

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*

zapr@itam.nsc.ru; i_k@list.ru; kundasev.sergey@gmail.com

РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ СВЕРХЗВУКОВОЙ НЕИЗОБАРИЧЕСКОЙ СТРУИ, ИСТЕКАЮЩЕЙ ИЗ СОПЛА С КОСЫМ СРЕЗОМ

Работа направлена на изучение ударно-волновой структуры течения сверхзвуковой струи, истекающей из кососрезного сопла. Результаты представлены в виде полей измеренного полного давления в поперечных сечениях струи и могут быть использованы для верификации результатов численных расчетов. Данные эксперимента дополнены численным моделированием течения с помощью пакета ANSYS Fluent. Достигнуто качественное соответствие результатов расчета и данных эксперимента.

Ключевые слова: ударно-волновая структура, сверхзвуковая струя, кососрезное сопло, эксперимент, результаты численного расчета, верификация.

Актуальность изучения сверхзвуковых струй, истекающих из сопла с цилиндрической вставкой и косым срезом, определяется применением двигательных установок с такими соплами в системах торможения перспективных возвращаемых космических аппаратов. Появление таких конфигураций первоначально обуславливалось требованием создания отклоняемого вектора тяги в аэро- и космических летательных аппаратах, а впоследствии желанием получить аэродинамически «чистую» внешнюю поверхность летательного аппарата, когда срез сопла не выходит за габариты конструкции. В таком приложении кососрезное сопло образуется пересечением сопла плоскостью внешней поверхности аппарата. Структура течения сверхзвуковой неизобарической струи, истекающей из кососрезного сопла, носит трехмерный характер сразу за срезом сопла, а ее сложность определяется сочетанием взаимодействия ударных волн и высокой роли массообменных процессов на границах.

Интерес к соплам с косым срезом возник при разработке аппаратов с укороченным взлетом и систем вертикального взлета-посадки. Основной целью большинства работ являлось определение тяговых характеристик кососрезных сопел. Например, в работе [1] проводится исследование тяговых характеристик для звуковых сопел в широком диапазоне углов среза сопла, диаметра сопла и нерасчетности истечения.

Дозвуковые струи, истекающие из сопла с косым срезом, исследовались в работе [2]. По результатам шлирен-визуализации течения и термоанемометрических измерений скорости потока была показана структура течения дозвуковой струи и выявлены основные механизмы, влияющие на характеристики слоев смешения.

В отечественных работах [3; 4] тяговые характеристики сопел исследованы для широкого набора чисел Маха $M = 1-3,5$ и различных углов среза сопла. Также были получены профили измеренного полного давления в поперечных сечениях струи

Запрягаев В. И., Кавун И. Н., Кундасев С. Г. Расчетно-экспериментальное исследование сверхзвуковой неизобарической струи, истекающей из сопла с косым срезом // Вестн. Новосиб. гос. ун-та. Серия: Физика. 2014. Т. 9, вып. 2. С. 75–83.

в плоскости симметрии и проведены дренажные измерения по образующей сопла. Зондовые измерения выполнены гребенкой трубок Пито и позволяют провести оценку угла отклонения струи от оси сопла.

Современные работы по кососрезным соплам охватывают диапазон чисел Маха 0,6–2 и направлены на изучение поля акустических пульсаций, создаваемого сверхзвуковой струей. Это связано с необходимостью снижения уровня шума самолетных струй. Экспериментальные измерения уровня акустических пульсаций струи с числом Маха 1–1,56 и углами косога среза 45 и 66° выполнены в работе [5]. Было показано, что косога срез существенно изменяет диаграмму направленности акустического излучения и значительно снижает звуковое давление со стороны острой кромки сопла. Расчетно-экспериментальные исследования сверхзвуковых струй, истекающих из кососрезных сопел для $M = 0,6–1,56$, проведены в работе [6]. Было получено удовлетворительное соответствие осредненной картины течения и спектров акустического излучения. Дальнейшее развитие исследований акустического излучения подобных струй проведено в работах [7; 8].

Большая часть систематических исследований струй, истекающих из кососрезных сопел, проведена для самолетных струй ($M < 2$), в то время как на перспективных космических возвращаемых аппаратах (например, разрабатываемого в настоящее время перспективного пилотируемого транспортного корабля ОАО РКК «Энергия») используются сверхзвуковые струи с большими числами Маха на срезе сопла ($M > 3$). Ударно-волновая структура течения для та-

ких режимов является недостаточно изученной, несмотря на возросший интерес к подобным струям со стороны проектировщиков перспективных возвращаемых аппаратов.

