Наука и Образование
МГТУ им. Н.Э. Баумана
Сетевое научное издание
ISSN 1994-0408

Наука и Образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электрон. журн. 2015. № 02. С. 42–57.

DOI: **10.7463/0215.0758676**

Представлена в редакцию: 11.02.2015
Исправлена: 02.03.2015

© МГТУ им. Н.Э. Баумана

УДК 533.695.7:519.6

Исследование влияние режимных параметров на течение и характеристики турбулентности дозвуковых струй из конического и шевронных сопел с помощью RANS/ILES-метода высокого разрешения

Бендерский Л. А.[1,*], **Любимов Д. А.**[1]

[*]leosun.ben@gmail.com

[1]Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова, Москва, Россия

Струйные течения встречаются во многих инженерных приложениях: струйное охлаждение, струи из авиационных двигателей, подача топлива в камерах сгорания. Для выхлопных струй из авиационных двигателей важно знать влияние режимных параметров на параметры течения и турбулентности в струях. В данной статье представлено численное исследование с помощью RANS/ILES-метода высокого разрешения влияния числа Маха и температуры на течение в струях. Проведены расчеты истечении холодной и горячей дозвуковых струй из конического и шевронных сопел. Получено влияние режимных параметров на осредненные и пульсационные характеристики течения для всех типов сопел. Проведено сравнение полученных результатов с известными экспериментальными данными.

Ключевые слова: RANS/ILES, дозвуковые струи, шевронные сопла, влияние режимных параметров

Введение

Струйные течения встречаются во многих инженерных приложениях: струйное охлаждение, струи из авиационных двигателей, подача топлива в камерах сгорания. Так для выхлопных струй из авиационных двигателей важными характеристиками является: длинна начального участка струи, по ней определяется зона безопасности вокруг самолета, характеристики турбулентности (например, пульсации скорости и давления) по ним можно судить о характере струйного течения, кроме того с ними связан шум струи. Для практики важно знать влияние режимных параметров на срезе сопла: числа Маха и температуры на течение в струе. Для дозвуковых струй из круглого сопла известно, что уменьшение числа Маха на выходе из сопла приводит к увеличению относительного уровня пульсаций скорости в слое смешения и уменьшению длины начального участка струи [1,2], при слабом изменении величины максимума пульсаций на оси струи. Увеличение температуры на выходе из сопла для дозвуковых струй также приводит к увеличению пульсаций продольной скорости, как в слое смешения, так и к увеличению

максимума пульсаций на оси струи и уменьшению длинны начального участка струи [1,2]. Экспериментальные исследования струйных течений сложны, и порой невозможно получить полный набор характеристик течения для различных типов сопел во всем диапазоне нужных для практики режимов. Известно, что методы RANS с традиционными моделями турбулентности не обеспечивают достаточной для практических приложений точности расчета струйных течений [3]. Повысить точность расчета струйных течений можно, если использовать вихреразрешающие методы. Однако они требуют больших вычислительных мощностей. В настоящее время для расчета сложных турбулентных течений возможно использовать только методы моделирования крупных вихрей: Large Eddy Simulation – LES. Однако и они весьма затратны. По оценкам [4] для совместного расчета течения в круглом сопле и струе с помощью LES требуется порядка 40×10^9 расчетных ячеек. Подтверждением справедливости этой оценки может служить работа [5], в которых совместный расчет течения в круглом сопле выполнялся с помощью LES на сетке, содержащей 400×10^6 ячеек. Однако даже при использовании такой мелкой сетки не удалось предсказать параметры турбулентности в слое смешения струи около среза сопла с достаточной точностью. Кроме того, расчеты на таких сетках достаточно дороги.

Альтернативным подходом является использование комбинированных RANS/LES – методов [6]. В таких методах течение вблизи стенок рассчитывается с помощью RANS и моделей турбулентности, а ядро потока – с помощью LES метода. Анализ известных методов прямого численного моделирования (ПЧМ) показывает, что в большинстве случаев используются разностные схемы порядка не выше третьего. Невысокое разрешение разностных схем заставляет использовать расчетные сетки с большим количеством ячеек, что является сдерживающим фактором для практического использования методов ПЧМ. Повышение эффективности методов ПМЧ дает применение схем высокого разрешения, в работах [6,7] это наглядно видно. Такой подход позволяет использовать значительно более грубые сетки для расчетов и получать хорошее соответствие с экспериментом [6,8-12] при расчете течений даже при относительно больших числах Рейнольдса.

Целью настоящей работы является тестирование RANS/ILES-метода высокого разрешения на известных экспериментальных данных и исследование с его помощью влияния режимных параметров на характеристики течения и турбулентности струй из сопел разной геометрии.

1. RANS/ILES-метод высокого разрешения

В основе метода лежат уравнения Навье–Стокса, описывающие течение сжимаемого газа, уравнения переноса для модели турбулентности, записанные в консервативной форме для криволинейной системы координат, сеточные линии которой совпадали с границами расчетной области и поверхностью сопла. Для их решения был использован комбинированный RANS/ILES-метод. Около стенок для расчета течения решались нестационарные уравнения Навье−Стокса с моделью турбулентности Спаларта−Аллмараса [13]. Вдали от стенок течение описывалось с помощью LES с неявной SGS-моделью − ILES. При таком подходе отсутствует явная SGS-модель

турбулентности, а ее функцию выполняет схемная вязкость разностной схемы [14]. Для расчета конвективных потоков на гранях расчетных ячеек была использована схема Roy, предраспадные параметры для которой вычислялись с помощью монотонной противопоточной схемы 9-го порядка MP9 [15]. Диффузионные потоки на гранях ячеек определялись с помощью аппроксимации с центральными разностями со вторым порядком. Интегрирование по времени выполнялось с помощью технологии «dual time stepping» – интегрирование по двойному времени. При таком подходе на каждом шаге по времени решение находится с помощью неявного метода установления по параметру, «искусственному времени». Интегрирование по физическому времени выполнялось со вторым порядком точности. В области около стенок сопла, где течение описывается с помощью RANS, конвективные потоки на гранях расчетных ячеек в разностном аналоге уравнения для модели турбулентности вычислялись с помощью схемы WENO5 [15]. В области ILES модель турбулентности Спаларта–Аллмараса изменяется таким образом, чтобы турбулентная вязкость равнялась нулю. Достигается это с помощью модификации расстояния в диссипативном члене уравнения для модели турбулентности. Модифицированное расстояние $\tilde{d}$ вычисляется по формулам:

$$\tilde{d} = \begin{cases} d, & d \le C_{ILES}\Delta_{MAX}; \\ 10^{-6}L_{ref}, & d > C_{ILES}\Delta_{MAX}, \end{cases}$$

где d – расстояние от стенки до центра рассматриваемой ячейки, Δ_{MAX} – максимальный размер этой ячейки сетки, $C_{ILES} = 0.65$ – константа, определяющая место перехода от метода RANS к методу ILES и L_{ref} – характерный размер задачи, на него проводилось обезразмеривание линейных размеров задачи.

