

На правах рукописи

Шорстов Виктор Александрович

Разработка метода расчета шума элементов авиационных силовых установок
с использованием зонного RANS-IDDES подхода

01.02.05 – Механика жидкости, газа и плазмы

Автореферат на соискание ученой степени
кандидата физико-математических наук

Москва — 2021

Работа выполнена в Федеральном автономном учреждении «Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И.Баранова».

Научный руководитель: **Макаров Владимир Евгеньевич**, к.ф.-м.н.,
начальник отдела ФАУ «ЦИАМ им.
П.И.Баранова»

Официальные оппоненты: **Дерюгин Юрий Николаевич**, д.ф.-м.н.
главный научный сотрудник ФГУП «РФЯЦ-
ВНИИЭФ», г. Саров

Власенко Владимир Викторович, д.ф.-м.н.,
доцент, заместитель заведующего
лабораторией отделения силовых установок
ФГУП «ЦАГИ»

Ведущая организация: **Санкт-Петербургский политехнический
университет Петра Великого, г. Санкт-
Петербург**

Защита состоится 18.11.2021 г. в 11 часов на заседании диссертационного
совета Д 002.024.03, созданного на базе ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, 125047,
Москва, Миусская пл., д.4.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке и на сайте ИПМ
им. М.В. Келдыша РАН <https://keldysh.ru/council/3/D00202403/defence3.htm> .

Отзывы на автореферат в двух экземплярах, заверенные печатью учреждения,
просьба направлять по адресу: 125047, г. Москва, Миусская пл., д. 4, ученому
секретарю диссертационного совета Д002.024.03.

Автореферат разослан «____» _____ 2021 г.

Учёный секретарь диссертационного совета Д 002.024.03,
кандидат физико-математических наук **М.А. Корнилина**

Общая характеристика работы

Актуальность темы исследования. Устанавливаемые ИКАО требования по шуму гражданских дозвуковых самолетов в значительной степени определяют как их техническое совершенство и конкурентоспособность, так и пути развития гражданской авиации и связанного с ней сегмента авиационной промышленности. Результаты последовательной технической политики в этой сфере за последние 60 лет привели к тому, что уровень шума региональных и дальнемагистральных самолетов с газотурбинными двигателями (ГТД) в районе аэропорта снизился на ~40dB, при этом наибольшие успехи в области совершенствования акустических характеристик силовых установок были достигнуты за счет снижения шума выхлопной струи двигателя.

На одном из этапов (середина 90-х годов) этого периода развития гражданской авиации при переходе к использованию двухконтурных реактивных двигателей (ТРДД) с большой (~8) степенью двухконтурности и высокой топливной эффективностью стало ясно, что препятствием для дальнейшего снижения шума самолета является вентилятор двигателя, генерирующий тоновую и широкополосную составляющие шума, последняя из которых устанавливает нижнее ограничение по суммарному шуму вентилятора^{1,2}. В этой ситуации необходимо было найти эффективные способы снижения этого шума, для чего должны быть выявлены механизмы генерации широкополосного шума вентилятора, а также определены их управляющие параметры. Начиная с 2000 года, решение этой непростой задачи, которая до сих пор представляет собой серьезный вызов для аэроакустической науки, осуществлялось экспериментальным путем в основном в NASA Glenn Research Center в рамках Программы Advanced Subsonic Technology (AST)³ и ряда других Программ. Результаты этих работ позволили создать уникальную базу данных, которая активно используется и сейчас для развития и валидации полуэмпирических и численных методов предсказания шума вентилятора.

Перспективным инструментом предсказания широкополосного шума вентилятора являются вихреразрешающие численные методы, использующие постановку LES (Large Eddy Simulation). Однако, как следует из ряда последних по времени публикаций^{4,5,6}, подготовленных с участием ведущих специалистов

¹ P.R. Gliebe, B.A. Janardan. Ultra-High Bypass Engine Aeroacoustic Study. Final Report Prepared for NASA Lewis Research Center, Contract NAS3, 25269, Task Order No.4, July 8, 1993.

² Philip R Gliebe, Patrick Y. Ho, Ramani Mani. UHB Engine Fan Broadband Noise Reduction Study. Final Report
² Philip R Gliebe, Patrick Y. Ho, Ramani Mani. UHB Engine Fan Broadband Noise Reduction Study. Final Report Prepared for National Aeronautics and Space Administration Lewis Research Center, Contract NAS3 26617, Task Order 3, May 30, 1995.

³ E. Envia. Fan Noise Reduction: An Overview. NASA TM-210699, 2001.

⁴ C. Perez Arroyo, T. Leonard, M. Sanjose, S. Moreau¹, F. Duchaine. Large Eddy Simulation of a Scale-model Turbofan for Fan Noise Source Diagnostic. 17th International Symposium on Transport Phenomena and Dynamics of Rotating Machinery (ISROMAC2017), Dec. 2017, Maui, Hawaii, United States.

⁵ Takao Suzuki, Philippe R. Spalart, Michael L. Shur, Michael K. Strelets, and Andrey K. Travin. Unsteady Simulations of a Fan/Outlet-Guide-Vane System. Part 3: Broadband Noise Computation. AIAA 2018-3918, AIAA AVIATION Forum, June 25-29, 2018, Atlanta, Georgia, 2018 AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference

мирового уровня в области численных методов, моделирования турбулентности и вихреразрешения, достоверное решение этой задачи как для традиционных, так и для новых схем ТРДД со сверхбольшой (~15) степенью двухконтурности, с практически приемлемым уровнем ресурсов требует значительных дополнительных усилий, частью которых представляется и настоящая диссертация.

Другой областью развития авиации и авиационной промышленности, где шум силовой установки в условиях взлета и посадки представляет собой одну из ключевых проблем, является будущая сверхзвуковая транспортная авиация, которая, в отличие от Concorde и Ту-144, будет соответствовать современным экологическим нормам. Обсуждаемая в настоящее время возможность создания в обозримом будущем (2030-2035 гг.) первых сверхзвуковых гражданских самолетов (СГС) нового поколения резко актуализировала упомянутую выше проблему из-за чрезвычайно высокой (700 м/с и более) скорости выхлопной струи, характерной для двигателей, которые по современным представлениям могут обеспечить дальний сверхзвуковой крейсерский полет с большим числом Маха (1.8...2 и более).

Проведенные после прекращения эксплуатации СГС 1-го поколения многочисленные научные исследования, среди которых стоит выделить Проект HISAC⁷ (2006 – 2009 гг., 6-ая Рамочная Европейской Программа), выполнявшийся с участием ЦИАМ, показали, что для удовлетворения нормам даже 3-ей Главы ИКАО необходимо, чтобы скорость истечения выхлопной струи при взлете не превосходила 400 м/с и в конструкции выходного устройства (ВУ) должны быть предусмотрены серьезные меры по подавлению шума струи. Сформулированные в результате этих исследований требования к выходным устройствам СГС активизировали, начиная с 2011 г., научные исследования механизмов генерации шума струй и создание достоверных методов его предсказания и распространения, сочетающие тонкий физический эксперимент и расчетные методы, включая численные вихреразрешающие методы. Для исследований в ЦИАМ был выделен класс ВУ, характеризующийся наличием сопла с прямоугольным поперечным сечением, расположенным между элементами разнесенного вертикального оперения. Некоторые результаты этих исследований представлены в работах^{8,9,10,11}. Близкий класс

⁶ Takao Suzuki, Philippe R. Spalart, Michael L. Shur, Michael K. Strelets, and Andrey K/ Travin. Unsteady Simulations of a Fan/Outlet-Guide-Vane System: Broadband-Noise Computation. AIAA Journal, Volume 57, Number 12, 2019

⁷ HISAC – High Speed Aircraft. Aerodays, Madrid, 2011.

⁸ Макаров В.Е., Аукин М.К., Коровкин В.Д., Федорченко Ю.П., Фролов В.Н., Евстигнеев А.А., Деев А.И., Миронов А.К., Казаков В.Г. Аэродинамические и акустические экспериментальные исследования модели соплового аппарата СДС. Технический отчет ЦИАМ №14342, 2013.

⁹ Миронов А.К., Макаров В.Е., Коровкин В.Д., Аукин М.К. и др. Исследования акустических характеристик модели плоского сопла ДИЦ с третьим контуром, Технический отчет ЦИАМ №14590, 2015.

¹⁰ Макаров В.Е., Фролов В.Н., Орлова Я.В., Шорстов В.А. Расчетные исследования акустических характеристик сопла двигателей ДСГС. Технический отчет ЦИАМ №15125, 2018.

¹¹ Миронов А.К., Казаков В.Г., Столяров В.А. и др. Основные результаты исследований акустических характеристик модели плоского секторного эжекторного сопла ЛДСС с горячими струями. Технический отчет ЦИАМ №15102, 2018.

выходных устройств с прямоугольным поперечным сечением сопла активно исследовался в NASA Glenn Centre и сводные результаты этих исследований опубликованы в работах^{12,13,14,15}.

Цель и задачи диссертационной работы. Целью настоящей работы является разработка и валидация зонного RANS-IDDES подхода к расчету шума элементов авиационных силовых установок.

Задачами работы являются:

- Разработка численного метода, обеспечивающего решение с повышенным уровнем достоверности и быстродействия задач аэродинамики и аэроакустики авиационных силовых установок с использованием современных вихреразрешающих подходов.
- Развитие зонной методики применения разработанного численного метода, обеспечивающей описание процессов генерации и распространения акустических возмущений в элементах авиационных силовых установок за практически приемлемое время расчета.
- Решение типичных задач рассматриваемого класса с целью валидации разработанного численного метода и методики его применения.