В настоящее время большое число работ по кососрезным соплам выполняется с использованием численного моделирования. Сложная трехмерная структура таких струй требует получения надежных экспериментальных данных для верификации результатов численного расчета.

Целью данной работы является изучение ударно-волновой структуры течения начального участка сверхзвуковой нерасчетной струи, истекающей из конического сопла с цилиндрической вставкой и косым срезом.

Проведено расчетно-экспериментальное исследование, в основе которого лежит эксперимент, включающий в себя измерения полного давления трубкой Пито в поперечных сечениях струи и шпирен-визуализацию течения. Эксперимент дополняется проведенным численным моделированием течения.

Исследуемая струя создавалась при помощи сверхзвукового конического сопла с цилиндрической вставкой и косым срезом, диаметр цилиндрической части $D_a = 6$ мм. Геометрия сопла приведена на рис. 1. Число Маха на срезе сопла $M_a = 3,52$. Угол косога среза $\theta = 18,7^\circ$ относительно оси сопла. Отношение давления в форкамере установки p_0 к давлению в окружающей среде p_e составляло $n_{пр} = 105,3$.

Эксперимент проведен в струйном модуле аэродинамической трубы Т-326 ИТПМ СО РАН. Конструкция установки описана

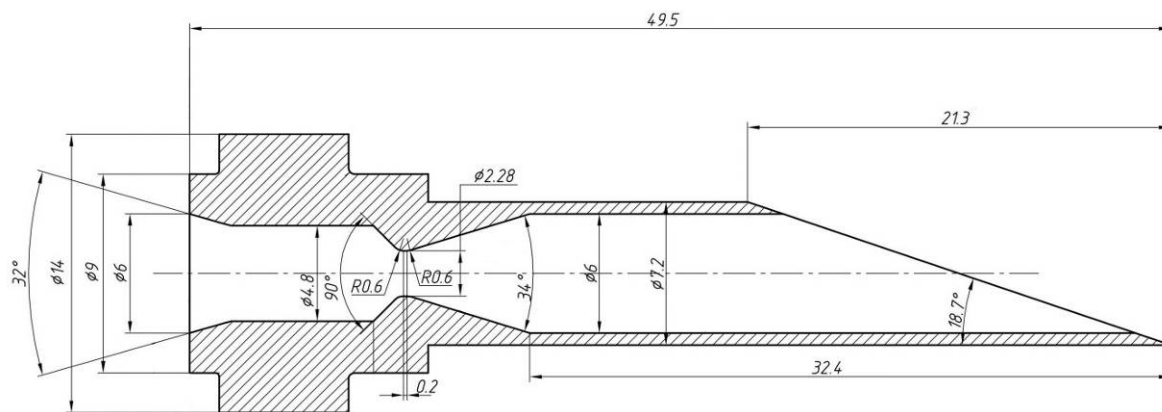


Рис. 1. Геометрия используемого сопла

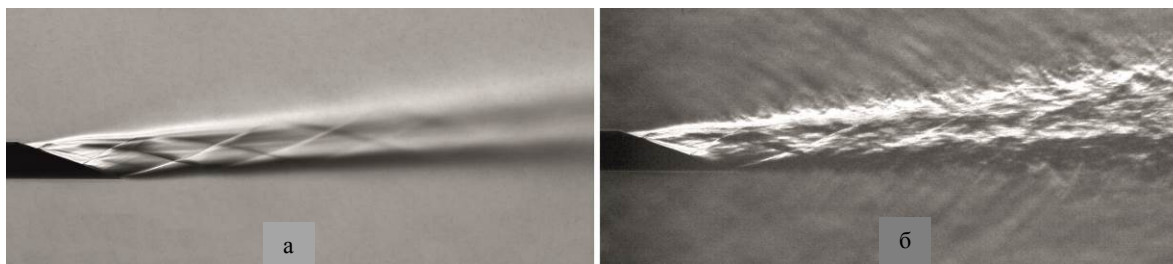


Рис. 2. Шлирен-изображения исследуемой струи $M = 3,52$, $n_{pr} = 105,3$, истекающей из кососрезного сопла $D_a = 6$ мм. Экспозиции 10 мс (а) и 4 мкс (б)

ниже. Воздух из форкамеры аэродинамической трубы Т-326 через ресивер (подводящую трубу, внутренний диаметр 113 мм) подводится к соплу, помещенному в рабочую часть трубы Т-326. Рабочая часть представляет собой камеру Эйфеля (длина 870 мм, ширина 830 мм, высота 1 300 мм; объем камеры $0,94 \text{ м}^3$). Расстояние от среза сопла до диффузора примерно 400 мм. 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.

