

На правах рукописи

Бендерский Леонид Александрович

**МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ
ТУРБУЛЕНТНЫХ СТРУЙНЫХ ТЕЧЕНИЙ С ПОМОЩЬЮ
RANS/ILES МЕТОДА ВЫСОКОГО РАЗРЕШЕНИЯ**

Специальность 1.2.2 – Математическое моделирование, численные методы и
комплексы программ

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук



Москва – 2022

Работа выполнена в государственном научном центре
федеральном автономном учреждении «Центральный институт авиационного
моторостроения им. П.И. Баранова»

Научный д.т.н., профессор
Руководитель: **Крашенинников Сергей Юрьевич**
Официальные **Исаев Сергей Александрович**, доктор физико-
Оппоненты: математических наук, заведующий лабораторией фунда-
ментальных исследований, Федеральное государственное
бюджетное образовательное учреждение высшего образо-
вания «Санкт-Петербургский государственный университет
гражданской авиации имени Главного маршала авиации
А.А. Новикова»
Козелков Андрей Сергеевич, доктор физико-
математических наук, начальник научно-
исследовательского отдела, Федеральное государственное
унитарное предприятие «Российский федеральный ядерный
центр — Всероссийский научно-исследовательский инсти-
тут экспериментальной физики»
Ведущая Федеральное государственное бюджетное учреждение
Организация: науки Институт теоретической и прикладной механики им.
С.А. Христиановича Сибирского отделения Российской
академии наук

Защита состоится «__» _____ 2022 г. в __ ч. __ мин. На за-
седании диссертационного совета 24.2.331.05 при Московском государствен-
ном техническом университете имени Н.Э. Баумана по адресу: г. Москва, 2-я
Бауманская ул., д. 5, стр. 1, зал Ученого совета.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке Московского госу-
дарственного технического университета им. Н.Э. Баумана и на сайте
www.bmstu.ru.

Автореферат разослан «__» _____ 2022 г.

Ученый секретарь
диссертационного совета
кандидат технических наук, доцент



Аттеков
Александр
Владимирович

Общая характеристика работы

Актуальность темы. Научной основой развития современного и перспективного авиационного двигателестроения является комплекс теоретических и расчетно-экспериментальных исследований на базе общих принципов фундаментальной и прикладной науки, конечной целью которых является решение конкретных задач создания качественных авиационных двигателей. Для решения многих практических и исследовательских задач необходимо с высокой точностью знать характеристики течения и турбулентности в реактивных выхлопных горячих струях газотурбинных двигателей (ГТД) летательных аппаратов различного назначения. Важными являются исследования характеристик выхлопных струй при взаимодействии между собой и с преградами. Такие задачи возникают при взаимодействии струй самолетов с поверхностью аэродрома и преградами. При определении зон безопасного нахождения людей и техники требуется исследование распределения температуры в поле течения струи, поскольку оно в значительной степени определяет характер течения и уровень турбулентных пульсаций.

Традиционно для исследования струй используются экспериментальные методы. В нашей стране большой вклад в экспериментальное исследование турбулентных струй внесла научная школа Г.Н. Абрамовича. Однако, воспроизведение натуральных условий в экспериментах со струями по температуре и размерам моделей является достаточно сложной задачей, которая значительно увеличивает стоимость эксперимента, а в ряде реализаций и не представляется возможным.

Таким образом, актуальной задачей является исследование высокоэнthalпийных турбулентных струй с помощью численного моделирования. При использовании методов, основанных на решении осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса (RANS), с замыканием системы уравнений полуэмпирическими моделями турбулентности, сложно добиться точного описания струйного течения. Повысить точность расчета турбулентных течений можно с помощью вихреразрешающих методов, например, метода моделирования крупных вихрей – LES. Такие методы позволяют получить множество характеристик для анализа турбулентных течений: осредненные параметры, пульсации скоростей, давлений, температуры, спектры пульса-

ций в любой точке расчетной области, а также позволяют исследовать нестационарные явления, вызванные турбулентными эффектами.

Цель диссертационной работы – адаптация отечественного вихререзающего RANS/ILES-метода высокого разрешения для суперкомпьютеров современной архитектуры, исследование с его помощью особенностей течения в изотермических и горячих турбулентных до- и сверхзвуковых струях из сопел разной формы, а также взаимодействие их с преградами.

Для достижения поставленной цели потребовалось решение **следующих основных задач**.

1. Адаптация отечественного вихререзающего RANS/ILES-метода высокого разрешения для проведения математического моделирования струйных течений на суперкомпьютерах современной архитектуры.

2. Оценка эффективности RANS/ILES-метода высокого разрешения для моделирования струйных до- и сверхзвуковых нерасчетных струй из сопел разной геометрии.

3. Исследование влияния параметров на входе в сопло на течение и уровень турбулентных параметров струй, истекающих из различных сопел (осесимметричных, осесимметричных с шевронами и плоских).

4. Исследование растекания горячих сверхзвуковых струй в условиях аэродрома и препятствий.

Научная новизна. В диссертации получены следующие новые научные результаты.

1. Для дозвуковой струи на основании вычислительного эксперимента обнаружено формирование в слое смещения перемежающихся областей повышенного и пониженного давления, образующих среднее давление ниже атмосферного, вызывает эжекцию окружающего воздуха в струю.

2. Исследованы уровни давлений и температуры, а также их пульсации на поверхности аэродрома и преграде для сверхзвуковой горячей струи и по ним определены границы зон безопасности.

3. Определены режимные параметры и условия истечения, вызывающие эффект «переворота осей», сверхзвуковой нерасчетной струи из прямоугольного сопла.

4. Выполнен анализ механизма уменьшения длины начального участка дозвуковых и сверхзвуковых струй при увеличении температуры струи. По-

лучены новые данные о влиянии температуры струи на размер вихрей и параметры турбулентности в слое смешения струй.

