

УДК 533.6.011.5

Д. А. Губанов, В. И. Запрягаев, Н. П. Киселев

Институт теоретической и прикладной механики  
им. С. А. Христиановича СО РАН  
ул. Институтская, 4/1, Новосибирск, 630090, Россия

E-mail: Gubanov.Dm@gmail.com; zapr@itam.nsc.ru  
nkiselev@itam.nsc.ru

## СТРУКТУРА ТЕЧЕНИЯ СВЕРХЗВУКОВОЙ НЕДОРАСШИРЕННОЙ СТРУИ С ВДУВОМ МИКРОСТРУЙ

Выполнено экспериментальное и численное исследование структуры течения сверхзвуковой недорасширенной струи с поперечным вдувом шести микроструй. Данные эксперимента и расчета удовлетворительно согласуются. Вдув микроструй способствует сокращению длины начального газодинамического участка. Микроструи способствуют генерации продольных крупномасштабных вихрей, придающих внешнему слою смешения струи «грибовидную» форму. Регистрируется диссипация продольных искусственно созданных вихрей, генерируемых микроструями, во второй газодинамической «бочке». Впервые выполнено детальное исследование сложной ударно-волновой структуры сверхзвуковой недорасширенной струи, взаимодействующей со сверхзвуковыми микроструями. Зафиксирована сложная система скачков уплотнения и волн разрежения, распространяющихся от места соприкосновения микроструй с основной струей, взаимодействующих между собой и с элементами ударно-волновой структуры основной струи.

*Ключевые слова:* сверхзвуковая недорасширенная струя, вихрегенераторы, вдув микроструй, продольные вихри.

### Введение

Проблема смешения и уменьшения уровня акустического шума в сверхзвуковых струях является актуальной в настоящее время. Это обусловлено современными требованиями к уменьшению шума газотурбинных установок, авиационных двигателей, к снижению заметности самолета, повышению эффективности газовых эжекторов путем интенсификации процессов смешения потока струи с газом окружающей ее среды.

Уровень пульсаций звукового давления определяется геометрическими и газодинамическими параметрами струи. Акустическое излучение высокоскоростной струи связано с наличием в сдвиговых слоях струи многочисленных турбулентных вихрей различного масштаба, взаимодействующих с ударно-волновой структурой струи и гене-

рирующих акустическое излучение в окружающее пространство.

В настоящее время ведутся исследования оптимальных способов интенсификации процессов смешения и снижения интенсивности шума высокоскоростных газовых струй.

Известны следующие способы управления шумом струи и интенсификации смешения: экранирование струи с помощью газового экрана, применение секторных сопел, многотрубчатых насадков, периодических электрических разрядов, впрыск жидкости в поток основной струи [1; 2]. Наиболее активно применяются вихрегенерирующие устройства, такие как дольчатые смесители, эжекторные сопла, табы, шевроны и вдув малоразмерных струй [3–7].

В работах [3–7] изучалось влияние продольных вихрей, генерируемых шевронами, воздушными и водяными микроструями,

дольчатыми смесителями, на характеристики акустического излучения высокоскоростных струй. Зарегистрировано снижение общего шума струи на величину от 1 до 10 дБ. Установлено, что генерируемые микроструями парные продольные вихри располагаются в высокоскоростной области слоя смешения, а шевронами – в низкоскоростной [4]. При имитации вертикального взлета и посадки струей, набегающей на плоскую преграду, с вдувом микроструй удалось подавить обратную акустическую связь и уменьшить потери подъемной силы [7]. В статье [8] при использовании вдува микроструй для управления течением сверхзвуковых парных струй достигнуто снижение турбулентно-кинетической энергии в области смешения струй на 50 %, зарегистрировано уменьшение амплитуды звукового давления. При этом отмечалось небольшое усиление эжекции газа в струю на коротком участке корня струи и дальнейшее снижение, что привело к общему уменьшению эжекции на 20 %.

В работах [9; 10] исследовалась структура сверхзвуковой струи при инъекции единичной малоразмерной струи с различными геометрическими и газодинамическими параметрами (варьировался массовый расход микроструи и ее местоположение). Исследовалась структура сверхзвуковой струи при наличии шевронов на срезе сопла с ис-

пользованием методов визуализации потока, зондовых измерений (трубка Пито) и бесконтактного измерения скорости (PIV), а также численного трехмерного моделирования течения [11; 12]. Установлено, что при взаимодействии потока струи с вихрегенератором происходит существенное изменение структуры потока начального участка струи с образованием крупномасштабных грибовидных структур.

Применение вихрегенераторов на срезе сопла ведет к образованию продольных вихрей в слое смешения струи, наличие которых оказывает определяющее влияние на процессы массообмена на границе и структуру течения струи [13].

В представленной работе рассматривается влияние нормального вдува шести микроструй, расположенных на срезе сопла, на структуру течения сверхзвуковой недорасширенной струи. Основные элементы ударно-волновой структуры струи изображены на рис. 1.

Используется комплексный метод исследования, который включает в себя экспериментальные и численные подходы, что позволяет получать детальное описание трехмерной структуры поля течения. Эксперимент включал в себя зондовые измерения профилей давления, теневую визуализацию течения невозмущенной сверхзвуковой недорасширенной струи и струи с вдувом

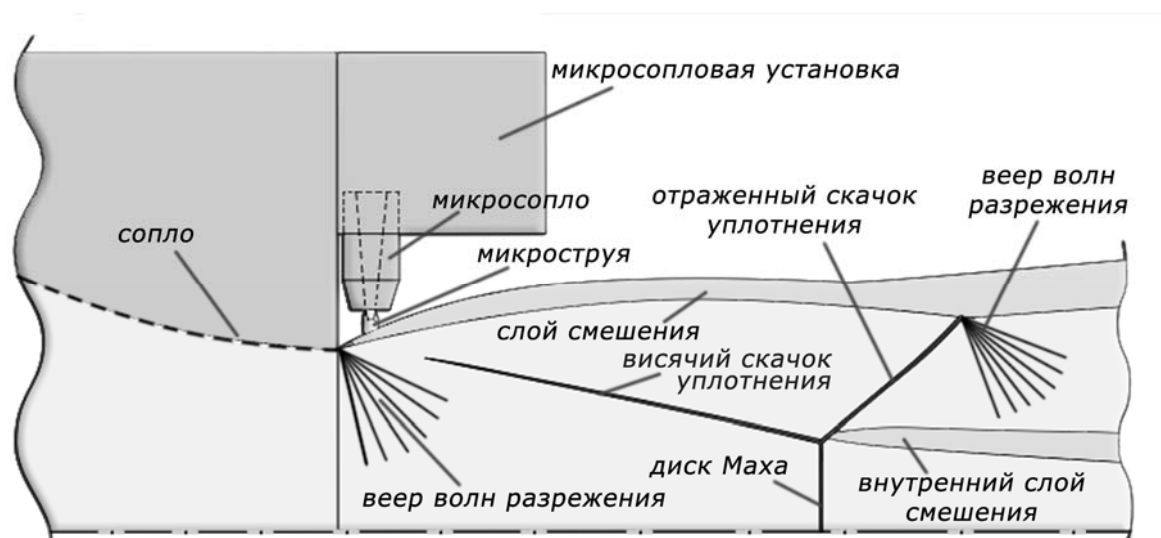


Рис. 1. Схема эксперимента и основные элементы ударно-волновой структуры сверхзвуковой недорасширенной струи

