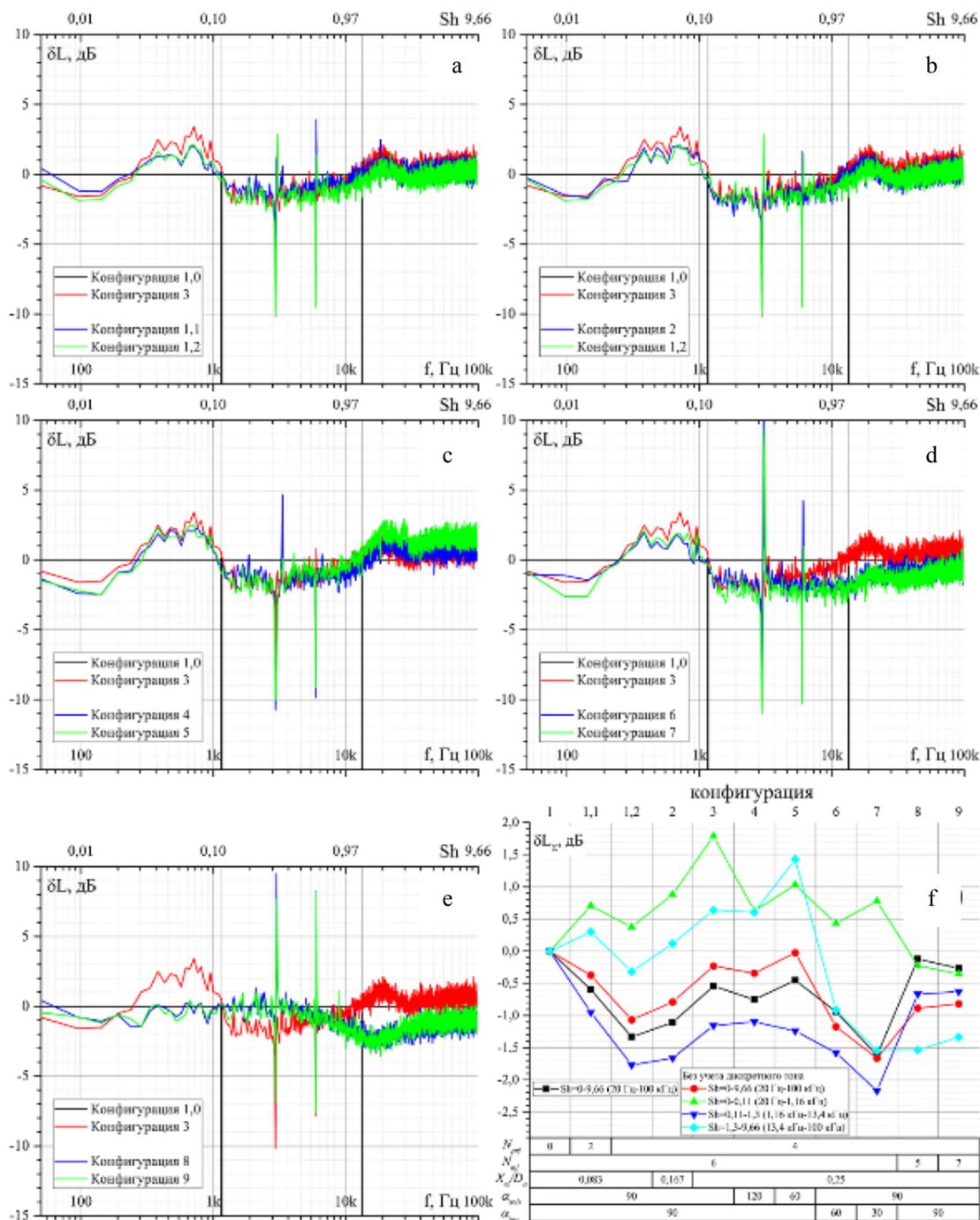


Рис. 7. Относительные амплитудные спектры (a–e) и величина среднеквадратичных пульсаций в различных частотных диапазонах (f) акустического давления струй с вдувом микроструй различных конфигураций

Fig. 7. Relative Amplitude Spectra (a–e) and the Standard Deviation Value of Pulsations in Various Frequency Ranges (f) of the Jets Acoustic Pressure with Microjets Injection of Various Configurations

Использование нормального вдува шести микроструй вблизи среза сопла (конфигурации 1,1, 1,2) приводит к снижению уровня шума в низкочастотной области $Sh < 0,11$ (за исклю-

чением роста в области при Sh от 0,02 до 0,11) и повышению в высокочастотной $Sh > 1,3$. При этом увеличение давления в форкамере микросопловой установки приводит к росту амплитуды снижения / увеличения в низкочастотной / высокочастотной областях спектра. Отмечается появление в спектре слабого «горба» вблизи числа Струхала 1,6, который связывается с ударно-волновым шумом от взаимодействия вихрей со скачками уплотнения, расходящимися от точки взаимодействия микроструи с основной струей.