Теоретическая и практическая значимость работы.

1. Проведено распараллеливание кода отечественного RANS/ILES метода высокого разрешения, для проведения численного моделирования на суперкомпьютерных системах современной архитектуры, что позволило в несколько раз сократить время расчетных исследований и дало возможность проводить расчеты с большим количеством ячеек.

2. Разработан метод нестационарного фазового анализа ближнего поля струи, позволяющий определять источники звуковых волн различной частоты.

3. Полученные результаты численных исследований и анализ течения дозвуковых и сверхзвуковых струй в различных конфигурациях обеспечивают более глубокое понимание механизмов истечения струй и их взаимодействия с окружающей средой.

4. Результаты исследования свойств турбулентного смешения в дозвуковой струе на основе компьютерного моделирования RANS/ILES методом, входящие в состав работы «Динамическое воздействие турбулентной струи на окружающую среду», высоко оценены, за работу специалистам ЦИАМ присуждена национальная Премия второй степени конкурса имени профессора Н.Е. Жуковского за 2020 год за лучшие научные работы по теории авиации.

Адаптированный для суперкомпьютерных систем современной архитектуры RANS/ILES-метод компьютерного моделирования до- и сверхзвуковых нерасчетных струй использовался специалистами ЦИАМ в рамках работ по: НИР «Перспектива» (2014 – 2016 г.), НИР «Дыхание» (2014 г.), НИР «Перспектива» (2016 г.), НИР «Верификация расчетных методов и определение интегральных характеристик модельных сопел перспективного авиационного двигателя» для ОКБ им. А. Льюльки.

Положения, выносимые на защиту.

1. Вихреразрешающий RANS/ILES-метод высокого разрешения адаптированный для проведения математического моделирования дозвуковых и сверхзвуковых нерасчетных струй на суперкомпьютерных системах.

2. Результаты вычислительного эксперимента, устанавливающего процесс формирования в слое смешения струи перемежающихся областей повышенного и пониженного давления, образующих давление в среднем ниже атмосферного и обуславливающих эжекцию в струю окружающего воздуха.

3. Результаты вычислительных экспериментов по распространению и взаимодействию турбулентных струй при осложненных условиях истечения: трехмерность, нагрев, дозвуковые и сверхзвуковые скорости истечения, нерасчетность, соударение с поверхностью.

4. Механизм уменьшения длины начального участка дозвуковых и сверхзвуковых струй при увеличении температуры струй на выходе из сопла.

Достоверность и обоснованность полученных результатов гарантируется строгостью используемого математического аппарата и подтверждается сравнением результатов расчетов с известными экспериментальными данными.

Апробация результатов работы. Основные результаты диссертационной работы докладывались и обсуждались на Российских и Международных конференциях и семинарах: ежегодной научно-технической конференции по аэродинамике (п. Володарского, 2012 – 2020); Международной школы-семинара «Модели и методы аэродинамики» (Евпатория, 2014 – 2016); Международной конференции по методам аэрофизических исследований (Казань, 2012); Научно-технической конференции по аэроакустике (Звенигород, 2013 – 2017); Всероссийской конференции «Вычислительный эксперимент в аэроакустике» (Светлогорск 2012 – 2021); Международной научной конференции «Параллельные вычислительные технологии 2013» (Челябинск, 2013); XV и XVI Международной конференции «Супервычисления и математическое моделирование» (Саров, 2014, 2016); XI Всероссийском съезде по фундаментальным проблемам теоретической и прикладной механики (Казань 2015); XXIX-ом Конгрессе международного совета по авиационным наукам (Санкт-Петербург, 2014); XXIII и XXIV Международном конгрессе по шуму и вибрациям (Греция, Афины, 2016, Великобритания, Лондон 2017); IV Европейской конференции по авиации и космическим наукам (Италия, Милан, 2017).

Публикации. Основные результаты диссертации отражены в 11 научных работах, в том числе в 7 научных публикациях, включенных в Перечень

ВАК РФ, и в 4 научных публикациях, индексируемых в международной системе цитирования Scopus.

Личный вклад соискателя. Все исследования, изложенные в диссертационной работе, проведены лично соискателем в процессе научной деятельности. Из совместных публикаций в диссертацию включен лишь материал, который непосредственно принадлежит соискателю; заимствованный материал обозначен в работе ссылками. Диссертантом лично был разработан алгоритм распараллеливания кода отечественного RANS/ILES метода высокого разрешения для компьютерного моделирования на высокопроизводительных вычислительных системах современной архитектуры метод нестационарного фазового анализа.

Структура и объем работы. Диссертация состоит из введения, четырех глав, заключения, и списка литературы. Общий объем диссертации 141 страницы, включая 136 рисунков и 9 таблиц. Библиография включает 80 наименований.

Содержание работы

Во введении обоснована актуальность темы, ее научная и практическая значимость, сформулирована цель и основные задачи исследования.

Первая глава посвящена описанию расчетного метода, который применяется в диссертационной работе и адаптации его к расчетам на суперкомпьютерах современной архитектуры, описанию нестационарного метода фазового анализа струи.

В разделе 1.1 приведен обзор работ, посвященных расчётным методам газовой динамики, и анализ их применимости для расчета дозвуковых и сверхзвуковых струй, истекающих из различных сопел ГТД. В результате показано что, отечественный комбинированный RANS/ILES-метод высокого разрешения (Д.А. Любимов; 2012) эффективен и его применение обосновано для расчета дозвуковых и сверхзвуковых струйных течений.