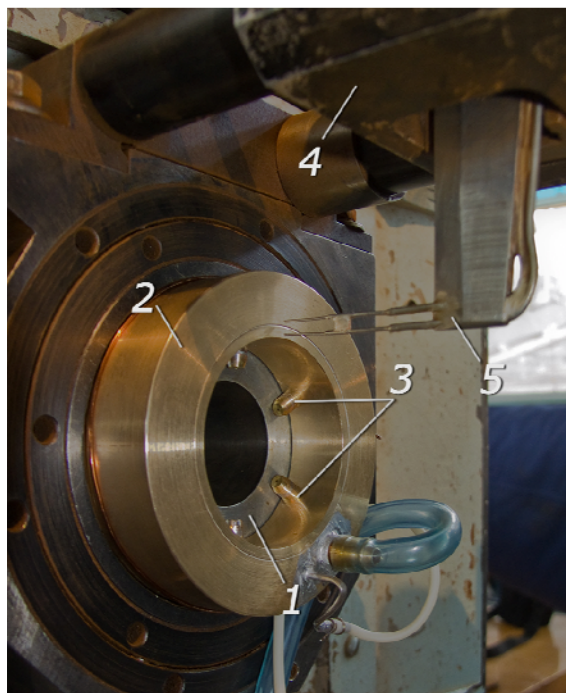


Рис. 2. Конвергентное сопло (1) с микросопловым модулем (2), установленные на струйном модуле гиперзвуковой аэродинамической трубы Т-326 (3 – микросопла, 4 – координатник, 5 – приемник давления)

шести микроструй. Также данная задача была рассмотрена в стационарной трехмерной численной постановке с использованием коммерческого пакета Fluent.

### Описание экспериментальной установки

Эксперименты по изучению влияния вдува микроструй на структуру сверхзвуковой недорасширенной струи на начальном участке проводились на струйном модуле аэродинамической трубы периодического действия Т-326 ИТПМ им. С. А. Христиановича СО РАН [14]. Для зондовых измерений использовались программируемый радиально-азимутальный координатник и система автоматизированного сбора данных для регистрации давления в форкамере струйного модуля ( $P_0$ ), форкамере микроструйной установки ( $P_{0j}$ ), рабочей камере установки ( $P_c$ ), давления, измеряемого сдвоенной трубкой Пито ( $P_t$ ). Дополнительно выполнялась регистрация температуры торможения в форкамере струйного модуля ( $T_0$ ) и температуры в рабочей камере ( $T_c$ ). Точность измерения давления составляет 0,1 %.

Координатник обеспечивает перемещение приемников давления в радиальном направлении  $r$ , по азимутальному углу  $\alpha$  в диапазоне  $0 \div 360^\circ$  и вдоль оси струи  $x$ . Точность перемещения по радиусу составляет 0,01 мм, вдоль оси – 0,1 мм, по азимутальному углу –  $0,2^\circ$ .

Гребенка приемников полного давления представляла собой две трубки Пито, закрепленные на пилоне. Расстояние между осями пневмоприемников составляло 3 мм. Внешний диаметр трубок Пито – 0,6 мм, для уменьшения чувствительности приемника полного давления к углу скоса потока внутреннее отверстие было раззенковано.

Эксперименты проводились с использованием конвергентного сопла с геометрическим числом Маха в выходном сечении  $M_a = 1,0$  [14] и полированной внутренней поверхностью. Профилированный внутренний контур сопла рассчитан по формуле Витошинского. Диаметр выходного сечения сопла  $D_a = 30$  мм.

Микросопловая установка примыкает к основному соплу через резьбовое соединение (рис. 2) и состоит из шести равноудаленных конвергентных осесимметричных конических микросопел с диаметром выходного сечения  $d_a = 0,7$  мм. Через микросопла осуществлялась инжекция воздуха в основную струю по нормали к образующей внутренней поверхности на выходе основного сопла. Оси микросопел расположены на расстоянии 2,5 мм от внешней кромки сопла и смещены на 18 мм от плоскости выходного сечения основного сопла (см. рис. 2). Все микросопла подключены к общему цилиндрическому каналу с входным штуцером для подачи расхода к микросоплам. Давление в форкамере микросопловой установки задавалось с помощью редуктора и контролировалось датчиком.

### Методика проведения эксперимента

При исследовании влияния вдува микроструй на структуру сверхзвуковой недорасширенной струи газодинамический режим истечения поддерживался неизменным  $N_{pr} = 5$  ( $N_{pr} = P_0/P_c$ ), что соответствует нерасчетности  $n_p = 2,64$ . Микроструии вдувались при  $N_{prj} = 4$ , где  $N_{prj} = P_{0j}/P_c$ .

Система автоматизированного сбора данных считывала показания датчиков давле-

ния, установленных в форкамере и рабочей камере струйного модуля, форкамере микросопловой установки и двух пневмозондах. Показания усреднялись по 10 отсчетам с предварительной паузой перед измерением в 100 мс (для трубок диаметром 0,6 мм эта задержка является достаточной, чтобы отследить изменения давления в пневмотрассе). Точность поддержания отношения давлений  $N_{pr}$  находилась в пределах 0,4 %.

Процедура эксперимента включала следующие этапы.

1. Измерение радиальных профилей полного давления при  $x/R_a = 0,06; 1; 2; 3; 4; 5; 5,67; 7$  для невозмущенной струи с шагом по радиусу  $\Delta r/R_a = 0,0133$  ( $R_a = 15$  мм – радиус сопла на выходе).

2. Измерение радиальных профилей давления струи с вдувом шести микроструй при  $x/R_a = 0,06; 1; 2; 3; 4; 5; 5,67; 7$  с шагом по радиусу  $\Delta r/R_a = 0,0133$  при трех значениях угла:  $0^\circ$  напротив микросопла,  $15$  и  $30^\circ$  между микросоплами.