Аэродинамическая труба Т-326 оснащена 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 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. Подробнее система автоматизированного сбора экспериментальных данных описана в [9].

В качестве приемника полного давления использовалась зенкованная трубка Пито [10] с внешним диаметром 0,6 мм. Оптическая визуализация течения выполнена теневым прибором ИАБ-451.

На рис. 2 приведены экспериментальные шлирен-фотографии течения с различным временем экспозиции. При экспозиции 10 мс (рис. 2, а) хорошо видны основные элементы ударно-волновой структуры течения. На

фотографиях с экспозицией 4 мкс (рис. 2, б) дополнительно регистрируются акустическое излучение струи и нестационарные вихревые структуры на внешней границе струи. Следует отметить отклонение оси струи от оси сопла в сторону нормали к срезу сопла среза при исследуемом режиме истечения.

Численное моделирование течения проведено в пакете ANSYS Fluent. Решалась система уравнений Навье – Стокса, осредненных по Фавру. Расчет турбулентных параметров проводился с помощью RANS-модели $k-\omega$ SST. Согласно результатам работы [11], эта модель дает удовлетворительное решение в случае расчета сверхзвуковой осесимметричной неизобарической струи.

Задача решалась в трехмерной стационарной постановке методом установления, решение строилось вторым порядком точности для параметров течения и первым для параметров турбулентности. Расчетная область представляла собой призму с включенной в нее расчетной областью сопла (рис. 3, а). На стенках сопла задавалось условие прилипания. Теплообменом со стенкой пренебрегали. Уравнение состояния описывалось уравнением Менделеева – Клапейрона, внутренняя энергия являлась функцией от температуры, вязкость газа описывалась формулой Сазерленда, теплопроводность газа считалась постоянной величиной.

На всех границах расчетной области задавались параметры окружающей среды ($p_e = 101,325$ кПа, $T_e = 300$ К). Параметры в форкамере $p_0 = 10\,669$ кПа, $T_0 = 300$ К.

Расчетная сетка приведена на рис. 3, б. Она содержала 3,67 млн узлов со сгущением к области течения струи, на диаметр сопла приходилось 80 узлов.

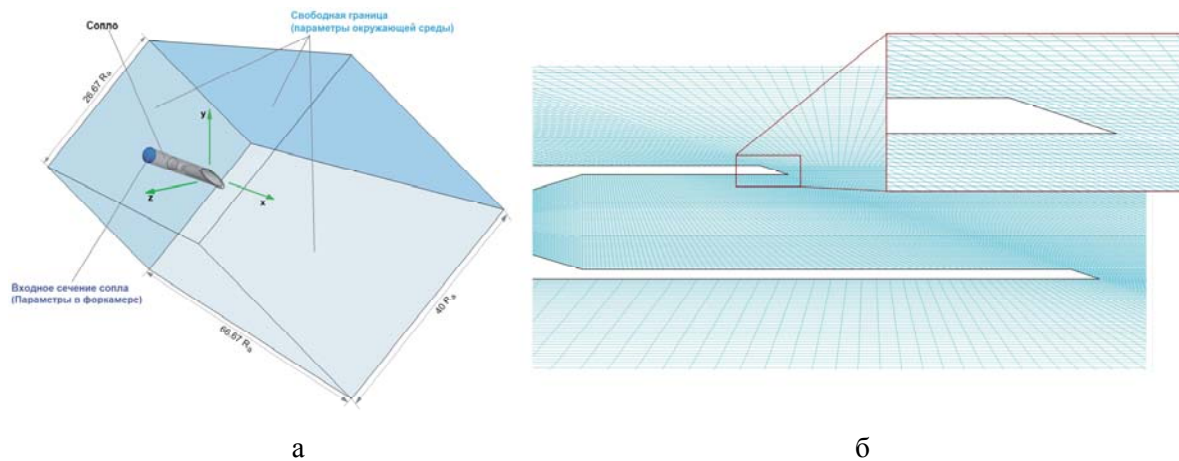


Рис. 3. Геометрия расчетной области с граничными условиями (а) и расчетная сетка в плоскости симметрии задачи вблизи среза сопла (б)