Раздел 1.2 посвящен описанию RANS/ILES-метода высокого разрешения (Д.А. Любимов; 2012). В основе метода лежат уравнения Навье–Стокса, описывающие течение сжимаемого газа:

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x}(A_i - A_v) + \frac{\partial}{\partial y}(B_i - B_v) + \frac{\partial}{\partial z}(C_i - C_v) = 0;$$

$$Q = \begin{pmatrix} p \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ e \end{pmatrix}, A_i = \begin{pmatrix} \beta \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho u v \\ \rho u w \\ u(e + p) \end{pmatrix}, B_i = \begin{pmatrix} \beta \rho v \\ \rho u v \\ \rho v^2 + p \\ \rho v w \\ v(e + p) \end{pmatrix}, C_i = \begin{pmatrix} \beta \rho w \\ \rho u w \\ \rho v w \\ \rho w^2 + p \\ w(e + p) \end{pmatrix};$$

$$A_v = \begin{pmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{xy} \\ \tau_{xz} \\ u\tau_{xx} + v\tau_{xy} + w\tau_{xz} + c\tilde{T} \end{pmatrix}, B_v = \begin{pmatrix} 0 \\ \tau_{xy} \\ \tau_{yy} \\ \tau_{yz} \\ u\tau_{xy} + v\tau_{yy} + w\tau_{yz} + c\tilde{T} \end{pmatrix}, C_v = \begin{pmatrix} 0 \\ \tau_{xz} \\ \tau_{yz} \\ \tau_{zz} \\ u\tau_{xy} + v\tau_{yz} + w\tau_{zz} + c\tilde{T} \end{pmatrix};$$

$$\tau_{ij} = \mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \right);$$

$$\tilde{T} = \frac{p}{\rho}, \mu = \rho(v + \nu_t), e = \frac{1}{\gamma-1} p + \frac{\rho(u^2 + v^2 + w^2)}{2}, c = \frac{\gamma}{\gamma-1} \left(\frac{\mu}{Pr} + \frac{\mu_t}{Pr_t} \right).$$

Система уравнений Навье-Стокса дополняется уравнением переноса, которое для описания модели турбулентности Спаларта-Аллараса может быть записано форме:

$$\frac{\partial \rho \tilde{v}}{\partial t} + \frac{\partial \rho u \tilde{v}}{\partial x} + \frac{\partial \rho v \tilde{v}}{\partial y} + \frac{\partial \rho w \tilde{v}}{\partial z} = \frac{\partial}{\partial x} \left(\mu_f \frac{\partial \tilde{v}}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(\mu_f \frac{\partial \tilde{v}}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(\mu_f \frac{\partial \tilde{v}}{\partial z} \right) + \rho S_f;$$

$$\mu_f = \frac{\mu}{Sh} + \frac{\rho \nu_t}{Sh_t};$$

$$S_f = c_{b1} (1 - f_{t2}) \tilde{S} \tilde{v} + \frac{c_{b2}}{\sigma} \left(\frac{\partial \tilde{v}}{\partial x} + \frac{\partial \tilde{v}}{\partial y} + \frac{\partial \tilde{v}}{\partial z} \right)^2 - \left(c_{w1} f_w - \frac{c_{b1}}{k^2} \right) \left(\frac{\tilde{v}}{d} \right)^2. \quad (1)$$

Величины в уравнении (1) вычисляются следующим образом:

$$\nu_t = \tilde{v} f_{v1}, f_{v1} = \frac{\chi^3}{\chi^3 + c_{v1}^3}, \chi = \frac{\tilde{v}}{\nu}, \tilde{S} = S + \frac{\tilde{v}}{k^2 d^2} f_{v2}, S = \sqrt{\Omega_{ij} \Omega_{ij}}, f_{v2} = 1 - \frac{\chi}{1 + \chi f_{v1}},$$

$$f_w = g \left(\frac{1 + c_{w3}^6}{g^6 + c_{w3}^6} \right)^{\frac{1}{6}}, g = r + c_{w2} (r^6 - r), r = \frac{\tilde{v}}{Sk^2 d^2}, f_{t2} = c_{t3} e^{-c_{t4} \chi^2}, c_{b1} = 0.1355,$$

$$\sigma = \frac{2}{3}, c_{b2} = 0.622, k = 0.41, c_{w1} = \frac{c_{b1}}{k^2} + \frac{1 + c_{b2}}{\sigma}, c_{w2} = 0.3, c_{w3} = 2, c_{v1} = 7.1,$$

$$c_{t1} = 1, c_{t2} = 2, c_{t3} = 1.2, c_{t4} = 0.5, Sh_t = Sh = \sigma.$$

Решение расчетного метода строится на структурированных многоблочных криволинейных сетках с границами, совпадающими с границами твердых тел. Около стенок для расчета течения решались нестационарные уравнения Навье-Стокса с моделью турбулентности Спаларта – Аллараса. Вдали от стенок течение описывалось с помощью LES с неявной SGS-моделью – ILES. Для расчета конвективных потоков на гранях расчетных ячеек была использована схема Роу, предраспадные параметры для которой вычислялись с помощью монотонной противопоточной схемы 9-го порядка MP9. В области ILES модель турбулентности Спаларта-Аллараса 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:

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

где d – расстояние от стенки до центра рассматриваемой ячейки, Δ_{MAX} – максимальный размер этой ячейки сетки, $C_{ILES} = 0.65$ и L_{ref} – характерный размер задачи, на него проводилось обезразмеривание задачи.

Реализовано комбинированное граничное условие входа-выхода для затопленных струй, натекающих на стенку.

В разделе 1.3 описан подход к распараллеливанию программного кода и исследована его масштабируемость. Применено двухуровневое распараллеливание: на уровне расчета блока используется технология OpenMP для распараллеливания по потокам с общей памятью и технология MPI для распараллеливания по процессам обработки блоков. Фактическая масштабируемость вычислений на модельных и практических задачах получилась близкой к идеальной на вычислительной системе, состоящей из узлов с двумя 8-ядерными процессорами Intel Xeon E5-2690.