3. Измерение азимутальных полей давления с вдувом микроструй в сечениях струи  $x/R_a = 2, 3, 5,67$  с шагом по радиусу  $\Delta r/R_a = 0,33$  и  $0,67$  и шагом  $1^\circ$  по углу, т. е. итоговое сечение составлялось из множества азимутальных разверток, сделанных при разных постоянных значениях радиуса. Границы области измерения определялись по радиальным профилям.

Измерения полей давления Пито проводились с использованием специальной программы по заданному алгоритму при помощи системы автоматизированного сбора данных. Во время эксперимента выполнялась ширен-визуализация течения при помощи теневого прибора ИАБ-451.

### Методика численного моделирования

Выполнено численное решение системы осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье – Стокса (RANS) на начальном участке сверхзвуковой недорасширенной струи при наличии шести микроструй, истекающих из конических сопел и вдуваемых в поток основной струи. Геометрические размеры и газодинамические параметры истечения струи выбраны такие же, как в эксперименте.

С целью экономии вычислительных ресурсов расчетная область выполнена в виде

сектора (рис. 3) с углом раствора  $30^\circ$  и двумя плоскостями симметрии, одна из которых проходила через середину микросопла, а вторая – между соседними микросоплами. Область численного моделирования поделена на две подобласти: для расчета основной струи – область с мелкими ячейками (на рис. 3 выделена желтой рамкой), для расчета внешнего обтекания – буферная область. Буферная область заполнялась разряжающимися к внешней границе расчетной области ячейками для минимизации их влияния. Размер расчетной сетки составлял 7,6 млн ячеек, из которых на буферную область приходится около 0,7 млн.

На одной из границ вычислительной области (см. рис. 3) располагался срез основного сопла, на котором задавались «жесткие» граничные условия (число Маха –  $M_a = 1$ ; статическое давление –  $P_{0e} = 0,2675$  МПа; статическая температура –  $T_0 = 250$  °К).

Также задавались «мягкие» граничные условия для параметров рабочей камеры ( $P_c = 0,101$  МПа,  $T_c = 300$  °К) и «жесткие» для параметров на срезе микросопел (число Маха –  $M_{aj} = 1$ , статическое давление –  $P_{0ej} = 0,2138$  МПа статическая температура –  $T_{0ej} = 250$  °К, что соответствует  $N_{prj} = 4$ ). Под «мягкими» граничными условиями подразумевается то, что на границе задаются опорные значения статического давления и параметров турбулентности, а далее на границу экстраполируются все другие значения параметров потока из внутренней области, примыкающей к границе. Для данного этапа работы задача учета пограничного слоя и неравномерности распределения параметров потока на срезе сопла не ставилась. Поверхность микросопловой установки задавалась в виде непроницаемой адиабатической стенки со стандартной пристеночной функцией, учитывающей особенности течения вблизи стенки. В качестве начальных условий принимались параметры граничных условий рабочей камеры. Задача решалась методом установления.

Расчеты проводились в два этапа: расчет течения невозмущенной сверхзвуковой недорасширенной струи и при наличии вдува микроструй. Для расчетов струи без микроструй граничные условия на выходном сечении микросопла задавались как непроницаемая стенка.

В расчетах использовались двухпараметрическая модель турбулентности  $k\omega$  – SST,

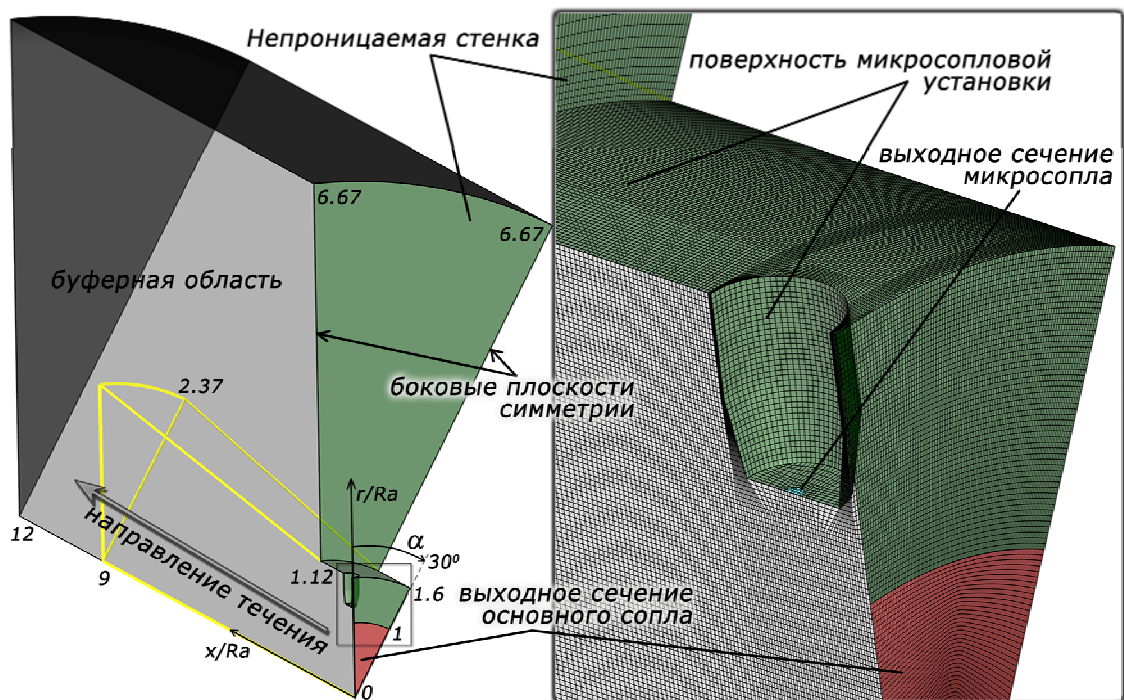


Рис. 3. Расчетная область и расчетная сетка вблизи среза основного сопла

зависящая от коэффициента  $k$ , задающего величину турбулентно-кинетической энергии и турбулентной диссипации, и  $\omega$ , определяющего масштаб турбулентности. Данная модель обладает экономичностью и хорошей применимостью для расчетов струйного течения.

