

УДК 533.17

**ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ НЕДОРАСШИРЕННЫХ
ОСЕСИММЕТРИЧНЫХ МИКРОСТРУЙ, ИСТЕКАЮЩИХ
В ЗАТОПЛЕННОЕ ПРОСТРАНСТВО****В.М. Анискин¹, Т.А. Коротаева^{1,2}, Е.А. Ободовская³, А.О. Турчинович^{1,2}**¹*Институт теоретической и прикладной механики
им. С.А. Христиановича СО РАН*²*Новосибирский государственный технический университет*³*Новосибирский государственный университет*

В последнее время возрос интерес к исследованию микроструй, что связано с широкой перспективой использования микроструй в практических приложениях химической и аэрокосмической промышленности. В отличие от хорошо изученных макроструй экспериментальных и расчетных данных по структуре микротечений недостаточно. Данная работа представляет результаты численного моделирования истечения сверхзвуковых недорасширенных микроструй в затопленное пространство. Условия в затопленной области соответствуют стандартной атмосфере на нулевой высоте. Численное моделирование истечения сверхзвуковых струй из микросопел выполнено с помощью академической версии коммерческого пакета ANSYS. Стационарные уравнения Навье–Стокса, осредненные по Рейнольдсу, решались для ламинарного режима истечения и турбулентного с моделью турбулентности $k-\omega$ SST. В работе представлены результаты, полученные для диаметров сопел 2 – 44.3 мкм, степеней нерасчетности $n = 1.5 - 4$. Показано влияние нерасчетности на ударно-волновую структуру сверхзвукового участка струи, истекающей из сопла диаметром 16.1 мкм для ламинарного режима истечения, а также распределение параметров вдоль оси струи для ламинарного и турбулентного режимов истечения. Представлены основные параметры струи: размеры бочек и дальнобойность струй в широком диапазоне степеней нерасчетности и диаметров сопел осесимметричных сверхзвуковых недорасширенных струй. Проведено их сопоставление с известными обобщающими зависимостями для макроструй.

Ключевые слова: сверхзвуковые микроструи, степень нерасчетности, газодинамическая структура струи, ламинарный и турбулентный режимы течения, модель турбулентности, дальнобойность, длина бочки, численное моделирование, уравнения Навье–Стокса.

DOI: 10.17212/1727-2769-2018-1-22-35

Введение

Область газовой динамики, изучающая процессы истечения, интенсивно развивалась с 50-х годов прошлого столетия, что было обусловлено необходимостью решения насущных задач, возникающих при разработке реактивных летательных аппаратов. Постепенно область практических приложений расширялась, включая разработку разнообразных струйных технологических процессов и газоструйных аппаратов. Результаты экспериментальных и численных исследований макроструй нашли отражение в огромном числе публикаций, монографий и обзоров, например [1–5].

В последнее время возрос интерес к исследованию микроструй, что связано с потенциальной возможностью их использования в различных процессах, таких,

Исследование выполнено при финансовой поддержке Российского научного фонда, грант № 17-19-01157.

как охлаждение на микроуровне, струйное горение, производство нанопорошков, создание новых материалов, отличающихся необычными свойствами. Микроструи применяются при смешении газов и защиты поверхностей от воздействия химически агрессивной или высокотемпературной среды. Они могут быть использованы в аэрокосмической отрасли для подавления шума струй реактивных двигателей или в реактивных системах ориентации микроспутников.

Таким образом, широкая перспектива использования микроструй в практических приложениях химической и аэрокосмической промышленности создает предпосылки к углубленному исследованию процессов истечения до- и сверхзвуковых струй при различных режимах. Как и макроструи, микроструи могут иметь дозвуковую, сверхзвуковую и звуковую скорость истечения из сопла. Пространство, в которое истекает струя, может быть покоящимся или движущимся со скоростью. Возможны различные режимы истечения. Все это определяет особенности струи, которые описывают с использованием характеристических линейных масштабов в продольном и поперечном по отношению к оси струи направлениям.

Экспериментальное исследование структуры сверхзвуковой осесимметричной микроструи представлено в работе [6]. Результаты экспериментального исследования устойчивости и ламинарно-турбулентного перехода в плоской дозвуковой гелиевой микроструе, истекающей в атмосферу, представлены в [7]. Развитие стационарных возмущений в недорасширенных осесимметричных и двумерных микроструях описано в работе [8].

Целью настоящей работы является определение основных газодинамических параметров осесимметричных недорасширенных микроструй струй воздуха: размера первой бочки струи, среднего размера бочек, длины сверхзвукового участка и установление особенностей течения при различных режимах: ламинарном и турбулентном.

1. Постановка задачи

Настоящая работа посвящена численному исследованию истечения осесимметричных недорасширенных струй в затопленное пространство.

Постановка задачи для численного моделирования соответствует схеме экспериментов, представленной в работе [9]. Все эксперименты были проведены с использованием азота и воздуха в качестве рабочего газа. Газ под давлением подается в форкамеру, после чего поступает в сопловой тракт и истекает в атмосферу при комнатной температуре. В экспериментах [9] рассматривалось истечение азота и воздуха из круглых звуковых сопел с острой кромкой в диапазоне диаметров от 10.4 до 340 мкм и была проанализирована их газодинамическая структура. Дозвуковая часть сопел представляла собой коническое сужение с начального диаметра 4 мм под углом 47° .

Струи, истекающие из осесимметричных сопел, исследовались в рамках численного решения задачи в постановке, соответствующей постановке экспериментов. При численном моделировании рассматривался сопловой тракт и область, в которую происходило истечение. Расчеты проведены для диаметров сопел: 44.3; 34.8; 21.4; 16.1; 10.4; 5.2; 2 мкм. Условия в затопленной области соответствуют стандартной атмосфере на нулевой высоте, температура комнатная, нерасчетность для каждого диаметра: $n = 1.5; 1.7; 2; 2.5; 3; 3.5; 4$.

