

На правах рукописи



Коромыслов Евгений Васильевич

**ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕЧЕНИЙ ГАЗА
В УЗЛАХ АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ**

01.02.05 – Механика жидкости, газа и плазмы

Автореферат
диссертации на соискание ученой степени
кандидата физико-математических наук

Пермь – 2016

Работа выполнена в Федеральном государственном бюджетном учреждении науки «Институт механики сплошных сред Уральского отделения Российской академии наук».

Научный руководитель:

Любимова Татьяна Петровна, доктор физико-математических наук, профессор

Официальные оппоненты:

Козубская Татьяна Константиновна, доктор физико-математических наук, зав. сектором вычислительной аэроакустики ФГУ «Федеральный исследовательский центр Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша Российской академии наук».

Тимушев Сергей Федорович, доктор технических наук, зав. кафедрой ракетных двигателей ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт (Национальный исследовательский университет)».

Ведущая организация:

ФГБОУ ВО «Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ».

Защита состоится **«20» октября 2016 г.** в 14:00 часов на заседании диссертационного совета Д 004.012.01 в Федеральном государственном бюджетном учреждении науки «Институт механики сплошных сред Уральского отделения Российской академии наук» по адресу: 614013, Россия, г. Пермь, ул. Академика Королева, 1; тел: (342) 2378314; факс: (342) 2378487; сайт: www.icmm.ru.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке и на сайте Федерального государственного бюджетного учреждения науки «Институт механики сплошных сред Уральского отделения Российской академии наук».

Автореферат разослан «___» сентября 2016 г.

Ученый секретарь
диссертационного совета,
доктор физико-математических наук, доцент



/ А.Л. Зуев

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы. Современный турбореактивный двухконтурный авиационный двигатель (ТРДД) является одной из самых сложных машин и включает в себя множество различных систем. Основой ТРДД являются газогенератор, состоящий из компрессора, камеры сгорания и турбины, а также вентилятор и сопло. В настоящее время при аэродинамическом проектировании данных узлов и двигателя в целом широко используется математическое моделирование, как с помощью аналитических и полуэмпирических методик, учитывающих различные параметры двигателя и режимы его работы, так и с помощью численного моделирования течений на основе уравнений и методов гидрогазодинамики. Требования к эффективности, а также экологичности двигателей (низкому уровню шума и выбросов вредных веществ) непрерывно ужесточаются. При проектировании становится необходимым все более точное моделирование течений в двигателе, а также учет тех физических явлений, влияние которых ранее не учитывалось, или учитывалось не в полной мере. Это делает актуальной разработку и анализ новых подходов для моделирования течений в узлах авиационного двигателя, учитывающих все больше физических явлений, происходящих в нем, и особенностей его конструкций.

Целью диссертационной работы является определение характеристик трехмерных нестационарных турбулентных течений газа в различных узлах авиационного двигателя с помощью численного моделирования на основе вихреразрешающего метода, а также разработка и анализ методов и схем высокого порядка аппроксимации, и создание программного пакета для моделирования данных течений.

Научная новизна диссертационной работы заключается в том, что в ней:

- Разработан подход для моделирования трехмерных нестационарных турбулентных течений газа в областях сложной формы, основанный на методе крупных вихрей с релаксационной фильтрацией, в рамках которого предложены:
 - переменный коэффициент силы узкополосного фильтра и формула для его определения;
 - подход к нахождению силы фильтра с детектором скачков для трансзвуковых течений;
 - формула для определения максимального коэффициента поглощения для неотражающих граничных условий в виде поглощающего слоя.
- Разработан параллельный программный пакет для графических процессоров GHOST CFD, предназначенный для моделирования трехмерных нестационарных турбулентных течений газа в областях сложной формы с использованием схем высокого порядка аппроксимации и высокой разрешающей способности
- Для задачи об обтекании турбинной лопатки получено более близкое к эксперименту описание роста потерь кинетической энергии при повышении режима обтекания по сравнению с подходом RANS

- Для сопла JEAN получены близкие к экспериментальным распределения средней и пульсационной скоростей, которые ранее получались другими авторами только с искусственным возбуждением пограничного слоя внутри сопла и на более подробной расчетной сетке
- Впервые без использования полуэмпирических методик получен широкополосный шум вентилятора ТРДД
- Получены более близкие к экспериментальным уровни тонального шума вентилятора ТРДД, по сравнению с результатами uRANS и схем 2го порядка аппроксимации на аналогичной расчетной сетке

Практическая значимость. Разработанный подход для моделирования трехмерных нестационарных турбулентных течений газа и параллельный программный пакет могут быть использованы при оценке параметров различных узлов авиационного двигателя с целью их дальнейшего совершенствования.

На защиту выносятся:

- Результаты разработки и анализа схем и методов для моделирования трехмерных нестационарных турбулентных течений газа в областях сложной формы.
- Параллельный программный пакет для моделирования трехмерных нестационарных турбулентных течений газа в областях сложной формы.
- Результаты численного моделирования обтекания профиля турбинной лопатки на различных режимах.
- Результаты численного моделирования течения в смесителе камеры сгорания.
- Результаты численного моделирования аэродинамических и шумовых характеристик дозвуковых сопел.
- Результаты численного моделирования тонального и широкополосного шума вентилятора ТРДД.

Достоверность полученных результатов обеспечивается согласием как с результатами других авторов (в случае наличия), так и экспериментальными данными. Методы и схемы, применяемые в работе, были также верифицированы на простых задачах с известными аналитическими или численными (полученными на подробных расчетных сетках высокоточными методами) решениями.

Апробация работы. Результаты работы были представлены на следующих научных конференциях:

- 50-я международная научная студенческая конференция (Новосибирск, 2012) (2-е место в конкурсе на лучший доклад)
- Первая и вторая Всероссийские конференции «Высокопроизводительные вычисления на графических процессорах» (Пермь, 2012, 2014)
- Четвертая Всероссийская конференция «Вычислительный эксперимент в аэроакустике» (Светлогорск, 2012)
- Всероссийская конференция молодых учёных «Неравновесные процессы в сплошных средах» (Пермь, 2012) (Победитель конкурса на лучший доклад)
- GPU Technology Conference (San Jose , USA, 2013, 2014)

- Третья и четвертая открытые Всероссийские конференции по аэроакустике, (Звенигород, 2013, 2015)
- XXVII сессия Российского акустического общества (Санкт-Петербург, 2014)
- Third International Workshop “Computational Experiment in Aeroacoustics” (Svetlogorsk, Russia, 2014) (2-е место в конкурсе на лучший доклад)
- XIV международная конференция «Высокопроизводительные параллельные вычисления на кластерных системах» (Пермь, 2014)
- Пермские гидродинамические научные чтения (Пермь, 2014)
- Всероссийская научно-техническая конференция «Авиадвигатели XXI века» (Москва, 2015)

Публикации. По теме диссертации опубликовано 15 работ, в том числе 3 статьи в журналах из перечня ВАК [1-3], 3 статьи в сборниках научных трудов и материалов конференций [4-6], 9 тезисов конференций [7-15].