Значения полуэмпирических констант, используемых в расчете, оставлены предложенными в вычислительном пакете программ Fluent по умолчанию. Выбрано значение интенсивности пульсаций скорости турбулентного потока 0,5 % от значения

$$P_t/P_0 = \begin{cases} \frac{p}{P_0} \cdot \left[ 1 + \frac{(k-1)}{2} M_x^2 \right]^{\frac{k}{(k-1)}}, & M_x < 1; \\ \frac{p}{P_0} \cdot \left[ \frac{2k}{(k+1)} M_x^2 - \frac{(k-1)}{(k+1)} \right] \cdot \left\{ \frac{4k}{(k+1)^2} - \frac{2(k-1)}{(k+1)^2 \cdot M_x^2} \right\}^{\frac{-k}{(k-1)}}, & M_x \geq 1, \end{cases}$$

здесь  $p$  – статическое давление;  $M_x$  – локальное число Маха потока вдоль оси струи  $x$ ;  $k = 1,4$  – показатель адиабаты для

средней скорости в выходном сечении сопла, а отношение турбулентной и ламинарной вязкости равно 10. Для расчетов использовалась явная схема второго порядка точности аппроксимации с числом Куранта 0,5.

Обработка данных численного моделирования заключалась в вычислении модуля градиента плотности (способ численной шпирен-визуализации течения), расчете поперечной завихренности вдоль направления тока основной струи, построении линий тока и вычислении полного давления по формулам:

воздуха. Верхняя формула соответствует формуле изоэнтропического течения (применялась для расчета полного давления в

дозвуковом потоке). Нижняя – формула Рэлея (применялась для расчета полного давления за прямым скачком уплотнения в сверхзвуковом потоке, возникающем перед трубкой Пито).

### **Структура сверхзвуковой недорасширенной струи с вдувом шести микроструй**

*Верификация данных численного расчета.* Сравнение результатов численного расчета с данными эксперимента проведено при исследовании ударно-волновой структуры сверхзвуковой недорасширенной струи  $M_a = 1$ ,  $N_{pr} = 5$ , взаимодействующей с шестью микроструями  $M_{aj} = 1$ ,  $N_{prj} = 4$ .

*Визуализация течения.* При сопоставлении изображений теневой визуализации невозмущенной струи, полученной в эксперименте (рис. 4, а) и расчете (рис. 4, в), можно отметить, что в численном расчете происходит образование системы сходящихся волн сжатия и формирование ими скачка уплотнения, который не зарегистрирован в эксперименте. Но при использовании микроструй данный скачок регистрируется и в эксперименте (рис. 4, б). Также вдув микроструй приводит к уменьшению продольного размера газодинамических бочек струи, что является следствием интенсификации процессов смешения на начальном участке струи. В расчете расположение диска Маха не совпадает с экспериментом на величину около 2 мм. Расхождение может быть обусловлено отсутствием пограничного слоя на выходе сопла при численном моделировании, толщина которого в реальной струе достигает 1 мм.

Прямое сравнение экспериментальной и численной шпирен-визуализаций для струи с вдувом микроструй (рис. 4, б, г–е) затруднительно из-за сложной структуры течения с множеством слабых скачков уплотнения и того факта, что оптическая визуализация потока в эксперименте дает интегральную картину течения.

*Радиальные профили измеренного полного давления.* Сопоставление радиальных профилей давления, измеренных трубкой Пито, выполнено в четырех поперечных сечениях для двух значений азимутальных углов:  $0^\circ$  напротив микросопла и  $30^\circ$  между микросоплами. Ниже представлено сравнение экспериментальных и расчетных дан-

ных в характерных поперечных сечениях струи  $x/R_a = 1, 4, 5, 7$  (рис. 5). Для лучшего восприятия профили давления были попарно сдвинуты относительно оси ординат на  $\pm 0,2$ .

Из рис. 5, а видно, что расчетные профили давления Пито в сечении  $x/R_a = 1$  дают заниженные значения по сравнению с данными эксперимента, но при этом данные численного моделирования точно отслеживают ударно-волновую структуру струи с сохранением основных особенностей течения.

При  $x/R_a = 3$  (рис. 5, б) также наблюдается качественное соответствие формы измеренных радиальных профилей полного давления, при этом регистрируется более удаленное от оси струи расположение отраженного скачка уплотнения ( $r/R_a \approx 0,66$  в эксперименте,  $x/R_a \approx 0,78$  в расчете) и заниженное значение амплитуды расчетного давления.

Расчетное давление меньше значения давления, измеряемого трубкой Пито, в дозвуковой области ядра струи (под внутренним слоем смешения,  $r/R_a = 0,2–0,6$ ) при  $x/R_a = 5$  (рис. 5, в) по сравнению с данными эксперимента.

Для сечения  $x/R_a = 7$  (рис. 5, г) качественное соответствие радиальных профилей сохраняется. Несоответствие формы профилей при  $x/R_a = 7$  на расчетном профиле для угла  $30^\circ$  можно объяснить колебаниями основной струи как целого, что приводит к размытию градиента измеренного полного давления в результатах эксперимента.

На оси симметрии струи в первой ячейке наблюдается совпадение данных расчета и эксперимента. Для всех приведенных сечений положения внешней границы слоя смешения в расчете и эксперименте совпадают.

*Поля распределения давления Пито.* Сравнение полей распределения измеренного полного давления (давление Пито) экспериментальных и численных данных проведено для трех поперечных сечений струи с вдувом микроструй (рис. 6).

Из представленных полей видно, что результаты численных расчетов течения качественно соответствуют данным эксперимента. В расчете наблюдаются более сильные градиенты давления Пито в области внешней границы слоя смешения, а также внутри струи более явно выражены слабые скачки уплотнения.

