Шестая всероссийская конференция

Вычислительный эксперимент в аэроакустике

19-24 сентября 2016 года
г. Светлогорск
Калининградская область

Сборник тезисов

МОСКВА – 2016

УДК 533:534.2
ББК 26.233

Вычислительный эксперимент в аэроакустике: Шестая всероссийская конференция, г. Светлогорск Калининградской обл., 19-24 сентября 2016 г.: Сборник тезисов. – М.: ИПМ им. М.В. Келдыша, 2016. – 236 с.
ISBN 978-5-98354-025-5

В сборнике представлены доклады участников Шестой всероссийской конференции «Вычислительный эксперимент в аэроакустике», организованной Институтом прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН, Москва, при участии ЦАГИ имени профессора Н.Е. Жуковского, г. Жуковский Московской области, и Балтийского федерального университета имени Иммануила Канта, Калининград, и при финансовой поддержке РФФИ (проект № 16-01-20500-г), РАН, ФАНО и официальных спонсоров. Конференция проводится в г. Светлогорске Калининградской обл. 19-24 сентября 2016 г. Начиная с 20 сентября, Шестая всероссийская конференция проходит совместно с Четвёртым международным симпозиумом “Computational Experiment in Aeroacoustics”.

УДК 533:534.2
ББК 26.233

Компьютерная верстка: *Дородницын Л.В.*
Оформление обложки: *Горобец А.В.*

ISBN 978-5-98354-025-5 © Авторы, 2016

ОРГАНИЗАТОР

Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН, Москва

при участии

Центрального аэрогидродинамического института имени профессора Н.Е. Жуковского, г. Жуковский Московской области

Балтийского федерального университета имени Иммануила Канта, Калининград

ФИНАНСОВАЯ ПОДДЕРЖКА

ОАО «Компания «Сухой»

Российский фонд фундаментальных исследований (проект № 16-01-20500-г)

Холдинг «Вертолёты России»

ФГУП ЦАГИ имени профессора Н.Е. Жуковского

ФГУП ЦИАМ им. П.И. Баранова, Москва

ООО ТЕСИС

ПРОГРАММНЫЙ ОРГКОМИТЕТ

Б.Н. Четверушкин, председатель Оргкомитета, акад. РАН, ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, Москва

Т.К. Козубская, зам. председателя Оргкомитета, д.ф.-м.н., ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, Москва

В.Ф. Копьев, д.ф.-м.н., НИ МК, ЦАГИ имени профессора Н.Е. Жуковского, г. Жуковский Московской области

А.Н. Кудрявцев, д.ф.-м.н., ИТПМ им. С.А. Христиановича СО РАН, Новосибирск

А.К. Миронов, к.т.н., ЦИАМ им. П.И. Баранова, Москва

М.Х. Стрелец, д.ф.-м.н., СПбПУ имени Петра Великого, С.-Петербург

ЛОКАЛЬНЫЙ ОРГКОМИТЕТ

Абалакин Илья, ИПМ им. М.В.Келдыша РАН
Александров Анатолий, ИПМ им. М.В.Келдыша РАН
Бахвалов Павел, ИПМ им. М.В.Келдыша РАН
Бобков Владимир, ИПМ им. М.В.Келдыша РАН
Бондаренко Алексей, ИПМ им. М.В.Келдыша РАН
Горобец Андрей, ИПМ им. М.В.Келдыша РАН
Дородницын Людвиг, МГУ имени М.В.Ломоносова
Дубень Алексей, ИПМ им. М.В.Келдыша РАН
Ермаков Алексей, ИПМ им. М.В.Келдыша РАН
Иванова Людмила, ИПМ им. М.В.Келдыша РАН
Климов Александр, МФТИ
Козубская Татьяна, ИПМ им. М.В.Келдыша РАН
Примак Марина, ИПМ им. М.В.Келдыша РАН
Соколова Лариса,
Сурначёв Михаил, ИПМ им. М.В.Келдыша РАН