На рис. 1 приведен пример двумерной расчетной сетки, построенной с помощью сеточного генератора ICEM CFD. Рассматривается половина расчетной области.

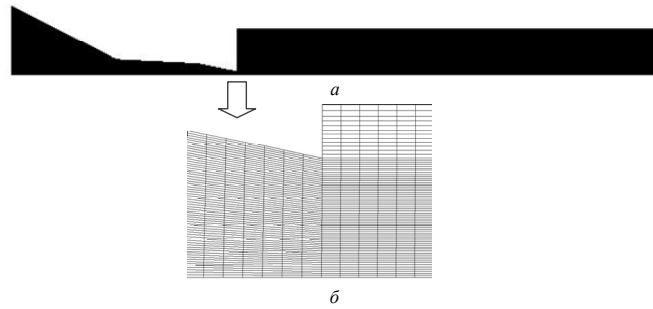


Рис. 1 – Разностная сетка:

a – общий вид области; *б* – фрагмент области

Fig. 1. Mesh:

a – a general view; *b* – part of the calculation domain

На рис. 1, *a* приведен общий вид области, фрагмент сетки вблизи среза сопла представлен на рис. 1, *б*. Сетка построена со сгущением в поперечном направлении в области среза сопла и в продольном направлении в струе. Строились сетки с различными габаритами области, в которую происходит истечение струи: от 50 диаметров струи (D) до $250D$. Таким образом, с ростом нерасчетности использовались более длинные расчетные области, для того, чтобы вся сверхзвуковая часть струи полностью помещалась в расчетную область. Вертикальный размер, равный $5D$, был выбран для того, чтобы внешняя граница расчетной области располагалась на достаточном удалении от струи. Прямоугольная сетка насчитывала ~ 0.5 млн ячеек при продольных габаритах $50D$, $100D$ и порядка ~ 1 млн ячеек при продольном размере $250D$.

Стационарные уравнения Навье–Стокса, осредненные по Рейнольдсу, решались как для ламинарного режима истечения, так и турбулентного с использованием модели турбулентности $k-\omega$ SST. В рамках задачи использовались “density-based” решатель (термин пакета Ansys Fluent, означающий определение поля давления из уравнения состояния), неявная схема второго порядка точности, расщепление конвективных потоков производилось с использованием схемы Рунге. В качестве граничных условий на левой границе расчетной области использовался тип “pressure-inlet” (рис. 2), т. е. задавались давление торможения P_0 , статическое давление p в диапазоне от 2.5 до 7.56 атм и температура торможения $T_0 = 300^\circ \text{K}$. На стенках сопла ставилось граничное условие “wall” с условием прилипания и температурой стенки $T_w = 300^\circ \text{K}$. На выходной границе с помощью условия “pressure outlet” задавалось атмосферное давление и $T_0 = 300^\circ \text{K}$. Нижняя граница расчетной области для плоской задачи являлась осью симметрии и на ней задавалось условие “axis”.



Рис. 2 – Граничные условия:

1 – pressure-inlet; 2 – wall; 3 – pressure-outlet; 4 – axis

Fig. 2 – Boundary conditions:

1 – is a pressure-inlet; 2 – is the wall; 3 – is a pressure-outlet; 4 – is the axis

Параметры газа – воздуха были следующие: в качестве уравнения состояния задавалась опция “*ideal gas*”, теплоемкость C_p полагалась постоянной, теплопроводность определялась кинетической теорией, вязкость подчинялась закону Сазерленда.

Численное моделирование истечения сверхзвуковых струй из микросопел было выполнено с помощью академической версии коммерческого пакета ANSYS Fluent 18.0, который отличается широкими возможностями для моделирования сложных задач [10].

2. Результаты

Структура течения

Исследование основных газодинамических параметров осесимметричных недорасширенных микроструй воздуха, истекающих в затопленное пространство основывается на определении характеристических линейных масштабов [11] для продольных (вдоль оси ox) и поперечных (вдоль оси oy) размеров сверхзвуковой струи. На рис. 3, *a* представлена схема течения недорасширенной струи из работы [12]. В такой струе можно выделить ядро струи с его волновой структурой и зону смешения. Зона смешения находится у границы струи, начиная от среза сопла; вниз по течению она расширяется и на достаточном удалении охватывает всю струю. При этом выделяют три участка.

1. Начальный участок, течение в котором сильно зависит от числа Рейнольдса, диаметра сопла, особенностей течения в сопле, угла раскрытия сопла и т. д.

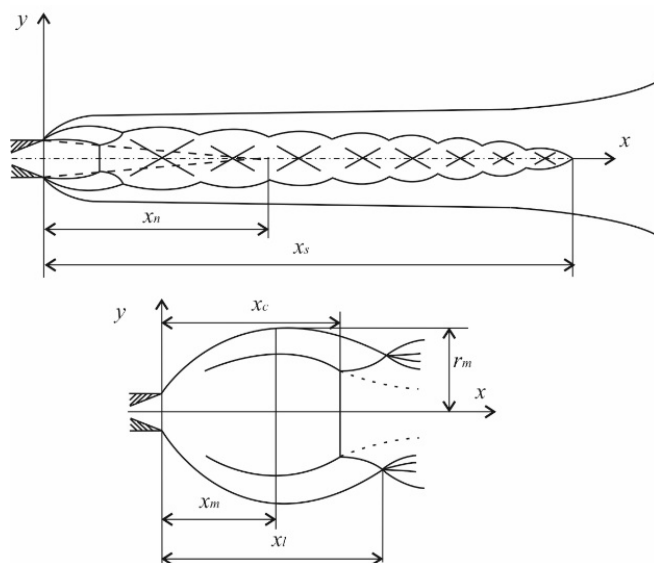


Рис. 3 – Структура сверхзвуковой недорасширенной струи при $n > 2$:

x_c – расстояние до диска Маха; L – длина первой бочки; L_s – дальность струи; r_m – высота бочки

Fig. 3 – Supersonic underexpanded jet structure at $n > 2$:

x_c – is the distance to the Mach disk; L – is the first shock cell length; L_s – is the supersonic length; r_m – is the cell height

2. Переходный участок, для которого характерно смыкание слоев смешения и существенна турбулизация потока.