Отдаление точки взаимодействия микроструй от среза основного сопла (конфигурации 1,2; 2; 3) приводит к росту шума струи во всем диапазоне частот по сравнению с расположенными наиболее близко к корню основной струи микросоплами.

Дальнейший анализ логичнее вести относительно шума невозмущенной струи и базовой конфигурации 3. Отклонение микросопел к оси струи (конфигураций 4, 5) приводит дополнительному понижению низкочастотного шума (Sh от 0,02 до 0,11), при этом в области основного воздействия (Sh от 0,11 до 1,3) изменений не наблюдается. Обратный уклон микросопел в конфигурации 5 также способствует росту высокочастотного усиления.

Изменение тангенциального наклона микроструй оказывает снижение шума струи во всем диапазоне частот (относительно конфигурации 3) и достигает величин снижения в низкочастотной области аналогичных при нормальном вдуве вблизи среза сопла (конфигурации 1, 2), при этом величина высокочастотного усиления оказывается ниже на 1 дБ. Величина снижения коррелирует с увеличением тангенциального угла. Отмечается отсутствие ударно-волнового шума от микроструй ($Sh \approx 1,6$), что объясняется возрастанием площади контакта микросопла со слоем смещения при боковом столкновении и ослабеванием скачков уплотнения, распространяющихся от точки взаимодействия.

Использование пяти и семи микроструй оказывает слабое влияние на шум сверхзвуковой струи в низкочастотной области $Sh < 0,5$, но они при этом не оказывают высокочастотного усиления – шум снижается на 1,5 дБ в этой области. Это коррелирует с данными визуализации, свидетельствующими об усилении смещения в струе и сокращении ее дальности, т. е. область вблизи среза сопла, излучающая шум на высоких частотах, имеет меньшую длину и, следовательно, обладает меньшей интенсивностью. Влияние азимутального угла расположения микросопел следует считать нелинейным, согласно полученным данным.

Стоит учитывать, что выявленные факты справедливы лишь для одного угла наблюдения, для обобщения необходимо провести измерение по всей диаграмме направленности.

Распределение измеренного полного давления

Выполнены измерения азимутальных профилей струй для трех значений радиусов и четырех положений вдоль оси струи при использовании микросопловой установки различных конфигураций. На рис. 8 представлены данные о разнице измеренного относительного полного давления и среднего для невозмущенной струи ($P_{t\ 1,0\ mean}/P_c$) в данном сечении (табл. 2).

Зарегистрировано, что увеличение давления в микроструях приводит к снижению давления в следе за точкой их контакта с основной струей, отдаление микросопел вниз по потоку – к ослаблению следа. Область существования продольных вихрей коррелируют с данными работы [29], где получена прямая связь между давлением в микроструе и отклонением слоя смещения основной струи внутрь, максимальная кривизна границы слоя смещения по азимуту регистрируется вниз по потоку от точки воздействия микроструи в сечении $x/D_a=1,8$, а вниз по потоку кривизна уменьшается, и струя становится более симметричной.

Ни на одном из профилей не отмечено наличия следа от парных продольных вихрей, образованных вдувом микроструй в поток основной струи на азимутальных профилях при $r/D_a = 0,3$, за исключением конфигурации 7 с тангенциальным углом $\alpha_{tan}=30^\circ$ (отмечается наличие неоднородности в виде повышения относительного давления в области шириной 35° на 0,63) и режимов 8, 9 (уменьшение давления в широких значениях азимутальных углов, вероятно, является следствием интенсифицированного смещения и сокращения длины начального газодинамического участка).