Личный вклад. Автором был разработан подход для численного моделирования трехмерных нестационарных турбулентных течений газа в областях сложной формы, а также разработаны и реализованы в виде программного пакета параллельные алгоритмы для моделирования данных течений. Проведено моделирование рассмотренных в работе задач с помощью разработанного программного пакета. Расчеты в коммерческих программных пакетах и акустическая обработка результатов (для моделирования шума струи и вентилятора) осуществлялись автором совместно с Усаниным М.В. Постановка задач и анализ результатов проводился автором совместно с научным руководителем и соавторами опубликованных работ.

Структура и объем работы. Диссертационная работа состоит из введения, трех глав, заключения и списка литературы (131 наименование). Работа содержит 66 рисунков и 9 таблиц. Общий объем диссертации – 173 страницы.

ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во **введении** обсуждаются актуальность и новизна исследования, сформулирована цель диссертации, представлено краткое содержание работы; перечислены полученные новые результаты, описано их практическое значение.

В **первой главе** приводятся определяющие уравнения, применяемые в диссертационной работе для моделирования течений газа в узлах авиационного двигателя.

В §§1.1-1.2 представлены уравнения Навье-Стокса для вязкого сжимаемого газа (1), сформулированы начальные и граничные условия для них.

В §1.3. представлен основанный на введении введения поглощающего слоя подход, применяемый для уменьшения паразитных отражений от внешних границ расчетной области. В рамках данного подхода в правые части уравнений системы (1) вводятся специальные демпфирующие члены $\sigma(\rho - \rho^*)$, $\sigma(\vec{U} - \vec{U}^*)$ и $\sigma(p - p^*)$, соответственно, где ρ^* , $\vec{U}^*$, p^* – плотность, вектор скорости и давление на бесконечности, $\sigma = \sigma_m(d/D)^\beta > 0$ – коэффициент поглощения, где D – ширина слоя, d – расстояние от начала слоя до текущей точки, β – степенной показатель,

задающий форму распределения интенсивности поглощения вдоль слоя, σ_m – максимальный коэффициент поглощения, который, как правило, подбирается опытным путем.

$$\begin{aligned}\frac{\partial \rho}{\partial t} + \vec{U} \cdot \nabla \rho + \rho \nabla \cdot \vec{U} &= 0 \\ \frac{\partial \vec{U}}{\partial t} + \vec{U} \cdot \nabla \vec{U} + \nabla p / \rho &= \frac{1}{\rho} \nabla \cdot \mathbf{T} \\ \frac{\partial p}{\partial t} + \vec{U} \cdot \nabla p + \gamma p \nabla \cdot \vec{U} &= (\gamma - 1)(\mathbf{T} : \nabla \vec{U} + \kappa \Delta T),\end{aligned}\quad (1)$$

где γ – показатель адиабаты газа, κ – коэффициент теплопроводности, $\mathbf{T} = \mu(-2/3(\nabla \cdot \vec{U})\mathbf{E} + \nabla \vec{U} + (\nabla \vec{U})^T)$ – тензор вязких напряжений, где μ – коэффициент динамической вязкости, $\mathbf{E}$ – единичный тензор.

В диссертационной работе предложена аналитическая модель распространения возмущений в поглощающем слое и выражение для коэффициента σ_m :

$$\sigma_m = -2(1 + \beta) \left(\frac{c}{D} \right) \ln \varepsilon,$$

где c – скорость распространения волн в слое (может быть оценена как сумма скорости звука и скорости потока в направлении границы), $\varepsilon > 0$ – малая величина, определяющая соотношение амплитуд возмущения на входе в слой и после его прохождения. Характер затухания в поглощающем слое для различных ε и пример затухания волны давления в реальном расчете представлены на рис. 1.

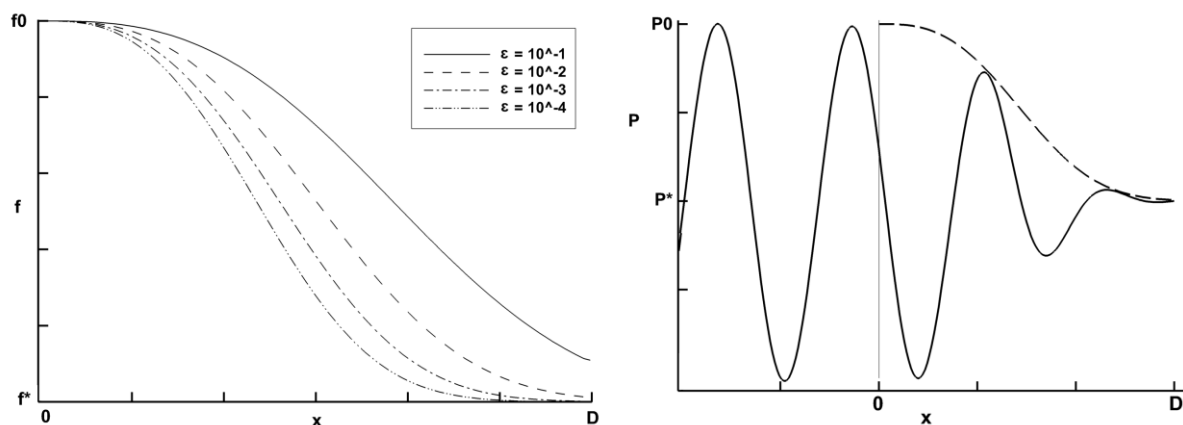


Рис. 1 – Характер затухания волны в поглощающем слое для различных величин ε (слева) и пример затухания волны давления в реальном расчете (справа)

Во **второй главе** описываются схемы и методы, применяемые для решения уравнений, представленных в первой главе. Система уравнений (1) в диссертационной работе решается методом конечных разностей с применением криволинейных многоблочных структурированных расчетных сеток. В §2.1 обсуждаются применяемые в диссертационной работе конечно-разностные схемы DRP (Dispersion Relation Preserving) высокого порядка аппроксимации и с высокой разрешающей способностью, а также узкополосные фильтры для них.

В §2.2. обсуждается метод крупных вихрей с релаксационной фильтрацией, применяемый в диссертационной работе для моделирования турбулентности. Данный метод основан на решении уравнений Навье-Стокса схемами высокого порядка и с высокой разрешающей способностью с применением после каждого шага по времени (или нескольких шагов) к получаемым полям плотности, скорости и давления узкополосного («релаксационного») фильтра вида

$$\bar{F}(x_i) = F(x_i) - \sigma_d D_F(x_i), \quad D_F(x_i) = \sum_{j=-N}^N d_j F(x_{i+j}),$$

где $\bar{F}(x_i)$ – фильтрованная функция F в точке x_i , $D_F(x_i)$ – величина поправки к F в точке x_i , $\sigma_d \in [0,1]$ – коэффициент силы фильтра, N – целое число, определяющее число точек в шаблоне фильтра. Эффективность данного метода показывается в работе на задаче о распаде вихря Тейлора-Грина (рис. 2).