3. Основной участок струи, для которого, начиная с некоторого момента, среднее течение становится автомодельным.

Точка на оси струи, соответствующая расстоянию x_n , где смыкается зона смешения, характеризует конец начального участка струи. На расстояния $x > x_n$ вблизи оси струи сохраняются сверхзвуковые скорости, постепенно убывающие до скорости звука в некоторой точке на оси x_s . Величина x_s – длина сверхзвукового участка струи, называемая дальнобойностью. Отрезок $x_n x_s$ представляет переходный участок струи. При $x > x_s$ начинается дозвуковой основной участок струи. Еще одной из характеристик сверхзвуковых недорасширенных струй является средний размер бочек, представляющей собой средний размер второй, третьей и четвертой бочек струй.

В целом, структура струи определяется тем, что в неизобарических струях из-за нерасчетности истечения ($n = p_a / p_n > 1$, где p_a – давление в выходном сечении сопла, p_n – давление в окружающем струю пространстве), газ имеет большую скорость в радиальном направлении, что приводит к сложному течению с областями расширения и сжатия, а также с ударными волнами сложной конфигурации. При этом радиальная компонента скорости газа вблизи границы струи оказывается переменной по длине струи и может несколько раз менять свое направление, пока под воздействием эффектов диссипации не станет пренебрежимо малой. Это приводит к тому, что на некотором расстоянии от среза сопла струи образуются последовательность характерных бочкообразных и приближенно подобных структур, очертания которых постепенно размываются под воздействием эффектов вязкости в нарастающем вдоль границы струи слое смешения, а также под воздействием волновых потерь.

При нерасчетности $n > 2$ сверхзвуковая недорасширенная струя имеет бочкообразную квазипериодическую структуру с присущей ей специфической системой ударных волн в первой бочке (рис. 3, схема снизу). Течение во второй и последующих бочках, длины которых незначительно монотонно уменьшаются по сравнению с длиной первой бочки, характеризуется наличием регулярно взаимодействующих наклонных ударных волн. Точка пересечения этих волн расположена на оси струи (рис. 3, схема сверху). Регулярно взаимодействующими наклонными волнами определяется также конфигурация первой бочки при степенях нерасчетности $n < 2$.

В настоящей работе предметом исследования являлся сверхзвуковой участок струи: длины первых и средних бочек и дальнобойность, или длина сверхзвукового участка. На рис. 4 показаны распределения чисел Маха в сверхзвуковых областях ламинарной струи с диаметром выходного сечения сопла $D = 16.1$ мкм при различных степенях нерасчетности. Видно, что структура струи полностью соответствует описанию выше. При степени нерасчетности $n = 2$ появляется очень маленький диск Маха (рис. 4, б), который увеличивается с ростом степени нерасчетности (рис. 4, в и г). Внутри сверхзвуковой струи за скачками уплотнения возникают области дозвукового течения. На рис. 4, в и г это белые пятна без изолиний вблизи оси струи.

На рис. 5 показаны продольные распределения чисел Маха и давления торможения за прямым скачком уплотнения на сверхзвуковом участке для струи с диаметром выходного сечения сопла $D = 16.1$ мкм при степени нерасчетности $n = 2$. В рассматриваемом диапазоне нерасчетностей, а также в зависимости от режима

истечения наблюдается образование структур, содержащих от 6 до 10 для турбулентного режима, либо от 20 до 25 бочек для ламинарного. Как отмечалось выше, бочкообразная структура определяется эффектами вязкости в слое смешения и волновыми потерями. Из рисунка видно, что вблизи среза сопла структуры струй, рассчитанных в рамках ламинарной и турбулентной моделей, одинаковы, затем, в случае турбулентного истечения, струя сильно расширяется, эффекты диссипации в слое смешения более значительны, в результате чего бочек образуется меньше.