ОСОБЕННОСТИ ВАЛИДАЦИИ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОГО ЭКСПЕРИМЕНТА В АЭРОАКУСТИКЕ

V.F. Kopiev

Central Aerohydrodynamic Institute, Moscow, Russia, aeroacoustics@tsagi.ru

Проблема снижения авиационного шума, изучаемая в рамках аэроакустики, является одной из сложнейших в авиационной науке вследствие того, что основным источником шума являются различные виды турбулентных течений около летательного аппарата (турбулентные струи и следы, турбулентный пограничный слой на поверхности фюзеляжа), для которых в принципе отсутствуют динамические модели, позволяющие описывать тонкие нестационарные эффекты, ответственные за генерацию шума. Исследование этих задач требует использования уникальной экспериментальной базы, способной обеспечить условия неотражения при одновременном моделировании турбулентных характеристик течения. В такой ситуации перспективным инструментом является численное моделирование. Зачастую решаемые задачи не могут быть эффективно промоделированы с использованием даже самой современной экспериментальной базы, например, если речь идет об условиях крейсерского полета. Тогда численное моделирование становится единственным прямым способом получения нужного знания.

Однако применение численных методов для решения аэроакустических задач встречает значительные трудности, не имеющие аналога при решении традиционных задач аэродинамики. Необходимость разрешения одновременно многих характерных пространственно-временных масштабов с помощью мало дисперсионных и мало диссипативных численных методов делают эти задачи крайне затратными с точки зрения потребных вычислительных ресурсов. Важной спецификой задач аэроакустики является необходимость проведения расчетов на очень длительных физических временах для того, чтобы собрать статистику, достаточную для описания случайных процессов. Трудности достижения компромисса между точностью результата и потребными ресурсами делает проблему валидации численных решений в аэроакустике одной из ключевых.

Можно выделить три существенно различные ситуации при попытке валидации решений, имеющие место в современной аэроакустике. В первой, наиболее типичной ситуации для проблем валидации вообще, имеется аэроакустический эксперимент, а подробное численное моделирование отсутствует. К таким проблемам относится, например, шум отдельного вихря. Если рассматривать турбулентность как совокупность отдельных вихревых структур, то эта задача оказывается базовой в аэроакустике тур-

булентности. Последние результаты о роли перемежаемости в структуре турбулентности показывают желательность понимания механизма излучения на пути исследования вихревой динамики, минуя традиционные представления о структуре мелкомасштабной турбулентности. Однако даже для задачи о шуме отдельного вихря (например, вихревого кольца) потребные вычислительные ресурсы выходят за рамки имеющихся вычислительных мощностей. Имеющиеся к настоящему моменту численные результаты нельзя назвать удовлетворительными. Можно сформулировать иерархию промежуточных задач, которые необходимо научится моделировать, прежде чем подходить к моделированию шума от самого вихря. При этом на разных этапах имеются точные аналитические результаты и только на последней фазе валидации потребуется сравнение итогового решения с реальным экспериментом в заглушенной камере. Однако, в этой задаче было бы желательно валидировать не только итоговое численное решение, но и промежуточные результаты, полученные на предварительных шагах. То есть на промежуточных этапах возникает встречная задача - сформулировать и провести эксперименты, которые позволили бы проводить валидацию не только финального решения, но и численных попыток выделить ключевые механизмы, отвечающие за турбулизацию отдельного вихря.

Во второй ситуации наоборот, имеется качественный расчет, который весьма сложно валидировать в эксперименте по причине высокой стоимости эксперимента, а для России в отсутствии необходимой экспериментальной базы. Это относится в первую очередь к моделированию шума лопаточных машин, включая винты самолета и вертолета. Измерения, полученные в условиях крупномасштабных установок, таких как DNW, CEPRA-19, ОС-5, редко направлены на задачи валидации, за исключением специальных проектов (например, программа ESWIRP). Помимо проблемы валидации вычислительных методов, может возникнуть новая задача валидации маломасштабного эксперимента по результатам измерений в крупномасштабном эксперименте. Это может позволить использовать для валидации численных методов провалидированный маломасштабный эксперимент. Ситуация многократно усложняется в случае широкополосного шума винтов, когда большая часть шума связана с характеристиками турбулентности при обтекании лопастей.