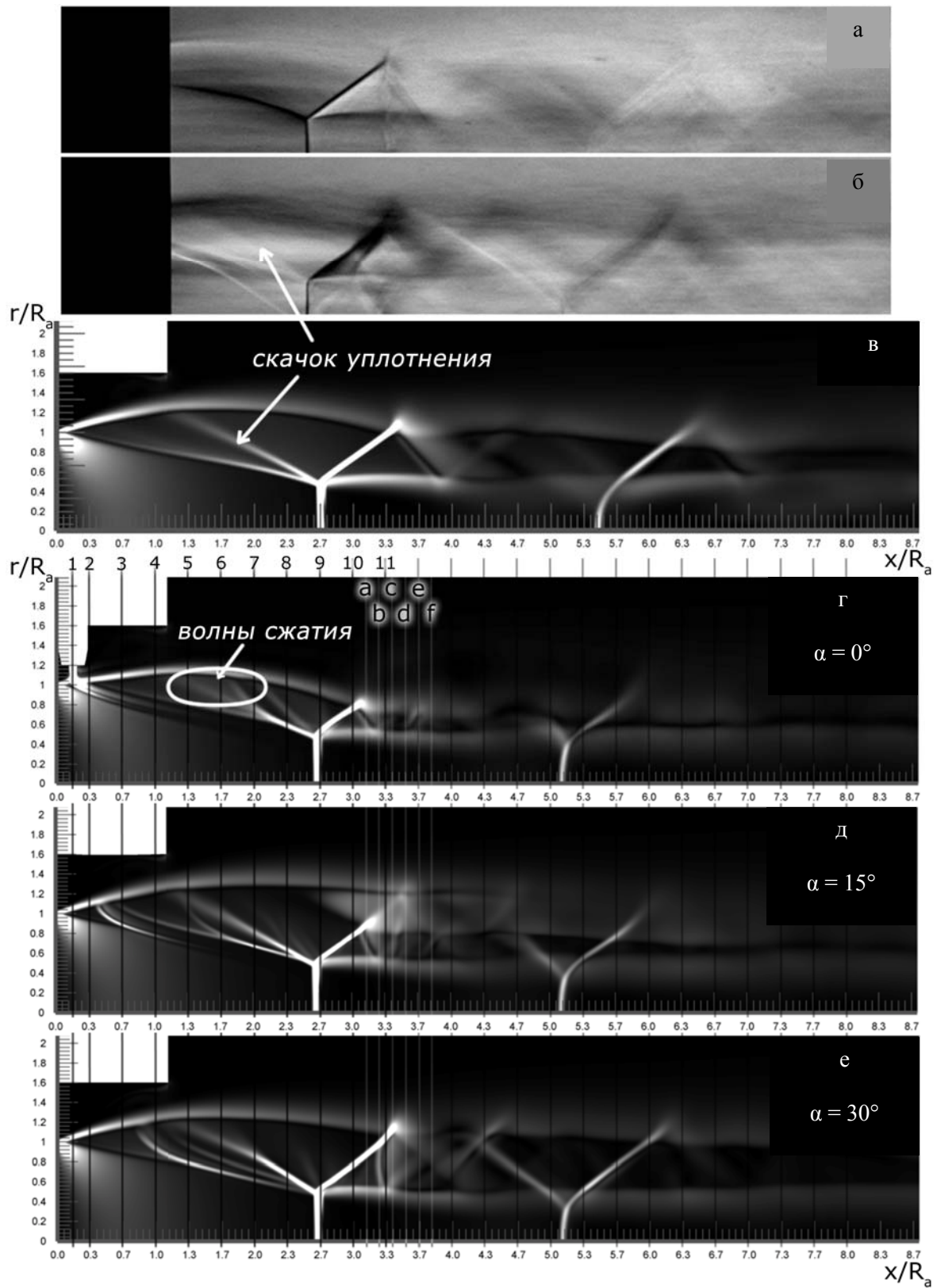


Рис. 4. Шлирен-визуализация течения невозмущенной сверхзвуковой недорасширенной струи  $M_a = 1$ ,  $N_{pr} = 5$  (а – эксперимент, в – расчет) и струи  $M_a = 1$ ,  $N_{pr} = 5$  с вдувом сверхзвуковых микроструй  $M_{aj} = 1$ ,  $N_{prj} = 4$  (б – эксперимент, в–е – численная шлирен-визуализация течения в продольном сечении при различных углах относительно микросопел:  $0^\circ$  напротив микросопла,  $15^\circ$  и  $30^\circ$  между соседними микросоплами)

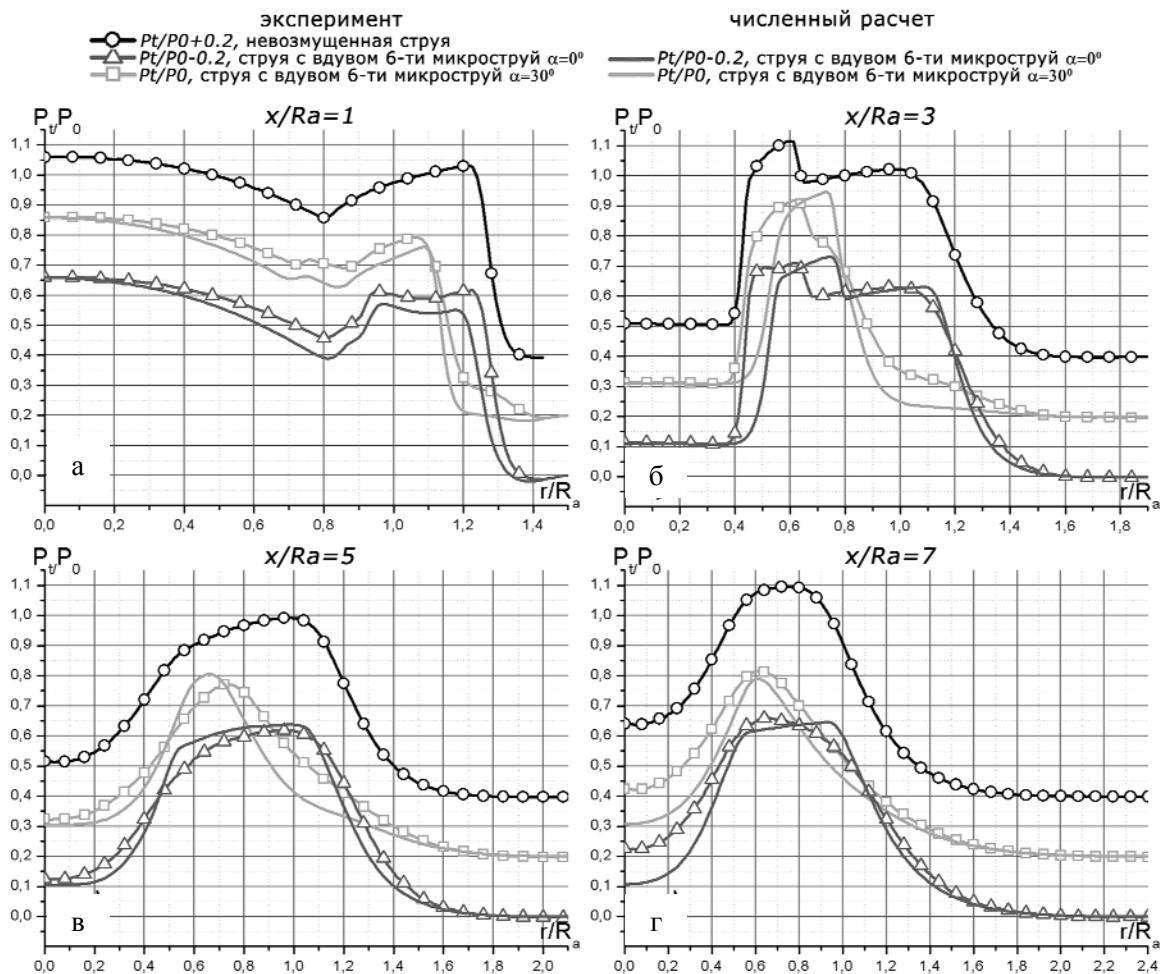


Рис. 5. Радиальные профили давления Пито в поперечных сечениях сверхзвуковой недорасширенной струи

Расхождение объясняется пространственным разрешением в эксперименте и численном расчете. При численном моделировании течения разрешение в 3 раза выше как в азимутальном, так и в радиальном направлении.