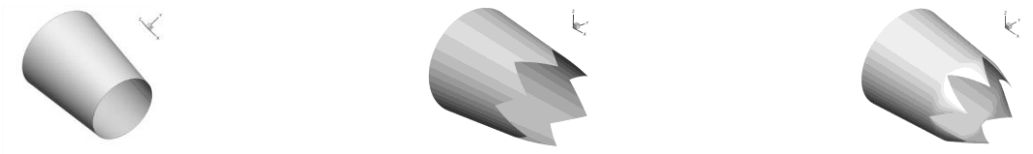
Данный метод хорошо зарекомендовал себя в задачах истечения до- и сверхзвуковых струй из сопел различной конфигурации [6,8,16,17].

2 Расчетные сетки и граничные условия

Исследование влияния режимных параметров было проведено для холодной и горячей струй из 3-х сопел, конического и двух шевронных с углом наклона шевронов к оси сопла α=5° и α=18.2°. Общий вид сопел показан на Рис. 1. Данные сопла известны в литературе, как SMC000, SMC001 и SMC006, их геометрия описана в работе [18]. Расчеты струй проводились на структурированных сетках, содержащих (2.8–3.2)×10^6 ячеек. На Рис. 2 представлены фрагменты типичной расчетной сетки в продольном и поперечном сечении, которая применялась для расчетов. Минимальный продольный и радиальный шаг ячеек в слое смешения вблизи среза сопла приведен в Табл. 1. Они отнесены к эффективному диаметру выхода сопла D_e [18]. Числа ячеек расчетной сетки в продольном N_x и азимутальном направлениях N_φ приведены в Табл. **1.**

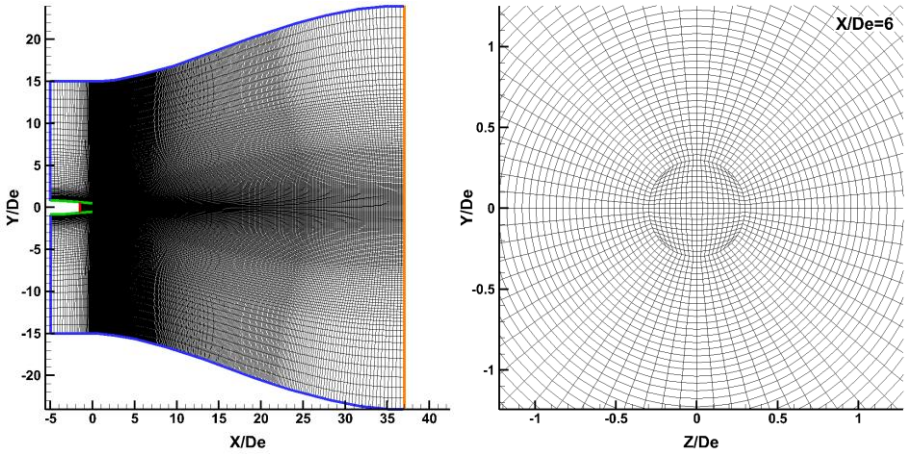
Вблизи границ расчетной области была использована расчетная сетка с большим шагом в направлении по нормали к границе, это позволило использовать в стационарные граничные условия из методов RANS для расчета струйных течений [19,20]. На входе в сопло задавались полные параметры потока: давление и температура, а также угол наклона вектора скорости (красный цвет на Рис. 2а), на поверхности сопла ставилось

комбинированное граничное условие «закон стенки»/прилипание (зеленый цвет на Рис. 2а): закон стенки, если в центре пристеночной ячейке $Y^+>2$ и прилипание в обратном случае. На внешней границе расчетной области (синий цвет на Рис. 2а) задано условие для дальнего поля затопленной струи [6,21]. В выходном сечении расчетной области (оранжевый цвет на Рис. 2а) фиксировалось статическое давление, и задавались нулевые производные остальных параметров течения по нормали к границе.



а) *б)* *в)*

Рис. 1 Геометрия конического SMC000 (а), шевронного с α=5° SMC001 и шевронного α=18.2° SMC006 (в) сопел



а) *б)*

Рис. 2. Продольный (а) и поперечный (б) срез сетки для холодной струи из сопла SMC000

Табл. 1. Характеристики расчетных сеток

Сопло	**D_e, мм**	**Режим**	**N_x**	**N_φ**	**Продольный шаг $\Delta x/D_e$**	**Радиальный шаг $\Delta r/D_e$**
SMC000	50.8	Холодная	508	72	0.016	0.0015
		Горячая	409			0.0011
SMC001	52.8	Холодная				0.0033
		Горячая				0.0034
SMC006	47.7	Холодная				0.0032
		Горячая				0.0031

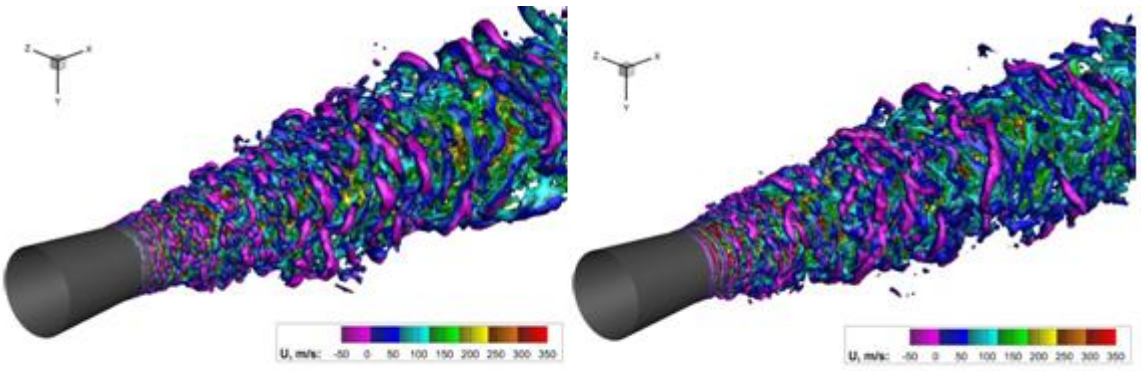
Параметры истечения холодной и горячей струй соответствуют параметрам SP7 и SP46 в работе [18], и представлены в Табл. **2**. Давление и температура окружающей среды для всех расчетов были равны $P_{inf} = 10^5$ Па и $T_{inf} = 300$ К.