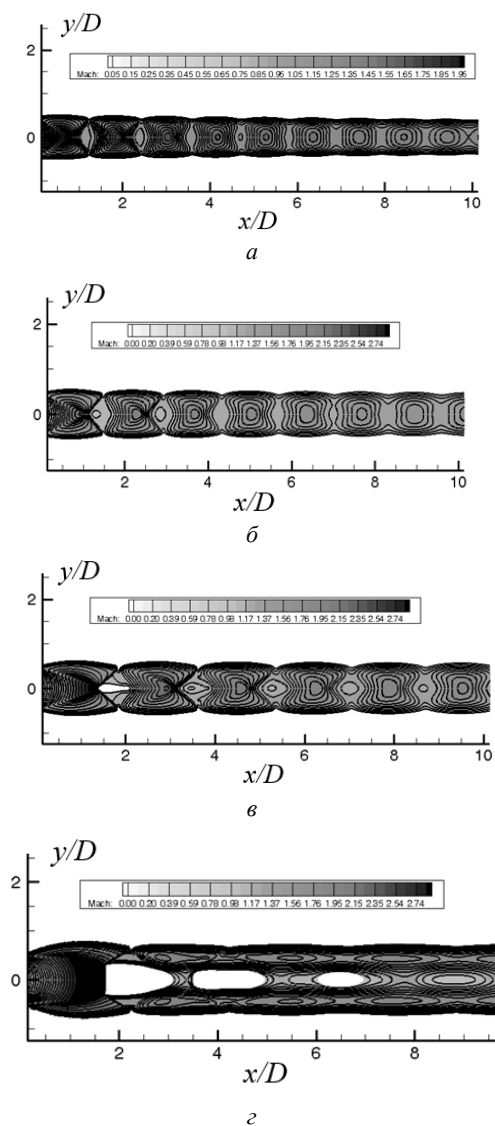


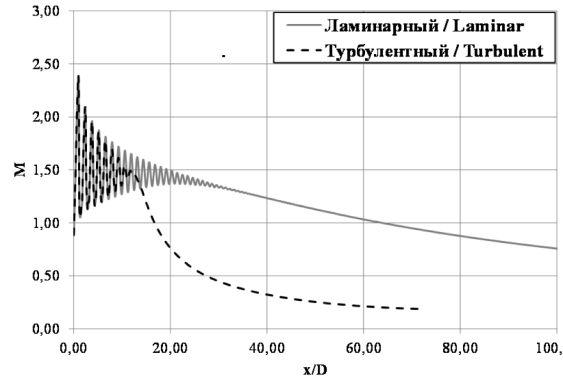
Рис. 4 – Распределение числа Маха в сверхзвуковой части струи диаметром 16.1 мкм:

$a - n = 1.7$; $б - n = 2$; $в - n = 2.5$; $г - n = 4$

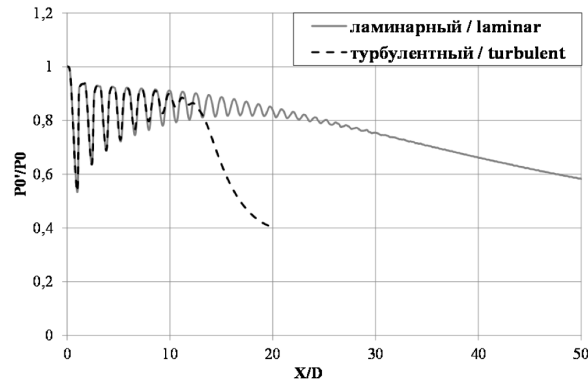
Fig. 4 – Mach number distribution in the jet supersonic part of the diameter of 16.1 μm :

$a - n = 1.7$; $b - n = 2$; $c - n = 2.5$; $d - n = 4$

На больших расстояниях от среза сопла (в основном участке) волновые процессы ослабевают, давление в струе выравнивается, и течение приобретает изобарический характер.



а



б

Рис. 5 – Осевое распределение (а) числа Маха и (б) давления торможения за прямым скачком уплотнения для струи, истекающей из сопла диаметром 16.1 мкм для ламинарного (сплошная линия) и турбулентного (штриховая линия) режима истечения при $n = 2$

Fig. 5. Parameter distributions along the jet axis with a nozzle diameter of 16.1 μm , $n = 2$ at laminar (solid line) and turbulent (dashed line) flows: a – Mach number; b – total pressure behind a normal shock wave

Из рис. 5 видно, что ламинарные струи значительно длиннее по сравнению с турбулентными.

Размеры бочек и дальнобойность струй

В работе длина первой бочки обозначается через L , длина средней бочки – L_s , дальнобойность – L_c .

Длины первой бочки макроструи L определялись во многих расчетных и экспериментальных работах. Существуют различные формулы, например, в работе [12] приведена эмпирическая формула для определения этого параметра:

$$\frac{L}{r_a} = 1.72M_a\sqrt{\gamma_a n}, \tag{1}$$

где M_a – число Маха в выходном сечении сопла; r_a – диаметр сопла; γ_a – показатель адиабаты.

Более сложная формула, полученная на основе анализа размерностей в работе [13], учитывает угол полураскрытия сопла θ_a :

$$L = 1.558x^*, \tag{2}$$

$$\frac{x^*}{r_a} \sim \sqrt{n(1 + \gamma_a M_a^2 f(\theta_a)) - 1}, \tag{3}$$

где $f(\theta_a) = \cos(\theta_a)$.

Зависимость [14] обобщает данные, полученные при параметрических расчетах методом характеристик.

На рис. 6–9 показаны дальности струи и размеров бочек (первой и средней) в зависимости от нерасчетности струй, полученные в данной работе для микроструй. Размеры первой бочки сопоставлены с данными работ [12–14]. Из рис. 6 видно, что полученные в данной работе результаты численного моделирования недорасширенных микроструй по размерам первой бочки хорошо согласуются с данными [14] для всех степеней нерасчетности в диапазоне 1–4 для диаметров 10.4...44.3 мкм, несколько хуже для диаметров 2 и 5.2 мкм. Соотношения (2)–(3), взятые из работы [13], расходятся с результатами настоящей работы и [14] в области маленьких степеней нерасчетности. Наблюдается лишь качественное согласие представленных данных с эмпирической формулой (1).

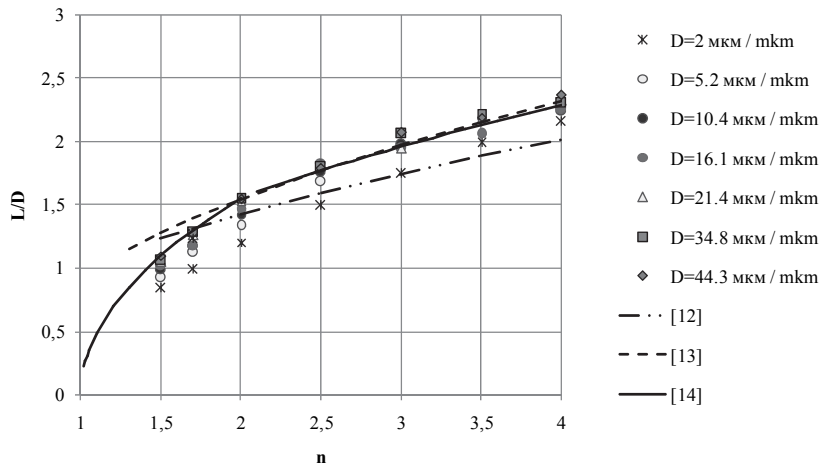


Рис. 6 – Длина первой бочки
 Fig. 6 – Non-dimensional first shock cell length

Проведенное сравнение дает основание для утверждения, что результаты данного моделирования являются надежными. На рис. 7 показаны размеры средних бочек. Видно, что они меньше по сравнению с первыми бочками, и чем меньше выходной диаметр микросопла, тем эта разница больше.