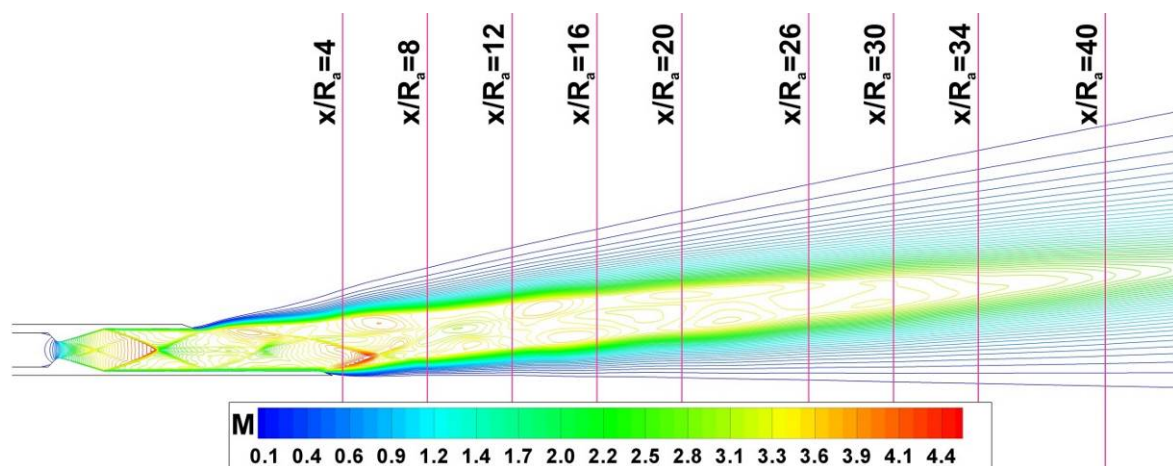


Рис. 4. Расчетное поле чисел Маха в плоскости симметрии струи

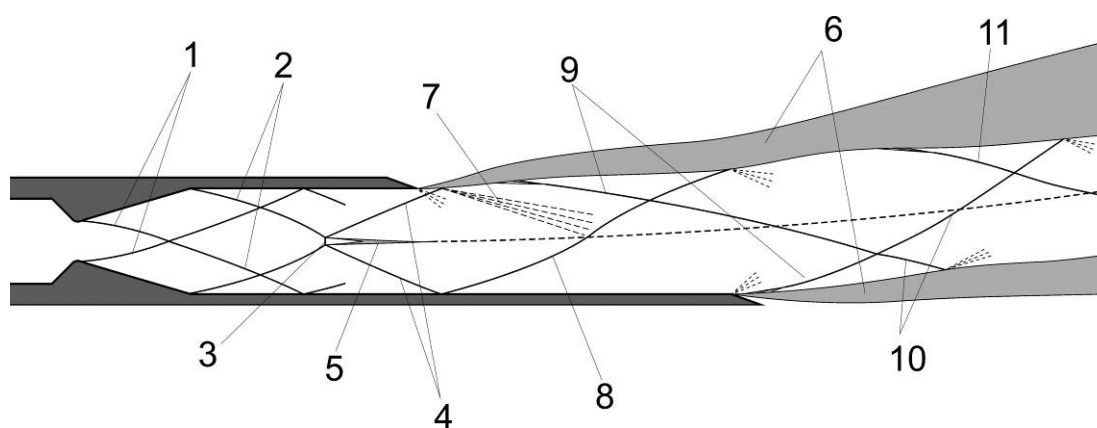


Рис. 5. Структура течения сверхзвуковой струи, истекающей из сопла с цилиндрической вставкой и косым срезом

Координата x направлена от среза сопла ($x = 0$) вниз по потоку, координата y – от оси сопла ($y = 0$) вверх, координата z – от оси сопла ($z = 0$) горизонтально вбок, образуя правую систему координат. Начало координат расположено в центре выходного среза сопла.

Ударно-волновая картина течения, полученная при численном моделировании (рис. 4), удовлетворительно соответствует экспериментальной картине течения по положению скачков уплотнения и ширине слоев смещения вне сопла. Видно переотражение скачков уплотнения внутри цилиндрической части сопла. На рисунок нанесены сечения струи, в которых экспериментально получены поля измеренного полного давления.

По шлирен-фотографиям струи и результатам численного моделирования построена ударно-волновая картина исследуемого течения, приведенная на рис. 5.