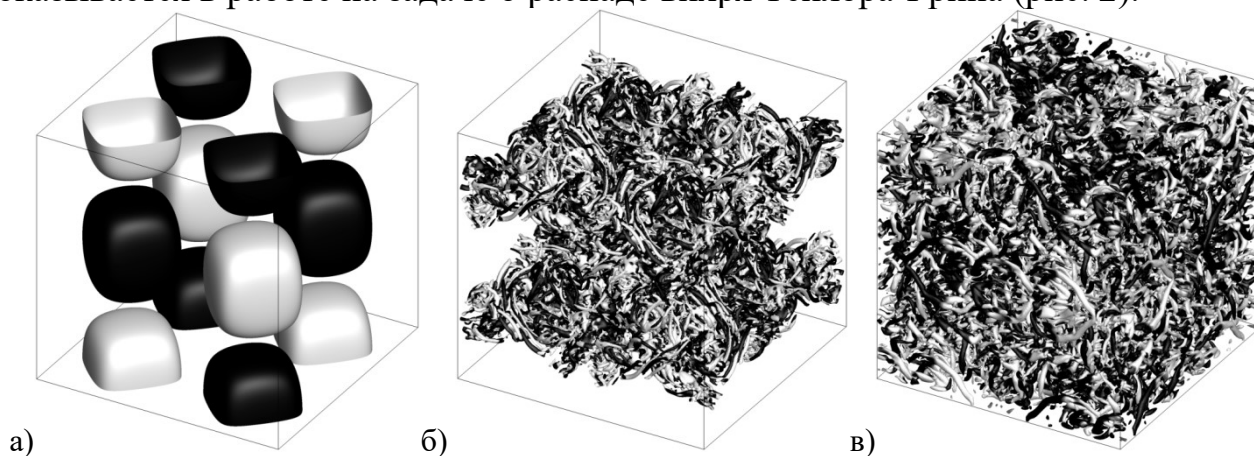


Рис. 2 – Внешний вид распада вихря Тейлора-Грина с $Re=3000$ для безразмерных моментов времени $t^*=0$ (а), $t^*=9$ (б), $t^*=20$ (в). Показаны положительные изоповерхности Q-критерия, окрашенные z-компонентой вектора завихренности

В диссертационной работе выявлена зависимость метода от размера шага по времени. Для минимизации данной зависимости предложено использование переменного коэффициента силы фильтра σ_d , определяемого соотношением $\sigma_d = \min(CFL, 1)$, где $CFL = (c + u)\Delta t / \Delta x$ – число Куранта, где c – скорость звука, u – компонента скорости, перпендикулярная направлению самого маленького ребра рассматриваемой ячейки и Δx – длина данного ребра. Эффективность предложенного выражения для силы фильтра показана на рис. 3. Видно, что при использовании предложенного подхода решения для различных величин шага по времени совпадают.

В §2.3 рассматривается фильтрация с детектором скачков, применяемая в диссертационной работе для обеспечения устойчивости счета при моделировании трансзвуковых течений. Данная фильтрация несколько сглаживает фронты ударных волн, что обеспечивает устойчивость, в силу чего она должна быть использована только вблизи скачков, чтобы не повлиять на остальное решение.

В диссертационной работе показано, что стандартный подход к определению силы фильтра, предложенный Буже и коллегами, приводит к существенно

ненулевым значениям коэффициента фильтрации вне областей со скачками, что отрицательно сказывается на получаемом решении.

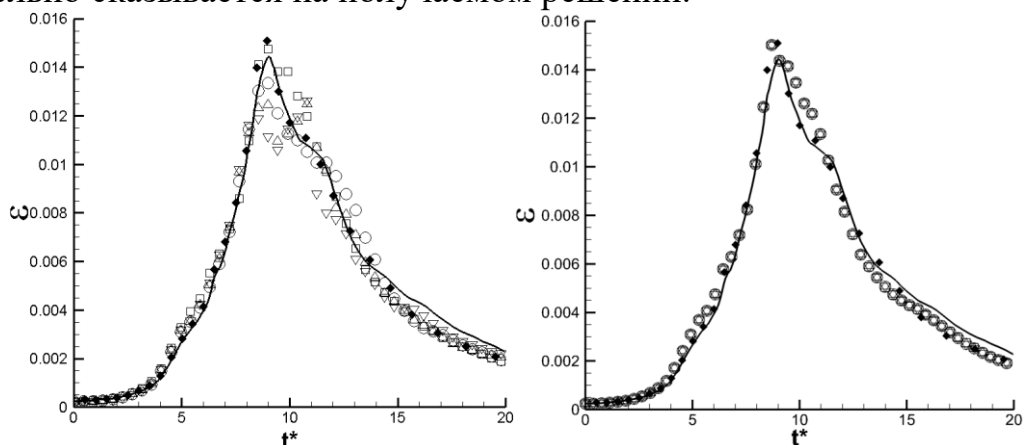


Рис. 3 – Безразмерная скорость диссипации кинетической энергии ε в области для вихря Тейлора-Грина с $Re=3000$ в зависимости от времени для спектральной схемы на сетках объемом 384^3 (сплошная линия), 256^3 (♦) ячеек и схемы DRP с сеткой объемом 128^3 ячеек для различных величин шага по времени, определяемых числами Куранта $CFL \approx 0.06$ (▽), 0.11 (Δ), 0.22 (○) и 0.45 (□). Слева представлено решение для постоянной силы фильтра $\sigma_d = 0.6$, справа – для предложенного подхода с переменной силой фильтра

В работе предложен альтернативный подход к определению данного коэффициента на основе детектора скачков Дюкро. Эффективность предложенного подхода проиллюстрирована на рис. 4. Как видно из рисунка, для предложенного подхода фильтр используется только в небольшой части области, что обеспечивает необходимую устойчивость счета, при этом минимально влияя на турбулентные вихри в следе за цилиндром.

