

**В. И. Запрягаев, И. Н. Кавун, С. Г. Кундасев**

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

E-mail: kundasev.sergey@gmail.com, zapr@itam.nsc.ru

### **РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ГАЗОДИНАМИЧЕСКОЙ СТРУКТУРЫ СВЕРХЗВУКОВОЙ ПЕРЕРАСШИРЕННОЙ СТРУИ**

Получены экспериментальные данные по структуре сверхзвуковой перерасширенной струи  $M_a=3$  со степенью нерасчетности  $n=0.58$ , предназначенные для верификации результатов численных расчетов. Показаны основные факторы, влияющие на точность получаемых экспериментальных данных. Результаты эксперимента дополнены численным моделированием течения с помощью пакета ANSYS Fluent. Проведен анализ наблюдаемых различий расчетных и экспериментальных данных.

*Ключевые слова:* ударно-волновая структура, сверхзвуковая перерасширенная струя, эксперимент, трубные испытания, расчет, пакет ANSYS Fluent, верификация.

Актуальность изучения сверхзвуковых струй обусловлена их применением в ракетно-космической и авиатехнике, при холодном газодинамическом напылении и сбросе попутного газа при нефтедобыче, в установках по резке металла кислородной струей, в аэродинамических установках (эжекторы). Сверхзвуковые струи являются каноническим видом течения, которое включает как сложные взаимодействия ударных волн, так и турбулентное смешение. В литературе представлены данные по структуре сверхзвуковых струй, однако большая часть систематических исследований [2-3] проведена в диапазоне чисел Маха на срезе сопла  $M_a < 3$ . В то время как диапазон чисел Маха на срезе сопла для струй в реальных аппаратах  $M_a \sim 3$ . В последнее время большое количество работ по струйной тематике [4-7] проводится численными методами. При расчете течения неизбежно вносятся большое количество дополнительных параметров задачи (выбранная модель турбулентности и ее коэффициенты, геометрия расчетной области, структура сетки и тому

подобное), которые могут в значительной степени влиять на конечный результат. Для верификации численных моделей требуются надежные экспериментальные данные по структуре сверхзвуковой струи.

Структура сверхзвуковых нерасчетных струй описана в ряде работ, например, [8]. Известно, что характер истечения струи из сопла можно охарактеризовать отношением статического давления в струе на срезе сопла к давлению в окружающей среде или т.н. «нерасчетностью истечения»  $n = p_a/p_e$ . Выделяют расчетный ( $n=1$ ) и нерасчетный ( $n \neq 1$ ) режимы истечения. Для последнего возможны два варианта – формируется перерасширенная ( $n < 1$ , давление на срезе сопла меньше давления в окружающей атмосфере) или недорасширенная ( $n > 1$ , давление на срезе сопла больше давления в окружающей атмосфере) струя. В литературе наибольшее внимание уделяется недорасширенным струям, которые соответствуют режиму работы ракетного двигателя в разреженных слоях атмосферы. Существенно меньше данных по перерасширенным стру-

ям, представляющим значительный интерес, т.к. данный режим истечения реализуется в ракетно-космической технике при старте.

Целью работы является получение надежных экспериментальных данных по ударно-волновой структуре начального участка сверхзвуковой перерасширенной струи. Эти данные используются для верификации результатов собственного численного моделирования.

Объектом исследования является сверхзвуковая перерасширенная струя, истекающая из конического осесимметричного сопла с числом Маха на срезе  $M_a=3$ . Нерасчетность истечения  $n=0.58$ , что соответствует предотрывному состоянию, однако обеспечивает безотрывность истечения.

Для работы выбрана простая внутренняя геометрия сопла (Рис. 1 а). Она облегчает точное изготовления сопла и моделирование при численных расчетах.

Работа состоит из двух частей. В основе лежит эксперимент, который дополнен численным моделированием течения. Экспериментальная часть разделена на три серии (см. таблицу). В экспериментах использованы два сопла, изготовленные на разных предприятиях.

Шлирен-изображения сверхзвуковой перерасширенной струи, выполненные с экспозицией 10 мс (а) и 4 мкс (б), приведены на рис. 2. Отчетливо видны основные элементы

ударно-волновой структуры сверхзвуковой перерасширенной струи [9]. На фотографии с малой экспозицией (рис. 2 б) также видны акустические волны, испускаемые в окружающее пространство. Продольные полосы на фотографиях в потоке вызваны продольными вихрями во внешнем слое смешения сверхзвуковой струи.

Общая структура сверхзвуковой струи приведена на рис. 3 а. Выделяют начальный, переходной и основной участки струи. Длина начального участка определяется расстоянием, на котором смыкается внешний слой смешения струи. Переходной участок заканчивается, когда число Маха на оси струи становится равным единице, и далее начинается основной участок.