При истечении струи из конического сопла в его сверхзвуковой части образуется сопловой скачок 1. В исследуемой струе он является слабым и не оказывает существенного влияния на развитие течения. При переходе от расширяющейся к цилиндрической части сопла образуется угол сжатия, в котором поток поворачивает в скачке уплотнения 2, который взаимодействует с осью струи с образованием диска Маха 3. От линии контактного разрыва, образуемой пересечением скачков 2, 3, 4 развивается внутренний слой смещения 5. Скачок 4 отражается от внешнего слоя смещения 6 веером волн разрежения 7, а от внутренней стенки сопла скачком сжатия 8. Вблизи среза сопла формируется веер волн сжатия, переходящий ниже по потоку в висячий скачок 9. Система скачков 8, 9, 10 образует первую ячейку струи. Далее, ниже по потоку, снова образуется веер волн сжатия и висячий скачок 11. Формируется вторая ячейка струи.

Использование автоматизированной системы сбора данных позволило получить детальные поля распределения измеренного полного давления p_{pt} в поперечных сечениях струи. Ввиду существенной трехмерности исследуемого течения в работе за центр каждого сечения принят его «центр тяжести», вычисляемый по формуле

$$y_{\text{цт}} = \frac{\sum_{i=1}^N y_i (p_{pt,i} - p_{e,i})}{\sum_{i=1}^N (p_{pt,i} - p_{e,i})},$$

$$z_{\text{цт}} = \frac{\sum_{i=1}^N z_i (p_{pt,i} - p_{e,i})}{\sum_{i=1}^N (p_{pt,i} - p_{e,i})}.$$

Здесь i – номер точки, в которой проводилось измерение, N – общее количество измеренных точек, p_{pt} – измеренное полное давление в заданном сечении, p_e – давление в рабочей камере, измеренное в тот же момент времени, что и давление Пито. Далее координаты всех измеренных точек сечения пересчитывались относительно этого нового начала координат.

На рис. 6 приведено сравнение характерных полей измеренного полного давления, центрированных по оси z относительно центра сечения. По оси y коррекция не проведена. Измеренное полное давление p_{pt} отнесено к давлению в окружающей среде p_e (рабочей камере), координаты обезразмерены на радиус сопла R_a .

Отчетливо виден существенно трехмерный характер течения. На начальном участке течения (рис. 6 а, б) в эксперименте регистрируется более высокая пространственная неоднородность потока, чем при численном моделировании. По мере удаления от среза сопла и развития слоев смещения различия нивелируются.

По смещению центра сечений относительно оси сопла был вычислен угол отклонения струи, составивший как для расчета, так и для эксперимента $\sim 5^\circ$.

Экспериментальные и расчетные вертикальные профили полного давления представлены на рис 7. Профили приведены в координатах «центра тяжести» сечения струи. Незначительные различия в положении висячего скачка и слоев смещения вызвано переходом в координаты центра струи. При расстояниях от среза сопла $x/R_a < 26$ регистрируется удовлетворительное качественное соответствие экспериментальных и расчетных данных по положению висячих скачков, толщине слоев смещения. Видно удовлетворительное соответствие по форме профиля и значениям экстремумов. Вид кривых на графиках позволяет получить хорошее соответствие путем их смещения вдоль оси y .

В плоскости симметрии струи проведен анализ развития слоев смещения по мере удаления от среза сопла. Внешняя граница струи y_1 определялась как точка, в которой измеряемое трубкой Пито избыточное давление равно