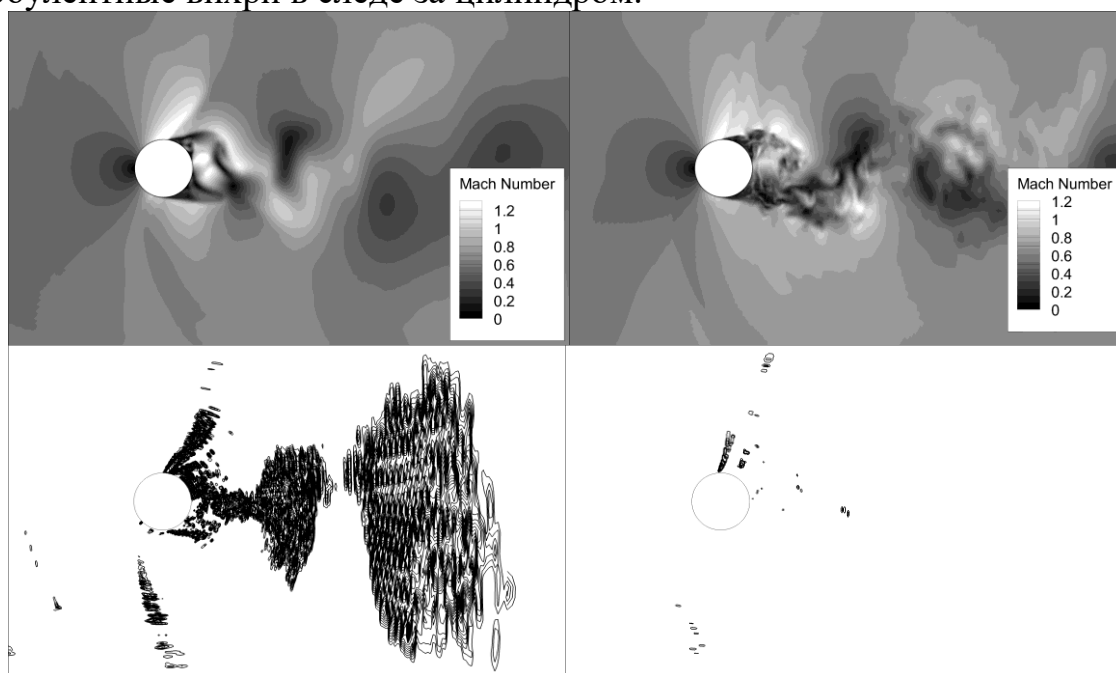


Рис. 4 – Мгновенное распределение числа Маха (сверху) и контуры силы фильтра с детектором скачков σ^{sc} от 0.05 до 0.95 с шагом 0.05 (снизу) для подхода Буже и коллег (слева) и подхода, предложенного в работе (справа)

Третья глава посвящена моделированию течений в различных узлах ТРДД с помощью подхода, предложенного в главе 2 и реализованного в разработанном программном пакете GHOST CFD, а также с помощью стандартных подходов на основе RANS (Reynolds-Averaged Navier-Stokes), LES (Large Eddy Simulation) и DES (Detached Eddy Simulation).

В §3.1 рассматривается обтекание профиля турбинной лопатки на режимах с отрывом пограничного слоя и близких к ним режимах (рис 5). Отклонение параметров потока, набегающего на лопатки компрессора и турбины, от расчетного вблизи границ устойчивой работы может привести к отрыву пограничного слоя и, как следствие, снижению КПД, а в случае сильных отрывов в компрессоре – даже к остановке и поломке двигателя. Для проектирования эффективных компрессора и турбины необходимо достаточно точно определять границы устойчивой работы, а также параметры течения вблизи данных границ. В диссертационной работе с помощью различных подходов анализируются характеристики отрыва пограничного слоя на высоких режимах обтекания и зависимость потерь кинетической энергии ζ от режима.

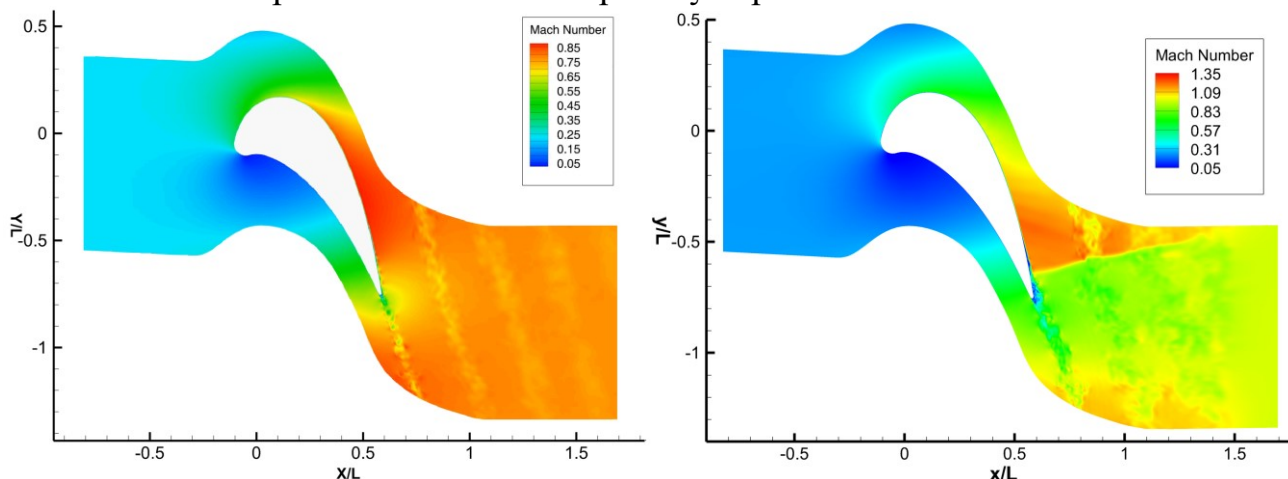


Рис. 5 – Мгновенное распределение числа Маха для обтекания турбинной лопатки в GHOST CFD на режимах, определяемых коэффициентом скорости $\lambda=0.8$ (слева) и 1.0 (справа)

С помощью подхода, предложенного в диссертационной работе, достаточно точно определена граница режимов с малыми потерями для рассмотренной лопатки. Получен более близкий к эксперименту характер повышения потерь на высоких режимах по сравнению с подходом на основе RANS и моделей турбулентности SST (Shear Stress Transport), как в ее стандартной версии, так и в версии с учетом ламинарно-турбулентного перехода по модели GTM (Gamma-Theta Model) (рис. 6).

В §3.2 проводится моделирование течения в смесителе камеры сгорания (рис. 7). В силу непрерывно возрастающих требований по экологичности двигателя, в частности – по выбросу (эмиссии) вредных веществ (оксидов азота), необходимо создание малоэмиссионной камеры сгорания, позволяющей уменьшить данные выбросы.