Структура начального участка перерасширенной струи показана на рис. 3 б. Вместо висячего скачка, характерного для недорасширенной струи, от края сопла отходит скачок сжатия, увеличивающий давление во внешней части струи. Наличие диска Маха ведет к образованию внутренних слоев смешения. Они смыкаются с внешними слоями во второй бочке струи и формируют полностью турбулентное течение. Также, одной из особенностей является сопловой скачок, определяемый геометрией сопла.

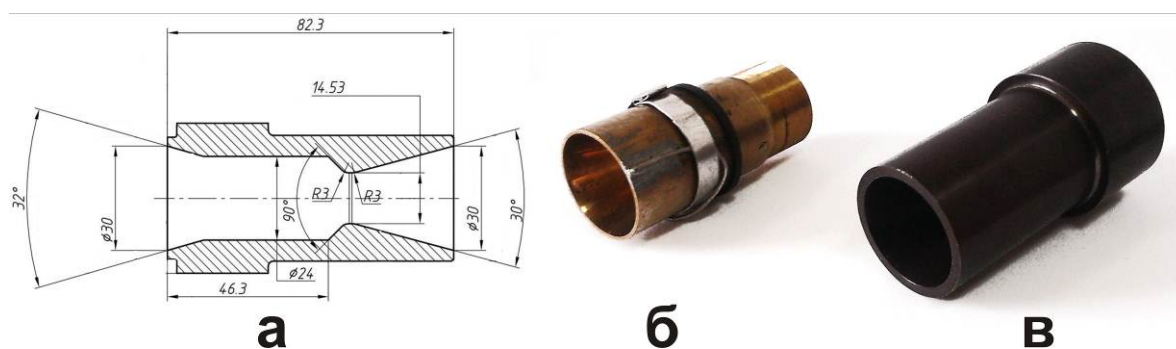


Рис. 1. Геометрия сопла (а) и внешний вид используемых сопел, б – сопло 1; в – сопло 2

| Номер серии                 | 1    | 2      | 3      |
|-----------------------------|------|--------|--------|
| Год проведения эксперимента | 2002 | 2013   | 2013   |
| Газодинамическая установка  | ВСУ  | АТ-326 | АТ-326 |
| Сопло                       | 1    | 1      | 2      |

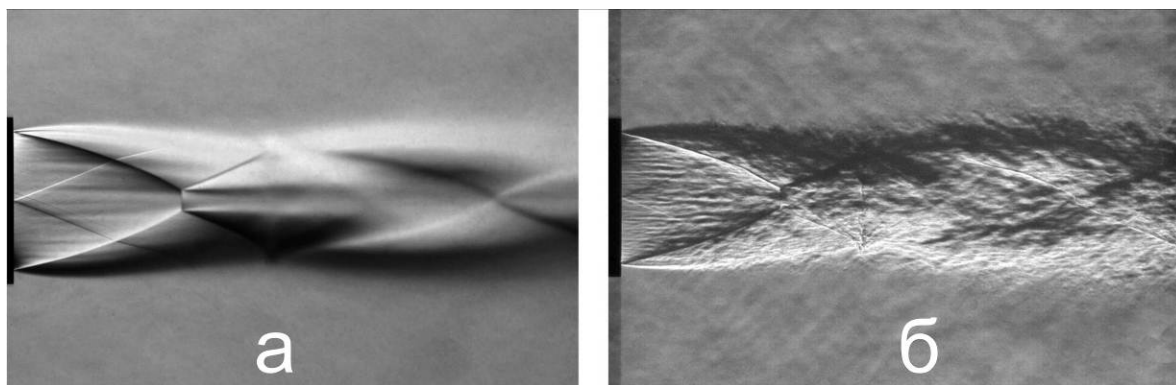


Рис. 2. Шлирен-изображения исследуемой струи  $M=3$ ,  $n_{pp}=0.58$ . Экспозиции 10 мс (а) и 4 мкс (б)