В разделе 1.4 проведено исследование влияния настроек численного метода, расчетной сетки и отдельных элементов постановки задачи на результаты расчетов. Исследования проводятся для дозвуковой холодной струи, истекающей из конического сопла SMC000 при перепаде давления $\pi=1.861$. Определены оптимальные настройки метода (шага по времени, количества итераций в методе установления по второму времени), позволяющая получать результаты с достаточной точностью. Осредненные и нестационарные характеристики решения, получаемые с помощью RANS/ILES-метода высокого разрешения, при измельчении сетки стремятся к некоторому предельному значению, соответствующему экспериментальным данным. Это говорит о возможности применения RANS/ILES-метода к решению задач данного типа.

В разделе 1.5 описан разработанный метод нестационарного фазового анализа ближнего поля для затопленной дозвуковой холодной струи. Данный метод позволяет визуализировать процессы образования и движения звуко-

вых волн при взаимодействии струи с внешней средой и обеспечивает выявление источников шума.

Фактическая реализация метода была разделена на две части: накопление данных в процессе расчета истечения струи и обработка накопленных данных.

Накопление значений давления на каждом шаге по времени расчета проводилось для продольного сечения струи. Для этого, в каждой точке сечения была сохранена реализация давления по времени $P_{i,j}(t_n)$, где i и j – индексы ячеек рассматриваемого сечения расчетной области, $t_n = t_0 + n \cdot \Delta\tau$ – время, $n = 0, \dots, N - 1$ – индекс времени, N – количество сохраненных шагов по времени, t_0 – время начала сохранения данных, $\Delta\tau$ – шаг по времени.

Тогда для каждой точки для шага по времени t_n можно построить дискретное преобразование Фурье (ДПФ):

$$X_{i,j}(k) = \sum_{l=n}^{n+\Delta n} P_{i,j}(t_l) e^{-i \frac{2\pi}{T} k(l-n)}, \quad (k = 0, \dots, \Delta n - 1),$$

где k – индекс частоты, l – номер шага по времени, Δn – количество обрабатываемых шагов по времени, $T = \Delta n \cdot \Delta\tau$ – длина исследуемого отрезка времени, $X_{i,j}(k)$ – набор комплексных амплитуд синусоидальных сигналов, $\arg(X_{i,j}(k))$ – фаза k -го синусоидального сигнала, i – мнимая единица.

Индекс частоты связан с частотой сигнала следующим соотношением:

$$f = \frac{k}{T} = \frac{k}{\Delta n \cdot \Delta\tau}.$$

Вторая глава посвящена исследованию особенностей течений в свободных дозвуковых струях, распространяющихся из сопел разных типов.

В разделе 2.1 исследовано влияние параметров течения на срезе конического сопла SMC000 на характеристики течения и турбулентности дозвуковых затопленных струй. Параметры расчетных режимов приведены в Таблице 1. Температура и давление окружающей среды составляют 300К и 10^5 Па. В Таблице 1 приняты следующие обозначения: P_0 , T_0 – полное давление и температура на входе в сопло; M_j , U_j , T_j – число Маха, скорость и температура, вычисленные по адиабатическим соотношениям; M_a – акустическое число Маха (отношение U_j к скорости звука в окружающей среде); n – отношение плотности окружающей среды и струи; Re – число Рейнольдса, вычисленное по адиабатическим параметрам на срезе сопла и диаметру среза сопла.

Таблица 1. Расчетные режимы

Режим №	T_0 , К	P_0 , Па	M_j	M_a	U_j , м/с	T_j , К	n	$\rho_j U_j^2/2$, Па	Re
1	300	186100	0.985	0.9	313	251.2	0.837	67963.58	1.2×10^6
2	859	122622	0.548	0.9	313	810.4	2.7	20999.5	0.2×10^6
3	859	186100	0.985	1.53	530	719.3	2.398	67963.58	0.2×10^6

На Рис. 1,а (D_e – диаметр выходного сечения сопла) приведено сравнение полей мгновенных значений параметра $\log(|grad\rho|)$ (некоторый аналог Шлирен-метода визуализации в расчетах) для холодной и нагретой струи. Видно, что нагретая струя расширяется быстрее холодной, а размер турбулентных вихрей в слое смешения горячей струй больше, чем в холодной.

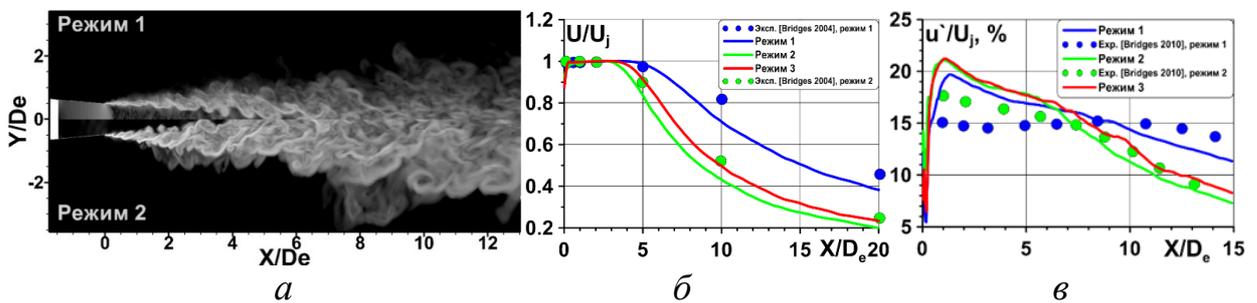


Рис. 1. Поле параметра $\log(|grad\rho|)$ в продольном сечении струй (а), распределение осредненной продольной скорости на оси струи (б) и пульсаций скорости в слое смешения (в)

Длина начального участка пропорциональна числу Маха на срезе M_j и обратно пропорциональна температуре T_0 (Рис. 1,б). При увеличении температуры в слое смешения образуются вихри большей интенсивности, размеры которых нарастают по длине струи быстрее, чем в холодных, что приводит к уменьшению длины начального участка струи. Об этом свидетельствует более высокий уровень пульсаций продольной скорости в слое смешения у горячих струй (Рис. 1,в).