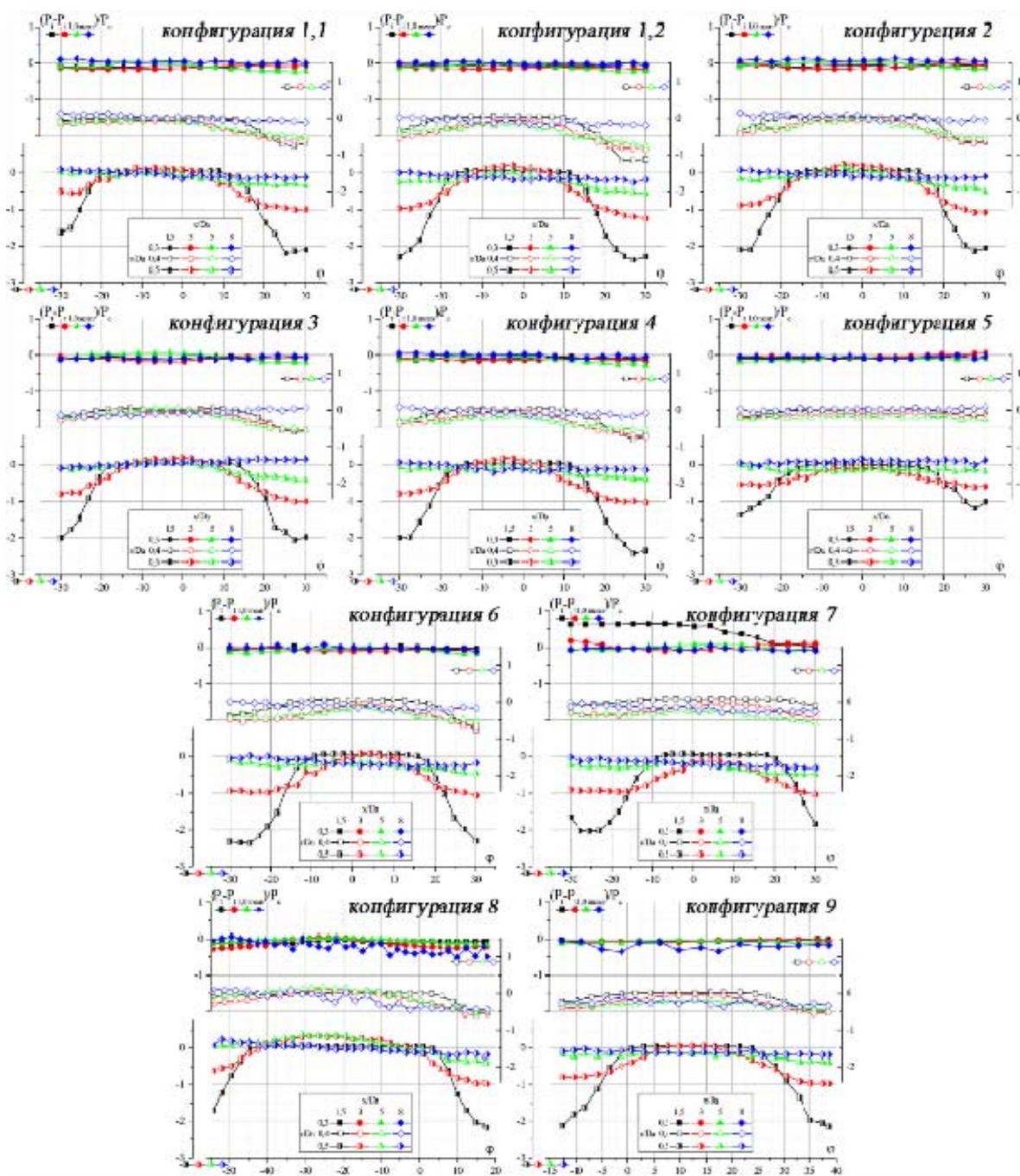


Рис. 8. Поля распределения и азимутальные профили распределения относительного давления Пито струи с вдувом микроструй конфигурации 1.1–9

Fig. 8. Azimuthal Profiles of Relative Pitot Pressure of Jet with Microjet Injection Configuration 1.1–9

Таблица 2

Величины относительного среднего давления Пито
в азимутальных профилях невозмущенной струи конфигурации 1

Table 2

Mean Relative Pitot Pressure Values at Azimuthal Profiles
of Undisturbed (Configuration 1.0) Jet Flow

x/D_a	$P_{t1,0\text{ mean}}/P_c$		
	$r/D_a = 0,3$	$r/D_a = 0,4$	$r/D_a = 0,5$
1,5	4,02	4,05	4,10
3	3,94	4,05	3,69
5	4,05	3,82	2,84
8	3,28	3,02	2,49

Для остальных значений r/D_a для всех конфигураций микросопловой установки не отмечено существенных различий в характере распределения относительного измеренного полного давления (амплитуда и ширина области понижения давления в следе за местом вдува микроструи), которые могли бы объяснить причину появления видимых различий в дальнобойности, угле расширения и изменений в акустическом излучении струй. Например, существенно отличающиеся по структуре и уровню акустического излучения струи конфигураций 4 и 9 имеют практически идентичные азимутальные профили давления Пито.