Научная новизна работы включает комплекс математических, алгоритмических, программных и методических решений и результатов валидационных расчетов, обеспечивающих достижение цели работы.

К числу упомянутых решений относятся:

- разработка новой конечноразностной схемы с повышенной разрешающей способностью (типа MP5¹⁶), включающей:
 - ✓ управляемую выбором индексных направлений неявность;
 - ✓ новый алгоритм реконструкции «предраспадных» параметров на гранях ячеек, обеспечивающий снижение ошибок аппроксимации по пространству на неравномерной сетке при отсутствии изломов сеточных линий на выбранном шаблоне;
 - ✓ управление диссипативными свойствами схемы в зависимости от режима расчета (RANS, LES);
- зонная методика расчета, позволяющая одновременно использовать различные зоны описания турбулентности, включая:
 - ✓ зоны RANS и IDDES¹⁷ с применением неравновесного закона стенки;

¹² James Bridges. Noise of Embedded High Aspect Ratio Nozzles. Technical Conference, March 15-17, 2011, Cleveland, Ohio.

¹³ James Bridges. Acoustic Measurements of Rectangular Nozzles with Bevel. 18th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference 4–6 June 2012, Colorado Springs, CO.

¹⁴ James Bridges. Noise from Aft Deck Exhaust Nozzles – Differences in Experimental Embodiments. NASA/TM—2014-218123.

¹⁵ James Bridges. Noise Measurements of High Aspect Ratio Distributed Exhaust Systems. AIAA Aviation 2015 Conference – 22-26 June 2015.

¹⁶ Zhaorui Li1 and Farhad A. Jaber. Large-Scale Simulation of High Speed Turbulent Flows. 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 5 - 8 January 2009, Orlando, Florida.

- ✓ зоны IDDES с улучшением работы в режиме WMLES на сетках с равными тангенциальными (вдоль стенки) шагами;
- ✓ зоны DES с масштабом Δ_{SLA} ¹⁸;
- ✓ зоны генерации синтетической турбулентности (VSTG) на входе в зоны с вихреразрешением с адаптацией VSTG к неравномерному полю средних параметров и однопараметрической RANS-модели.

Указанные выше решения проверены по результатам, полученным для модельных (распад изотропной турбулентности, развитое турбулентное течение в прямоугольном канале) и тестовых прикладных (шум задней кромки изолированного модельного профиля NACA0012 при дозвуковом обтекании на нулевом угле атаки, шум осесимметричной струи с $Mc=0.9$) задач.

К числу новых результатов, полученных при выполнении валидационных расчетов, относятся:

- Описание в расчете генерации шума задней кромкой профиля NACA0012, существенно зависящего от пограничного слоя с отрывным ламинарно-турбулентным переходом.
- Моделирование в вычислительном эксперименте появления интенсивных пульсаций, в экспериментальной модели сопла, возникающих при дозвуковых скоростях течения и исчезающих при сверхзвуковых. Впоследствии явление подтвердилось экспериментально.

Новые результаты получены при использовании разработанной методики вычислительного моделирования процессов генерации и распространения акустических возмущений в элементах авиационных силовых установок. С использованием предложенного в работе численного метода и развиваемого зонного подхода решены экспериментально исследованные практические задачи, связанные с упомянутыми во введении актуальными в настоящее время проблемами шума силовых установок существующих и перспективных самолетов. Эти задачи включают шум модельного выходного устройства с соплом с прямоугольным поперечным сечением для перспективного сверхзвукового гражданского самолета и широкополосный шум модельной вентиляторной ступени ТРДД с большой ($m \sim 8$) степени двухконтурности, типичного для современных дозвуковых гражданских дальнемагистральных самолетов.

Практическая значимость. Практическая значимость работы заключается, прежде всего, в разработке численного метода, обеспечивающего решение с повышенным уровнем точности и быстродействия задач аэродинамики и аэроакустики авиационных силовых установок с

¹⁷ A.K. Travin, M.L. Shur, Ph.R. Spalart, M.Kh. Strelets. Improvement of Delayed Detached-Eddy Simulation for LES with Wall Modelling // European Conference on Computational Fluid Dynamics ECCOMAS CFD 2006.

¹⁸ Mikhail L. Shur, Philippe R. Spalart, Mikhail Kh. Strelets, Andrey K. Travin. An Enhanced Version of DES with Rapid Transition from RANS to LES in Separated Flows // Flow, Turbulence and Combustion, 2015, Volume 95, Issue 4, pp. 709-737.

использованием современных вихреразрешающих методов и развитие зонной методики применения этого метода, позволяющей описывать физические процессы в разных подобластях расчетной области с уровнем сложности, адекватной их влиянию на исследуемое явление в целом.

Кроме того, в рамках настоящей работы с помощью разработанного численного метода обнаружено и объяснено получившее экспериментальное подтверждение не описанное ранее явление – возникновение при докритическом истечении струи из сопла с прямоугольным поперечным сечением и развитым центральным телом интенсивных поперечных колебаний слоя смещения, вызывающих сильные изменения давления на элементах выходного устройства, примыкающих к струе, и, как следствие, к появлению ярко выраженных дискретных составляющих спектра шума струи в дальнем поле, которые исчезают при сверхкритическом режиме истечения струи.

Методология и методы исследования. В работе применялась методология вычислительного эксперимента. В процессе выполнения работы были использованы методы вычислительной математики и аэродинамики, в форме разработанного программного комплекса.

Положения, выносимые на защиту. На защиту выносятся:

1. Новая конечноразностная схема (типа MP5), включающая локализованное введение невязности по выбранным сеточным направлениям.
2. Новый алгоритм реконструкции «предраспадных» параметров на гранях ячеек, обеспечивающий снижение ошибок аппроксимации на неравномерной сетке при отсутствии изломов сеточных линий на выбранном шаблоне.
3. Управление диссипативными свойствами схемы в зависимости от режима расчета (RANS, LES).
4. Зонная методика расчета, позволяющая одновременно использовать различные зоны описания турбулентности, включающие: зоны RANS с применением неравновесного закона стенки; зоны IDDES с улучшением работы в режиме WMLES на сетках с равными тангенциальными (вдоль стенки) шагами; зоны DES с масштабом Δ_{SLA} ; зоны генерации синтетической турбулентности (VSTG) на входе в зоны с вихреразрешением с адаптацией VSTG к неравномерному полю средних параметров и однопараметрической RANS-модели.
5. Новые результаты, полученные при выполнении валидационных расчетов, включающие:
 - Описание в расчете генерации шума задней кромкой профиля NACA0012, существенно зависящего от пограничного слоя с отрывным ламинарно-турбулентным переходом.
 - Описание и объяснение явления возникновения положительной обратной связи между изменением статического давления на стенке

и смещением слоя смещения в экспериментальной модели сопла, возникающего при дозвуковых скоростях истечения и исчезающего при сверхзвуковых.

Достоверность полученных результатов обусловлена их системным сопоставлением с расчетами других авторов и экспериментальными данными. Кроме того, достоверность описания исследуемых явлений гарантируется детальным и многосторонним анализом результатов, получаемых в различных постановках с использованием разных расчетных сеток.

Апробация работы. Результаты работы докладывались на конференциях в Звенигороде (2015, 2017), в Светлогорске (2016, 2018), в Акустическом институте (2019), на отраслевом (режим видеоконференции) семинаре ЦИАМ (2020) с участием организаций АО ОДК (АО «ОДК-Авиадвигатель», ПАО «Сатурн» (г. Рыбинск и др.), семинар (режим видеоконференции) ЦИАМ – ИПМ им. М.В.Келдыша (2020).

Публикации по теме диссертации и личный вклад автора. Основные результаты исследований, представленных в диссертации, опубликованы в трех научных статьях, список которых приведен в конце диссертации. Эти статьи опубликованы в рецензируемых научных изданиях, определенных ВАК, а одна из них – в журнале, индексируемом в базе данных Scopus.

Вклад диссертанта во все публикации является определяющим. В частности, лично автором разработана модификация базовой конечноразностной схемы, все усовершенствования метода описания турбулентности, вариант объемного генератора синтетической турбулентности с адаптацией к неравномерному полю средних параметров и однопараметрической RANS-модели и все программные решения, реализующие упомянутые математические и алгоритмические решения.

Личный вклад автора заключается также в обосновании и систематическом использовании идеи зонного подхода к решению рассматриваемых в работе задач с применением вихреразрешающего метода.

Объем и структура работы. Диссертация состоит из введения, 5 глав, заключения, списка литературы, списка иллюстративного материала, списка таблиц. Полный объем диссертации составляет 142 страницы, включая 113 рисунков и 8 таблиц. Список литературы содержит 66 наименований.

Содержание работы

Введение посвящено обзору вычислительных методов, используемых в задачах снижения шума авиационных силовых установок. При этом делается акцент на вихреразрешающий подход к описанию генерации шума с кратким описанием сути зонного подхода. Идея этого подхода – на стадии формирования задачи выделить области RANS моделирования и вихреразрешения. Неразрывно с таким разбиением следуют не только предположение об адекватной генерации турбулентного контента, но и

предположения о том, что в области, занимаемой зоной URANS, нет существенно влияющих на результат явлений, не описываемых в рамках этой постановки, а также то, что разрешающая способность схемы на сетке в области LES достаточна. Эти предположения нуждаются в дополнительной апробации.