Одним из способов снижения выбросов является организация в камере бедного горения, т.е. горения бедной (имеющей избыток воздуха) топливно-воздушной смеси. Недостатком такого решения является неустойчивость горения: при недостаточно равномерном перемешивании топлива с воздухом могут возникать зоны, в которых смесь будет слишком бедной для горения, что может привести к срыву (погасанию) пламени и остановке двигателя. Вследствие этого при бедном горении в камере необходимо качественное перемешивание топлива с воздухом. Для перемешивания используются специальные смесители, организующие закрученный поток с зонами обратных токов (рис. 7, слева). Закрученность потока дополнительно порождает прецессирующие вихри (рис. 7, справа), которые также могут вызвать срыв пламени в случае резонанса частоты их вращения с собственной частотой полости камеры. Таким образом, при проектировании смесителей необходимо достаточно точно моделировать течения в них, что усугубляется закрученностью и нестационарностью течения.

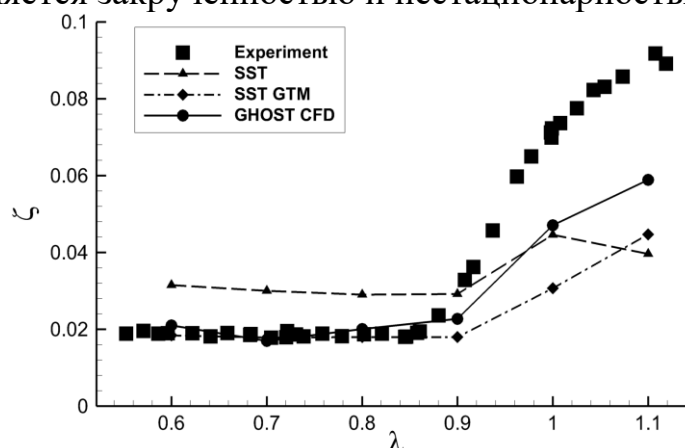


Рис. 6 – Потери кинетической энергии ζ в зависимости от режима обтекания (характеризуемого коэффициентом скорости λ) для различных подходов и эксперимента

В диссертационной работе рассчитаны и проанализированы распределения средних полей скорости и спектральных характеристик прецессирующих вихрей в смесителе, разработанном и испытанном в университете Лафборо, Великобритания. Проведено сопоставление результатов моделирования с имеющимися экспериментальными данными и результатами других авторов. Показано, что предложенный подход позволяет достаточно точно описать средние поля течения даже на значительном расстоянии от выхода из канала предварительного перемешивания (области слева до внезапного расширения на рис. 7), а также получить спектр с четко выраженными пиками на частотах вращения прецессирующих вихрей, близких к экспериментальным, и инерционным интервалом, имеющим теоретический наклон $-5/3$, который отсутствовал в работе других авторов, где использовался метод отсоединенных вихрей (DES), реализованный в коммерческом пакете.

В §3.3 рассмотрены два различных дозвуковых сопла (сопло европейского проекта JEAN и коническое сопло) и определены характеристики реактивной струи, истекающей из них. Сопло является одним из основных источников шума двигателя, который регулируется все ужесточающимися стандартами

международной организации гражданской авиации (ИКАО). Для создания малошумного сопла необходимо достаточно точно моделировать реактивную струю и генерацию шума в ней, с его дальнейшим распространением.

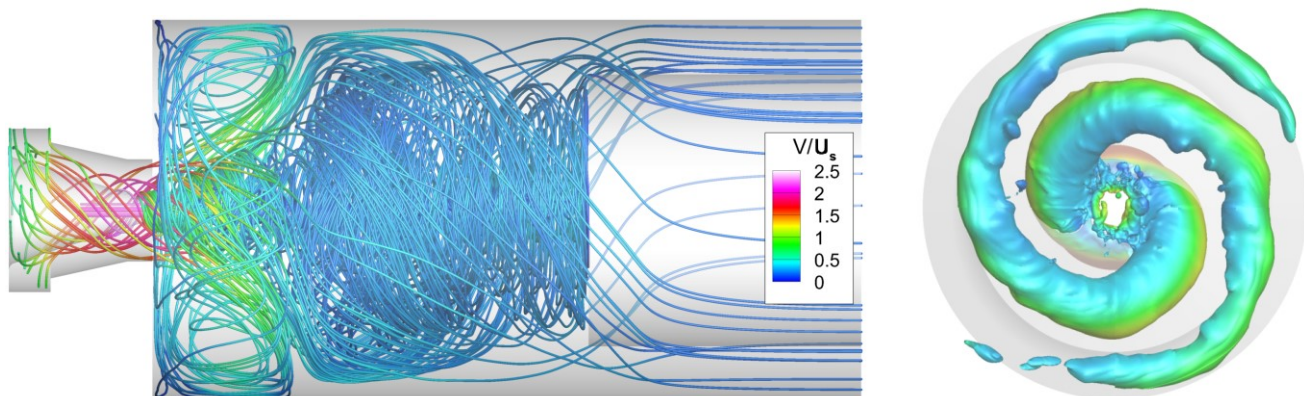


Рис. 7 – Линии тока для осредненного по времени течения в смесителераскрашенные модулем скорости, обезразмеренным по средней скорости потока U_s на выходе из канала предварительного перемешивания, полученные с помощью GHOST CFD (слева) и прецессирующие вихри на выходе из канала предварительного перемешивания (справа), представленные мгновенной изоповерхностью давления

Одной из проблем такого моделирования является поздняя турбулизация слоя смешения на выходе из сопла при численных расчетах. В диссертационной работе проанализирована возможность получения в расчетах аналогичной эксперименту быстрой турбулизации слоя смешения за счет высокой разрешающей способности применяемых схем, без введения дополнительного искусственного возбуждения пограничного слоя внутри сопла, которое зачастую используется для решения данной проблемы. Проведено моделирование струи, истекающей из сопла JEAN, а также анализ и сравнение полученных осредненных и спектральных характеристик (рис. 8 а,в) с экспериментом, теоретическими значениями и результатами других авторов. Определены и сопоставлены с экспериментом и результатами расчета в коммерческом пакете характеристики шума, генерируемого струей, истекающей из конического сопла (рис. 8 б,г). Для сопла JEAN в диссертационной работе получена достаточно быстрая турбулизация слоя смешения, которая была получена в работе Покоры и коллег только с помощью введения искусственного возбуждения пограничного слоя внутри сопла (рис. 8 в). Для спектров в различных точках струи на достаточном удалении от среза сопла инерционный интервал имеет наклон $-5/3$ и разрешен по частотам значительно дальше (в 2-3 раза), чем в работе Покоры и коллег, которые использовали более подробную расчетную сетку. Для конического сопла получено близкое к экспериментальному равномерное распределение уровней звукового давления по частотам (рис. 8 г) без значительного накопления звуковой энергии на средних частотах, которое получалось в расчете с помощью расчета методом крупных вихрей в коммерческом пакете ANSYS Fluent со схемами 2-го порядка точности.