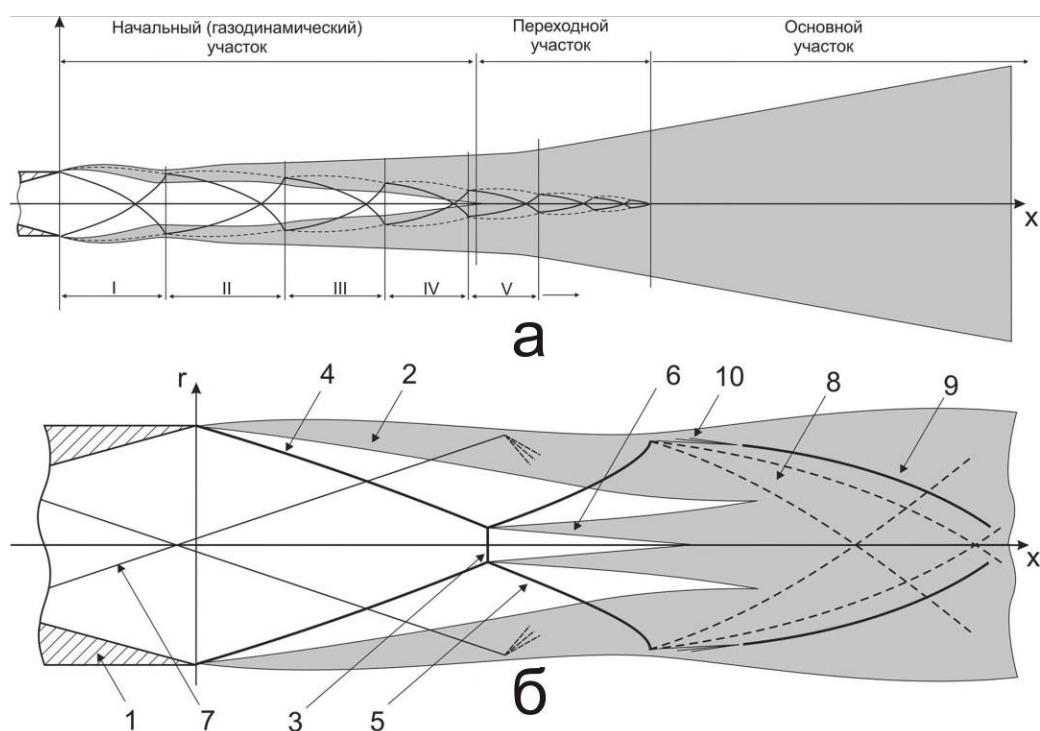


Рис. 3. Общая структура сверхзвуковой струи (а) и структура газодинамического участка для перерасширенного режима истечения (б). Обозначения: 1 – сопло; 2 – внешний слой смешения; 3 – диск Маха; 4 – скачок сжатия; 5 – отраженный скачок; 6 – внутренний слой смешения; 7 – «сопловой» скачок; 8 – веер волн разрежения; 9 – «висячий» скачок уплотнения; 10 – веер волн сжатия

Эксперименты по зондовому измерению полного давления и по визуализации поля течения были проведены на вертикальной струйной установке ИТПМ СО РАН (ВСУ) и в рабочей части аэродинамической трубы Т-326 ИТПМ СО РАН с установленным струйным модулем.

Первая серия экспериментов была проведена на ВСУ и подробно описана в [8]. Установка представляет собой вертикально закрепленную форкамеру, в центре верхнего

днища которой имеется узел присоединения сменных сопел. Форкамера – сосуд с внутренним диаметром 330 мм – содержит хонейкомб на входе и детурбулизирующую сетку. Вход в канал, подводящий воздух к соплу из форкамеры, выполнен по лемнискату. Установка расположена в помещении достаточно большого объема и удалена от стен, чтобы избежать акустических помех.

В настоящей работе (серии 2 и 3) эксперимент проведен на струйном модуле уста-

новки Т-326, конструкция которой приведена ниже.

Воздух из форкамеры Т-326 через ресивер (подводящую трубу, внутренний диаметр 113 мм) подводится к соплу, помещенному в рабочую часть трубы Т-326. В качестве рабочей части аэродинамическая труба Т-326 оснащена камерой Эйфеля (длина 870 мм, ширина 830 мм, высота 1300 мм; объем камеры 0.94 м<sup>3</sup>). В рабочей части трубы реализуется истечение сверхзвуковой нерасчетной струи в затопленное пространство. После прохождения рабочей части, струйный газ попадает в диффузор и далее выходит в камеру шумоглушения.

Струйный модуль Т-326 оснащен системой прецизионного трехосевого позиционирования. В ее состав входят: высокоточный трехосевой координатник (номинальное значение погрешности позиционирования не более ±20 мкм), блок управления, выносной пульт ручного управления, индикаторы состояния системы и персональный компьютер, с помощью которого осуществляется автоматическое управление позиционированием объектов исследования. В ходе эксперимента автоматизированная система сбора данных фиксировала: статическое давление и температуру в форкамере и камере Эйфеля, измеренное полное давление (трубка Пито), три координаты положения зонда в

пространстве, время начала и конца измерения. Подробнее система описана в [10].

Оптической визуализации течения выполнена при помощи теневого прибора ИАБ-451. Приемник давления Пито – трубка с внешним диаметром 0.8 мм, выполненная по рекомендациям [11].