Табл. 2. Режимные параметры струй

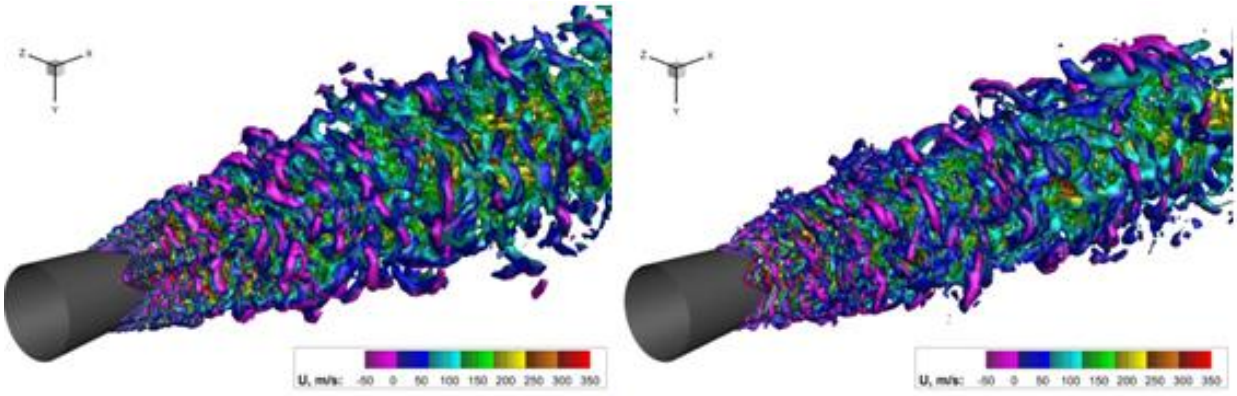
	Холодная	**Горячая**
π - сопла	1.86	1.23
T_0, K	300	858.6
U_j, м/с	312.5	
M_j	0.985	0.548
M_a	0.9	
Re	1.2×10^6	0.2×10^6
$\rho_j U_j^2/2$, Па	67940	21073

3 Результаты Расчетов

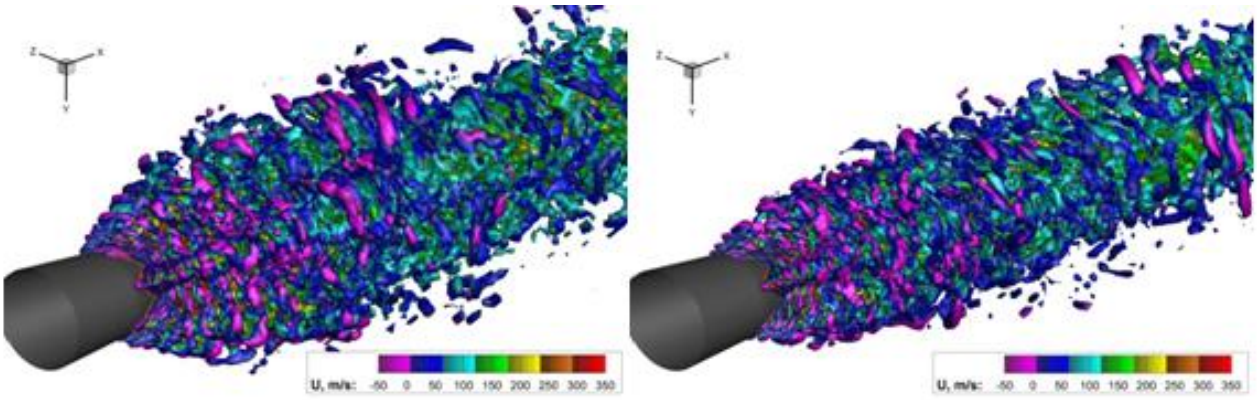
На Рис. 3 показаны изоповерхности параметра $Q=0.5((S_{ij}S_{ij})0.5-(\Omega_{ij}\Omega_{ij})0.5)$ (Q-критерий), где S_{ij} и Ω_{ij} – тензоры скоростей деформации и завихренности. С его помощью удобно визуализировать турбулентную структуру течения. В струе из конического сопла SMC000 около среза сопла наблюдается небольшой участок слоя смешения с тороидальными вихрями регулярной структуры, который обусловлен «численным переходом» [6]. «Численного переход» является следствием использования метода RANS для расчета пограничного слоя в сопле, в результате чего слой смешения вблизи кромки сопла стационарен, а его турбулизация происходит на расстоянии 1-2 калибра сопла и сопровождается завышенным по сравнению с экспериментом уровнем пульсаций параметров течения. Однако довольно быстро эти вихри разрушаются, и течение становится неупорядоченным – турбулентным. При наличии шевронов происходит поджатие слоя смешения в сечении по кончикам шевронов и расширение струи в сечении между шевронами. Влияние шевронов тем сильнее, чем больше угол внедрения шевронов в струю.



a) SMC000



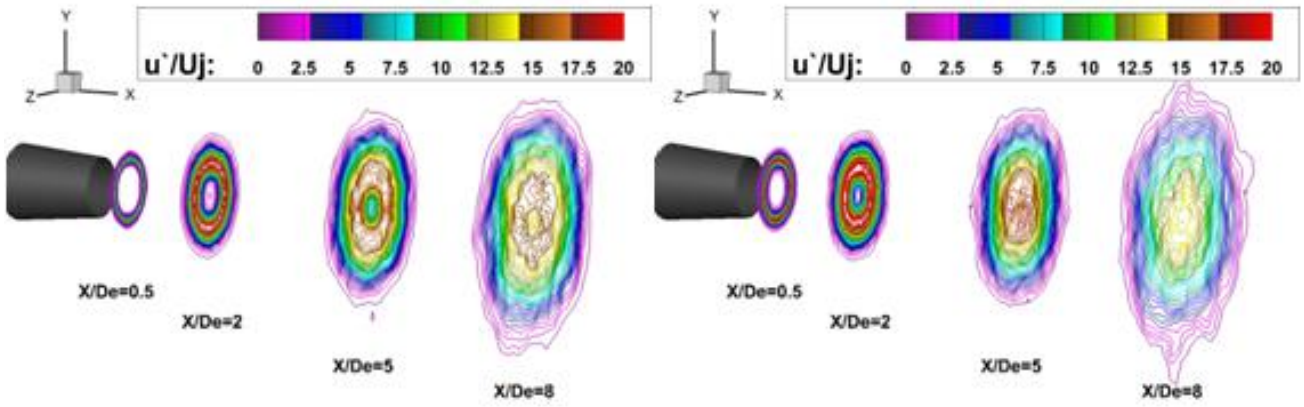
б) SMC001



в) SMC006

Рис. 3 Изоповерхности Q-критерия (слева холодные, справа горячие струи)

Это можно проследить по изолиниям пульсаций продольной скорости на **Рис. 4**.