Проблему поиска удачного выбора такого разбиения можно проиллюстрировать на представленных в работе задачах о шуме задней кромки профиля NACA0012 при турбулентном обтекании и шуме выходного устройства (см. рисунок 1).

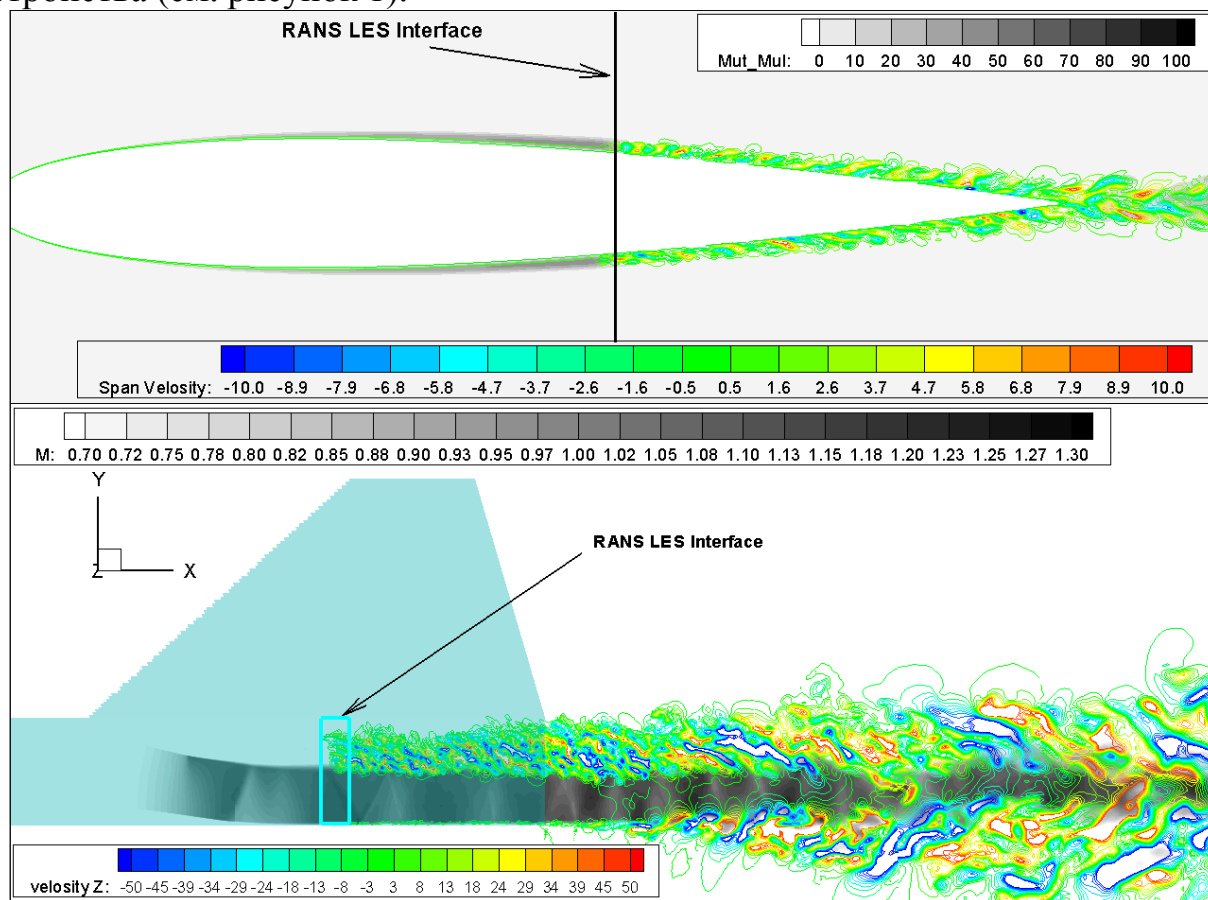


Рисунок 1 – Иллюстрация разделения области на зоны URANS и LES

Как правило, вниз по потоку масштаб наиболее значимых турбулентных структур увеличивается, такова ситуация и в задачах на рисунке 1. Следовательно, смещение интерфейса вверх по потоку приведет к резкому росту вычислительных затрат. Чтобы разрешать вдвое меньшие структуры нужно в 16 раз больше ресурсов за счет трех пространственных измерений и одного временного. Однако, выбрав положение RANS - LES интерфейса, как показано на рисунке в задаче о выходном устройстве, мы опираемся на то, что URANS адекватно описывает часть слоя смешения, в том числе и во взаимодействии с приходящими акустическими возмущениями. А это утверждение нуждается в дополнительных подтверждениях. В пользу же зонного подхода можно сказать, что и в случае глобальной гибридной модели не происходит исчерпывающее решение вышеописанной проблемы. При этом в

зонном подходе реализуется возможность учета большего количества факторов, влияющих на свойства рассматриваемого течения.

Первая глава посвящена описанию разрабатываемого численного метода и содержит два раздела.

В **разделе 1.1** приводится математическое описание ключевых изменений базовой конечноразностной схемы, обеспечивающих ее новые возможности, достаточные для моделирования течений газа с использованием современных вихреразрешающих методов на многоядерном вычислительном ресурсе.

В **разделе 1.2** приводится описание принятого в диссертации подхода к работе с турбулентными течениями, опирающегося на совмещение в одном расчете одной или более зон: RANS моделирования, вихреразрешения с пристенным моделированием, DES с ускоренным численным переходом к LES¹⁹ и зон генерации синтетической турбулентности²⁰.

Вторая глава посвящена исследованию и калибровке предложенного численного метода при работе с турбулентностью в вихреразрешающем подходе.

В **разделе 2.1** рассматривается задача о распаде однородной изотропной турбулентности. Диссипация такой турбулентности исследована экспериментально и используется для калибровки RANS – моделей. Требуется воспроизведение этого процесса и в рамках вихреразрешения.

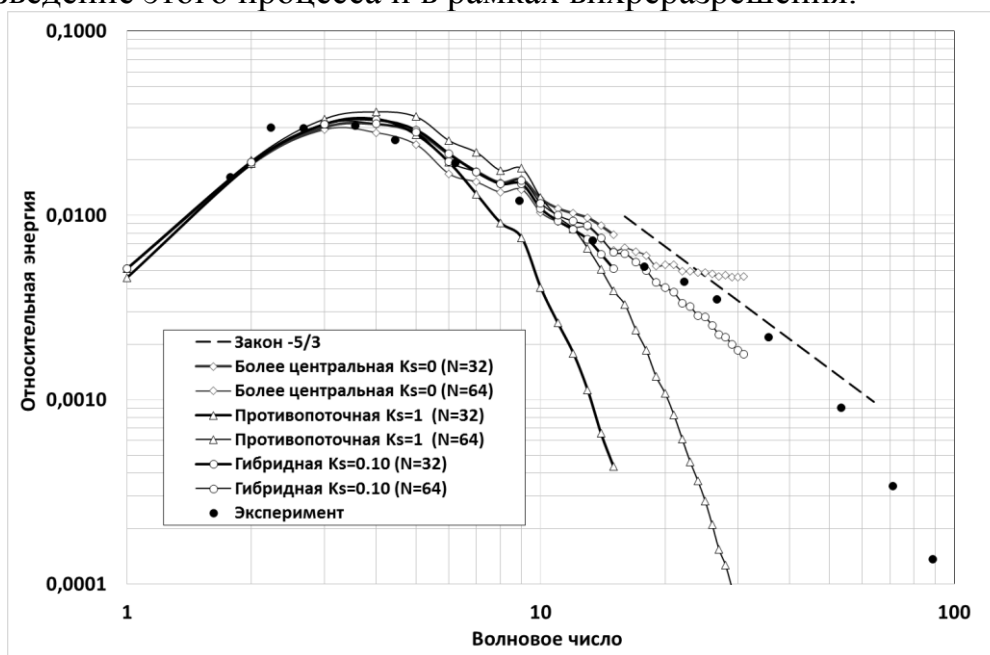


Рисунок 2 – Спектр изотропной турбулентности в момент времени $t=0.87 \cdot \tau_{хар}$, полученный в настоящей работе с использованием различных вариантов разностной схемы MP5

¹⁹ Mikhail L. Shur, Philippe R. Spalart, Mikhail Kh. Strelets, Andrey K. Travin. An Enhanced Version of DES with Rapid Transition from RANS to LES in Separated Flows // Flow, Turbulence and Combustion, 2015, Volume 95, Issue 4, pp. 709-737.

²⁰ M. Shur, M. Strelets, A. Travin, A. Probst, S. Probst, D. Schwaborn, S. Deck, A. Skillen, J. Holgate and A. Revell // Improved Embedded Approaches Springer International Publishing AG 2018, C. Mockett et al. (eds.), Go4Hybrid: Grey Area Mitigation for Hybrid, RANS-LES Methods, Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary, Design 134, DOI 10.1007/978-3-319-52995-0_3.

Графики на рисунке 2 показывают, что для принятой гибридной схемы наклоны кривых распределения энергии по масштабам соответствуют известному закону $-5/3$ вплоть до минимально возможного масштаба в две ячейки как для сетки $32 \times 32 \times 32$, так и для сетки $64 \times 64 \times 64$, что необходимо для правильного воспроизведения каскада (инерционной части спектра турбулентности при высоких значениях числа Рейнольдса) от разрешаемых к моделируемым масштабам.