Выводы

Выполнены параметрические исследования влияния вдува микроструй различных конфигураций на структуру и акустическое излучение сверхзвуковой недорасширенной струи $M_a = 1$, $N_{pr} = 5$. Изменение газодинамических (полное давление микроструй) и геометрических (удаленность от среза сопла, азимутальный, осевой и тангенциальный углы наклона) характеристик микросопловой установки проводились по одному параметру при сохранении неизменными остальных.

Выявлено, что вдув микроструй в общем случае приводит к увеличению дальнобойности струи и снижению ее смещения. По предварительным измерениям, к наиболее благоприятным параметрам вдува микроструй для уменьшения акустического излучения струи относятся близость точки вдува к срезу основного сопла, наклон микросопла к оси основного сопла и их малый тангенциальный угол. Количество микросопел влияет нелинейно на структуру и шум струи.

Установлено, что распределение величины измеренного полного давления течения вблизи искусственных продольных вихрей в потоке основной струи не может объяснить изменений в характеристиках смещения струи и ее акустического излучения.

Список литературы

1. **Муниин А. Г., Самохин В. Ф., Шипов Р. А. и др.** Авиационная акустика. Ч. 1: Шум на местности дозвуковых пассажирских самолетов и вертолетов. М.: Машиностроение, 1986.

2. **Копьев В. Ф., Битюрин В. А., Беляев И. В. и др.** Управление шумом струи с помощью плазменных актуаторов диэлектрического барьерного разряда // *Акустический журнал*. 2012. Т. 58, № 4. С. 473–481.
3. **Sayed N., Mikkelsen K., Bridges J.** Acoustics and thrust of quiet separate-flow high-bypass-ratio nozzles. *AIAA J.*, 2003, vol. 41, no. 4, p. 372–378.
4. **Bridges J., Wernet M. P.** Cross-Stream PIV Measurements of Jets with Internal Lobed Mixers. In: Tenth Aeroacoustics Conference cosponsored by the American Institute of Aeronautics and Astronautics and the Confederation of European Aerospace Societies. Manchester, United Kingdom, 2004.
5. **Khritov K. M., Kozlov V. Y., Krasheninnikov S. Y. et al.** On the prediction of turbulent jet noise using traditional aeroacoustic methods. *J. Aeroacoustic*, 2005, vol. 4, no. 3/4, p. 289–324.
6. **Крашенинников С. Ю., Соркин Л. И., Толстошеев М. Н., Яковлевский О. В.** Исследование акустических и газодинамических характеристик струйного шумоглушителя // *Акустический журнал*. 1970. Т. 16, № 1. С. 88–95.
7. **Greska V., Krothapalli A., Arakeri V.** A further Investigation into the Effects of Microjets on high Speed Jet Noise. In: 9th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference and Exhibit. Aeroacoustics, 2003.
8. **Губанов Д. А., Киселев Н. П., Запрягаев В. И.** Экспериментальное исследование влияния вихрегенераторов и подвода жидкости на шум высокоскоростных струй // *Учен. зап. ЦАГИ*. 2012. Т. 43, № 4. С. 57–68.
9. **Lou H.** Control of a Supersonic Impinging Jet Using Microjets. PhD thesis. Florida State University, 2005.
10. **Alkislal M. B., Krothapalli A., Choutapalli I., Lourenco L.** Structure of Supersonic Twin Jets. *AIAA J.*, 2005, vol. 43, no. 11, p. 2309–2318.
11. **Alvi F. S., Shih C., Elavarasan R., Garg G., Krothapalli A.** Control of Supersonic Impinging Jet Flows Using Supersonic Microjets. *AIAA J.*, 2003, vol. 41, no. 7.
12. **Lou H., Alvi F. S., Shih C.** Active and passive control of supersonic impinging jets. *AIAA J.*, 2006, vol. 44, no. 1, p. 58–66.
13. **Alkislal M. B., Krothapalli A., Butler W. G.** The effect of streamwise vortices on the aeroacoustics of a Mach 0.9 jet. *J. Fluid Mech.*, 2007, no. 578, p. 139–169.
14. **Киселев Н. П., Запрягаев В. И., Губанов Д. А.** Влияние вихрегенераторов на диаграмму направленности акустического излучения сверхзвуковых струй // *Учен. зап. ЦАГИ*. 2014. Т. 45, № 2. С. 107–117.
15. **Greska V. J.** Supersonic Jet Noise and its reduction using microjet injection. PhD thesis. The Florida State University, 2005.
16. **Shur M. L., Spalart P. R., Strelets M. K.** LES-Based Evaluation of a Microjet Noise Reduction Concept in Static and Flight Conditions. In: IUTAM Symposium on Computational Aero-Acoustics for Aircraft Noise Prediction, *Procedia Engineering* 6, 2010, p. 44–53.
17. **Hafsteinsson H. E., Eriksson L. E., Andersson N., Cuppoletti D. R., Gutmark E.** Noise Control of Supersonic Jet with Steady and Flapping Fluidic Injection. *AIAA J.*, 2015, vol. 53, no. 11, p. 3251–3272.
18. **Upadhyay P., Valentich G., Alvi F.** Flow and Acoustic Features of a Mach 0.9 Jet Using High Frequency Excitation. In: 54th AIAA Aerospace Sciences Meeting, AIAA SciTech Forum. San Diego, California, USA, 2016.
19. **Губанов Д. А., Запрягаев В. И., Киселев Н. П.** Использование вихрегенераторов для управления акустическим излучением высокоскоростных струй // *Тез. докл. IV Открытой всерос. конф. по аэроакустике*. М., 2015. С. 196–197.
20. **Pourhashem H., Kalkhoran I. M.** Numerical Investigation of Supersonic Jet Noise Suppression via Downstream Microjet Fluidic Injection. In: 54th AIAA Aerospace Sciences Meeting. San Diego, California, USA, 2016, p. 0002.