а) SMC000

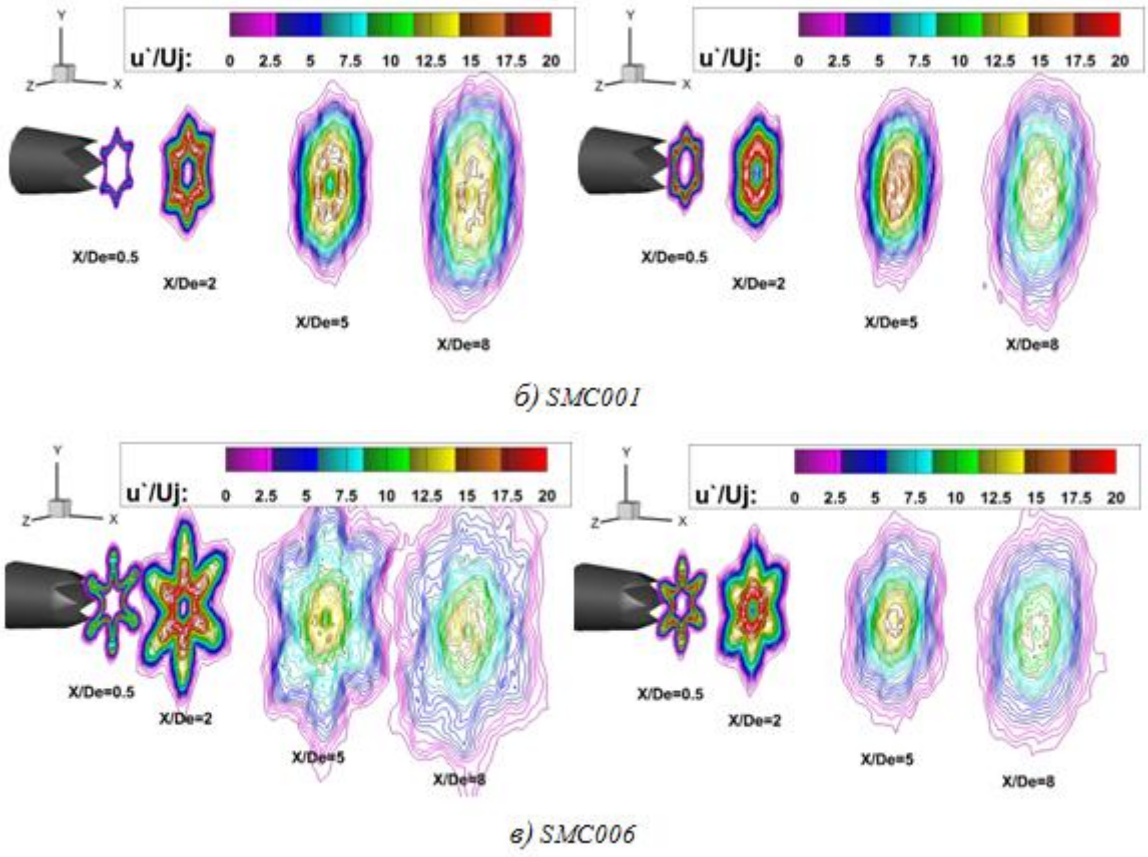


Рис. 4 Изолинии пульсаций продольной скорости (слева холодные, справа горячие струи)

Так можно отметить, что слой смешения для струй из сопла SMC006 расширяется быстрее, чем в случае сопел SMC000 и SMC001. Следствия этого можно проследить на Рис. 5, где представлены распределения осредненной скорости на оси струй. Видно, что происходит уменьшение длины начального участка струи из сопла SMC006 на 1.5-2 калибра для холодной и на 1 калибр для горячей струи по сравнению со струями из круглого сопла, в то время как, в струях из сопла SMC001 не наблюдается значительных изменений длины начального участка по сравнению с круглыми струями соответствующей температуры. Дополнительно на Рис. 5 представлены данные экспериментов для холодных и горячих струй из [18,22]. Полученная в расчетах зависимость влияния геометрии сопла на длину начального участка струи соответствует экспериментальным данным. Можно отметить, что шевроны выполняю роль турбулизаторов течения и значительно уменьшают интенсивность «численного перехода».

Увеличение угла расширения слоев смешения в зависимости от геометрии сопла можно объяснить увеличением пульсаций продольной скорости в слое смешения на начальном участке струи (Рис. 4 и Рис. 6). На Рис. 6 представлены пульсации продольной скорости в слоях смешения холодных и горячих струй, а также экспериментальные данные для холодной струи из конического сопла [1] и из шевронных сопел [23]. Видно, что в расчете, как и в эксперименте, уровень пульсаций на малых расстояниях от среза сопла в струях из шевронных соплах выше, чем в струях из конического сопла. Это

приводит к увеличению толщины слоев смешения, скорость в струе падает быстрее, что, в свою очередь, снижает уровень пульсаций продольной скорости в слое смешения по мере удаления от среза сопла.