В результате выполненного сравнения можно сделать вывод о возможности изучения структуры сверхзвуковой недорасширенной струи вдувом шести микроструй по данным численной симуляции.

*Генерация продольных вихрей путем вдува микроструй и их влияние на форму слоя смешения сверхзвуковой недорасширенной струи.* По данным численного расчета установлено, что микроструй, вдуваемые в поток сверхзвуковой недорасширенной струи  $Ma = 1$ ,  $N_{pr} = 5$ , не проникают внутрь, а деформируют слой смешения и растекаются по внешней поверхности основной струи.

В области взаимодействия микроструй и основной струи происходит образование продольных парных вихрей. Данные продольные вихри распространяются вниз по течению и существенно изменяют форму слоя смешения основной струи, придавая ей грибовидные очертания в поперечном сечении (см. рис. 6).

Изменение диаметра вихревых трубок (рис. 7) свидетельствует о том, что при движении газа вниз по течению происходит сначала усиление продольной завихренности

$$\omega_x = \frac{\partial V_z}{\partial y} - \frac{\partial V_y}{\partial z}$$

в виде парных продольных вихревых структур, а затем ослабление и полное затухание при достижении продольной координаты  $x/R_a \approx 3,4$ . Далее грибовидные структуры



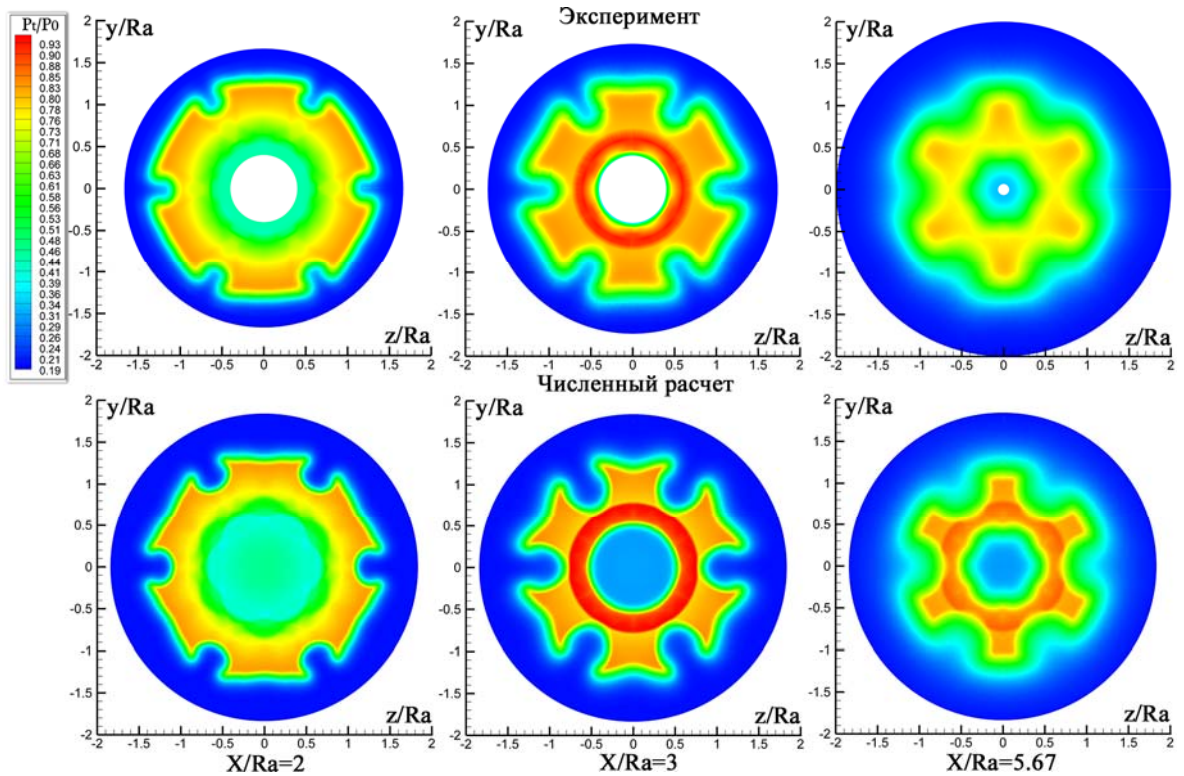


Рис. 6. Распределение давления Пито, полученные в эксперименте (сверху) и расчете (снизу), в поперечных сечениях сверхзвуковой струи  $x/R_a = 2, 3$  и  $5,67$  с вдувом шести микроструй

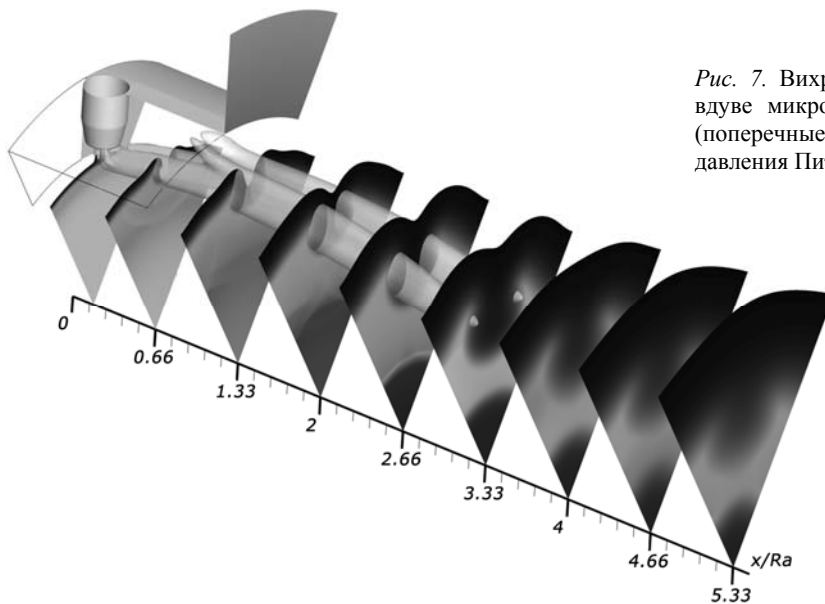


Рис. 7. Вихревые трубки, образованные при вдуве микроструй в поток основной струи (поперечные сектора – поля распределения давления Пито)

струи размываются, что иллюстрируется на рис. 6 (сечения при  $x/R_a = 5,67$ ) и рис. 7.