21. **Hromisin S., Lampenfield J., McLaughlin D. K., Morris P. J.** Experimental and Numerical Study of Fluidic Corrugation Design for Supersonic Jet Noise Reduction Using Fluidic Corrugations. In: 22nd AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. Lyon, France, 2016.
22. **Coderoni M., Lyrintzis A.S., Blaisdell G. A.** Aeroacoustics of Supersonic Jets with Fluidic Injection. In: 23rd AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, AIAA AVIATION Forum. Denver, Colorado, США, 2017.
23. **Rajput P., Kumar S., Kalkhoran I.** Noise Reduction for an Unheated Mach 0.9 Jet by Fluidic Injection. In: 23rd AIAA / CEAS Aeroacoustics Conference, 3857.
24. **Дейч М. Е.** Техническая газодинамика. М.: Энергия, 1974.
25. **Бойко В. М., Оришич А. М., Павлов А. А.** Методы оптической диагностики в аэрофизическом эксперименте. Новосибирск, 2009. 450 с.
26. **Gubanov D. A., Zapryagaev V. I., Kiselev N. P., Kundasev S. G.** Aeroacoustic interaction in high-velocity jet with a thin obstacle. In: XIX Int. Conf. on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR 2018) (Novosibirsk, Russia, 13–19 Aug., 2018): AIP Conf. Proc. Novosibirsk, 2018. S.l., vol. 2027, no. 1, p. 040022(5).
27. **Губанов Д. А., Запругаев В. И., Киселев Н. П.** Аэроакустическое взаимодействие в сверхзвуковой струе при наличии тонкой преграды // Вычислительный эксперимент в аэроакустике: Сб. тез. VII Всерос. конф. совместно с молодежной школой-конференцией (Светлогорск, 17–22 сент. 2018 г.). М: ИПМ им. М. В. Келдыша, 2018. С. 80–83.
28. **Губанов Д. А., Запругаев В. И., Киселев Н. П.** Структура течения сверхзвуковой недорасширенной струи с вдувом микроструй // Вестник НГУ. Серия: Физика. 2013. Т. 8, № 1. С. 44–55.
29. **Collin E., Barre S., Bonnet J. P.** Supersonic mixing enhancement by radial fluid injection. In: Proc. of Euromech colloquium 403. Poitiers – Futuroscope, France, 2–4 Nov, 1999, p. 55–64.