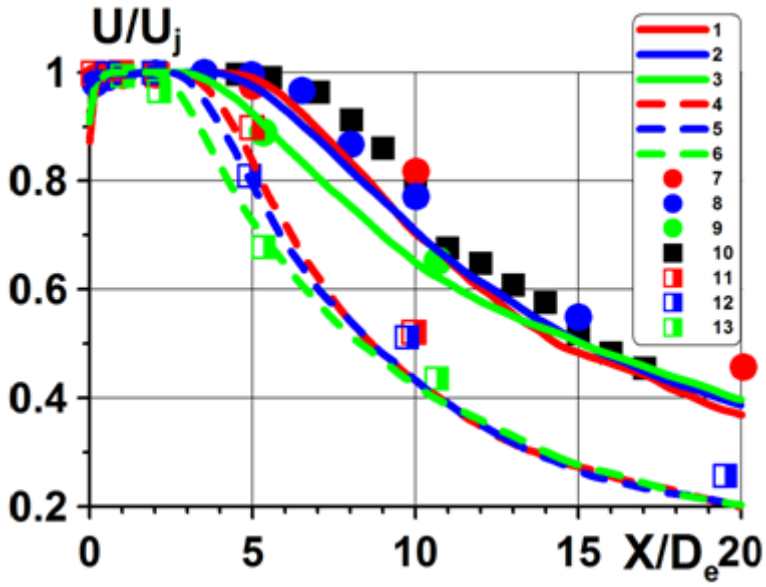


Рис. 5. Распределение осредненной продольной скорости на оси струй. Легенда: 1,2,3 RANS/ILES, холодная струя из сопел SMC000, SMC001 и SMC006; 4,5,6 RANS/ILES, горячая струя из сопел SMC000, SMC001 и SMC006; 7,8,9 – эксперименты [18] для холодной струи из сопел SMC000, SMC001 и SMC006; 10 – эксперимент [22] для холодной струи из круглого сопла; эксперименты [18] для горячей струи из сопел SMC000, SMC001 и SMC006

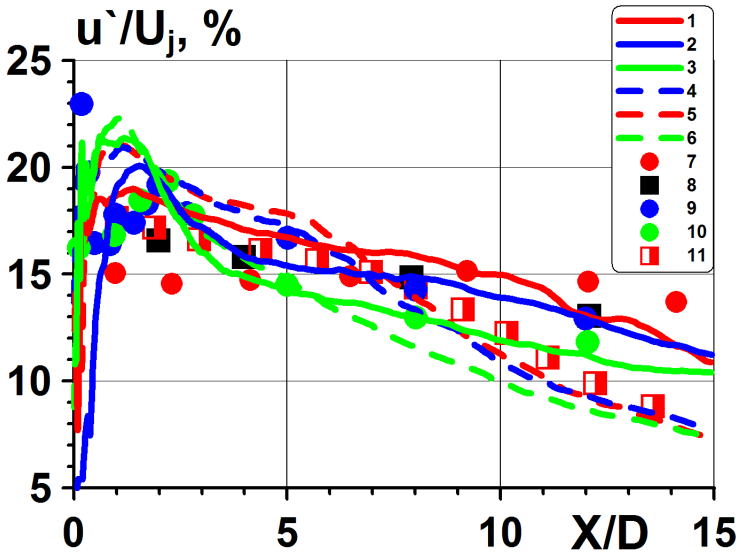


Рис. 6. Распределение пульсаций продольной скорости вдоль слоя смешения. Легенда: 1,2,3 RANS/ILES, холодная струя из сопел SMC000, SMC001 и SMC006; 4,5,6 RANS/ILES, горячая струя из сопел SMC000, SMC001 и SMC006; 7 – эксперимент [2] для холодной струи из сопла SMC000, 8 – эксперимент [1] для холодной струи из круглого сопла; 9,10 – экспериментальные данные из [23] для холодных струй из сопел SMC001 и SMC006; 11 – эксперимент [2] для горячей струи из сопла SMC000

Увеличение угла расширения струи, как следствие, приводит более раннему достижению максимума пульсаций продольной скорости на оси струи (Рис. 7). Следует отметить, что максимум пульсаций продольной скорости на оси струи из сопла SMC006 меньше на ~15% для холодной и на ~12% для горячей струи по сравнению со значениями для струй из круглого сопла. На Рис. 7 также приведены экспериментальные данные для круглой струи из работы [2] и для шевронных сопел из [23]. Наибольшее влияние течение в струе оказывает сопло SMC006 с сильно загнутыми шевронами.

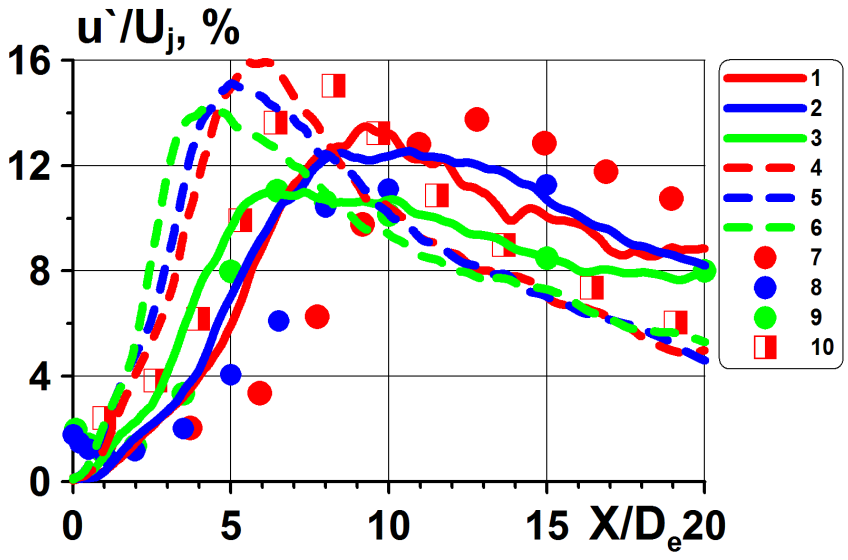
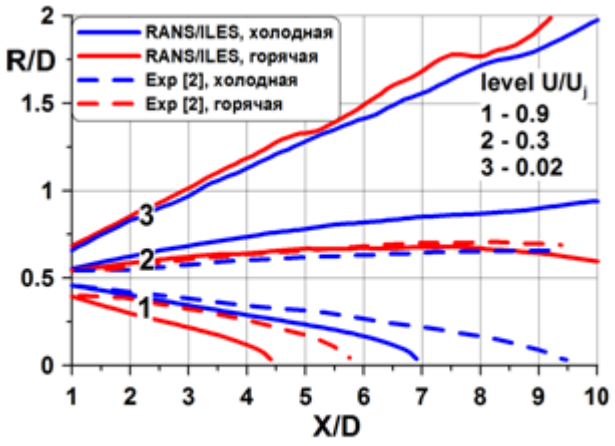


Рис. 7. Распределение пульсаций продольной скорости на оси струй. Легенда: 1,2,3 RANS/ILES, холодная струя из сопел SMC000, SMC001 и SMC006; 4,5,6 RANS/ILES, горячая струя из сопел SMC000, SMC001 и SMC006; 7 – эксперимент [2] для холодной струи из сопла SMC000; 8,9 – экспериментальные данные из [23] для холодных струй из сопел SMC001 и SMC006; 10 – эксперимент [2] для горячей струи из сопла SMC000