В §3.4 проведено моделирование шума вентилятора. Вентилятор является одним из основных источников шума двигателя, регулируемого все ужесточающимися стандартами ИКАО. В шуме вентилятора можно выделить две

компоненты: тональную, образующуюся за счет взаимодействия следов от вращающихся лопаток вентилятора с неподвижными лопатками спрямляющего аппарата наружного контура (СА) и направляющего аппарата внутреннего контура (НА) (рис. 9 а), и широкополосную, источником которой являются турбулентные вихри в следах за лопатками и пограничном слое воздухозаборника.

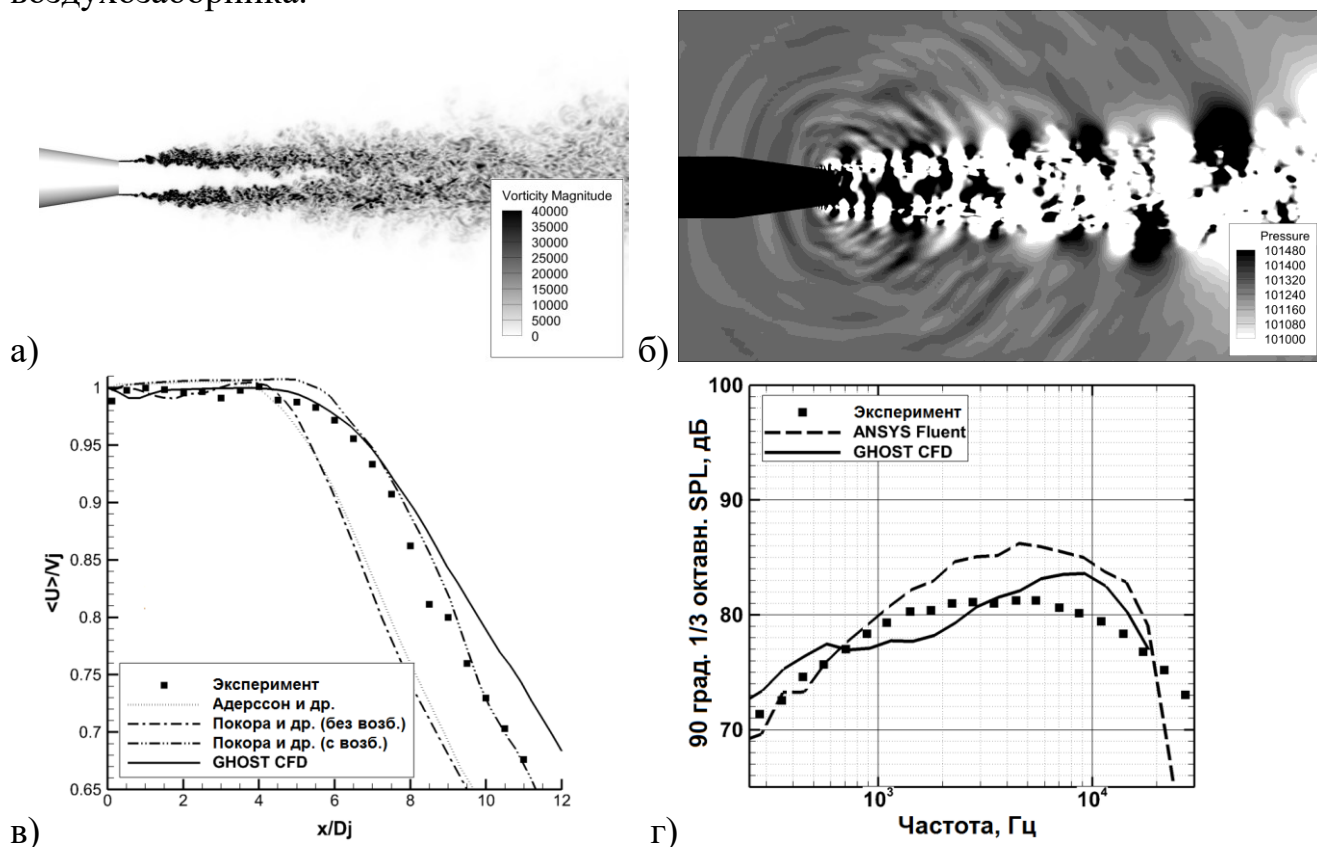


Рис. 8 – Модуль завихренности в сечении для расчета в GHOST CFD (а) и сравнение распределений осевой скорости вдоль оси для GHOST CFD, результатов других авторов и эксперимента (в) для сопла JEAN. Распределение давления в сечении для расчета в GHOST CFD (б) и уровень звукового давления на угле 90° в различных расчетах и эксперименте для конического сопла (г)

Для моделирования тонального шума в настоящее время широко используется подход на основе нестационарных осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса (uRANS). Увеличение диаметра вентилятора, и как следствие, уменьшение скорости его вращения, а также совершенствование звукопоглощающих конструкций позволяет снизить уровень тонального шума. В связи с этим все более актуальной становится проблема широкополосного шума. Моделирование широкополосного шума на текущий момент осуществляется с помощью полуэмпирических методик, которые лишь опосредованно учитывают геометрические особенности конструкции и зачастую не позволяют оценивать меры по снижению шума. Для прямого моделирования широкополосного шума (без полуэмпирических методик) требуется применение вихреразрешающего подхода, такого как метод крупных вихрей, в комбинации со схемами высокого порядка аппроксимации и с высокой разрешающей способностью, а также достаточно подробные расчетные сетки для полных колес лопаток. В то же время,

на международном семинаре по широкополосному шуму вентилятора, проведенном в 2014 году, участниками, несмотря на ожидания, были представлены решения тестовых задач лишь с использованием аналитических и полуэмпирических методик, а решения с помощью метода крупных вихрей представлены не были.