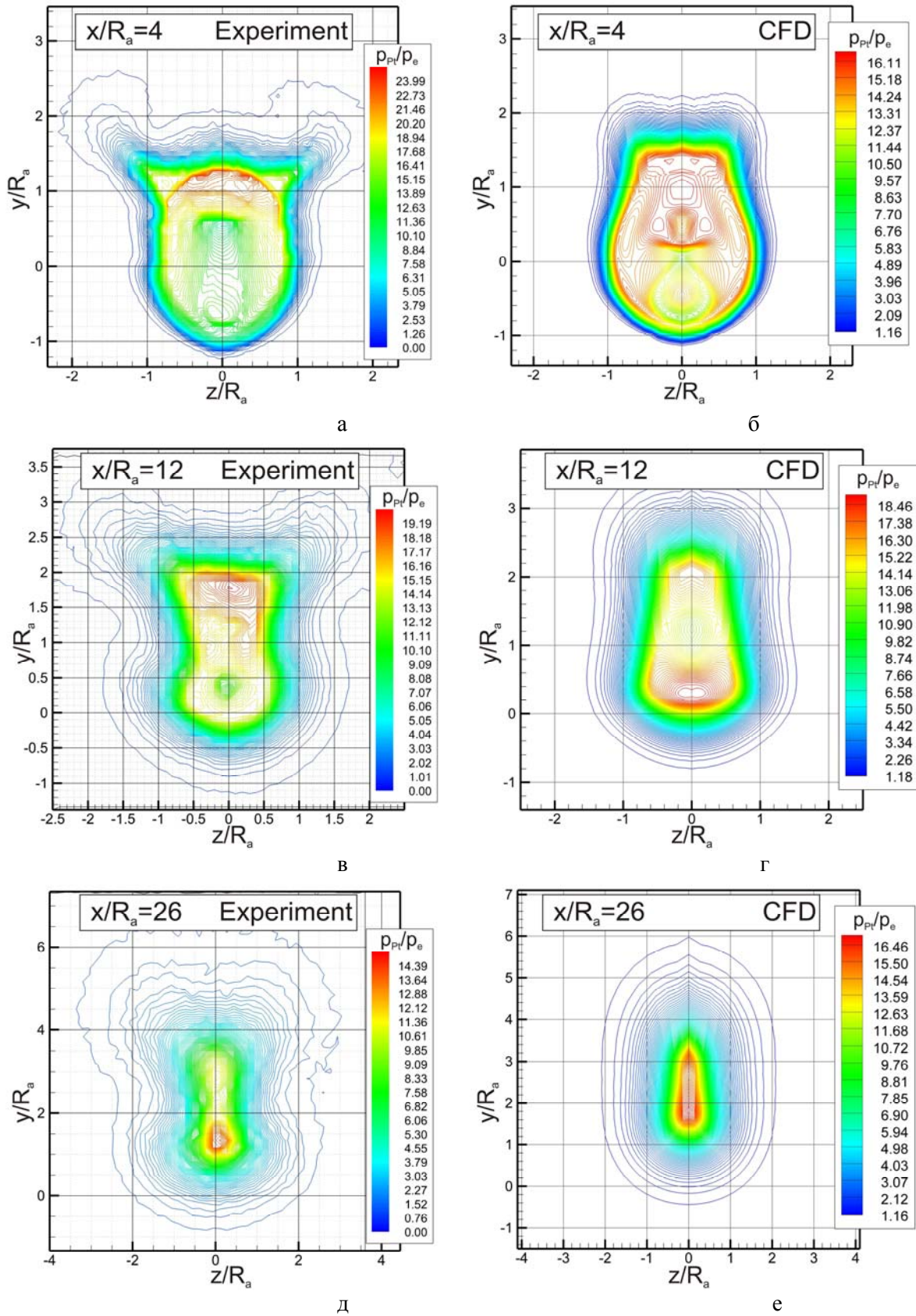


Рис. 6. Поля давления Пито в поперечных сечениях струи. Экспериментальные (а, в, д) и расчетные (б, г, е) для расстояний от среза сопла $x/R_a = 4, x/R_a = 12, x/R_a = 26$ соответственно

$$p'_{pt}(x, y_1) = 0,01 p'_{pt}(x, y_{\max}).$$

Здесь $p'_{pt} = p_{pt} - p_e$ – избыточное давление Пито, y_{\max} – точка, в которой регистрировалось максимальное давление в данном сечении струи [12]. Положение внутренней границы слоя смешения y_2 определялось по первому максимуму давления Пито при движении от края струи к ее центру.

Развитие слоев смешения в эксперименте и при численном моделировании вместе с

результатами линейной интерполяции приведены на рис. 8 (а – «нижний» слой смешения, образующийся за длинной губой сопла; б – «верхний» слой смешения за короткой губой сопла). Регистрируются близкие по значению скорости пространственно-го нарастания слоев смешения.

В результате работы представлены новые данные по структуре сверхзвуковой струи $M = 3,52$, истекающей из сопла с цилиндрической вставкой и косым срезом. Эти дан-