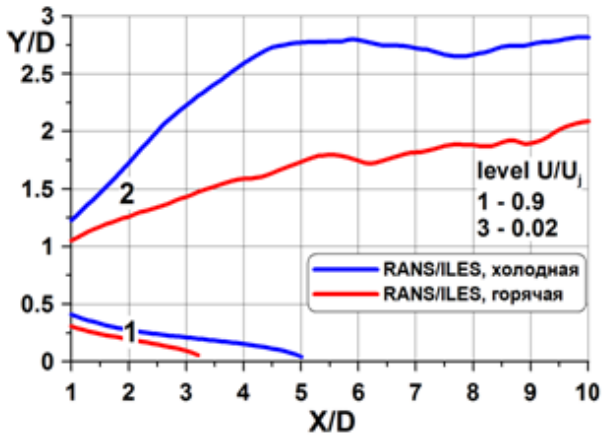
Из анализа Рис. 6 видно, что уровень пульсаций продольной скорости на начальном участке в слое смешения горячих струи выше на 5%–11%, чем у холодных струй, независимо от геометрии сопла. Далее ситуация становится обратной: после X/D=7-8 уровень пульсаций скорости в горячей струе становится ниже, чем холодной, независимо от типа сопла. Пониженный уровень пульсаций является причиной более медленного падения скорости на основном участке горячих струй. Максимум пульсаций продольной скорости на оси горячих струй (Рис. 7) достигается приблизительно на 3 калибра сопла раньше, чем холодных, а величина максимума горячих струй на ~20% выше, чем у холодных. Такое поведение максимума пульсаций на оси и в слое смешения струи при увеличении температуры соответствует экспериментальным данным из работ [1,2].

Увеличение уровня пульсаций скорости в слое смешения горячей струи из сопла SMC000 приводит к увеличению угла расширения слоя смешения, в то время как, для горячей струи из шевронного сопла SMC006 ширина слоя смешения меньше, чем у холодной струи, как в сечении между шевронами, так и в сечении по кончикам шевронов.

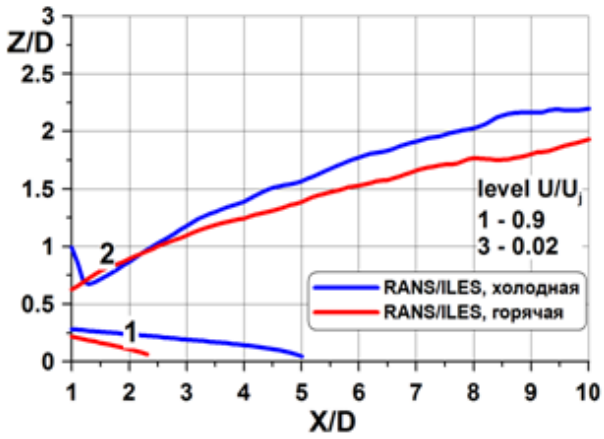
Это хорошо видно на **Рис. 8**, где представлены изолинии уровня скорости в продольном сечении струй.



а) сопло SMC000



б) сопло SMC006 сечение между шевронами



в) сопло SMC006, сечение по шевронам

Рис. 8. Границы слоя смешения холодных и горячих струй

Уменьшение длины начального участка горячих струй достигается за счет большего угла расширения слоев смешения внутрь струи, о чем также свидетельствует более раннее достижение и увеличение максимума пульсаций скорости на оси струй. Следует отметить, что струи из сопла SMC000 (**Рис. 8**а) расширяются несколько быстрее, чем в эксперименте, это можно объяснить наличием «численного перехода». В работе [24] показано, что уровень турбулентных пульсаций продольной скорости в слое смешения зависит от уровня турбулентности пограничного слоя в сопле и увеличение уровня турбулентных пульсаций в пограничном слое в сопле приводит к уменьшению уровня турбулентности в слое смешения струи и, как следствие, увеличению её дальнобойности.

Поведение изолиний скорости с уровнем 0.02 0.9 для струй из сопла SMC000 качественно соответствует экспериментам [2]. Из **Рис. 8**б и **Рис. 8**в видно, что для струй из шевронного сопла SMC006, угол расширения слоя смешения к оси струи для горячей

струи больше, чем для холодной, так же как и в случае струи из круглого сопла. Внешняя граница слоя смешения горячей струи из шевронного сопла расширяется медленнее, чем у холодной струи. Этот эффект может быть связан с меньшим скоростным напором горячих струй, для которых проводились расчеты.

Заключение

С помощью RANS/ILES-метода высокого разрешения проведены расчеты дозвуковых струйных течений из конического круглого и двух шевронных сопел с различным углом наклона шевронов к оси сопла. Расчеты были выполнены на структурированных сетках содержащих $(2.8–3.2)\times10^6$ ячеек. Проведено сравнение результатов расчетов и известных экспериментальных данных по параметрам течения и турбулентности. Сравнение показало, что расчеты хорошо соответствуют экспериментам и отражают, как влияние геометрии сопла, так и влияние режимных параметров на характеристики истечения струи.

Получено, что, независимо от вида сопла, в горячей струе уровень пульсаций скорости на оси струи и в слое смешения на начальном участке струй выше, чем в холодной. Так пульсаций скорости в слое смешения на начальном участке горячих струй выше на 5% – 11%, по сравнению с пульсациями у холодных струй, а максимум пульсаций на оси горячих струй выше на ~20% и достигается приблизительно на $3D_e$ раньше, чем у холодных струй. Это приводит к большему углу расширения слоя смешения внутрь струи. Вследствие этого начальный участок горячих струй короче на $1D_e$ – $2D_e$ в зависимости от типа сопла, а на основном участке скорость падает медленнее в горячей струе, чем в холодной из того же сопла.

Работа выполнена при поддержке гранта РФФИ №15-08-01996-А.