Для получения корректных данных в областях больших градиентов параметров, подобрана достаточная временная задержка (500 мс) между перемещением координатника и снятием показаний датчика, требуемая для выравнивания давления в пневмоторассах зонда. Методика измерения и возможные погрешности приведены в [12].

Для оценки несовпадения геометрической и газодинамической осей струи получены детальные поля распределения измеренного полного давления в поперечных сечениях струи. Далее были вычислены центры масс полученных сечений используя формулу (1)

$$r_i = \frac{\sum(r_i \cdot (p_{Pt} - p_e))}{\sum(p_{Pt} - p_e)}, \quad (1)$$

где суммирование идет по всем ячейкам. После чего сечения были приведены в координаты найденных для них центров масс (рис. 4). Отклонение для сечения  $x/R_a=1.33$  составило ~0.5% радиуса сопла, при  $x/R_a=5.2$  ~3% радиуса сопла.

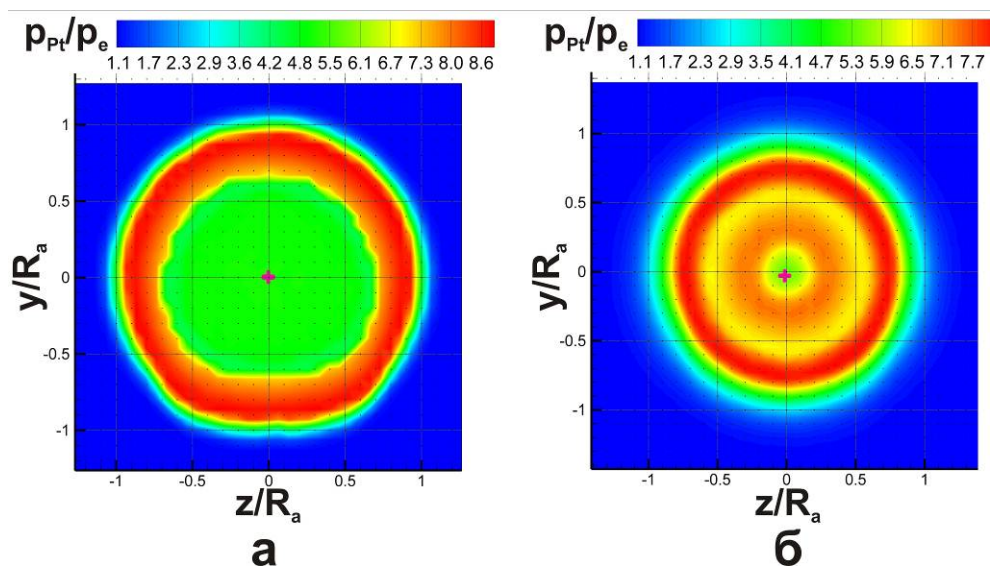


Рис. 4. Поля распределения измеренного полного давления для поперечных сечений струи: а – сечение  $x/R_a=1.33$ ; б – сечение  $x/R_a=5.2$