Тепловой слой смешения во всех случаях шире динамического. У нагретых струй ширина динамического слоя смешения больше, чем у холодной, а его смещение происходит больше внутрь струи. Тепловой слой смешения, напротив, больше увеличивается во вне струй. Используя аналогию Рейнольдса ($\frac{\delta_T}{\delta} = \frac{1}{\sqrt{Pr}}$) для теплового δ_T и динамического δ пограничного слоя на пластине рассчитаны значение «турбулентного» числа Прандтля (Pr) для описанных струй. Для холодных струй число Pr получилось приблизительно равным 0.8, для нагретых струй ~ 0.7 .

Для холодной струи обнаружено формирование в слое смешения перемежающихся областей повышенного и пониженного давления (до 20% от скоростного напора в струе), образующих давление в среднем ниже атмосферного на $\sim 4\%$ от скоростного напора и эжекцию в струю окружающего воздуха. Применен метод нестационарного фазового анализа ближнего поля холодной струи (Рис. 2) для частоты $Sh=1$ (число Струхала).

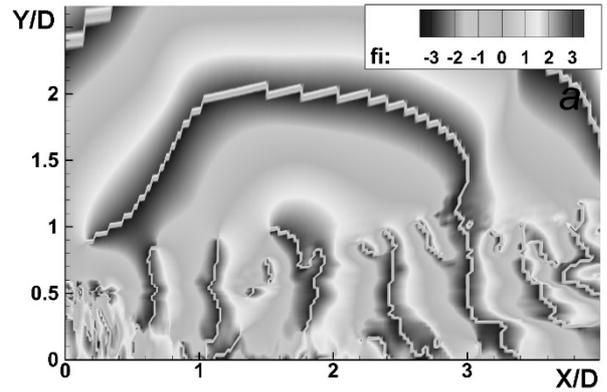


Рис. 2. Мгновенное поле фаз для частоты $Sh=1$

В разделе 2.2 исследовано влияние геометрии сопла и режимных параметров на течение затопленных струй из двух шевронных сопел с углом наклона шевронов к оси сопла 5° (SMC001) и 18.2° (SMC006). Наличие шевронов приводит к поджатию слоя смешения в сечении по кончикам шевронов и расширению струи в сечении между шевронами (Рис. 3). Показано, что независимо от вида сопла в горячей струе уровень пульсаций скорости на оси струи и в слое смешения на начальном участке больше, чем в холодной.

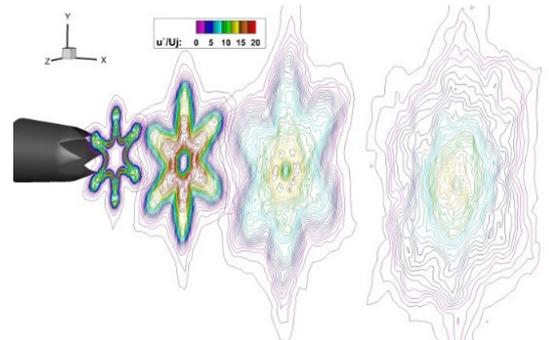


Рис. 3. Изолинии скорости в поперечных сечениях дозвуковой холодной струи из сопла SMC006

В разделе 2.3 проанализировано влияние спутного потока $M_{CF}=0.26$ (число Маха) на параметры течения струй для дозвуковых холодных струй из шевронных сопел (SMC001, SMC006), при $M_j=0.985$. Наличие спутного потока приводит к уменьшению градиента скорости в радиальном направлении в слое смешения. Как следствие уменьшается уровень турбулентных пульсаций и толщина слоя смешения. Слой смешения расширяются

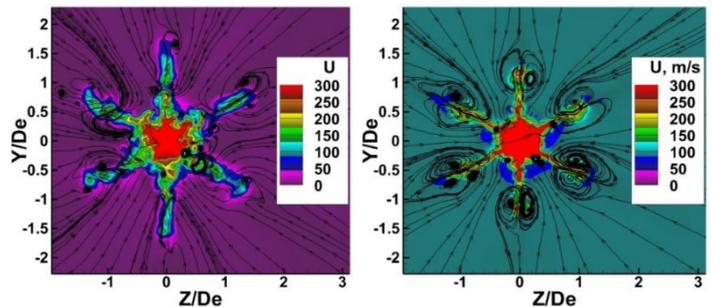


Рис. 4. Мгновенное поле скорости и проекции линий тока в струе и сопле при $X/D_e=2$. Слева – затопленная струя, справа – струя в спутном потоке

медленнее при наличии спутного потока, а длина начального участка струй увеличивается независимо от типа сопла.

При наличии спутного потока течение в струе можно рассматривать как некоторую суперпозицию двух струй: обычной продольной струи и нескольких струй («лучи») в сносящем поперечном потоке. В результате концы «лучей» под действием спутного потока деформируются и закручиваются в пару противоположно направленных вихрей (Рис. 4). Такое завихренное течение способствует сохранению «лучей» на большом расстоянии от среза сопла.

В третьей главе рассматривается истечение затопленных сверхзвуковых холодных и горячих струй из сопел разных типов.