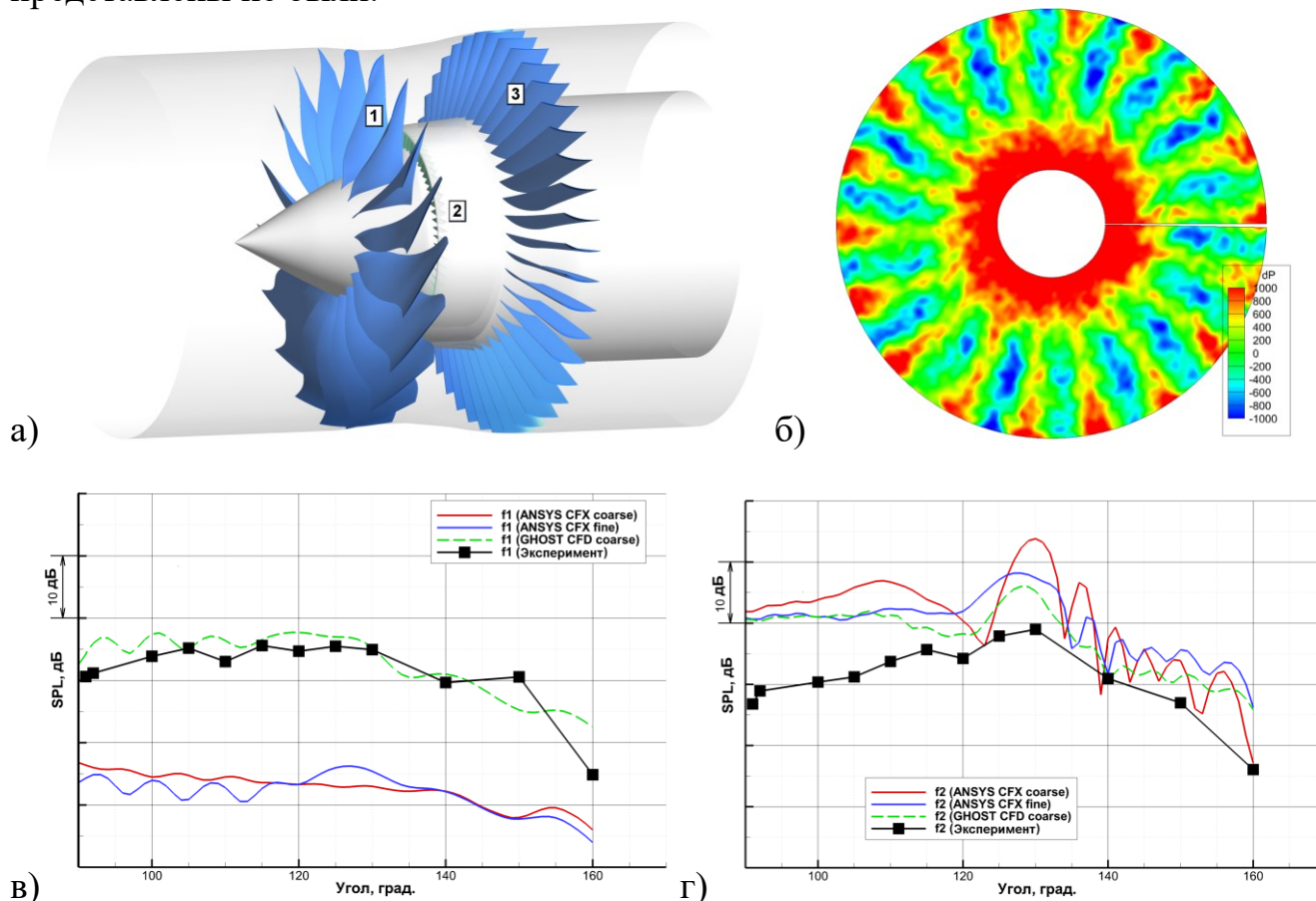


Рис. 9 – Внешний вид расчетной области для моделирования шума вентилятора (а). Цифрами обозначены лопатки вентилятора (1), направляющего аппарата внутреннего контура (НА) (2) и спрямляющего аппарата наружного контура (СА) (3). Распределение давления в плоскости перед вентилятором для GHOST CFD (б). Уровни звукового давления для первой (в) и второй (г) частоты следования лопаток в задней полусфере для различных расчетов

В диссертационной работе с помощью метода крупных вихрей с релаксационной фильтрацией выполнено моделирование как тональной, так и широкополосной компонент шума вентилятора. Проведено сравнение полученных уровней шума для различных режимов работы вентилятора с экспериментальными уровнями, и уровнями, полученными с помощью подхода uRANS в коммерческого пакете ANSYS Fluent. Моделирование для GHOST CFD проводилось на грубой сетке без лопаток НА (coarse, 29 млн. ячеек), для ANSYS Fluent – как на грубой, так и на подробной, с лопатками НА (fine, 61 млн. ячеек). Проведен анализ модального состава полученного шума и определено соответствие между особенностями полученной направленности шума его различными компонентами и источниками.

Найдено, что для низкого режима работы вентилятора полученные уровни звукового давления на 1-й и 2-й частотах следования лопаток (т.е. частоте, равной частоте вращения вентилятора, умноженной на количество лопаток и в 2 раза большей частоте) достаточно хорошо согласуются с экспериментом в задней полусфере (т.е. со стороны лопаток СА и НА) (рис. 9 в, г). На первой частоте следования в силу специально подобранного соотношения лопаток вентилятора и СА/НА тональный шум отсутствует, при этом широкополосный шум остается и достаточно хорошо моделируется в GHOST CFD (рис. 9в). На второй частоте доминирует тональная составляющая, которая также достаточно хорошо описывается в GHOST CFD даже на грубой расчетной сетке. Для передней полусферы в GHOST CFD наблюдается некоторое завышение уровня шума, которое, как показывает анализ модального состава, связано с широкополосной составляющей и, вероятно, недостаточным для ее точного описания сеточным разрешением в области перед вентилятором, а также несовершенством метода акустической обработки (модального разложения) для широкополосного шума.

Для высокого режима на второй частоте следования для GHOST CFD наблюдается хорошее согласие с экспериментом в задней полусфере. В передней полусфере уровень шума занижен, что, как показывает анализ модального состава, связано с отсутствием в расчетной области лопаток направляющего аппарата. Тональный шум от лопаток спрямляющего аппарата, как и для низкого режима, достаточно хорошо согласуется с экспериментом.

В заключении диссертационной работы сформулированы основные результаты и изложены направления и планы дальнейшей работы.

ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ РАБОТЫ

В диссертационной работе предложен подход для численного моделирования трехмерных нестационарных турбулентных течений газа в областях сложной конфигурации, основанный на решении уравнений Навье Стокса для вязкого газа методом крупных вихрей с релаксационной фильтрацией с помощью конечно-разностных схем высокого порядка аппроксимации и высокой разрешающей способности с модифицированными параметрами силы узкополосного фильтра и фильтра с детектором скачков. Предложенный подход реализован в виде параллельного программного пакета GHOST CFD для графических процессоров, что позволило значительно ускорить расчеты в рамках предложенного метода по сравнению со стандартными центральными процессорами.

С помощью предложенного подхода и разработанного программного пакета проведено численное моделирование течений в различных узлах авиационного двигателя и определены их осредненные и спектральные характеристики.

Для задачи об обтекании профиля турбинной лопатки получены распределения коэффициента скорости по поверхности лопатки на различных режимах обтекания. Получено более близкое к эксперименту описание роста потерь кинетической энергии по сравнению с подходом на основе RANS.

Для смесителя камеры сгорания получены хорошо согласующиеся с экспериментом осредненные поля скорости, в том числе – на достаточно большом расстоянии от выхода из канала предварительного перемешивания. Полученная

спектральная плотность мощности осевой скорости, как и в эксперименте, имела четко выраженные тональные пики на частотах вращения прецессирующих вихрей и широкополосную составляющую с инерционным интервалом, имеющим наклон $5/3$.