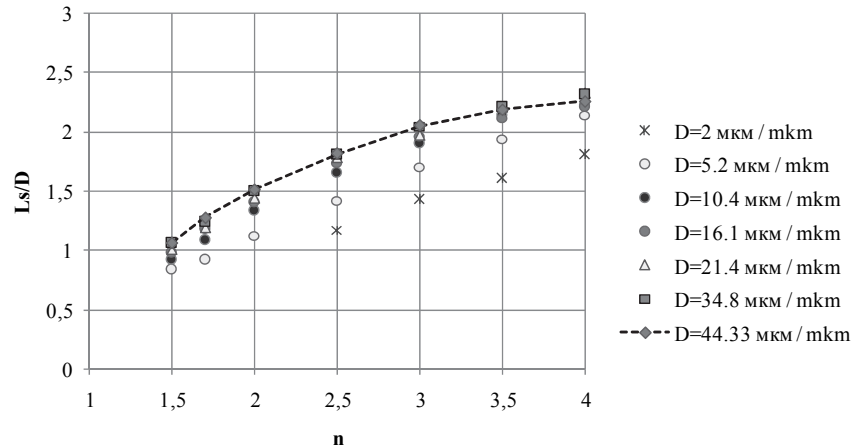


Рис. 7 – Длина средней бочки

Fig. 7 – Non-dimensional average shock cell length

В целом, анализ представленных данных показывает, что размер первых бочек и средний размер бочек, увеличивается по мере увеличения диаметра сопла и нерасчетности.

Длина сверхзвуковой части струи определяется локальным значением числа Маха вдоль оси симметрии. По положению точки, в которой $M = 1$, можно оценить длину сверхзвукового участка струи, или дальнобойность. На рис. 8, 9 показаны зависимости дальнобойности струй от нерасчетности, истекающих в ламинарном, либо турбулентном режиме. Зависимости отнесены к диаметру сопла и представлены с использованием логарифмической шкалы вдоль вертикальной оси.

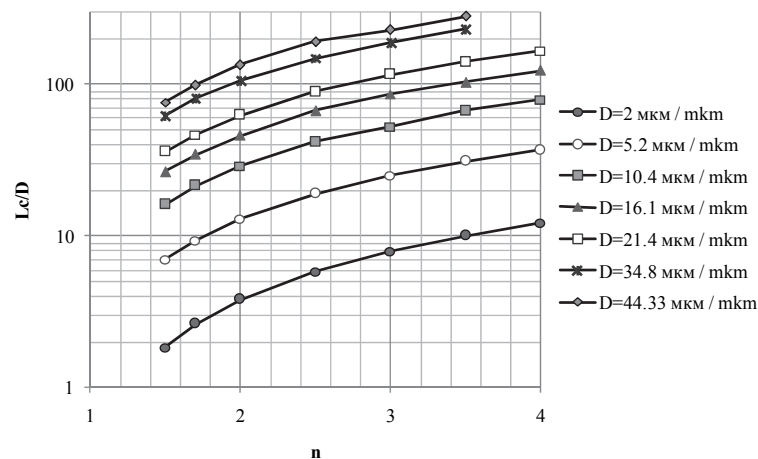


Рис. 8 – Дальнобойность ламинарных струй

Fig. 8 – A jet supersonic length laminar regime

Из рис. 8, а видно, что дальнобойность ламинарных струй увеличивается по мере увеличения диаметра сопла и степени нерасчетности. Турбулентные струи заметно короче ламинарных. За исключением маленьких диаметров 2 и 5.2 мкм, они укладываются на одну обобщающую зависимость.

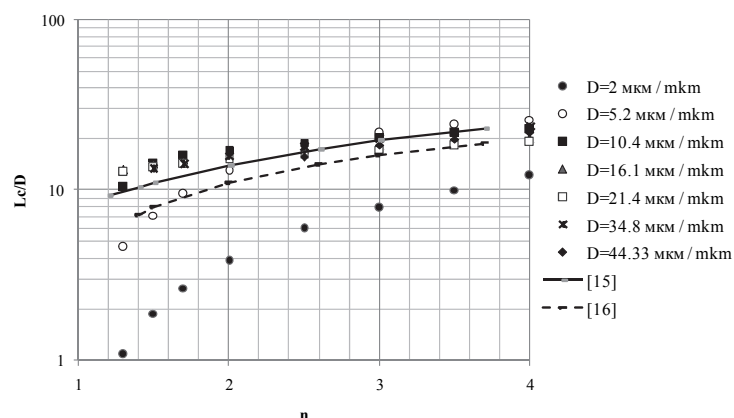


Рис. 9 – Дальность турбулентных струй

Fig. 9 – A jet supersonic length turbulent regime

Заклучение

Данная работа представляет результаты численного моделирования истечения сверхзвуковых недорасширенных микроструй в затопленное пространство. Условия в затопленной области соответствуют стандартной атмосфере на нулевой высоте. Численное моделирование истечения сверхзвуковых струй из микросопел было выполнено с помощью академической версии коммерческого пакета ANSYS. Стационарные уравнения Навье–Стокса, осредненные по Рейнольдсу, решались для ламинарного режима истечения и турбулентного с моделью турбулентности $k-\omega$ SST. В работе представлены результаты, полученные для диаметров сопел 2 – 44.3 мкм, степеней нерасчетности $n = 1.5 - 4$. Показано влияние степени нерасчетности на ударно-волновую структуру сверхзвукового участка струи. Размер первых бочек и средний размер бочки увеличивается по мере увеличения диаметра сопла и степени нерасчетности. По размерам бочек проведено сопоставление результатов настоящей работы с данными для макроструй других авторов, полученными с использованием различных подходов. Показано, что при диаметрах сопел больших 10.4 мкм наблюдается удовлетворительное согласование данных.