*Ударно-волновая структура сверхзвуковой недорасширенной струи при вдуве микроструй.* Исследование ударно-волновой структуры сверхзвуковой недорасширенной

струи с вдувом микроструй основано на анализе полей распределения модуля градиента плотности (численная шпирен-визуализация течения) в продольных и поперечных сечениях по данным численного расчета.

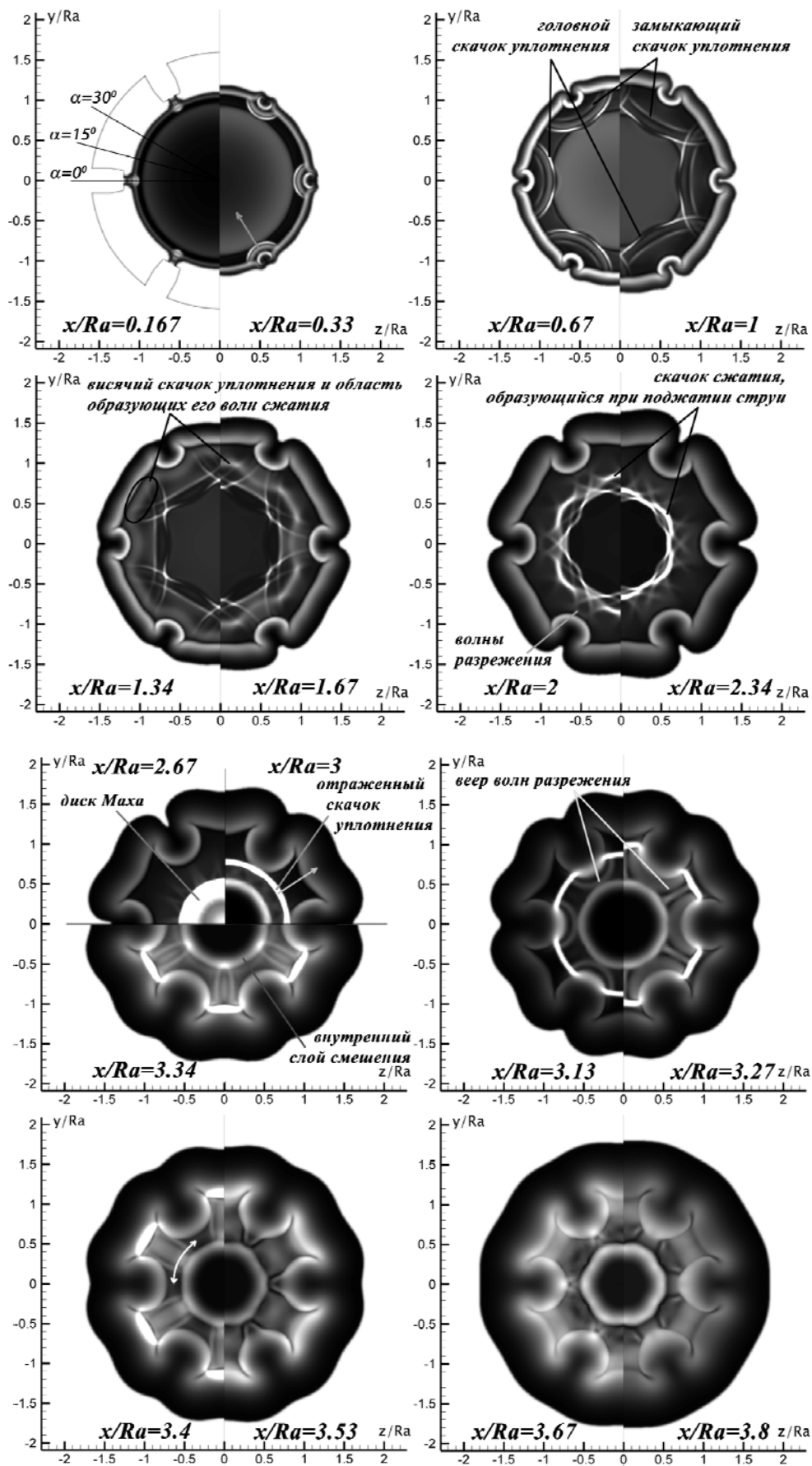


Рис. 8. Численная шпирен-визуализация в поперечных сечениях струи

На рис. 4, *z-e* представлены сечения струи с вдувом микроструй, соответствующие следующим значениям углов:  $0^\circ$  – напротив микросопла,  $15^\circ$  и  $30^\circ$  – между микросоплами. Как видно из шпирен-визуализации, основные элементы течения около зоны взаимодействия микроструи с потоком основной струи идентичны образываемым при обтекании цилиндра однородным сверхзвуковым потоком. Иначе говоря, от места взаимодействия микроструи со слоем смещения основной струи распространяются вниз по течению головной и замыкающий скачки уплотнения. Для выявления особенностей развития и анализа взаимодействующих скачков уплотнения были построены 11 поперечных сечений, отмеченных на рис. 4, *z-e*.

В сечении при  $x/R_a = 0,167$  (рис. 8) вблизи места взаимодействия микроструи с основной струей видна высокоградиентная область, соответствующая головному скачку уплотнения. Вниз по течению (сечения  $x/R_a = 0,33$  и  $0,67$ ) видно, что скачки концентрически распространяются внутрь струи.

На расстоянии  $x/R_a = 1$  происходит регулярное отражение криволинейных скачков уплотнения, сформированных микроструями.

При  $x/R_a = 1,34$  становится заметна область повышенного градиента плотности возле внутренней границы слоя смещения – это система волн сжатия, которая трансформируется в шесть скачков уплотнения, отмеченных на сечениях  $x/R_a = 2$  и  $2,34$ , приходящих в точку тройного взаимодействия (точка Маховского отражения всяческого скачка уплотнения сверхзвуковой недорасширенной струи). Возникновение этих волн сжатия объясняется наличием за срезом основного сопла микроструйной установки. Так как основная струя эжектирует газ из полости микросопловой установки, то происходит снижение давления газа в области среза сопла. При выходе из микроструйной установки в струе формируется система волн сжатия, которые в дальнейшем образуют скачок уплотнения (см. рис. 4, *в*).

Скачки уплотнения, распространяющиеся от микроструй, преломляются при взаимодействии с системой волн сжатия (при  $x/R_a = 1,67$ ) и отражаются (при  $x/R_a = 2$  и  $2,34$ ) от всяческого скачка и скачка, распространяющегося от внешней границы микросопловой установки.