References

1. **Munin A. G., Samokhin V. F., Shipov R. A. et al.** Aviation acoustics, part 1. The noise on the ground subsonic passenger aircraft and helicopters. Moscow, Mechanical Engineering, 1986. (in Russ.)
2. **Kopiev V. F., Belyaev I. V., Zaitsev M. Yu. et al.** Jet noise control using the dielectric barrier discharge plasma actuators. *Acoustical Physics*, 2012. vol. 58. no. 4, p. 473–481. (in Russ.)
3. **Sayed N., Mikkelsen K., Bridges J.** Acoustics and thrust of quiet separate-flow high-bypass-ratio nozzles. *AIAA J.*, 2003, vol. 41, no. 4, p. 372–378.
4. **Bridges J., Wernet M. P.** Cross-Stream PIV Measurements of Jets With Internal Lobed Mixers. In: Tenth Aeroacoustics Conference cosponsored by the American Institute of Aeronautics and Astronautics and the Confederation of European Aerospace Societies. Manchester, United Kingdom, 2004.
5. **Khritov K. M., Kozlov V. Y., Krashenninnikov S. Y. et al.** On the prediction of turbulent jet noise using traditional aeroacoustic methods. *J. Aeroacoustic*, 2005, vol. 4, no. 3/4, p. 289–324.
6. **Krashenninnikov S. Yu., Sorkin L. I., Tolstosheev M. N., Yakovlevsky O. V.** Investigation of the acoustic and gas-dynamic characteristics of the jet silencer. *Acoustic Journal*, 1970, vol. 16, no. 1, p. 88–95. (in Russ.)
7. **Greska B., Krothapalli A., Arakeri V.** A further Investigation into the Effects of Microjets on high Speed Jet Noise. In: 9th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference and Exhibit. Aeroacoustics, 2003.
8. **Gubanov D. A., Kiselev N. P., Zapryagaev V. I.** Experimental investigation of the influence of vortex generators and liquid injection on noise in high-speed jets. *TsAGI Science Journal*, 2012, vol. 43, no. 4, p. 481–496.