Список литературы

1. Lau J.C. Effects of exit Mach number and temperature on mean-flow and turbulence characteristics in round jets // J. Fluid Mech. 1981. Vol. 105, no. 1. P. 193–218. DOI: 10.1017/S0022112081003170
2. Bridges J., Wernet M. Establishing Consensus Turbulence Statistics for Hot Subsonic Jets // AIAA P. 2010. Art. no. 2010-3751. DOI: 10.2514/6.2010-3751
3. Bardina J.E., Huang P.G., Coakley T.J. Turbulence Modeling Validation, Testing, and Development. NASA Technical Memorandum 110446. NASA, 1997.
4. Uzun A., Hussaini M.Y. Simulation of Noise Generation in the Near-Nozzle Region of a Chevron Nozzle Jet // AIAA J. 2009. Vol. 47, no. 8. P. 1793–1810. DOI: 10.2514/1.36659
5. Uzun A., Hussaini M.Y. High-Fidelity Numerical Simulations of a Round Nozzle Jet Flow // AIAA P. 2010. Art. no. 2010-4016. DOI: 10.2514/6.2010-4016

6. Любимов Д.А. Разработка и применение метода высокого разрешения для расчета струйных течений методом моделирования крупных вихрей // Теплофизика высоких температур. 2012. Т. 50, № 3. С. 450–466.
7. Li Z., Jaberi F.A. Large-Scale Simulations of High Speed Turbulent Flows // AIAA P. 2009. Art. no. 2009-1506. DOI: 10.2514/6.2009-1506
8. Бендерский Л.А., Любимов Д.А. Применение RANS/ILES метода высокого разрешения для исследования сложных турбулентных струй // Ученые записки ЦАГИ. 2014. Т. XLV, № 2. С. 22–36.
9. Bendersky L.A., Lyubimov D.A. Using large-eddy simulation method for the research influence of total flow parameters at the nozzle inlet and off-design conditions on the flow and turbulence characteristics in a supersonic jet flowing out of biconical nozzles flow // XVI Int. Conf. Methods Aerophysical Res. (Kazan, Russ.) Vol. 1. Kazan, 2012. P. 47–48.
10. Benderskiy L.A., Lyubimov D.A. Investigation of flow parameters and noise of subsonic and supersonic jets using RANS/ILES high resolution method // 29-th Congr. Int. Counc. Aeronaut. Sci. (St. Petersburg, Russ. Sept. 7-12, 2014). St. Petersburg, 2014. P. 2014_0373.
11. Shur M.L., Spalart P.R., Strelets M.K. Noise prediction for increasingly complex jets. Part I: Methods and tests // Int. J. Aeroacoustics. 2005. Vol. 4, no. 3. P. 213–246. DOI: 10.1260/1475472054771376
12. Потехина И.В., Любимов Д.А. Численное исследование управления с помощью синтетических струй отрывными течениями в переходных межтурбинных диффузорах // Наука и Образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электрон. журн. 2015. № 1. С. 68-86. DOI: 10.7463/0115.0753472
13. Spalart P.R., Allmaras S. A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows // La Rech. Aerosp. 1994. No. 1. P. 5–21.
14. Implicit Large Eddy Simulation / ed. by F.F. Grinstein, L.G. Margolin, W.J. Rider. Cambridge: Cambridge University Press, 2007.
15. Suresh A., Huynh H.T. Accurate Monotonicity-Preserving Schemes with Runge–Kutta Time Stepping // J. Comput. Phys. 1997. Vol. 136, no. 1. P. 83–99. DOI: 10.1006/jcph.1997.5745
16. Любимов Д.А. Разработка и применение эффективного RANS/ILES-метода для расчета сложных турбулентных струй // Теплофизика высоких температур. 2008. Т. 46, № 2. С. 271-282.
17. Любимов Д.А. Исследование с помощью комбинированного RANS/ILES-метода влияния геометрии сопла и режима истечения на характеристики турбулентности выхлопных струй // Теплофизика высоких температур. 2009. Т. 47, № 3. С. 412–422.
18. Bridges J., Brown C. Parametric Testing of Chevrons on Single Flow Hot Jets // AIAA P. 2004. Art. no. 2004-2824. DOI: 10.2514/6.2004-2824
19. Birch S., Lyubimov D., Secundov A., Yakubovsky K. Numerical Modeling Requirements for Coaxial and Chevron Nozzle Flows // AIAA P. 2003. Art. no. 2003-3287. DOI: 10.2514/6.2003-3287

20. Birch S., Lyubimov D., Secundov A., Yakubovsky K. Accuracy Requirements of Flow Inputs for Jet Noise Prediction Codes // AIAA P. 2004. Art. no. 2004-2934. DOI: 10.2514/6.2004-2934
21. Любимов Д.А. Возможности использования прямых методов для численного моделирования турбулентных струй // Аэромеханика и газовая динамика. 2003. № 3. С. 14–20.
22. Lau J.C., Morris P.J., Fisher M.J. Measurements in subsonic and supersonic free jets using a laser velocimeter // J. Fluid Mech. 1979. Vol. 93, no. 1. P. 1–27. DOI: 10.1017/S0022112079001750
23. Xia H., Tucker P., Eastwood S. Towards Jet Flow LES of Conceptual Nozzles for Acoustics Predictions // AIAA P. 2008. Art. no. 2008-10. DOI: 10.2514/6.2008-10
24. Bogey C., Marsden O., Bailly C. Influence of initial turbulence level on the flow and sound fields of a subsonic jet at a diameter-based Reynolds number of 105 // J. Fluid Mech. 2012. Vol. 701. P. 352–385.

Science & Education of the Bauman MSTU
Electronic journal
ISSN 1994-0408

Science and Education of the Bauman MSTU, 2015, no. 02, pp. 42–57.

DOI: **10.7463/0215.0758676**

Received: 11.02.2015
Revised: 02.03.2015

© Bauman Moscow State Technical Unversity

Investigation of Inlet Condition Effect on Flow and Turbulence Characteristics in Subsonic Jets from Conical and Chevron Nozzles Using RANS/ILES High Resolutions Method

L.A. Benderskiy[1,*], D.A. Lyubimov[1]

[*]leosun.ben@gmail.com

[1]Central Institute of Aviation Motors n.a. P.I. Baranov, Moscow, Russia

Keywords: RANS/ILES, subsonic jets, chevron nozzle, heated jet, turbulence characteristics, inlet condition effect

Effect of Mach number and temperature on subsonic jets flow with a combined high-resolution RANS/ILES method (Reynolds Averaged Navier-Stokes - RANS, Implicit Large Eddy Simulation - ILES) was investigated. Cold M_j=0.985 T_0=300K and hot M_j=0.548 T_0=858.6K jets were considered (M_j – Mach number at the nozzle exit and T_0 – total temperature at the nozzle inlet). Conical and two chevron nozzles with angle of chevrons to the nozzle axis α=5° and α=18.2° were investigated. The jet flow calculations were carried out together with flow calculation in nozzles. Computation grids were Meshes for simulations (2.8-3.2)×10^6 cells. Investigated cases were compared by average velocity and velocity fluctuations at the jet axis and at the mixing layer. The magnitude of velocity fluctuations at the jet axis and at the mixing layer for hot jets is higher than for cold jets. It leads to increasing expansion angle of the mixing layer inward the jet axis. This is why the initial part length of hot jets becomes shorter than in cold jets. Comparison of simulations with the experimental data of other authors showed a good agreement by flow and turbulences characteristics.