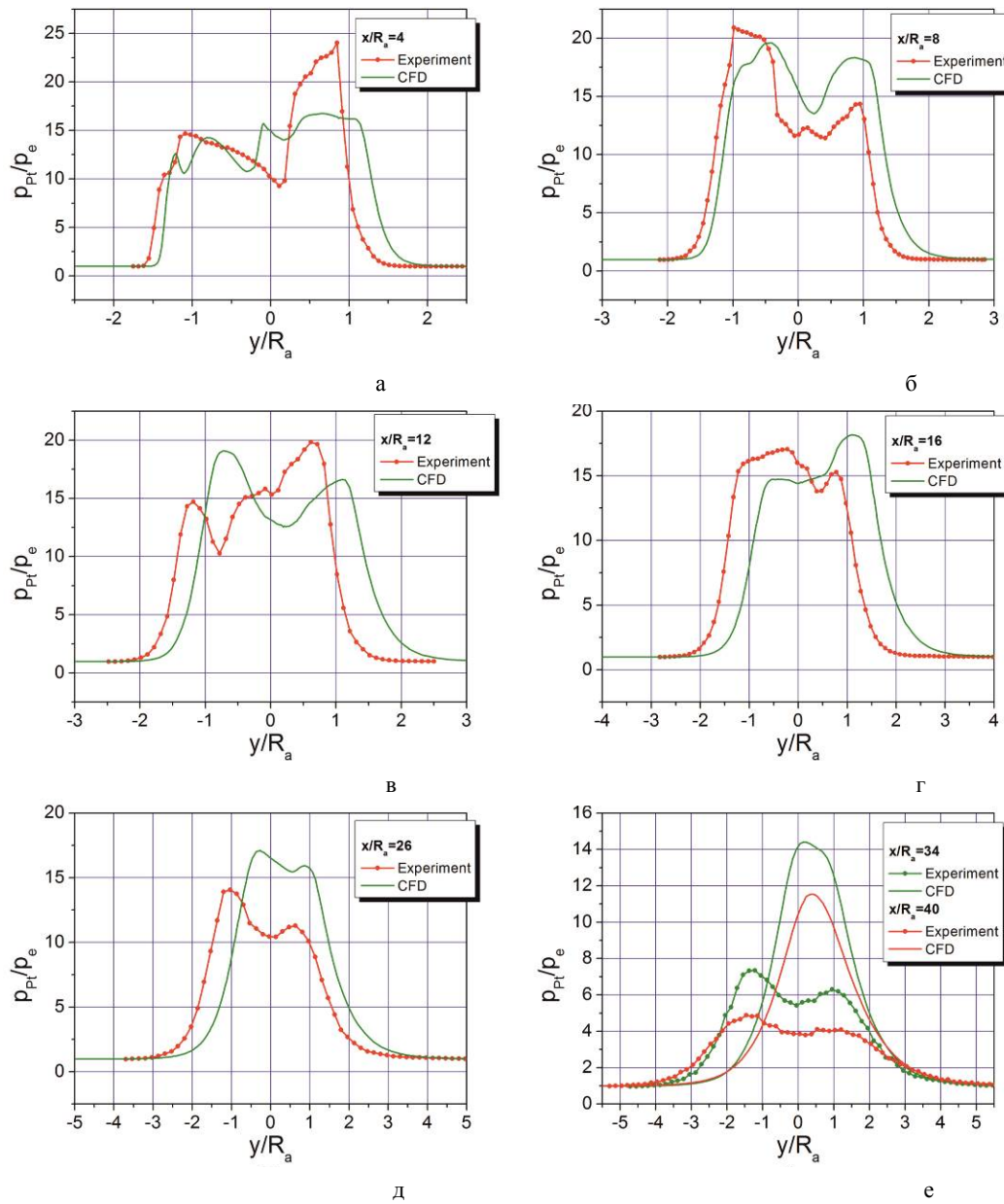


Рис. 7. Экспериментальные и расчетные вертикальные профили давления Пито в поперечных сечениях струи: а – $x/R_a = 4$; б – $x/R_a = 8$; в – $x/R_a = 12$; г – $x/R_a = 16$; д – $x/R_a = 26$; е – $x/R_a = 34, 40$

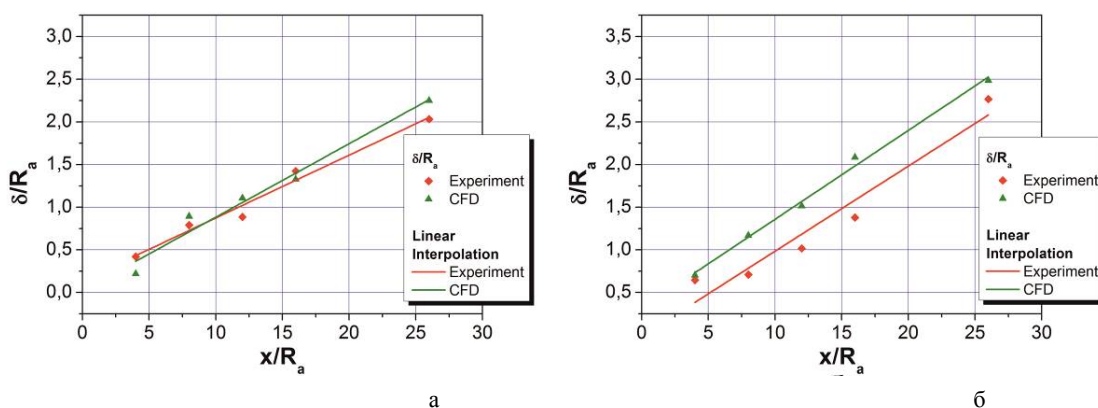


Рис. 8. Развитие экспериментальных и расчетных внешних слоев смешения в плоскости симметрии струи: а – «нижний» слой смешения; б – «верхний» слой смешения