В работе исследовались турбулентные и ламинарные режимы истечения. Показано, что дальность как ламинарных, так и турбулентных микроструй увеличивается с ростом диаметра сопла и степени нерасчетности. Турбулентные струи заметно короче ламинарных. За исключением маленьких диаметров 2 мкм и 5.2 мкм, они ни укладываются на одну обобщающую зависимость, полученную для макроструй.

Проведенное численное исследование истечения недорасширенных осесимметричных сверхзвуковых микроструй показало, что для определения основных продольных параметров, таких как размер бочки и дальность, при диаметрах сопел свыше 10 мкм можно использовать известные обобщенные зависимости для макроструй.

ЛИТЕРАТУРА

1. Исследование структуры сверхзвуковых неизобарических струй / В.М. Бойко, А.В. Достовалов, В.И. Запрягаев, И.Н. Кавун, Н.П. Киселев, А.А. Пивоваров // Ученые записки ЦАГИ. – 2010. – Т. 41, № 2. – С. 44–57.
2. Дулов В.Г., Лукьянов Г.А. Газодинамика процессов истечения. – Новосибирск: Наука, 1984. – 236 с.

3. Investigation of the flow structures in supersonic free and impinging jet flows / C. Chin, M. Li, C. Harkin, T. Rochwerger, L. Chan, A. Ooi // *Journal of Fluids Engineering*. – 2013. – Vol. 135, N 3. – P. 031202-1–031202-12.
4. **Волков К.Н., Емельянов В.Н., Зазимко В.А.** Турбулентные струи – статические модели и моделирование крупных вихрей. – М.: Физматлит, 2014. – 360 с. – ISBN 978-5-9221-1526-1.
5. **Запрягаев В.И., Киселев Н.П., Кундасев С.Г.** Структура течения при взаимодействии сверхзвуковой перерасширенной струи с плоской наклонной преградой // *Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника*. – 2016. – № 45. – С. 32–44.
6. **Анискин В.М., Миронов С.Г.** Экспериментальное исследование структуры сверхзвуковой осесимметричной микроструи // *Фундаментальные основы МЭМС- и нанотехнологий: тезисы докладов*. – Новосибирск, 2011. – Вып. 3. – С. 22.
7. Исследование устойчивости дозвуковой газовой микроструи / В.М. Анискин, Д.А. Бунтин, А.А. Маслов, С.Г. Миронов, И.С. Цырюльников // *ЖТФ*. – 2012. – Т. 82, вып. 2. – С. 17–23.
8. **Анискин В.М., Миронов С.Г., Маслов А.А.** Развитие стационарных возмущений в недорасширенных осесимметричных и двумерных микроструях // *XXIII семинар по струйным, отрывным и нестационарным течениям: сборник трудов (с международным участием)*. – Томск, 2012. – С. 15–17.
9. **Анискин В.М.** Экспериментальное исследование микротечений жидкости и газа: дис. ... д-ра физ.-мат. наук: 01.05.02 / ИТПМ СО РАН. – Новосибирск, 2013. – 200 с.
10. **Иткина Н.Б., Марков С.И.** Применение стабилизированного векторного метода конечных элементов для моделирования течения газов // *Доклады Академии наук высшей школы Российской Федерации*. – 2016. – № 2 (31). – С. 57–67.
11. **Анцупов А.В., Благосклонов В.И.** О структуре сверхзвуковой струи, истекающей в затопленное пространство // *Труды ЦАГИ*. – 1976. – Вып. 1781.
12. **Цзян Чже-Син.** Исследование осесимметричной сверхзвуковой турбулентной струи при истечении из сопла с недорасширением // *Исследование турбулентных струй воздуха, плазмы и реального газа / под ред. Г.Н. Абрамовича*. – М.: Машиностроение, 1967. – С. 144–181.
13. **Шелухин Н.Н.** Исследование характеристик сверхзвуковой недорасширенной струи // *Труды ЦАГИ*. – 1995. – Т. 26, № 1–2.
14. Experimental and theoretical studies of axisymmetric free jets / E.S. Love, C.E. Grigsby, L.P. Lee, M.J. Woodling. – Washington, 1959. – 292 p. – (NASA Technical Report; R-6).
15. **Погорелов В.И.** Параметры, определяющие дальнобойность сверхзвуковой газовой струи // *ЖТФ*. – 1977. – Т. 47, вып. 2. – С. 444–445.
16. **Seubold J.G., Shirie J.W.** Length of the supersonic core in high-speed jets // *AIAA Journal*. – 1967. – Vol. 5, N 11. – P. 2062–2064.