References

1. Lau J.C. Effects of exit Mach number and temperature on mean-flow and turbulence characteristics in round jets. *J. Fluid Mech*., 1981, vol. 105, no. 1, pp. 193–218. DOI: 10.1017/S0022112081003170
2. Bridges J., Wernet M. Establishing Consensus Turbulence Statistics for Hot Subsonic Jets. *AIAA P*, 2010, art. no. 2010-3751. DOI: 10.2514/6.2010-3751
3. Bardina J.E., Huang P.G., Coakley T.J. *Turbulence Modeling Validation, Testing, and Development. NASA Technical Memorandum 110446*. NASA, 1997.
4. Uzun A., Hussaini M.Y. Simulation of Noise Generation in the Near-Nozzle Region of a Chevron Nozzle Jet. *AIAA J*, 2009, vol. 47, no. 8, pp. 1793–1810. DOI: 10.2514/1.36659

5. Uzun A., Hussaini M.Y. High-Fidelity Numerical Simulations of a Round Nozzle Jet Flow. *AIAA P*, 2010, art. no. 2010-4016. DOI: 10.2514/6.2010-4016
6. Lyubimov D.A. Development and application of a high-resolution technique for Jet flow computation using large eddy simulation. *Teplofizika vysokikh temperature*, 2012, vol. 50, no. 3, pp. 450–466. (English translation: *High Temperature*, 2012, vol. 50. No. 3, pp. 420-436. DOI: 10.1134/S0018151X12020101).
7. Li Z., Jaberi F.A. Large-Scale Simulations of High Speed Turbulent Flows. *AIAA P*, 2009, art. no. 2009-1506. DOI: 10.2514/6.2009-1506
8. Benderskii L.A., Lyubimov D.A. High-resolution RANS/ILES method for complex turbulent jets. *Uchenye zapiski TsAGI*, 2014, vol. 45, no. 2, pp. 22–36. (English translation: *TsAGI Science Journal*, 2014, vol. 45, no. 3-4, pp. 215-236).
9. Bendersky L.A., Lyubimov D.A. Using large-eddy simulation method for the research influence of total flow parameters at the nozzle inlet and off-design conditions on the flow and turbulence characteristics in a supersonic jet flowing out of biconical nozzles flow. *16 Int. Conf. Methods Aerophysical Res*. Kazan, Russ. Vol. 1. Kazan, 2012, pp. 47–48.
10. Benderskiy L.A., Lyubimov D.A. Investigation of flow parameters and noise of subsonic and supersonic jets using RANS/ILES high resolution method. *29-th Congr. Int. Counc. Aeronaut. Sci.* St. Petersburg, Russ. Sept. 7-12, 2014. St. Petersburg, 2014, pp. 2014_0373.
11. Shur M.L., Spalart P.R., Strelets M.K. Noise prediction for increasingly complex jets. Part I: Methods and tests. *Int. J. Aeroacoustics*, 2005, vol. 4, no. 3, pp. 213–246. DOI: 10.1260/1475472054771376
12. Potekhina I.V., Lyubimov D.A. Numerical Study of Separated Flows Control in the Intermediate Turbine Diffusers via Synthetic Jets. *Nauka i obrazovanie MGTU im. N.E. Baumana = Science and Education of the Bauman MSTU*, 2015, no. 1, pp. 68-86. DOI: 10.7463/0115.0753472 (in Russian).
13. Spalart P.R., Allmaras S. A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows. *La Rech. Aerosp*., 1994, no. 1, pp. 5–21.
14. Grinstein F.F., Margolin L.G., Rider W.J., eds. *Implicit Large Eddy Simulation*. Cambridge, Cambridge University Press, 2007.
15. Suresh A., Huynh H.T. Accurate Monotonicity-Preserving Schemes with Runge–Kutta Time Stepping. *J. Comput. Phys*., 1997, vol. 136, no. 1, pp. 83–99. DOI: 10.1006/jcph.1997.5745
16. Lyubimov D.A. Development and applications of the efficient hybrid RANS/ILES approach for the calculation of complex turbulent jets. *Teplofizika vysokikh temperature*, 2008, vol. 46, no. 2, pp. 271-282. (English translation: *High Temperature*, 2008, vol. 46, no. 2, pp. 243-253. DOI: 10.1134/s10740-008-2014-x).
17. Lyubimov D.A. The application of hybrid RANS/ILES approach for the investigation of the effect of nozzle geometry and mode of efflux on the characteristics of turbulence of exhaust jets. *Teplofizika vysokikh temperature*, 2009, vol. 47, no. 3, pp. 412–422. (English transla-

tion: *High Temperature*, 2009, vol. 47, no. 3, pp. 390-399. DOI: 10.1134/S0018151X09030122).

18. Bridges J., Brown C. Parametric Testing of Chevrons on Single Flow Hot Jets. *AIAA P*, 2004, art. no. 2004-2824. DOI: 10.2514/6.2004-2824
19. Birch S., Lyubimov D., Secundov A., Yakubovsky K. Numerical Modeling Requirements for Coaxial and Chevron Nozzle Flows. *AIAA P*, 2003, art. no. 2003-3287. DOI: 10.2514/6.2003-3287
20. Birch S., Lyubimov D., Secundov A., Yakubovsky K. Accuracy Requirements of Flow Inputs for Jet Noise Prediction Codes. *AIAA P*, 2004, art. no. 2004-2934. DOI: 10.2514/6.2004-2934
21. Lyubimov D.A. The possibility of using direct methods for the numerical simulation of turbulent jets. *Aeromekhanika i gazovaya dinamika = Aeromechanics and gas dynamics*, 2003, no. 3, pp. 14–20. (in Russian).
22. Lau J.C., Morris P.J., Fisher M.J. Measurements in subsonic and supersonic free jets using a laser velocimeter. *J. Fluid Mech.*, 1979, vol. 93, no. 1, pp. 1–27. DOI: 10.1017/S0022112079001750
23. Xia H., Tucker P., Eastwood S. Towards Jet Flow LES of Conceptual Nozzles for Acoustics Predictions. *AIAA P*, 2008, art. no. 2008-10. DOI: 10.2514/6.2008-10
24. Bogey C., Marsden O., Bailly C. Influence of initial turbulence level on the flow and sound fields of a subsonic jet at a diameter-based Reynolds number of 105. *J. Fluid Mech.*, 2012, vol. 701, pp. 352–385.