В разделе 3.1 проведено исследование влияния температуры сверхзвуковой струи, истекающей из биконического сопла. Расчеты были проведены для трех режимов истечения сверхзвуковой струи: холодного $T_0=300\text{K}$ и горячих $T_0=600\text{K}$ и 1050K (Таблица 2). Для холодной струи проведено сопоставление расчета с известными экспериментальными данными за прямым скачком уплотнения и получено хорошее соответствие вплоть до $X/D_e=7$. Далее соответствие ухудшается вследствие увеличения сетки в продольном направлении.

Таблица 2. Режимные параметры истечения сверхзвуковых струй

Режим №	T_0 , К	P_0 , Па	M_j	M_a	U_j , м/с	T_j , К	Re
1	300	400000	1.56	1.28	444	202	4.148×10^6
2	600			1.81	628	404	1.683×10^6
3	1050			2.39	831	707	0.866×10^6

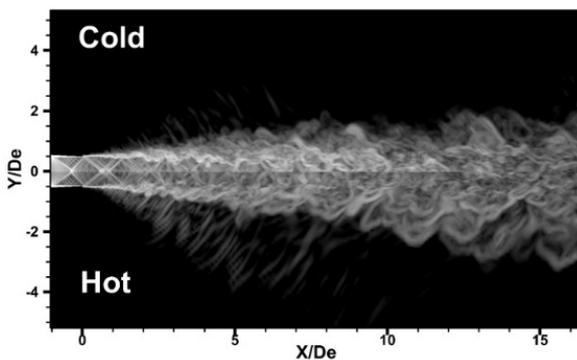


Рис. 5. Продольное поле $\log(|grad p|)$ холодной 300К и горячей 600К сверхзвуковых струй

На Рис. 5 приведено сравнение полей мгновенных значений $\log(|grad p|)$ для горячей и холодной струй. Видно, что горячая струя имеет больший угол раскрытия слоя смешения, чем холодная. Вне слоя смешения наблюдаются волны Маха. При увеличении температуры струи их интенсивность увеличивается.

Также, как и для дозвуковой струи, увеличение угла раскрытия слоя смешения связано с образованием в слое смешения вихрей большей интенсивности и более быстрому нарастанию их размеров в горячих струях, чем в холодных.

В разделе 3.2 приведено исследование взаимодействия пары сверхзвуковых нерасчетных горячих струй, оси которых расположены на расстоянии $4D_e$ (Рис. 6). Отличие в характеристиках для пары струй и одиночной струи связано с эффектами:

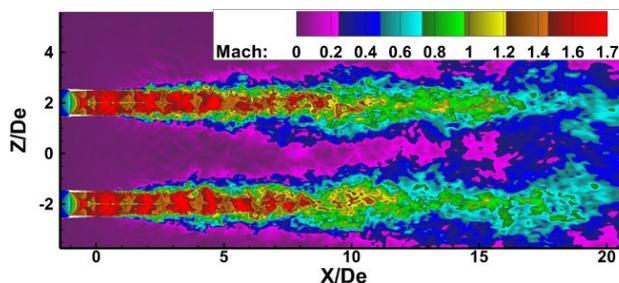


Рис. 6. Мгновенное продольное поле чисел Маха

ми: эжекции окружающего воздуха в струи, акустического взаимодействия струй и слияния струй. Увеличившаяся эжекция привела к удвоению скорости между струями около среза сопла относительно отдельной струи. При слиянии слоев смешения соседних струй образуется высокоскоростная область течения. Уровень пульсаций давления в ближнем поле для пары струй при $X/D_e > 4.5$ сверху от струй становится больше на 1.5-2.5дБ.

В разделе 3.3 описано влияние условий истечения из прямоугольного сопла на особенности и характеристики течения в нерасчетной сверхзвуковой струе из него. Перепад давления в сопле $\pi=3.5$ полная температура струи на входе в сопло равнялась 300К и 600К. Исследование выполнялось для 3-х конфигураций: 1 – сопло с тонкими стенками без модификаций; 2 – сопло с тонкими стенками, у которого нижняя стенка переходит в экран (пластину); 3 – в данной конфигурации струя истекала из прямоугольного отверстия в толстой пластине, соответствующего выходному сечению сопла (Рис. 7).

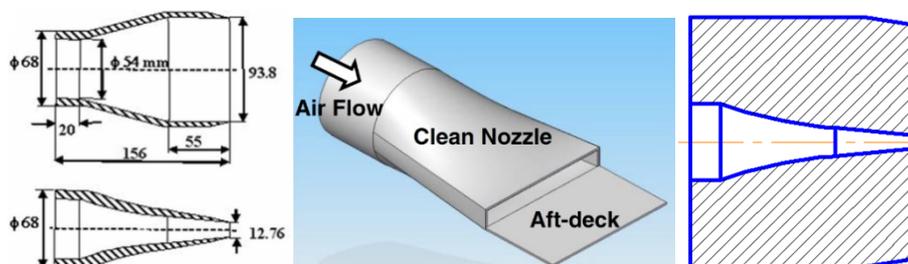


Рис. 7. Конфигурации плоских сопел

Для холодных струй в конфигурации 1 и 2 наблюдается приемлемое соответствие экспериментальным данными по распределению полного давления за скачком уплотнения на оси струи. Установлено сильное влияние

условий истечения на растекание холодной прямоугольной струи (Рис. 8). В конфигурациях 1 и 3 обнаружен эффект «переворота осей» струи. Эффект переворота не наблюдается в конфигурации 2 и во всех горячих струях.