В разделе 2.2 метод проверяется на модельной задаче о развитом турбулентном течении в плоском канале. Это течение характеризуется однородностью средних полей и компонент тензора Рейнольдсовых напряжений в направлении течения, что позволяет поставить условие периодичности по продольной оси и не рассматривать процесс появления турбулентности. Задача решается в постановке IDDES, реализующей ветвь WMLES для разных чисел Рейнольдса на сетке с одинаковыми тангенциальными шагами. Это приводит к тому, что зона срачивания RANS и LES расположена на разных y^+ и доля моделируемых напряжений тоже разная.

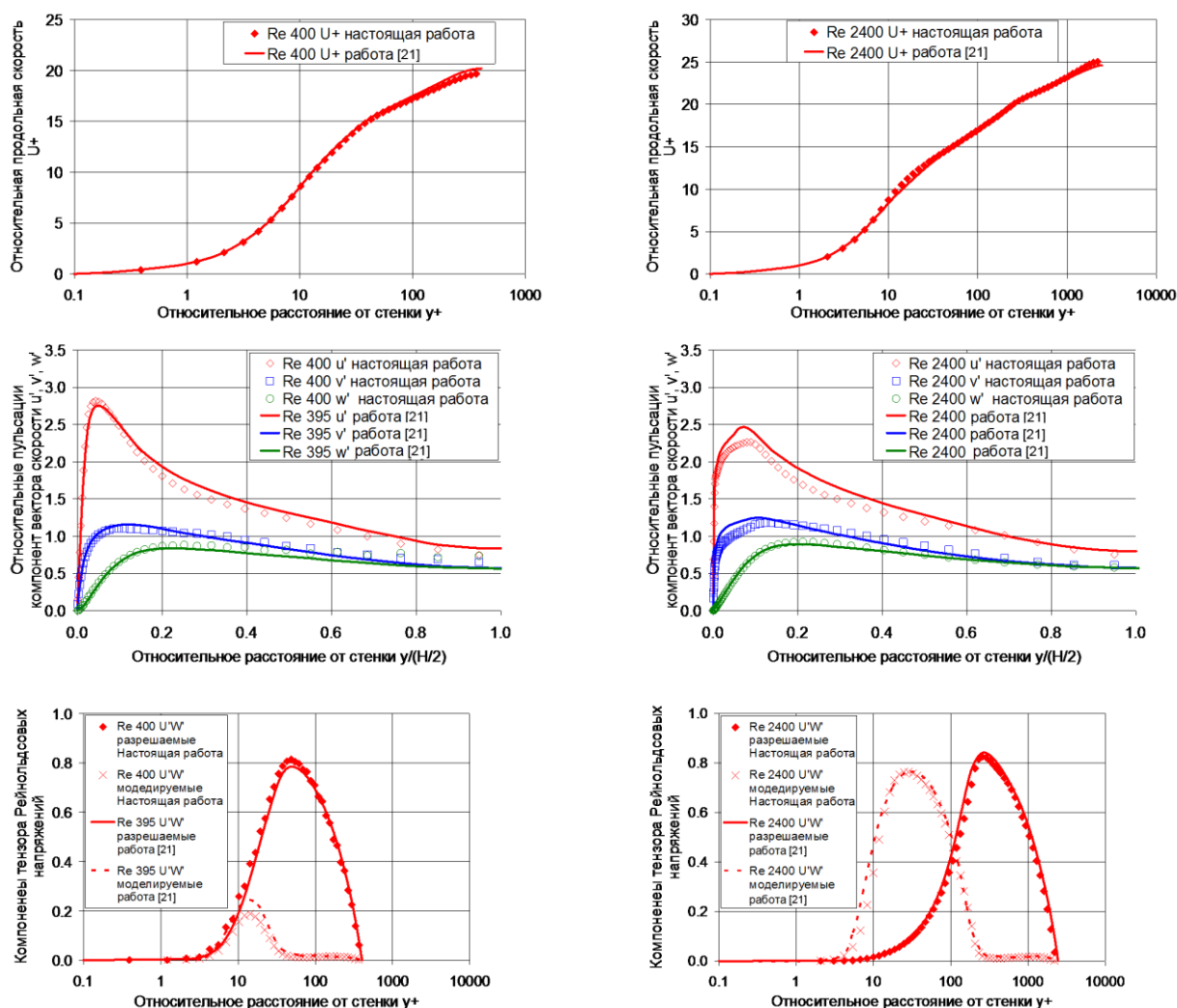


Рисунок 3 – Профили осредненной продольной скорости, среднеквадратичных отклонений и ковариаций компонент вектора скорости в канале для различных режимов течения. Сплошными линиями приведены расчетные данные, полученные в работе²¹

Сопоставление профилей средней скорости и всех ненулевых компонент тензора Рейнольдсовых напряжений с расчетом работы²¹ приведены на рисунке 3 и показывают успешную работу метода в рамках LES с пристенным моделированием.

Третья глава содержит математическое описание и результаты расчетного обоснования усовершенствований используемого численного метода, необходимых для снижения требований к вычислительным ресурсам при выполнении WMLES – расчетов. Тестовой задачей здесь также является рассмотренное выше развитое турбулентное течение в плоском канале.

В разделе 3.1 рассматривается адаптация неравновесного закона стенки и его применение для пристенного течения как в RANS, так и в WMLES постановках. В RANS постановке профиль средней скорости точно следует предписанному логарифму для разных y^+ пристенной ячейки. Сопоставление значимых параметров решения в постановке WMLES на сетках с разным y^+ пристенной ячейки приведены на рисунке 4 и показывают хорошее совпадение с расчетом при $y^+ = 0.8$ в отсутствии закона стенки.

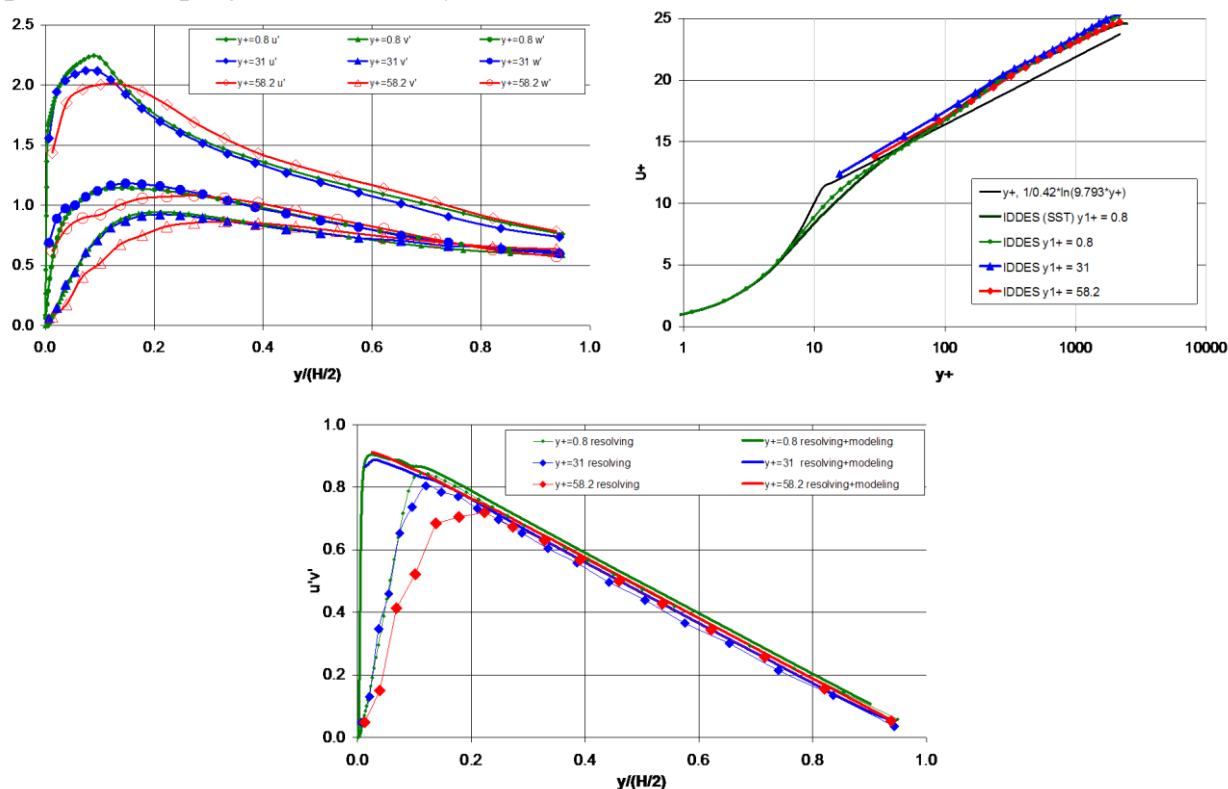


Рисунок 4 – Профили средней скорости и компонент тензора Рейнольдсовых напряжений по высоте канала (в постановке WMLES)

В разделе 3.2 проверяется возможность WMLES расчетов при помощи IDDES на сетках с равными тангенциальными шагами (исходные рекомендации работы²² – тангенциальный шаг поперек потока вдвое меньше продольного). В

²¹ M.S. Gritskevich et al. Development of DDES and IDDES formulations for the k- ϵ shear stress transport model // Flow Turbulence and Combustion, 2012, Vol. 88, № 3, P. 431-449.

²² A.K. Travin, M.L. Shur, Ph.R. Spalart, M.Kh. Strelets. Improvement of Delayed Detached-Eddy Simulation for LES with Wall Modelling // European Conference on Computational Fluid Dynamics ECCOMAS CFD 2006.