Для задачи об истечении реактивной струи из сопла JEAN получены близкие к экспериментальным распределения средней и пульсационной скоростей, которые ранее получались другими авторами только с искусственным возбуждением пограничного слоя внутри сопла и на более подробной расчетной сетке.

Для конического сопла получено более близкое к эксперименту спектральное распределение звукового давления. Как и в эксперименте, это распределение является достаточно равномерным в отличие от распределения со значительным накоплением звуковой энергии на средних частотах, полученного с помощью коммерческого пакета со схемами низкого порядка аппроксимации.

Исследован шум вентилятора двигателя. Без применения полуэмпирических методик получены уровни широкополосного шума. Получены уровни тональной составляющей шума более близкие к экспериментальным, чем результаты, полученные с помощью подхода uRANS со схемами 2-го порядка аппроксимации.

ОСНОВНЫЕ ПУБЛИКАЦИИ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИОННОЙ РАБОТЫ

1. Назукин, В. А. Моделирование трехмерных нестационарных закрученных потоков в коммерческом пакете и решателе собственной разработки на примере модельной задачи / В. А. Назукин, В. Г. Августинovich, В. Thornber, P. Aguado Lopez, В. В. Цатишвили, Е. В. Коромыслов // Вестник СГАУ, – 2013. – № 3(41), – С. 197-205.
2. Коромыслов, Е. В. Использование схем типа DRP высокого порядка аппроксимации и метода крупных вихрей с релаксационной фильтрацией для расчёта турбулентных течений газа на примере распада вихря Тейлора-Грина / Е. В. Коромыслов, М. В. Усанин, Л. Ю. Гомзиков, А. А. Синер // Вычислительная механика сплошных сред, – 2015. – Т. 8, №1. – С. 24-34.
3. Коромыслов, Е. В. Численное моделирование аэродинамических и шумовых характеристик дозвуковых турбулентных струй с использованием графических процессоров / Е. В. Коромыслов, М. В. Усанин, Л. Ю. Гомзиков, А. А. Синер, Т. П. Любимова // Вычислительная механика сплошных сред, – 2016. – Т. 9, №1. – С. 84-96.
4. Коромыслов, Е. В. Расчёт генерации шума модельных сопел на графических процессорах / Е. В. Коромыслов, М. В. Усанин, Л. Ю. Гомзиков, Т. П. Любимова // Сборник трудов конференции "XXVII сессия Российского акустического общества, 16-18 апреля 2014 г., – Санкт-Петербург, 2014. – 13 с.
5. Коромыслов, Е. В. Расчёт инженерных газодинамических задач методами высокого порядка точности на графических процессорах / Е. В. Коромыслов, М. В. Усанин, Л. Ю. Гомзиков., А. А. Синер // Материалы II Всероссийской научно-практической конференции «Высокопроизводительные вычисления на графических процессорах», 2-6 июня 2014 г., – Пермь, 2014. – С. 30-34.
6. Коромыслов, Е.В. Расчет задач авиационного двигателестроения методами высокого порядка на графических процессорах / Е. В. Коромыслов, М. В. Усанин, А. А. Синер, Л. Ю. Гомзиков // Материалы XIV Международной конференции «Высокопроизводительные параллельные вычисления на кластерных системах», 10-12

- ноября 2014 г., – Пермь, 2014. – С. 230-234.
7. Коромыслов, Е. В. Расчет генерации шума сопла авиационного двигателя на современных графических процессорах / Е. В. Коромыслов // Материалы 50-й юбилейной международной конференции «Студент и научно-технический прогресс», 13-19 апреля 2012 г., – Новосибирск, 2012. – С. 262.
 8. Коромыслов, Е. В. Решение инженерных газодинамических задач на графических процессорах методами высокого порядка точности. / Е. В. Коромыслов, А. А. Синер, М. В. Усанин // Тезисы докладов научно-практической конференции «Высокопроизводительные вычисления на графических процессорах», 21-25 мая 2012 г., – Пермь, 2012. – С. 38-39.
 9. Коромыслов, Е. В. Расчет на видеокартах генерации звука реактивной струей при истечении из модельного сопла / Е. В. Коромыслов, А. А. Синер, М. В. Усанин // Сборник тезисов четвертой Всероссийской конференции «Вычислительный эксперимент в аэроакустике», 17-22 сентября 2012 г., – Светлогорск, 2012. – С. 99.
 10. Гомзилов, Л. Ю. Решение инженерных газодинамических задач на графических процессорах / Л. Ю. Гомзилов, Е. В. Коромыслов, А. А. Синер, М. В. Усанин // Тезисы Всероссийской конференции молодых учёных «Неравновесные процессы в сплошных средах», 16-17 ноября 2012 г., – Пермь, 2012. – С. 41
 11. Коромыслов, Е. В. Расчет генерации шума модельным дозвуковым соплом на графических процессорах / Е. В. Коромыслов, М. В. Усанин, Л. Ю. Гомзилов, Т. П. Любимова // Тезисы докладов третьей открытой Всероссийской конференции по аэроакустике, 1-3 октября 2013 г., – Звенигород, 2013. – С. 201-202.
 12. Gomzikov, L. U. On the computation of aircraft engine fan noise generation using high order numerical methods on graphic processing units / L. U. Gomzikov, E. V. Koromyslov, M.V.Usanin, A. A. Siner // Third International Workshop «Computational Experiment in Aeroacoustics», September 24-27, 2014. – Svetlogorsk, Russia, 2014. – P. 136-138.
 13. Коромыслов Е. В. Параллельные расчёты течений газа в каналах авиационного двигателя методами высокого порядка на графических процессорах / Е. В. Коромыслов, М. В. Усанин, А. А. Синер, Л. Ю. Гомзилов // Тезисы конференции «Пермские гидродинамические научные чтения», 2-4 декабря 2014 г., – Пермь, 2014. – С. 45-46.
 14. Коромыслов Е. В. К расчётам шума вентилятора авиационного двигателя численными методами высокого порядка на графических процессорах / Е. В. Коромыслов, М. В. Усанин, Л. Ю. Гомзилов, А. А. Синер // Тезисы докладов четвертой открытой Всероссийской конференции по аэроакустике, 28 сентября - 2 октября 2015 г., – Звенигород, 2015. – С. 242-243.
 15. Коромыслов Е. В. Расчёт генерации шума вентилятора авиационного двигателя методами высокого порядка точности / Коромыслов, М. В. Усанин, Л. Ю. Гомзилов, А. А. Синер // Сборник тезисов докладов Всероссийской научно-технической конференции «Авиадвигатели XXI века», 24-27 ноября 2015 г., – Москва, 2015. – С. 211-212.

Подписано в печать _____.2016 г. Формат 60x84/16

Усл. печ. л. 1.0. Тираж 100 экз. Заказ _____

Тирография Пермского государственного национального исследовательского университета.

614990, г. Пермь, ул. Букирева, 15.