ные могут быть использованы для верификации численных моделей. Достигнуто качественное соответствие результатов численного расчета и данных эксперимента. По данным зондовых измерений вычислен угол отклонения струи от оси сопла, составивший как для расчета, так и для эксперимента 5° . Толщина слоя смешения, полученная в результате численного расчета, соответствует данным эксперимента.

Список литературы

1. Carter D. J., Vick A. R. Experimental Investigation of Axial and Normal Force Characteristics of Skewed Nozzles // National Advisory Committee for Aeronautic. Technical note № 4336. Washington, 1958.
2. Wlezien R. W., Kibens V. Passive Control of Jets with Indeterminate Origins // AIAA Journal. 1986. Vol. 24. No. 8. P. 1263–1270.
3. Комаров Т. А., Кехваяни В. Г., Немыкин В. Д. Экспериментальное исследование тяговых и управляющих характеристик сопел с косым срезом // Учен. зап. ЦАГИ. 1989. Т. 20, № 4. С. 123–127.
4. Кехваяни В. Г. Экспериментальное исследование сверхзвуковых и звуковых струй, истекающих из сопел с косым срезом // Тр. ЦАГИ. 1994. Вып. 2570. С. 3–13.
5. Viswanathan K. Nozzle Shape for Reduction of Jet Noise from Single Jet // AIAA Journal. 2005. Vol. 43. No. 5. P. 1008–1022.
6. Viswanathan K., Shur M., Spalart P. R., Strelets M. Flow and Noise Prediction for Single and Dual-stream Beveled Nozzles // AIAA Journal. 2008. Vol. 46. No. 3. P. 601–626.
7. Viswanathan K., Czech M. Measurement and Modeling of Effect of Forward Flight on Jet Nozzle // AIAA Journal. 2011. Vol. 49. No. 1. P. 216–234.
8. Viswanathan K., Czech M. J. Adaptation of the Beveled Nozzle for High-Speed Jet Noise Reduction // AIAA Journal. 2011. Vol. 49. No. 5. P. 932–952.
9. Запругаев 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: ИСЭМ СО РАН, 2010. Ч. 3. С. 172–179.
10. Петунин А. Н. Методы и техника измерения параметров газового потока. М.: Машиностроение, 1972. 332 с.
11. Трошин А. И., Запругаев В. И., Киселев Н. П. Расчетно-экспериментальное исследование сверхзвуковой слабонедорасширенной струи // Тр. ЦАГИ. М., 2013. Вып. 2710. С. 111–120.
12. Глазнев В. Н., Запругаев В. И., Усков В. Н. и др. Струйные и нестационарные течения в газовой динамике. Новосибирск: Изд-во СО РАН, 2000. 200 с.

Список основных обозначений

x – осевая координата; направлена вдоль оси сопла

y – вертикальная координата
 z – горизонтальная поперечная координата
 M – число Маха
 n_{pr} – «nozzle pressure ratio», отношение полного давления в форкамере к давлению в среде, окружающей затопленную струю

R_a – радиус выходного сечения сопла
 p_a – давление в форкамере газодинамической установки
 p_e – давление в окружающей среде
 p_{pt} – измеренное полное давление

Материал поступил в редколлегию 06.03.2014

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

*Institute of Theoretical and Applied Mechanics of SB RAS
4/1 Institutskaya Str., Novosibirsk, 630090, Russian Federation*

zapr@itam.nsc.ru; i_k@list.ru; kundasev.sergey@gmail.com

**AN EXPERIMENTAL AND CFD INVESTIGATION
OF A SUPERSONIC NONISOBARIC JET EXHAUSTING
FROM A BEVELED NOZZLE**

The aim of the investigation is to understand the shock-wave structure of the supersonic jet exhausting from a beveled nozzle. Results of investigation are presented as cross section Pitot-pressure fields. This data can be used for verification of CFD results. The experiment was complemented by numerical simulation with using of the program packet ANSYS Fluent. The satisfactory qualitative agreement was obtained.

Keywords: shock-wave structure, supersonic jet, beveled nozzle, experiment, CFD results, verification.