процессе работы подтвердилось, что равномерная по тангенциальным шагам сетка в зоне, где IDDES переводит решение в режим LES, недостаточна для разрешения турбулентных напряжений. В разделе предлагается и апробируется модификация формул IDDES, смещающая зону переключения дальше от стенки и улучшающая результаты расчета.

Четвертая глава посвящена валидации предложенного численного метода на тестовых задачах о шуме задней кромки профиля NACA0012, обтекаемого дозвуковым потоком при нулевом угле атаки с совершенно разными состояниями пограничного слоя, что существенно изменяет расчетную постановку.

Также, путем сравнения с известными данными экспериментов и расчетов, подтверждается возможность метода рассчитывать круглую модельную затопленную струю с числом Маха на срезе 0.9 и прямоугольную струю из сопла большого удлинения с перепадом 2.45.

В разделе 4.1 рассматривается механизм генерации шума задней кромки профиля NACA0012 при $Re_c = 10^6$ (турбулентный режим обтекания), существенно зависящий от разрешаемых структур пограничного слоя. Задача решается на трех сетках: базовой, сетке с применением закона стенки и сетке с применением закона стенки и увеличением вдвое шага по размаху. Коэффициенты экономии вычислительных ресурсов для них 1, 0.63, 0.21 соответственно. Экономия от сетки 1 к 2 заключается в уменьшении количества ячеек по направлению от профиля в 1.59 раза, а от сетки 2 к 3 за счет уменьшения вдвое количества ячеек по размаху и увеличения в 1.5 раза шага по времени. На рисунке 5 приведены сопоставления третьоктавных спектров шума в дальнем поле.

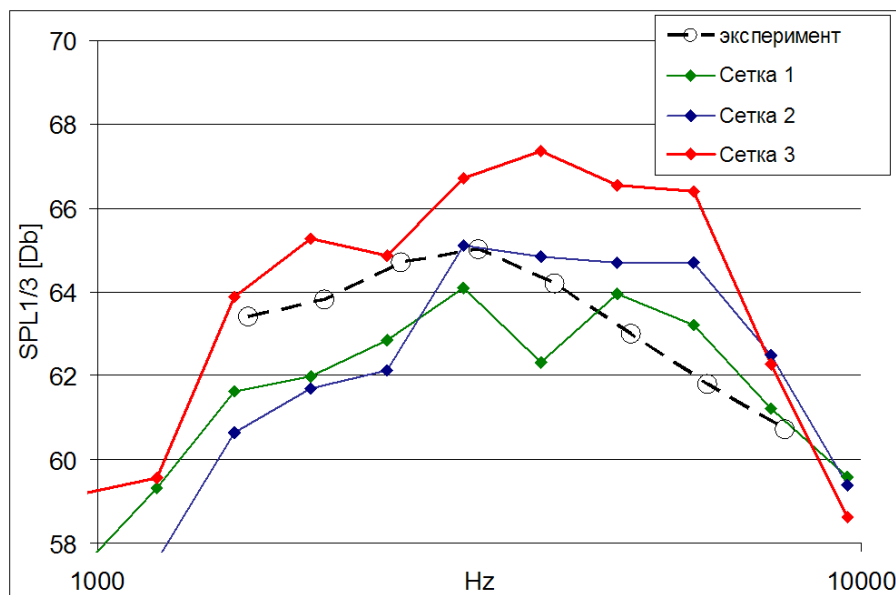


Рисунок 5 – Третьоктавный спектр шума на расстоянии 1 м над задней кромкой

Отличия от эксперимента для сеток 1 и 2 не превосходят 2.5 децибел. Спектр сетки 3 регулярно смещен вверх на ~2.5 децибела относительно сетки 2.

В разделе 4.2 также рассматривается шум задней кромки профиля NACA0012, но при $Re_c = 2 \cdot 10^5$ и турбулизации в отрыве ламинарного пограничного слоя. Предварительно на задаче о развитом турбулентном течении в плоском канале показана достаточность выбранной сетки для разрешения турбулентных напряжений без использования подсеточных моделей. Параметры пограничного слоя, отрывной области и следа детально сравниваются с расчетами других авторов и экспериментом. Расчеты, с которыми производились сопоставления, не претендовали на формирование шума в дальнем поле, поэтому на рисунке 6 спектр сравнивается только с экспериментальными данными²³.

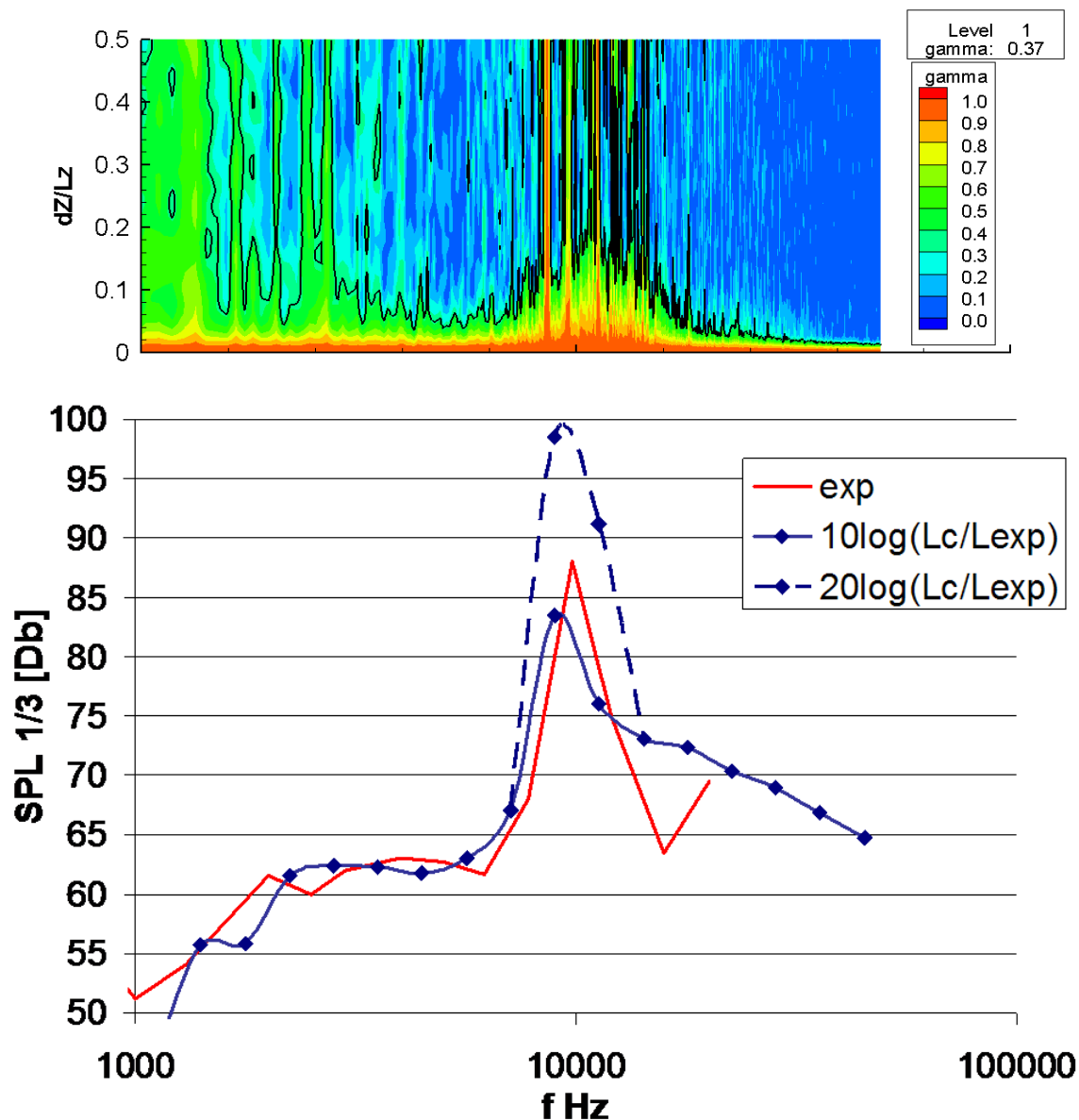


Рисунок 6 – Третьооктавный спектр в сравнении с экспериментом²³ и карта когерентности по размаху

²³ T.F. Brooks, M.A. Marcolini, and D.S. Pope. Airfoil Self Noise and Prediction. NASA Reference Publication, 1989.

В разделе 4.4 рассматривается сверхзвуковая недорасширенная струя из сопла большого удлинения с примыкающей к длинному ребру сопла пластиной и без нее. Воспроизводятся присутствующие в эксперименте колебания струи при отсутствии пластины. На основе расчетов с варьированием константы метода DES с масштабом Δ_{SLA}^{18} делается вывод о том, что численная турбулизация слоев смешения около среза может быть источником ошибок в подобных задачах.

Пятая глава посвящена решению задач по расчету аэродинамических и акустических характеристик элементов силовых установок на примере модельных выходных устройств перспективных СГС и модельной ступени вентилятора. Для всех рассмотренных задач, за исключением расчета предложенной в рамках работы модели выходного устройства, проводится сравнение полученных результатов с имеющимися экспериментальными данными.