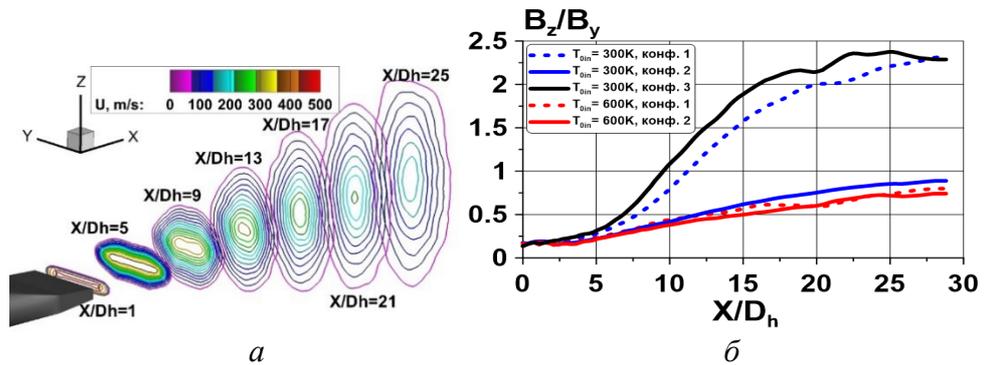


Рис. 8. Изолинии продольной скорости холодной струи в конфигурации 1 (а) и отношение вертикальной к горизонтальной полуширины струй (б) (D_h – эквивалентный гидродинамический диаметр сопла)

В четвертой главе приведены результаты исследования взаимодействия сверхзвуковых струй с поверхностью аэродрома и преградой. Геометрия сопла и режимы расчетов приведены в Таблице 2 (раздел 3.1).

В разделе 4.1 исследуется взаимодействие холодной струи с поверхностью аэродрома. При $X/D_e=10$ струя в своей нижней части достигает поверхности аэродрома и начинает растекаться в трансверсальном направлении (Рис. 9). По мере удаления ширина струи становится в несколько раз больше высоты.

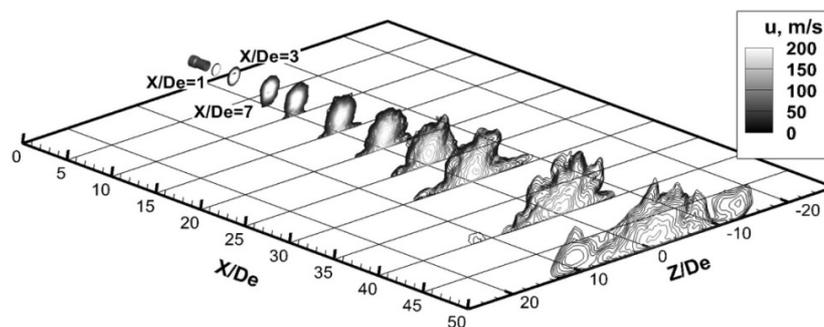


Рис. 9. Распределение продольной скорости в поперечных сечениях струи

В разделе 4.2 были выполнены расчеты для исследования взаимодействия пристеночной струи с преградой (Рис. 10) при $T_0= 300, 600$ и 1050K .

При повышении температуры струи наблюдается увеличение пульса-

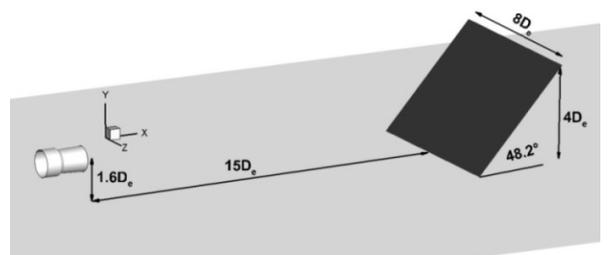


Рис. 10. Постановка задачи

ций давления на поверхности аэродрома, а уровень пульсаций давления на преграде с увеличением температуры струи снижается (Рис. 11,а). Это определяется снижением давления на преграде связанным с уменьшением начального участка у горячих струй (Рис. 11,б). Максимум уровня давления находится ниже оси сопла, это связано с эффектом трансверсального растекания струи.

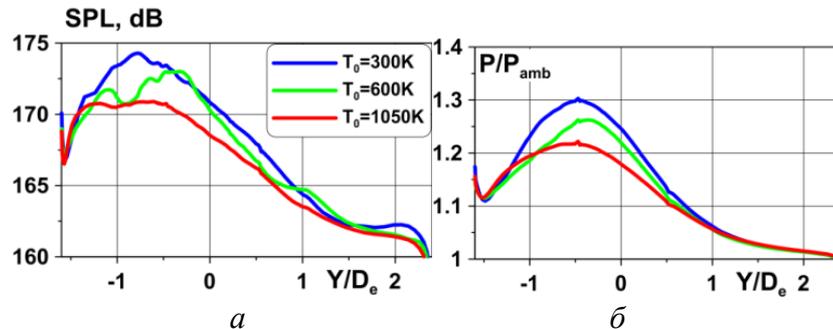


Рис. 11. Распределение пульсаций давления (а) и давления (б)

В разделе 4.3 была исследована важная для практики характеристика пристенной струи взаимодействующей с преградой - ее эволюция во времени. Проведен расчет истечения струи для 16 секунд с шагом по времени 5×10^{-5} с. При натекании струи на преграду сбоку и над преградой образуются вихри, которые с течением времени значительно увеличиваются в размере и сносятся вниз по потоку (Рис. 12). Это приводит к их сближению за преградой и, как следствие, увеличению температуры в этой зоне. Опасная зона ($T \geq 50^\circ\text{C}$) при $t=16\text{с}$ по ширине достигает $56D_e$.