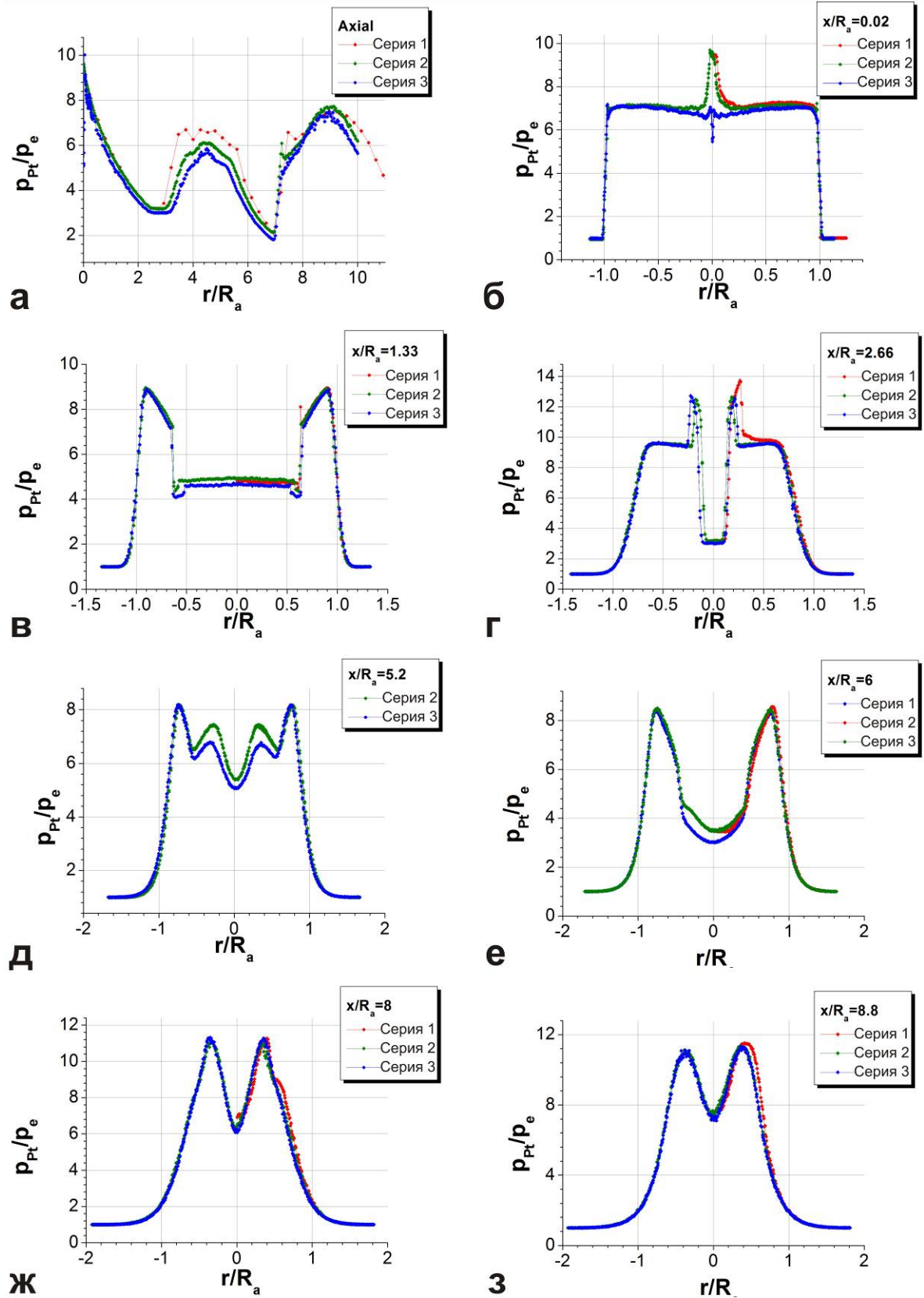


Рис. 5. Профили измеренного полного давления вдоль оси струи (а) и в поперечных сечениях: б –  $x/R_a = 0.02$ ; в –  $x/R_a = 1.33$ ; г –  $x/R_a = 2.66$ ; д –  $x/R_a = 5.2$ ; е –  $x/R_a = 6$ ; ж –  $x/R_a = 8$ ; з –  $x/R_a = 8.8$ .

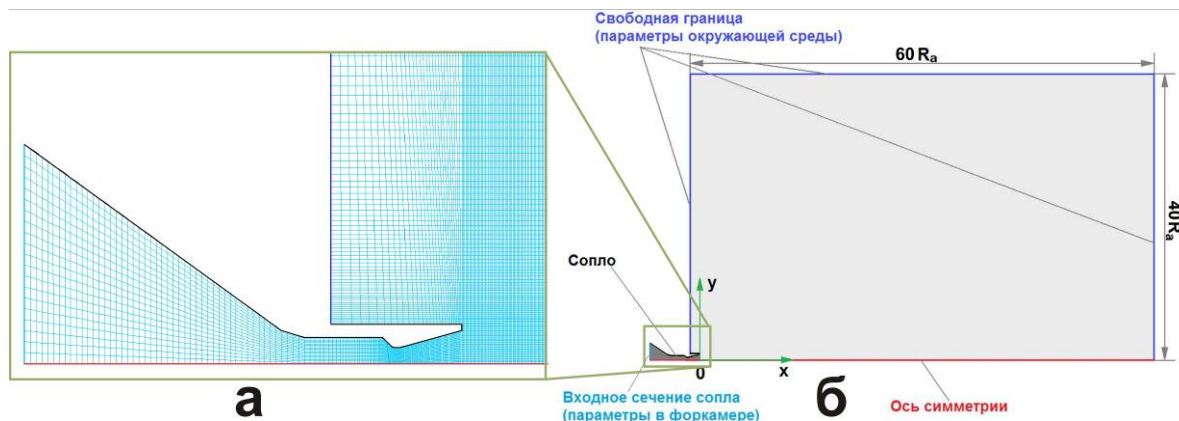


Рис. 6. Расчетная сетка (а) и граничные условия (б)

Для каждого исследуемого сопла получены профили измеренного полного давления для заданных сечений струи. Радиальные профили сняты полностью, прямым и обратным ходом координатника, что позволило проконтролировать как вероятные отклонения оси струи от оси координатника, так и достаточность временной задержки перед снятием показаний для выравнивания давления в пневмотрассах зонда.