В разделе 5.1 проводится расчетное исследование для экспериментальной модели выходного устройства. В этой задаче проявились достоинства и недостатки зонного подхода. Неверные предположения об общей структуре течения не позволили опереться на результаты, полученные в начальной расчетной модели. Расчеты по более затратной модели и их сопоставление позволили прийти к выводу о возникновении в экспериментальной модели интенсивного тонального шума на дозвуковом перепаде давления и его исчезновения на сверхзвуковом. Впоследствии, выводы нашли экспериментальное подтверждение (см. рисунок 7).

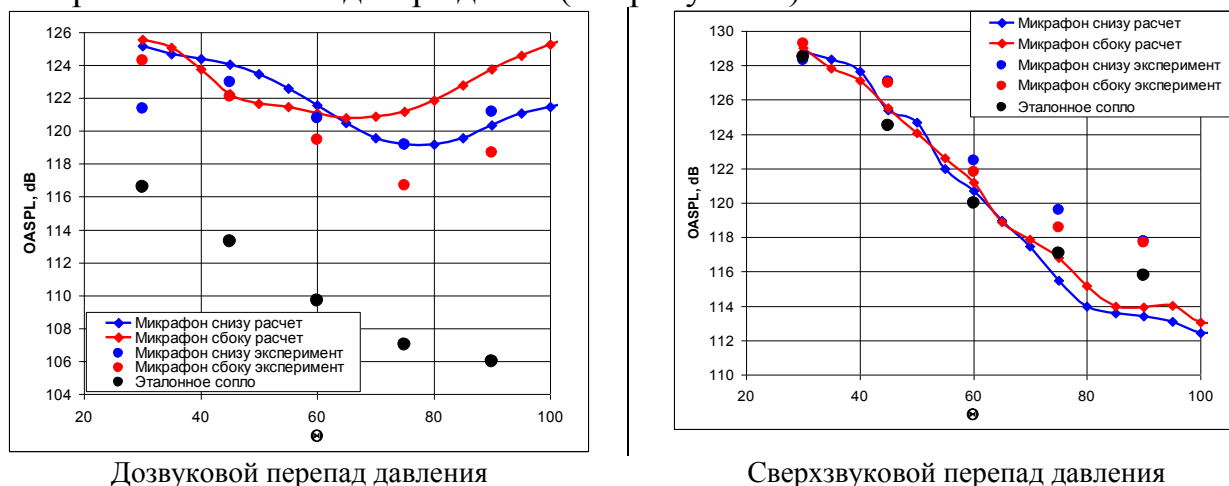
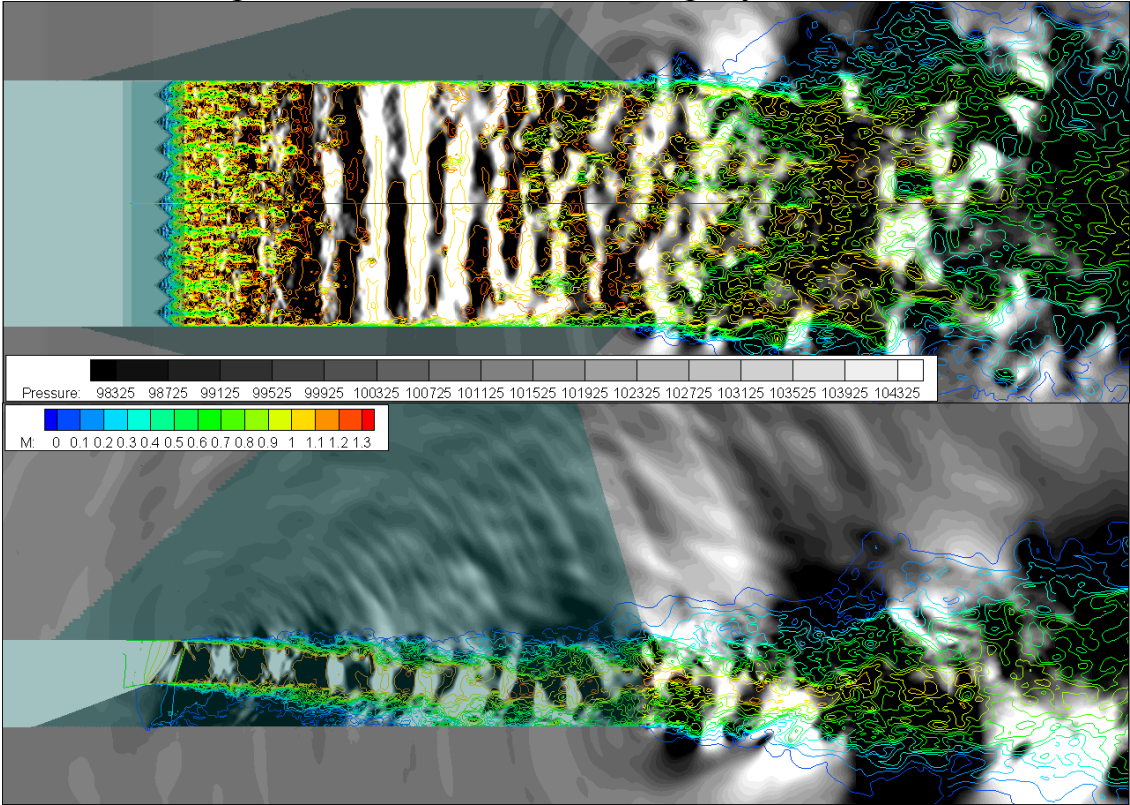


Рисунок 7 – Диаграмма направленности в сравнении с данными работы²⁴

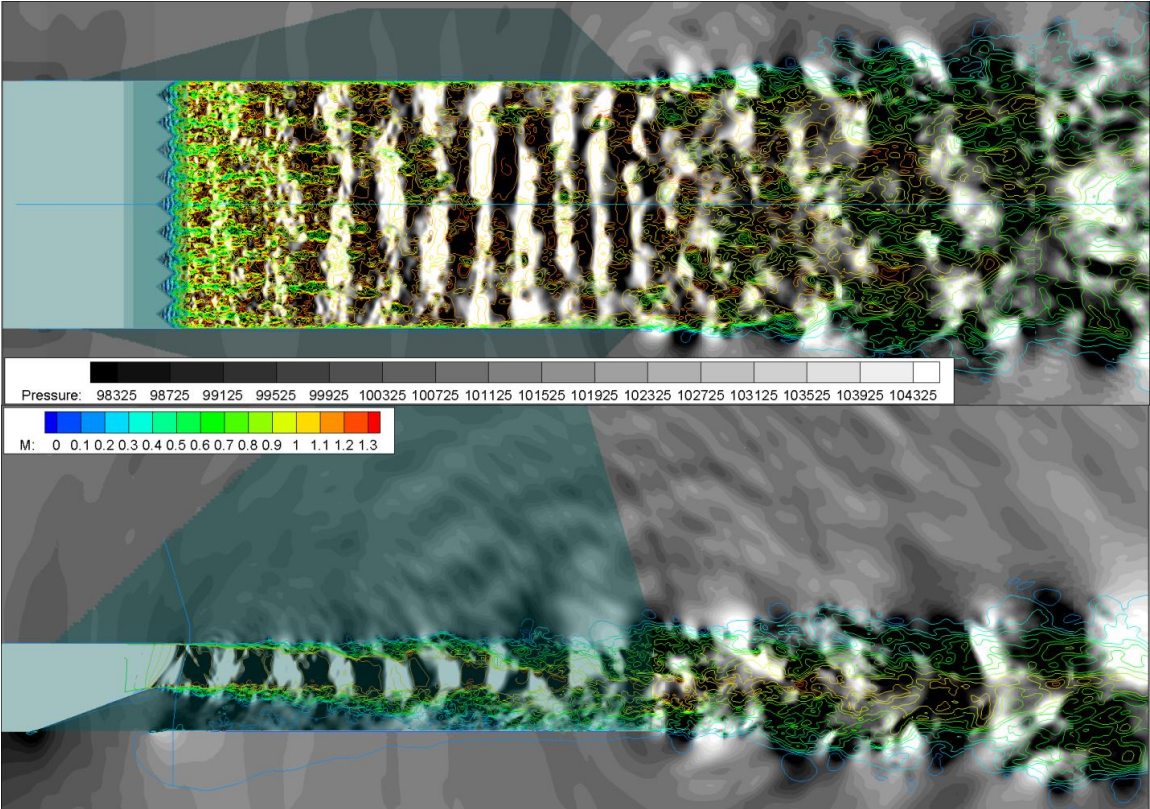
В разделе 5.2 на основе анализа расчетов струйных течений из разделов 4.3, 4.4 и 5.1 предлагается схема выходного устройства с пониженным уровнем шума. Его особенностью является крупная поворотная панель, которая в поднятом положении стыкуется с нижней стенкой плоского сопла по зубчатой линии, образуя клин расширения для сверхзвукового режима. В опущенном

²⁴ Макаров В.Е., Фролов В.Н., Федорченко Ю.П., Шорстов В.А. Расчетные исследования акустических характеристик сопла двигателей ДСГС. Технический отчет ЦИАМ №15228, 2019.

положении она открывает большое окно для эжекции внешнего воздуха с образованием шевронов, что можно видеть на рисунке 8.