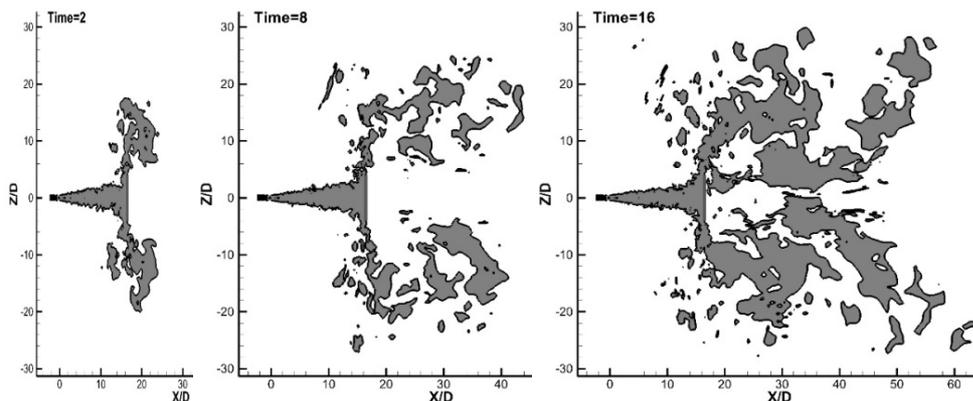


Рис. 12. Развитие по времени мгновенной области течения, в которой температура воздуха выше 50°C

В разделе 4.4 численно исследовано влияние скорости ветра и расстояния от среза сопла до преграды X_{JBD} ($X_{JBD}/D_e = 5$ и 15) на течение в окрестности нерасчетной сверхзвуковой горячей аэродромной струи при $T_0=1050\text{K}$ и $\pi_c = 4$, натекающей на преграду. Показано, что ветер оказывает заметное вли-

яние на размеры и форму зоны безопасности по температуре $T \geq 350$ К. При увеличении скорости ветра с 0 до 20 м/с, ширина зоны безопасности уменьшается, а ее правая граница при этом смещается вверх по потоку.

Основные результаты диссертационной работы

1. Проведено распараллеливание кода отечественного RANS/ILES метода высокого разрешения для численного моделирования на суперкомпьютерных системах современной архитектуры, что позволило в несколько раз сократить время расчетных исследований и выполнять расчеты на сетках с большим количеством расчетных ячеек.

2. Разработан метод нестационарного фазового анализа ближнего поля струи, позволяющий определять источники звуковых волн различной частоты.

3. Продемонстрирована эффективность адаптированного метода высокого разрешения для моделирования широкого круга неизотермических нестационарных турбулентных струйных течений.

4. Представлены и проанализированы результаты вычислительных экспериментов по распространению и взаимодействию турбулентных струй при осложненных условиях истечения: трехмерность, нагрев, дозвуковые и сверхзвуковые скорости истечения, нерасчетность, соударение с поверхностью.

Основные результаты диссертации отражены в работах

1. 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. (1.25 п.л. / 0.8 п.л.)

2. 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 Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences. St. Petersburg 2014. (1.5 п.л. / 1.3 п.л.)

3. Бендерский Л.А., Любимов Д.А. Исследование влияние режимных параметров на течение и характеристики турбулентности дозвуковых струй из конического и шевронных сопел с помощью RANS/ILES-метода высокого разрешения // Наука и Образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электрон. журн. 2015. № 2. С. 42–57. (0.8 п.л. / 0.7 п.л.)

4. Бендерский Л.А., Любимов Д.А. Анализ влияния параметров течения на срезе сопла на характеристики турбулентности и уровень шума в струях из сопел разных типов // Известия Российской академии наук. Механика жидкости и газа. 2015. № 6. С. 117-125. (1.25 п.л. / 0.8 п.л.)

5. Бендерский Л.А., Любимов Д.А. Исследование RANS/ILES-методом высокого разрешения влияния геометрии сопла и режима истечения на параметры течения и шум турбулентных струй // Ученые записки ЦАГИ. 2016. Т. XLVII. № 2. С. 22-35 (1.1 п.л. / 0.6 п.л.)

6. Бендерский Л.А., Крашенинников С. Ю. Исследование шумообразования в турбулентных струях на основе вычислительного моделирования нестационарного течения в слое смешения // Известия Российской академии наук. Механика жидкости и газа. 2016. № 4. С. 149–162. (1.5 п.л. / 0.8 п.л.)

7. Применение RANS/ILES-технологии высокого разрешения для расчета течения и ближнего акустического поля пристеночных струй / Л.А. Бендерский [и др.] // Ученые записки ЦАГИ. 2016. Т. XLVII. № 2. С. 36-54. (1.3 п.л. / 1 п.л.)

8. Benderskiy L.A., Lyubimov D.A., Chestnyh A.O. Effect of airport surface and jet blast deflector on supersonic jets noise using RANS/ILES-method // Proceedings of the 24rd International Congress on Sound and Vibration (ICSV24). London, 2017. № 832. (1.5 п.л. / 1.4 п.л.)

9. Исследование RANS/ILES-методом влияния спутного ветра на течение в горячей нерасчетной сверхзвуковой аэродромной струе при взаимодействии ее с газоотбойником / Л.А. Бендерский [и др.] // Теплофизики высоких температур. 2018. Т. 56. № 2. С. 261-269. (1 п.л. / 0.3 п.л.)

10. Крашенинников С.Ю., Миронов А.К., Бендерский Л.А. Анализ шумообразования турбулентных струй на основании исследования их ближнего акустического поля // Акустический журнал. 2018. № 6. С. 704–717. (1.2 п.л. / 0.45 п.л.)

11. Крашенинников С.Ю. Миронов А.К., Бендерский Л.А., Динамическое воздействие турбулентной струи на окружающую среду // Доклады Российской академии наук. Физика, Технические науки. 2020. Т. 491. № 1. С. 80-84. (1 п.л. / 0.4 п.л.)

12. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2020615925. Программный модуль компьютерного моделирования на основе уравнений RANS/ILES («Лазурит RANS-ILES») / Д.А. Любимов, Л.А. Бендерский. Зарегистрировано в Реестре программ для ЭВМ 04.07.2020.