Осевое распределение измеренного полного давления приведено на рис. 5 а. Положение диска Маха и точки пересечения висячего скачка с осью струи удовлетворительно совпадают. Незначительные различия в области первой бочки между первой серией и последующими вероятно могут быть объяснены различиями в конструкции установок. После смыкания слоев смешения во второй бочке влияние этого фактора снижается. Несмотря на заявленное совпадение внутренней геометрии используемых сопел, можно говорить о наличии малых отклонений, которые влияют на получаемые данные. На рис. 5 б-з приведены радиальные профили измеренного полного давления. Малые отклонения в геометрии используемых сопел ведут к различиям в положении соплового скачка (рис. 5 б, в). Отклонение профилей друг от друга проявляется в центральной области струи вблизи среза сопла. Пик давления на рис. 5 с вызван сложной ударно-волновой структурой [7] взаимодействия зонда со скачком уплотнения (4). Во внешнем слое смешения имеем удовлетворительное соответствие для всех

серий. По мере удаления от среза сопла, растет толщина слоев смешения (2, г-е), после смыкания которых во второй бочке струи развивается полностью турбулентное течение без резких градиентов давления. Разброс между экспериментальными данными для различных серий существенно уменьшается при дальнейшем отдалении от среза сопла (рис. 5 ж, з), что говорит об ограниченности первой бочки струи влияния малых отклонений геометрии сопел и особенностей конструкции используемых установок.

По результатам экспериментов построены осредненные профили полного давления с нанесенными дорожками разброса показаний (в виде среднеквадратичного отклонения), представленные на рис. 7. Наибольшая погрешность измерений сосредоточена в зонах больших градиентов течения (прохождение датчика через скачки уплотнения и в слоях смешения).

Численное моделирование течения проведено в пакете ANSYS Fluent. Использована полная система уравнений Навье-Стокса в двумерной осесимметричной постановке, для расчета турбулентных параметров использовалась RANS-модель  $k-\omega$  SST. Расчет сверхзвукового струйного течения этой моделью выполнялся, например, в работе [6]. Решение строилось методом установления вторым порядком точности для расчета параметров течения и первым для параметров турбулентности.

Расчетная область (рис. 6 б), в которой моделируется истечение затопленной струи,