NUMERICAL SIMULATION OF UNDEREXPANDED AXISYMMETRICAL MICROJETS EJECTED INTO STILL AIR

Aniskin V.M.¹, Korotaeva T.A.^{1,2}, Obodovskaya E.A.³, Turchinovich A.O.^{1,2}

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

²*Novosibirsk State Technical University, Novosibirsk, Russia*

³*Novosibirsk State University, Novosibirsk, Russia*

Recently, the flow field associated with microjets has been of interest to researchers due to a wide range of advanced practical applications of the microjets for chemical and aerospace industries. Experimental and numerical simulation data on the structure of microflows are not sufficient in contrast to the well-studied macrojets. The paper presents the results of numerical simulation of supersonic underexpanded microjets issued into still air. The conditions in the still air correspond to the standard atmosphere at an altitude equal to zero. Numerical simulation of supersonic jet outflow from micro-nozzles has been performed using the academic version of ANSYS commer-

cial package. The stationary Navier-Stokes equations averaged over the Reynolds method have been solved both for the laminar and the turbulent flow. The turbulence model $k-\omega$ SST has been used in the simulation of a turbulent mode.

The results obtained for the nozzle diameters of 2 to 44.33 μm and the jet pressure ratio of $n = 1.5$ to 4 are presented. The effect of the jet pressure ratio on the shock wave structure of the supersonic part of the jet issued from the axymmetrical nozzle with the diameter of 16.1 μm for the laminar flow is shown, as well as parameters distributed along a jet axis both for the laminar and turbulent regimes.

The basic longitudinal parameters are presented: the wavelength and jet range in a wide range of jet pressure ratios and nozzle diameters of axisymmetric supersonic underexpanded jets. Comparison of the parameters with the known generalizing dependencies for macrojets is made.

Keywords: Supersonic microstructures, jet pressure ratio, gas-dynamic jet structure, laminar and turbulent flow regimes, turbulence model, jet range, wavelength, numerical simulation, Navier-Stokes equations.

DOI: 10.17212/1727-2769-2018-1-22-35

REFERENCES

1. Boyko V.M., Dostovalov A.V., Zapryagaev V.I., Kavun I.N., Kiselev N.P., Pivovarov A.A. Issledovanie struktury sverkhzvukovykh neizobaricheskikh strui [Investigation of supersonic non-isobaric jet structure]. *Uchenye zapiski TsAGI – TsAGI Science Journal*, 2010, vol. 41, no. 2, pp. 44–57. (In Russian).
2. Dulov V.G., Luk'yanov G.A. *Gazodinamika protsessov istecheniya* [Gas dynamics of out-flow processes]. Novosibirsk, Nauka Publ., 1984. 236 p.
3. Chin C., Li M., Harkin C., Rochwerger T., Chan L., Ooi A. Investigation of the flow structures in supersonic free and impinging jet flows. *Journal of Fluids Engineering*, 2013, vol. 135, no. 3, pp. 031202-1–031202-12.
4. Volkov K.N., Emel'yanov V.N., Zazimko V.A. *Turbulentnye strui – staticheskie modeli i modelirovanie krupnykh vikhrei* [Turbulent jets – static models and simulation of large eddies]. Moscow, Fizmatlit Publ., 2014. 360 p. ISBN 978-5-9221-1526-1.
5. Zapryagaev V.I., Kiselev N.P., Kundasev S.G. Struktura techeniya pri vzaimodeistvii sverkhzvukovoi pererasshirennoi strui s ploskoi naklonnoi pregradoi [Structure of the flow in the interaction of a supersonic overexpanded jet with a flat inclined obstacle]. *Vestnik Permskogo natsional'nogo issledovatel'skogo politekhnicheskogo universiteta. Aerokosmicheskaya tekhnika – PNRPU Aerospace Engineering Bulletin*, 2016, no. 45, pp. 32–44.
6. Aniskin V.M., Mironov S.G. [Experimental study of the structure of a supersonic axisymmetric microstructure]. *Fundamental'nye osnovy MEMS- i nanotekhnologii: tezisy dokladov* [Abstracts of the All-Russian Seminar "Fundamental Foundations of MEMS- and Nanotechnology"]. Novosibirsk, 2011, iss. 3, p. 22. (In Russian).
7. Aniskin V.M., Buntin D.A., Maslov A.A., Mironov S.G., Tsyriul'nikov I.S. Issledovanie ustoychivosti dozvukovoi gazovoi mikrostui [Stability of a subsonic gas microjet]. *Zhurnal tekhnicheskoi fiziki – Technical Physics. The Russian Journal of Applied Physics*, 2012, vol. 82, iss. 2, pp. 17–23. (In Russian).
8. Aniskin V.M., Mironov S.G., Maslov A.A. [The development of stationary perturbations in underexpanded axisymmetric and two-dimensional microjets]. *XXIII seminar po struinyam, otrynnym i nestatsionarnym techeniyam (s mezhdunarodnym uchastiem): sbornik trudov* [Abstracts of the seminar with international participation: Jet, detachment and nonstationary flows]. Tomsk, 2012, pp. 15–17. (In Russian).
9. Aniskin V.M. *Eksperimental'noe issledovanie mikrotechenii zhidkosti i gaza*. Diss. dokt. fiz.-mat. nauk [Experimental research of fluid and gas microflows. Dr. phys. and math. sci. diss.]. ITAM SB RAS. Novosibirsk, 2013. 200 p.
10. Itkina N.B., Markov S.I. Primenenie stabilizirovannogo vektornogo metoda konechnykh elementov dlya modelirovaniya techeniya gazov [Stabilized vector finite element method for modeling gas flows]. *Doklady Akademii nauk vysshei shkoly Rossiiskoi Federatsii – Proceedings of the Russian higher school Academy of sciences*, 2016, no. 2 (31), pp. 57–67.