При взаимодействии скачков уплотнения с внешним слоем смещения (отмечены на сечении  $x/R_a = 2$ ) происходит отражение их волнами разрежения, распространяющимися к центру струи.

Кольцевая область сильного градиента плотности в сечении  $x/R_a = 2,67$  (см. рис. 8) – диск Маха, имеющий линзообразную форму.

После многократного взаимного переотражения скачки уплотнения от микроструй взаимодействуют с отраженным скачком, исходящим от точки тройного взаимодействия, и локализуются в области между внутренним слоем смещения и отраженным скачком ( $x/R_a = 3$ ). Дальнейшее наблюдение за ними затруднено вследствие их слабой интенсивности.

Отмечено, что за малое изменение значения продольной координаты между сечениями 10 и 11 (см. рис. 4) происходит существенное изменение ударно-волновой структуры струи (сечения при  $x/R_a = 3$  и  $3,34$  на рис. 8). Для более тщательного анализа структуры построены дополнительные поля распределения модуля градиента плотности в сечениях, проходящих в этой области, – сечения *a-f* (отмечены на рис. 4).

При  $x/R_a = 3,13$  (см. рис. 8) видно, что отраженный скачок уплотнения распространяется к периферической части струи – проходит только по «ножке гриба» (сверхзвуковая область), а при натекании на границу струи отражается от нее веером волн разрежения.

Данные волны разрежения распространяются поперек «ножки» и взаимно переотражаются (например, при  $x/R_a = 3,4$  и  $3,53$ ). При этом по мере движения вниз по течению происходит постепенное изменение газодинамических параметров в периодически переотражающихся волнах разрежения и сжатия ( $x/R_a = 3,27-3,8$ ), образующихся при достижении волнами разрежения противоположной границы слоя смещения и отражении от нее, до тех пор пока они не размываются.

### Заключение

Выполнено экспериментальное и численное исследование структуры течения сверхзвуковой недорасширенной струи с поперечным вдувом шести микроструй. Показано, что данные эксперимента и расчета удовлетворительно согласуются.

Вдув микроструй способствует сокращению длины газодинамических «бочек» и интенсификации процессов смешения на начальном участке основной струи. Микроструи способствуют генерации продольных крупномасштабных вихрей, придающих внешнему слою смешения струи форму гриба. Интенсивность продольных искусственно созданных вихрей существенно уменьшается в поперечных сечениях струи при  $x/R_a \geq 3,5$ . Далее вниз по течению струи происходит размытие внешней границы слоя смешения, что проявляется разрушением грибовидной структуры течения.

Впервые выполнено детальное исследование сложной ударно-волновой структуры сверхзвуковой недорасширенной струи, взаимодействующей со сверхзвуковыми микроструями.

### Список литературы

1. Мунин А. Г., Самохин В. Ф., Шупов Р. А. и др. Авиационная акустика. М.: Машиностроение, 1986. Ч. 1: Шум на местности дозвуковых пассажирских самолетов и вертолетов.
2. Peake N., Crighton G. Active Control of Sound // *Annu. Rev. Fluid Mech.* 2000. Vol. 32. P. 137–164
3. Sayed N., Mikkelsen K., Bridges J. Acoustics and Thrust of Quiet Separate-Flow High-Bypass-Ratio Nozzles // *AIAA J.* 2003. Vol. 41. No. 3. P. 372–378.
4. Alkisslar 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. Vol. 578. P. 139–169.
5. Khritov K. M., Kozlov V. Ye., Krashe-ninnikov S. Yu. 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. Bridges J., Wernet M. P. Cross-Stream PIV Measurements of Jets With Internal Lobed Mixers // NASA/TM 2004-213106. 2004.
7. 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. P. 1347–1355.
8. Alkisslar M. B., Krothapalli A., Choutapalli I., Lourenco L. Structure of Supersonic Twin Jets // *AIAA J.* 2005. Vol. 43. No. 11. P. 2309–231M.B.
9. Запругаев В. И., Киселев Н. П. Структура течения при взаимодействии единичной микроструи с потоком сверхзвуковой струи // *ПМТФ.* 2009. Т. 50, № 3. С. 104–111.
10. Zapryagaev V. I., Kiselev N. P., Gubanov D. A. Flow Structure at an Initial Section of Supersonic Underexpanded Jet in the Presence of Microjet Vortex Generators // *Proc. of XV Intern. Conf. Methods of Aerophysical Research ICMAR.* Novosibirsk, Russia, 2010. Pt. 1. P. 249–250.
11. Запругаев В. И., Кавун И. Н., Киселев Н. П. Структура течения на начальном участке сверхзвуковой струи, истекающей из сопла с шевронами // *ПМТФ.* 2010. Т. 51, № 2. С. 71–80.
12. Бойко В. М., Достовалов А. В., Запругаев В. И., Кавун И. Н., Киселев Н. П., Пивоваров А. А. Исследование структуры сверхзвуковых неизобарических струй // *Учен. зап. ЦАГИ.* 2010. Т. 41, № 2. С. 44–58.
13. Liepman D., Gharib M. The Role of Streamwise Vorticity in the Near-Field Entrainment of Round Jets // *J. Fluid Mech.* 1992. Vol. 245. P. 643–668.
14. Запругаев В. И., Киселев Н. П., Павлов А. А. Влияние кривизны линий тока на интенсивность продольных вихрей в слое смешения сверхзвуковых струй // *ПМТФ.* 2004. Т. 45, № 3. С. 32–43.

Материал поступил в редколлегию 22.05.2012

D. A. Gubanov, V. I. Zapryagaev, N. P. Kiselev

### FLOW STRUCTURE OF SUPERSONIC UNDEREXPANDED JET WITH MICROJETS INJECTION

Experimental and numerical study of transversal microjets injection influence on the supersonic underexpanded jet flow structure has been performed. Data of measurements and calculation have acceptable agreement.

Interaction of microjets with main supersonic jet sets to a decrease of an initial gasdynamic region. Microjets lead to a longitudinal streamwise vortices generation and a mushroom-like flow structures create on an external jet mixing layer. Dissipation of longitudinal streamwise vortices was observed at the second jet cell. Complex gasdynamic flow structure of the supersonic underexpanded jet interacting with supersonic microjets has been studied for the first time. This structure contains system of complex chock waves and expansion waves spreading from the position of the impact microjets/main jet localization place. Future of interaction process a chock-wave structure of main jet with additional shock waves has been studied.

*Keywords:* supersonic underexpanded jet, vortex generator, microjets injection, streamwise vortices.