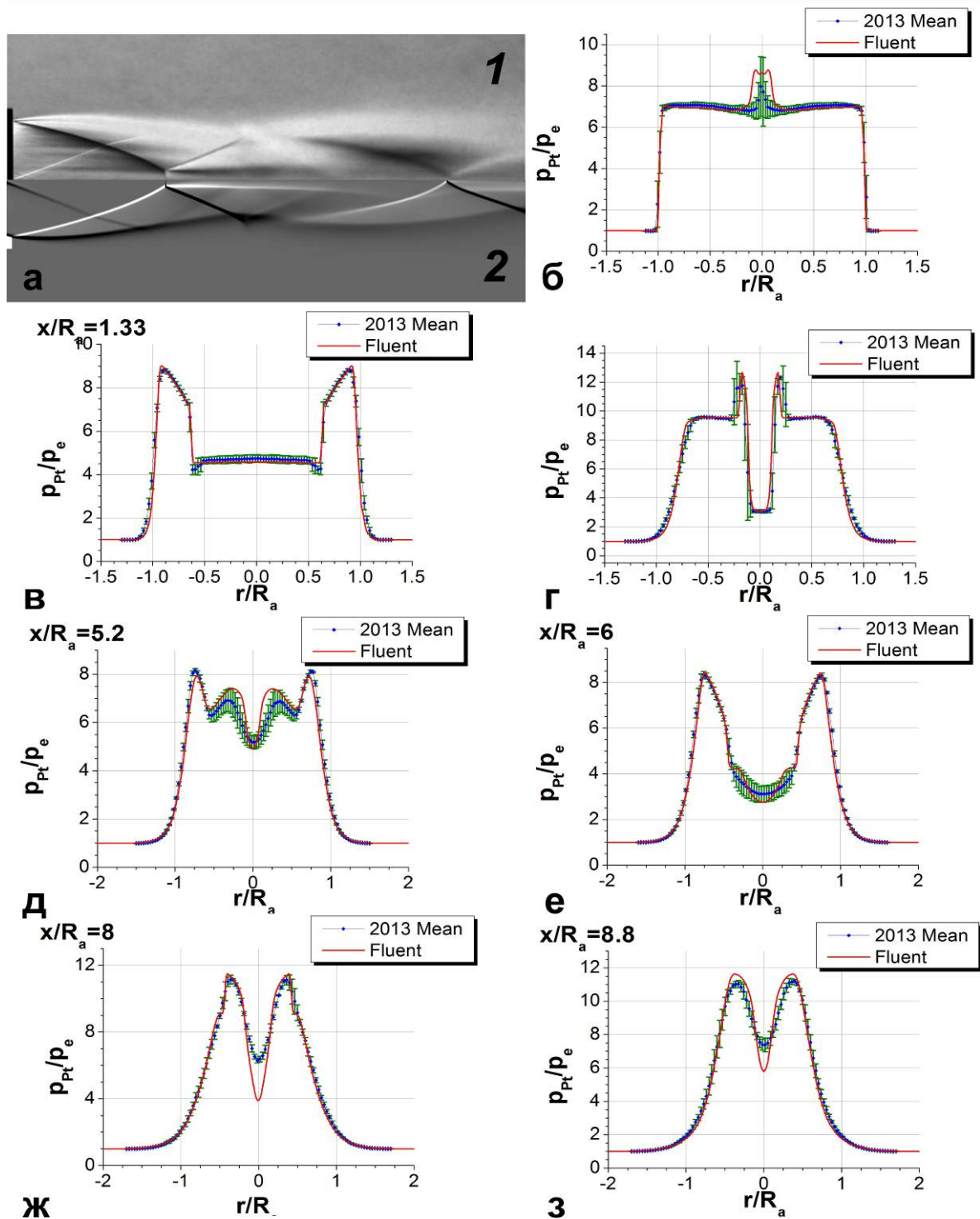


Рис. 7. Сравнение результатов эксперимента и численного моделирования: *a* – шлирен-изображения течения (1 – эксперимент; 2 – расчет); *б* – сечение  $x/Ra=0.02$ ; *в* – сечение  $x/Ra=1.33$ ; *г* – сечение  $x/Ra=2.66$ ; *д* – сечение  $x/Ra=5.2$ ; *е* – сечение  $x/Ra=6$ ; *ж* – сечение  $x/Ra=8$ ; *з* – сечение  $x/Ra=8.8$

представляет собой прямоугольник с размерами вдоль оси  $x$   $60R_a$ , вдоль оси  $y$  –  $40R_a$ . К прямоугольной расчетной области примыкала расчетная область сопла и части

форкамеры, параметры на входе в которое задавались равными параметрам в форкамере установки. На свободных границах задавались параметры окружающей среды.

На стенках сопла задавалось условие прилипания. Теплообменом со стенкой пренебрегали. Рабочее тело струи (воздух) истекало в затопленное пространство с теми же термодинамическими свойствами. На всех границах расчетной области задавались параметры окружающей среды ( $p_e=1.03 \text{ кг/см}^2$ ,  $T_e=300 \text{ К}$ ). Параметры в форкамере  $\rho_{0\phi}=22.04 \text{ кг/см}^2$ ,  $T_{0\phi}=300 \text{ К}$ .

Для определения положения основных элементов течения был проведен начальный расчет, выполненный на сетке (рис. 6 а) содержащей ~70000 ячеек (20 ячеек на радиус сопла). В ходе дальнейшей работы, сетка была перестроена с учетом положения вышеназванных элементов. Наибольшая концентрация ячеек создана в области диска Маха, у среза сопла и несколько меньшая в критическом сечении сопла. Общее количество ячеек ~670000 с 80 ячейками на радиус сопла. Выделены основные особенности ударно-волновой структуры течения, а также достаточно подробно описаны диск Маха и внутренний слой смешения за ним.

На рис. 7 а приведены результаты шлирен-визуализации течения в сравнении с численным шлиреном. Отчетливо видно совпадение положения основных элементов течения, диска Маха, сопловых скачков, границ первой бочки струи. Вид внутренних слоев смешения за тройной точкой подобен. Можно говорить об удовлетворительном воспроизведении ударно-волновой структуры течения в расчете. Удовлетворительное количественное соответствие для радиальных профилей (рис. 7 б-з) достигается во внешнем слое смешения для всей исследуемой области течения. В первой бочке струи (рис. 7 б-г) имеем удовлетворительное соответствие для сопловых скачков и скачка сжатия. В области низких градиентов давления также имеем хорошее соответствие расчетных и экспериментальных данных. Это повышает достоверность используемой модели.

Во второй бочке струи (рис. 7 д-е) различия между расчетными и экспериментальными данными в центральной части струи лежат в пределах погрешности эксперимента.

После формирования турбулентного течения (рис. 7 ж-з), имеем существенные количественные различия по измеренному полному давлению. Наиболее вероятной причиной является проблема моделирова-

ния турбулентности течения в расчете. При этом качественный вид профилей и положение внутренних и внешних слоев смешения воспроизводятся удовлетворительно.