$M_{\infty}=0$



$M_{\infty}=0.24$

Рисунок 8 – Сопоставление мгновенных полей статического давления и изолиний для разных чисел Маха полета M_{∞}

Расчетным путем показано, что за счет интенсивной эжекции наружного воздуха возможно снижения шума струи из такого выходного устройства. Проводятся сопоставления шума в дальнем поле с экспериментальным шумом секторного сопла ЦИАМ²⁵, показывающие сравнимость эффективности их шумоглушения при перепаде 2.4. Также на основе расчета делается вывод, что число Маха внешнего потока существенно влияет на эжекцию и, следовательно, на шум. Сопоставление мгновенных картин течения для $M_\infty=0$ и $M_\infty=0.24$ приводится на рисунке 8. Отличия в них не только количественные, при $M_\infty=0$ присутствует интенсивное взаимодействие струи с нижней стенкой с порождением когерентных колебаний струи. При $M_\infty=0.24$ такой процесс отсутствует.

В разделе 5.3 рассматривалась задача о широкополосном и тональном шуме модельной вентиляторной ступени, экспериментальные и расчетные исследования которой проводились в рамках программы SDT (Source Diagnostic Test). Задача решается в зонной постановке со входом в зону LES в ~10% хорды лопатки ротора за задними кромками лопаток ротора.

Из-за неудовлетворительной работы генератора синтетической турбулентности VSTG при исходной формулировке в условиях сильного изменения средней скорости в следе за лопатками возникла необходимость его доработки. Формула движения источников была изменена для использования локальной средней скорости и сохранения исходной формы структур на входной границе в область VSTG. На рисунке 9 видна разница в результатах. Так, VSTG исходной формулировки почти не генерирует касательные напряжения, и провал скорости в следе слишком медленно уменьшается по течению, в отличие от модифицированной формулировки.

²⁵ Миронов А.К., Казаков В.Г., Столяров В.А., Аукин М.К. и др. Основные результаты исследований акустических характеристик модели плоского секторного эжекторного сопла ЛСДС с горячими струями. Технический отчет ЦИАМ №15102, 2018.

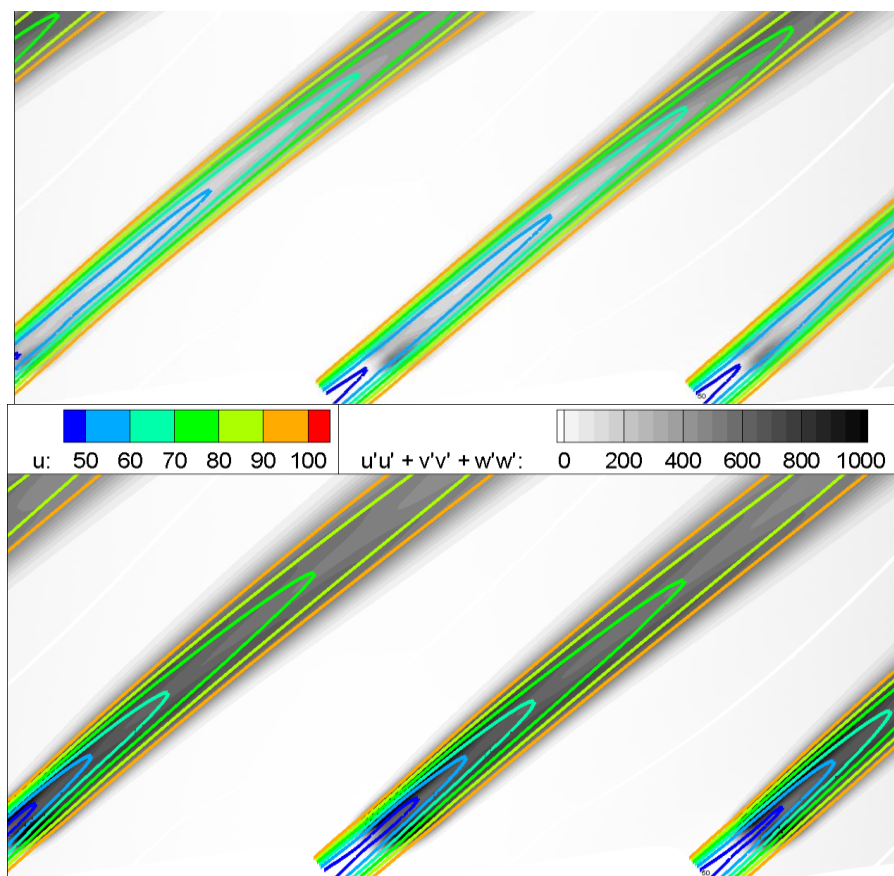


Рисунок 9 – Изолинии средней осевой скорости и заливка следа тензора Рейнольдсовых напряжений для разных формулировок VSTG (исходная- сверху, модифицированная- снизу)

В результате расчетов удалось получить хорошо согласующийся с экспериментом спектр акустической мощности, о чем свидетельствует рисунок 10.

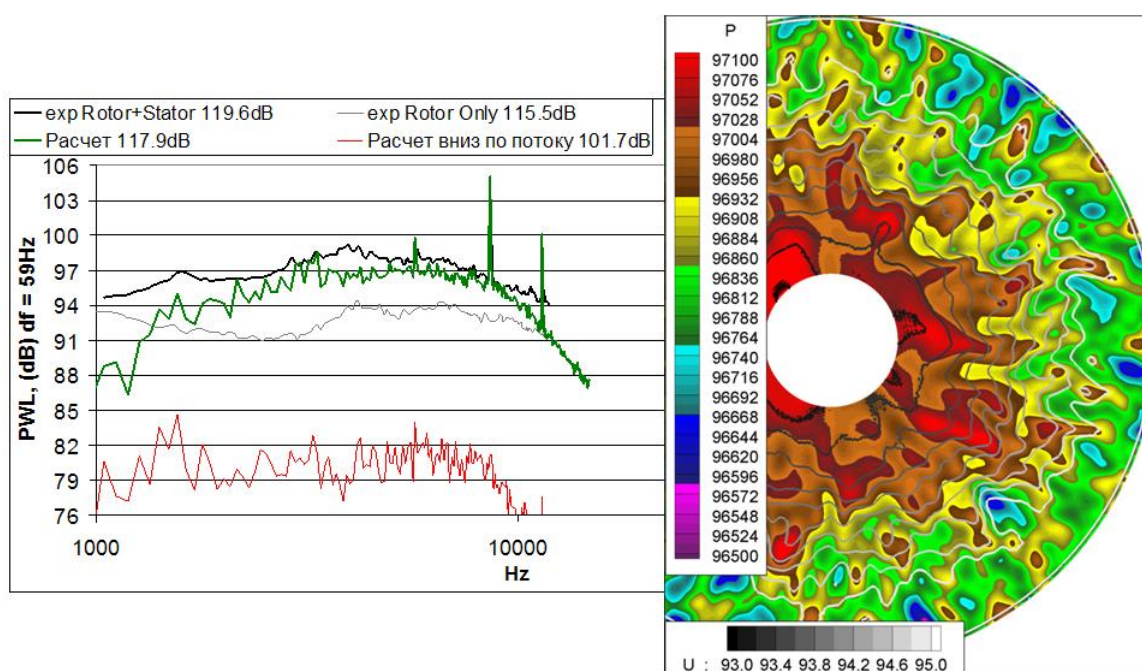
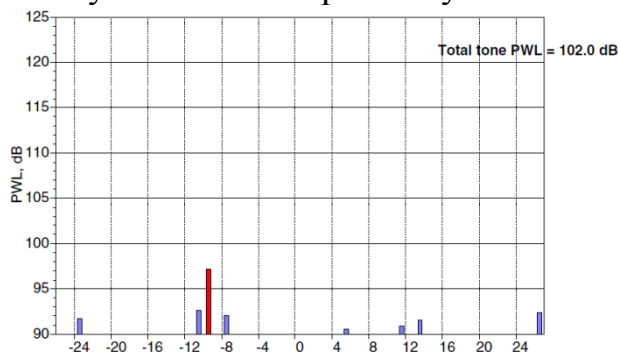
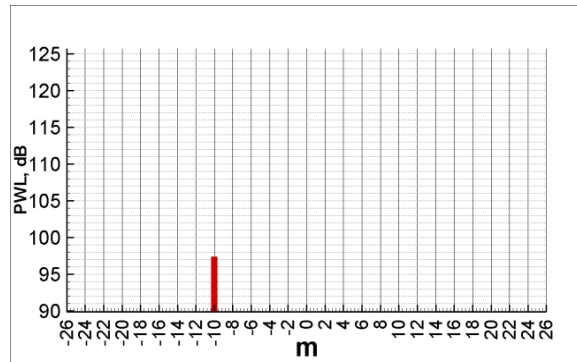


Рисунок 10 – Мгновенные поля в плоскости сбора акустических данных перед вентилятором (справа) и спектр акустической мощности в полосе 59Гц в сравнении с экспериментом

Так же хорошо совпали уровни распространяющихся тональных частот, показанные на рисунках 11 и 12, где приведены сравнения с экспериментом тона на удвоенной частоте следования, распространяющиеся вверх и вниз по потоку от вентиляторной ступени.