11. Antsupov A.V., Blagosklonov V.I. O strukture sverkhzvukovoi strui, istekayushchei v zaptoplennoe prostranstvo [On the structure of a supersonic jet flowing into a flooded space]. *Trudy TsAGI*, 1976, iss. 1781.
12. Tszyan Chzhe-Sin. Issledovanie osesimmetrichnoi sverkhzvukovoi turbulentnoi strui pri istechenii iz sopla s nedorasshireniem [Investigation of an axisymmetric supersonic turbulent jet upon discharge from a nozzle with underexpansion]. *Issledovanie turbulentnykh strui vozdukha, plazmy i real'nogo gaza* [Investigation of turbulent jets of air, plasma and real gas]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1967, pp. 144–181.
13. Shelukhin N.N. Issledovanie kharakteristik sverkhzvukovoi nedorasshirennoi strui [Investigation of the characteristics of a supersonic underexpanded jet]. *Trudy TsAGI*, 1995, vol. 26, no. 1–2.
14. Love E.S., Grigsby C.E., Lee L.P., Woodling M.J. *Experimental and theoretical studies of axisymmetric free jets*. NASA Technical Report. Washington, 1959, R-6. 292 p.
15. Pogorelov V.I. Parametry, opredelyayushchie dal'noboinost' sverkhzvukovoi gazovoi strui [Parameters determining the range of a supersonic gas jet]. *Zhurnal Tehnicheskoj Fiziki – Soviet Physics: Technical Physics*, 1977, vol. 47, iss. 2, pp. 444–445. (In Russian).
16. Seubold J.G., Shirie J.W. Length of the supersonic core in high-speed jets. *AIAA Journal*, 1967, vol. 5, no. 11, pp. 2062–2064.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ



Анискин Владимир Михайлович – родился в 1973 году, д-р физ.-мат. наук, старший научный сотрудник лаборатории физических проблем управления газодинамическими течениями Института теоретической и прикладной механики СО РАН. Область научных интересов: экспериментальная аэродинамика, микротечения. Опубликовано более 40 научных работ. (Адрес: 630090, Россия, Новосибирск, ул. Институтская, 4/1. Email: aniskin@itam.nsc.ru).

Aniskin Vladimir Mihailovich (b. 1973) – Doctor of Science (Phys.&Math), associate professor, senior researcher in the physical problems of gasdynamic flows laboratory at the Institute of Theoretical and Applied Mechanics of the Siberian Branch of the Russian Academy of Science. His research interests are currently focused on experimental aerodynamics, and microflows. He is the author of more than 40 scientific papers. (Address: 4/1, Institutskaya St., Novosibirsk, 630090, Russia. E-mail: aniskin@itam.nsc.ru).



Коротаяева Татьяна Александровна – родилась в 1962 году, д-р физ.-мат. наук, доцент, старший научный сотрудник лаборатории физических проблем управления газодинамическими течениями Института теоретической и прикладной механики СО РАН, профессор кафедры инженерных проблем экологии факультета летательных аппаратов Новосибирского государственного технического университета. Область научных интересов: вычислительная аэродинамика. Опубликовано более 100 научных работ. (Адрес: 630090, Россия, Новосибирск, ул. Институтская, 4/1. E-mail: korta@itam.nsc.ru).

Korotaeva Tatiana Alexandrovna (b. 1962) – Doctor of Science (Phys.&Math), associate professor, senior researcher in the physical problems of gasdynamic flows laboratory at the Institute of Theoretical and Applied Mechanics of the Siberian Branch of the Russian Academy of Science, professor at the department of engineering ecology problem at the aircraft faculty of the Novosibirsk State Technical University. Her research interests are currently focused on computational aerodynamics. She is the author of more than 100 scientific papers. (Address: 4/1, Institutskaya St., Novosibirsk, 630090, Russia. E-mail: korta@itam.nsc.ru).



Ободовская Екатерина Александровна – родилась в 1994 году, студентка 4 курса механико-математического факультета Новосибирского государственного университета. Область научных интересов: газовая динамика, физико-химическая гидродинамика. Опубликовано одна научная работа. (Адрес: 630090, Россия, Новосибирск, Академическая, 25. E-mail: katrin.nsk@ngs.ru).

Obodovskaya Ekaterina Aleksandrovna (b. 1994) – a 4-year student at the Faculty of Mechanics and Mathematics, Novosibirsk State University. Her research interests are currently focused on flow dynamics and physical-chemical hydrodynamics. She is the author of 1 scientific paper. (Address: 25, Akademicheskaya St., Novosibirsk, 630090, Russia. E-mail: katrin.nsk@ngs.ru).



Турчинович Анна Олеговна – родилась в 1988 году, канд. техн. наук, доцент кафедры инженерных проблем экологии факультета летательных аппаратов Новосибирского государственного технического университета. Область научных интересов: математическое моделирование, транспортная экология. Опубликовано 23 печатные работы. (Адрес: 630073, Россия, Новосибирск, пр. Карла Маркса, д. 20. E-mail: golubevaa@ngs.ru).

Turchinovich Anna Olegovna (b. 1988), Candidate of Sciences (Eng.), associate professor of Engineering ecology problem chair of the aircraft faculty of the Novosibirsk state technical university. Area of research: mathematical simulation, transport ecology. (Address: 20, Karl Marx Av., Novosibirsk, 630073, Russia. E-mail: golubevaa@ngs.ru).

*Статья поступила 11 февраля 2018 г.
Received February 11, 2018*

To Reference:

Aniskin V.M., Korotaeva T.A., Obodovskaya E.A., Turchinovich A.O. Chislennoe modelirovanie nedorasshirenykh osesimmetrichnykh mikrostrui, istekayushchikh v zatoplennoe prostranstvo [Numerical simulation of underexpanded axisymmetrical microjets ejected into still air]. *Doklady Akademii nauk vysshei shkoly Rossiiskoi Federatsii – Proceedings of the Russian higher school Academy of sciences*, 2018, no. 1 (38), pp. 22–35. doi: 10.17212/1727-2769-2018-1-22-35.