### Заключение

В результате работы получены экспериментальные данные по структуре свободной сверхзвуковой перерасширенной струи  $M=3$ , которые могут быть использованы для верификации результатов численного моделирования. Показаны основные факторы, влияющие на точность получаемых экспериментальных данных: особенности конструкции газодинамической установки, несовпадение геометрической и газодинамической осей струи, малые отклонения геометрии сопла, необходимость учета времени на выравнивание давления в пневмотрассах зонда. Полученные экспериментальные результаты использованы для верификации результатов численного моделирования структуры течения сверхзвуковой перерасширенной струи. Результаты расчета удовлетворительно соответствуют данным эксперимента для начального газодинамического участка струи.

### Список основных обозначений

- $x$  – осевая координата; направлена вдоль оси сопла;
- $y$  – вертикальная координата;
- $z$  – горизонтальная поперечная координата;
- $M_a$  – число Маха в выходном сечении сопла;
- $n$  – степень нерасчетности струи – отношение статического давления в струе на срезе сопла к давлению в окружающей среде;
- $R_a$  – радиус выходного сечения сопла;
- $p_a$  – давление в форкамере газодинамической установки;
- $p_e$  – давление в окружающей среде;
- $p_{Pt}$  – измеренное полное давление;

### Список литературы

1. Witze P. O. Centerline Velocity Decay of Compressible Free Jets // AIAA Journal. 1974 Vol. 12. No. 4. P. 417–418.



2. Lau J. C. Mach Number and Temperature Effects on Jets // AIAA Journal. 1980. Vol. 18. No. 6. P. 609–610.

3. Абрамович Г. Н. Теория турбулентных струй. М.: Наука, 1984. 716 с.

4. Молчанов А. М. Расчет сверхзвуковых неизобарических струй с поправками на сжимаемость в модели турбулентности // Вестник МАИ. Т. 16, № 1. С. 38–48.

5. Исаев С. А., Липницкий Ю. М., Баранов П. А., Панасенко А. В., Усачов А. Е. Моделирование турбулентной сверхзвуковой недорасширенной струи, истекающей в затопленное пространство, с помощью модели переноса сдвиговых напряжений // ИФЖ. 2012. Т. 85, № 6, С. 1253–1267.

6. Трошин А. И., Запрыгаев В. И., Киселев Н. П. Расчетно-экспериментальное исследование сверхзвуковой слабонедорасширенной струи // Тр. ЦАГИ. М., 2013. Вып. 2710. С. 111–120.

7. Запрыгаев В. И., Иванов И. Э., Крюков И. А., Локотко А. В. Исследование структуры турбулентной струи // VII Конференция NPNJ-2008. Алушта, 2008. С. 192–195.

8. Zapryagaev V. I., Kudryavtsev A. N., Lokotko A. V., Solotchin A. V., Pavlov A. A., Hadjadj A. An Experimental and Numerical Study of a Supersonic Jet Shock-Wave Struc-

ture // West East High Speed Flow Fields. Aerospace applications from high subsonic to hypersonic regime / Eds. D. E. Zeitoun, J. Periaux, J. A. Desideri, M. Marini. 1<sup>st</sup> ed. Barcelona: Publication of CIMNE, 2003. P. 244–305.

9. Глазнев В. Н., Запрыгаев В. И., Усков В. Н. Струйные и нестационарные течения в газовой динамике. Новосибирск: Изд-во СО РАН, 2000. 200 с.

10. Запрыгаев В. И., Певзнер А. С., Тютин А. А., Гаркуша В. В., Хорошенко Е. И., Яковлев В. В. Подсистемы позиционирования, используемые в аэродинамических установках периодического действия // Тр. XV Байкальской Всерос. конф. «Информационные и математические технологии в науке и управлении». Иркутск, 2010. Ч. 3. С. 172–179.

11. Петунин А. Н. Методы и техника измерения параметров газового потока. М.: Машиностроение, 1972. 332 с.

12. Кундасев С. Г., Запрыгаев В. И., Локотко А. В. Расчетно-экспериментальное исследование структуры сверхзвуковой неизобарической струи // Тез. докл. X Междунар. конф. молодых ученых «Актуальные вопросы теплофизики и физической гидрогазодинамики». Новосибирск, 2012. С. 129.

Материал поступил в редколлегию 16.10.2013

V. I. Zapryagaev, I. N. Kavun, S. G. Kundasev

#### AN EXPERIMENTAL AND NUMERICAL STUDY OF A SUPERSONIC OVEREXPANDED JET GAS-DYNAMIC STRUCTURE

Experimental data about the structure of the supersonic overexpanded jet ( $M_a=3$ ,  $n=0.58$ ) is obtained. This data is intended for verification of numerical calculation results. Main factors influencing on the precision of experimental data are shown. Experimental results are supplemented with numerical simulation performed with program package ANSYS Fluent. Differences between experimental and numerical data are analyzed.

*Keywords:* shock-wave structure, supersonic overexpanded jet, experiment, wind-tunnel tests, calculations, program ANSYS Fluent, verification.