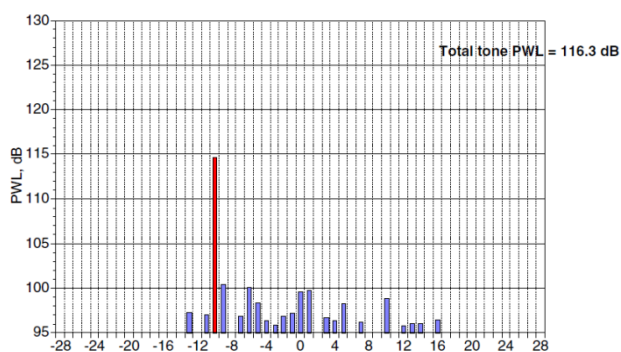


Эксперимент

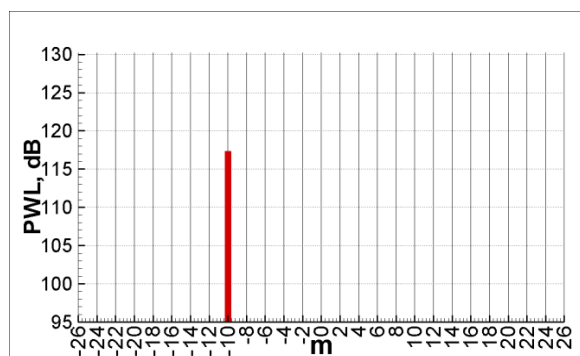


Расчет

Рисунок 11 – Тональная составляющая (красный цвет) на удвоенной частоте следования лопаток ротора, распространяющаяся вверх по потоку от вентиляторной ступени (m номер окружной моды)



Эксперимент



Расчет

Рисунок 12 – Тональная составляющая (красный цвет) на удвоенной частоте следования лопаток ротора, распространяющаяся вниз по потоку от вентиляторной ступени (m номер окружной моды)

Основные результаты

Ниже приведены основные результаты диссертации, сформулированные в **Заключении**.

1. Предложен численный метод, включающий:

- Новую конечноразностную схему типа MP5, обладающую свойствами, необходимыми для применения вихреразрешающих методов (управляемая неявность; алгоритм реконструкции «предраспадных» параметров на гранях ячеек, повышающий точность на сгущающейся сетке; управляемая диссипативность).
- Зонную методику расчета, позволяющую одновременно использовать различные зоны описания турбулентности, в том числе: зоны RANS с применением неравновесного закона стенки; зоны IDDES с улучшением работы в режиме WMLES на сетках с равными тангенциальными (вдоль стенки) шагами; зоны DES с масштабом Δ_{SLA} ; зоны генерации синтетической турбулентности (VSTG) на входе в зоны с

вихреразрешением с адаптацией VSTG к неравномерному полю средних параметров и однопараметрической RANS-модели.

2. Осуществлена калибровка предложенного численного метода на модельных задачах о распаде изотропной турбулентности и о развитом турбулентном течении в плоском канале, свидетельствующая о том, что предложенный численный метод:

- правильно отражает каскадный характер передачи энергии изотропной турбулентности (полученный при числе ячеек $N=64$ в «инерциальном» диапазоне спектр практически параллелен известному «закону $-5/3$ »), а кривая, отвечающая $N=32$, повторяя, в значительной степени, предыдущую кривую, просто обрывается при больших масштабах (последняя точка на каждой расчетной кривой отвечает масштабу, равному размеру 2-х ячеек);
- позволяет получить профили осредненной продольной скорости, среднеквадратичных отклонений и ковариаций компонент вектора скорости в плоском канале для различных режимов развитого турбулентного течения, практически идентичные профилям, полученным с использованием наилучших аналогичных численных методов.

3. Предложены мероприятия по снижению требований к вычислительным ресурсам WMLES расчетов, включающие использование пристеночных функций и увеличение поперечного шага сетки до уровня продольного в WMLES, что позволило для рассмотренной модельной задачи о развитом турбулентном течении в плоском канале в разы снизить число ячеек расчетной модели при сохранении точности получаемых результатов.

4. Осуществлено тестирование разработанного метода на упрощенных задачах, близких к практическим, включающим шум задней кромки профиля NACA0012, обтекаемого дозвуковым потоком без угла атаки при разных числах Рейнольдса, расчет шума круглой дозвуковой струи и расчет ближнего поля при истечении сверхзвуковой недорасширенной струи из прямоугольного сопла большого удлинения. Полученные в рамках проведенного тестирования результаты свидетельствуют о том, что:

- спектр шума профиля NACA0012 в рассмотренных условиях обтекания при числе Рейнольдса по хорде $Re_c=10^6$ как качественно, так и количественно хорошо согласуется с соответствующими экспериментальными данными. При этом максимальное отличие расчетного и экспериментального значений уровня шума не превосходит (с учетом влияния выбора поверхности Кирхгофа) 3 SPL dB;
- при снижении числа Re_c до значений $\sim 2 \cdot 10^5$ шум задней кромки профиля NACA0012 существенно зависит от деталей турбулизации в отрыве ламинарного пограничного слоя вблизи кромки;

- акустические характеристики (диаграмма направленности и спектры в дальнем поле) модельной струи, истекающей из круглого сопла с числом Маха на срезе $Mc=0.9$, находятся в удовлетворительном соответствии с известными экспериментальными данными и в хорошем соответствии с расчетными данными, полученными в работах, выполненных ведущими специалистами по вихреразрешающим численным методам;
- расчетные поля осредненных параметров течения и пульсаций компонент вектора скорости, полученные в ближнем поле в задаче об истечении сверхзвуковой недорасширенной струи из прямоугольного сопла большого удлинения, находятся в хорошем соответствии с экспериментальными данными, а найденные по результатам расчета акустические характеристики этой струи – в хорошем качественном соответствии с данными измерений для сходных струйных течений.

5. С использованием предложенного в работе численного метода и развиваемого зонного подхода решены экспериментально исследованные практические задачи, связанные с упомянутыми во введении актуальными в настоящее время проблемами шума силовых установок существующих и перспективных самолетов. Эти задачи включают шум модельного выходного устройства с соплом с прямоугольным поперечным сечением для перспективного сверхзвукового гражданского самолета и широкополосный шум модельной вентиляторной ступени ТРДД с большой ($m \sim 8$) степени двухконтурности, типичного для современных дозвуковых гражданских дальнемагистральных самолетов. Полученные результаты свидетельствуют о том, что:

- нестационарные процессы, возникающие при истечении струи в рассматриваемом выходном устройстве приводят к возникновению в спектре шума ярко выраженных дискретных составляющих при докритических и близких к критическим перепадах давления на сопле и к их исчезновению при сверхкритических перепадах;
- возможной причиной этого акустического явления является возникающая при докритическом перепаде давления на сопле обратная связь между изменением статического давления на нижней стенке и центральном теле сопла и смещением слоя смещения, сходящего с верхней стенки сопла;
- сопоставления результатов расчетов диаграмм направленности и третьоктавных спектров и соответствующих экспериментальных данных для исследуемого выходного устройства на рассмотренных режимах истечения находятся в хорошем качественном (наличие тоновых составляющих при дозвуковом перепаде давления на сопле и их отсутствие при сверхкритическом) и удовлетворительном количественном соответствии, при этом расчетные и экспериментальные значения частот тоновых составляющих при докритическом истечении выхлопной струи практически совпадают;

- для моделей «плоских» регулируемых сопел получено хорошее соответствие расчетных диаграмм направленности шума в дальнем поле и третьоктавных спектров с экспериментальными данными;
- подтверждается возможность создания регулируемых выходных устройств, по типу близких к рассмотренному, в которых шумоглушение осуществляется за счет интенсификации смещения выхлопной струи с наружным спутным потоком. Расчеты показали, что предложенная автором настоящей работы схема такого шумоглушающего выходного устройства обеспечивает необходимый эффект шумоглушения;
- для успешного решения задачи о широкополосном шуме модельной вентиляторной ступени с использованием объемного генератора синтетической турбулентности (VSTG) необходимо использовать предложенный автором модифицированный вариант VSTG, адаптированный к неравномерному полю средних параметров, позволивший улучшить качество турбулентного контента в следах за рабочими лопатками вентилятора;
- подавление ложного шума, полученного на промежуточном этапе исследования в настоящей работе, а также встречающегося в ряде зарубежных публикаций, возможно с помощью предложенной автором модификации расчетной модели;
- полученные тональные составляющие акустической мощности во входном и выходном сечениях канала ступени хорошо согласуются с экспериментальными данными, полученными в рамках реализации программы SDT, и результатами расчетов других авторов;
- разработанный автором метод расчета широкополосного шума вентиляторной ступени может использоваться для решения ряда актуальных задач, включающих формирование поправок к расчетам тонального шума.

Основные публикации по теме диссертации

1. В.А. Шорстов, В.Е. Макаров. Расчет аэродинамических и акустических характеристик профиля NASA0012 с использованием зонного RANS-IDDES подхода. МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ, 2018 год, том 30, номер 5, стр.19-36. (**список ВАК, Scopus**).
2. В.А. Шорстов, В.Е. Макаров. Развитие зонного RANS-IDDES подхода к моделированию обтекания тел с целью снижения требований к вычислительным ресурсам при решении задач аэроакустики. УЧЕНЫЕ ЗАПИСКИ ЦАГИ, 2019, том L, номер 6, стр. 41-52 (**список ВАК**).
3. В.А. Шорстов, В.Е. Макаров. Расчет акустических характеристик струи из прямоугольного сопла с оценкой влияния пластины, примыкающей к его срезу. УЧЕНЫЕ ЗАПИСКИ ЦАГИ, 2020, том LI, номер 1, стр. 41-57 (**список ВАК**).

Шорстов Виктор Александрович

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание ученой степени кандидата физико-математических наук на тему:

Разработка метода расчета шума элементов авиационных силовых установок с использованием зонного RANS-IDDES подхода

Автореферат диссертации на соискание ученой степени кандидата физико-математических наук
Подписано в печать . . . Заказ №
Формат 60×90/16. Усл. печ. л. 1. Тираж 80 экз.
Типография