9. **Lou H.** Control of a Supersonic Impinging Jet Using Microjets. PhD thesis. Florida State University, 2005.
10. **Alkislar M. B., Krothapalli A., Choutapalli I., Lourenco L.** Structure of Supersonic Twin Jets. *AIAA J.*, 2005, vol. 43, no. 11, p. 2309–2318.
11. **Alvi F. S., Shih C., Elavarasan R., Garg G., Krothapalli A.** Control of Supersonic Impinging Jet Flows Using Supersonic Microjets. *AIAA J.*, 2003, vol. 41, no. 7.
12. **Lou H., Alvi F. S., Shih C.** Active and passive control of supersonic impinging jets. *AIAA J.*, 2006, vol. 44, no. 1, p. 58–66.
13. **Alkislar M. B., Krothapalli A., Butler W. G.** The effect of streamwise vortices on the aeroacoustics of a Mach 0.9 jet. *J. Fluid Mech.*, 2007, no. 578, p. 139–169.
14. **Zapryagaev V. I., Kiselev N. P., Gubanov D. A.** Effect of Vortex Generators on the Direction Diagram of Acoustic Emission of Supersonic Jets. *TsAGI Science Journal*, 2014, vol. 45, no. 3–4, p. 329–343.
15. **Greska B. J.** Supersonic Jet Noise and its reduction using microjet injection. PhD thesis. The Florida State University, 2005.
16. **Shur M. L., Spalart P. R., Strelets M. K.** LES-Based Evaluation of a Microjet Noise Reduction Concept in Static and Flight Conditions. In: IUTAM Symposium on Computational Aero-Acoustics for Aircraft Noise Prediction, Procedia Engineering 6, 2010, p. 44–53.
17. **Hafsteinsson H. E., Eriksson L. E., Andersson N., Cuppoletti D. R., Gutmark E.** Noise Control of Supersonic Jet with Steady and Flapping Fluidic Injection. *AIAA J.*, 2015, vol. 53, no. 11, p. 3251–3272.
18. **Upadhyay P., Valentich G., Alvi F.** Flow and Acoustic Features of a Mach 0.9 Jet Using High Frequency Excitation. In: 54th AIAA Aerospace Sciences Meeting, AIAA SciTech Forum. San Diego, California, USA, 2016.
19. **Gubanov D. A., Zapryagaev V. I., Kiselev N. P.** Use of vortex generators to control the acoustic radiation of high-speed jets. In: Abstracts of the IV Open All-Russian Conference on Aeroacoustics. Moscow, 2015, p. 196–197. (in Russ.)
20. **Pourhashem H., Kalkhoran I. M.** Numerical Investigation of Supersonic Jet Noise Suppression via Downstream Microjet Fluidic Injection. In: 54th AIAA Aerospace Sciences Meeting. San Diego, California, USA, 2016, p. 0002.
21. **Hromisin S., Lampenfield J., McLaughlin D. K., Morris P. J.** Experimental and Numerical Study of Injector Design and Operation on Supersonic Jet Noise Reduction Using Fluidic Corrugations. In: 22nd AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. Lyon, France, 2016.
22. **Coderoni M., Lyrantzis A.S., Blaisdell G. A.** Aeroacoustics of Supersonic Jets With Fluidic Injection. In: 23rd AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, AIAA AVIATION Forum. Denver, Colorado, CIIA, 2017.
23. **Rajput P., Kumar S., Kalkhoran I.** Noise Reduction for an Unheated Mach 0.9 Jet by Fluidic Injection. In: 23rd AIAA / CEAS Aeroacoustics Conference, 3857.
24. **Deutsch M. E.** Technical gas dynamics. Moscow, Energy, 1974. (in Russ.)
25. **Boyko V. M., Orishich A. M., Pavlov A. A.** Optical diagnostic methods in an aerophysical experiment. Novosibirsk, 2009, 450 p. (in Russ.)
26. **Gubanov D. A., Zapryagaev V. I., Kiselev N. P., Kundasev S. G.** Aeroacoustic interaction in high-velocity jet with a thin obstacle. In: XIX Int. Conf. on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR 2018) (Novosibirsk, Russia, 13–19 Aug., 2018): AIP Conf. Proc. Novosibirsk, 2018. S.I., vol. 2027, no. 1, p. 040022(5).
27. **Gubanov D. A., Zapryagaev V. I., Kiselev N. P.** Aeroacoustic interaction in a supersonic jet in the presence of a thin obstacle. In: Computational experiment in aeroacoustics: Sat. thesis. VII All-Russian. conf. together with the youth school-conference (Svetlogorsk, September 17–22, 2018). Moscow, M. V. Keldysh IPM, 2018, p. 80–83. (in Russ.)

28. **Gubanov D. A., Zapryagaev V. I., Kiselev N. P.** Flow Structure of Supersonic Under-expanded Jet with Microjets Injection. *Vestnik NSU. Series: Physics*, 2013, vol. 8, no. 1, p. 44–55. (in Russ.)
29. **Collin E., Barre S., Bonnet J. P.** Supersonic mixing enhancement by radial fluid injection. In: Proc. of Euromech colloquium 403. Poitiers – Futuroscope, France, 2–4 Nov, 1999, p. 55–64.

Материал поступил в редколлегию

*Received
27.03.2019*

Сведения об авторах / Information about the Authors

Губанов Дмитрий Андреевич, кандидат физико-математических наук, младший научный сотрудник, Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича (ул. Институтская, 4/1, Новосибирск, 630090, Россия); старший преподаватель, Новосибирский государственный университет (ул. Пирогова, 2, Новосибирск, 630090, Россия)

Dmitriy A. Gubanov, PhD, Junior Researcher, Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS (4/1 Institutskaya Str., Novosibirsk, 630090, Russian Federation); Assistant Professor, Novosibirsk State University (2 Pirogov Str., Novosibirsk, 630090, Russian Federation)

gubanov@itam.nsc.ru

Кундасев Сергей Георгиевич, младший научный сотрудник, Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича (ул. Институтская, 4/1, Новосибирск, 630090, Россия)

Sergey G. Kundasev, Junior Researcher, Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS (4/1 Institutskaya Str., Novosibirsk, 630090, Russian Federation)

kundasev.sergey@gmail.com

Трубицына Лукерья Петровна, старший лаборант с высшим профессиональным образованием, Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича (ул. Институтская, 4/1, Новосибирск, 630090, Россия)

Lukeria P. Trubitsyna, Senior Assistant, Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS (4/1 Institutskaya Str., Novosibirsk, 630090, Russian Federation)

lukeria.trubitsyna@gmail.com