Отсутствие требуемой экспериментальной базы приводит к проблемам с валидацией численных решений также применительно к шуму турбулентных струй, истекающих в условиях крейсерского полета, когда лабораторный эксперимент провести невозможно. Остается надеяться, что расчет, валидированный по измерениям струи в заглушенной камере (условия взлета или посадки) окажется способным предсказывать шум струи и в условиях полета.

В третьей ситуации валидация вычислительных методов позволяет ставить новые задачи, направленные на идентификацию механизмов генерации шума. Оба направления, экспериментальное и численное, в известном смысле питают друг друга и помогают сформулировать дальнейшие шаги в каждом из направлений. Поэтому, несмотря на казалось бы хорошо развитые методы измерения шума турбулентной струей, требуется дальнейшее развитие экспериментальных методов, направленных на все более точные измерения структуры ближнего и дальнего поля, в том числе в условиях возбуждения, когда можно непосредственно увидеть в эксперименте объекты, ответственные за генерацию шума. Численные методы, использующие параллельные вычисления и наиболее развитые именно на этом направлении аэроакустики, в свою очередь должны позволить определять структуру источников звука с целью валидации теоретических представлений, включая дальнейшее развитие корреляционных теорий.

Хочется надеяться, что качество численного моделирования этой приоритетной задачи достаточно не только для инженерных целей, но и для ответа на многие фундаментальные вопросы, включая определение структуры излучающей турбулентности, получение пространственно-временных и корреляционных особенностей источников звука и др.

Конечно, многие результаты можно пытаться провалидировать по результатам измерений в летном эксперименте, однако для этого должны быть готовы расчетные комплексы, адаптированные к условиям пролета самолета, когда имеется смесь шума от различных источников. В этом случае можно для грубой валидации использовать измерения в различных частотных областях и направлениях излучения, про которые известно заранее, что там доминирует конкретный тип источника шума. Еще более перспективным оказывается использование многоканальных методов и микрофонных антенн, позволяющих с известными оговорками локализовать различные источники при пролете самолета и получать количественную информацию о каждом из них. В этом смысле проблема валидации может оказаться существенно различной для создаваемых инженерных комплексов, когда требуется попасть в число с точностью 1-3 дБ, и для тонкого численного инструмента, когда валидации подлежит не столько количественное совпадение, сколько правильное предсказание физических механизмов генерации шума.

Таким образом, особенности валидации численных результатов в аэроакустике связаны с тем, что исследуемые процессы находятся на пределе сегодняшних возможностей эксперимента и компьютерных ресурсов. Этим определяется необходимость взаимной координации и поддержки в постановке задач и трактовке результатов между численными и экспериментальными исследованиями в аэроакустике.

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ И АКУСТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ВИНТА НА ОСНОВЕ РЁБЕРНО-ОРИЕНТИРОВАННЫХ СХЕМ ПОВЫШЕННОЙ ТОЧНОСТИ НА НЕСТРУКТУРИРОВАННЫХ СЕТКАХ*

И.В. Абалакин[1], В.А. Аникин [2], П.А. Бахвалов[1], **В.Г. Бобков**[1], Т.К. Козубская[1]

[1]Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша, Москва, Россия, veld13@gmail.com

[2]АО «Камов», Люберецкий р-н Московской обл., Россия, v.anikin@kamov.ru

Доклад посвящен численному моделированию аэродинамических и акустических характеристик винтов вертолета в режиме висения с использованием экономных алгоритмов повышенной точности на неструктурированных сетках.

Конструкция вертолетных винтов постоянно развивается и усложняется, что вызвано необходимостью улучшения как аэродинамических свойств винта, так и необходимостью уменьшения акустических шумов производимых лопастями. В такой ситуации одним из эффективных инструментов для исследования аэродинамики и аэроакустики винта является численное моделирование, которое позволяет легко менять форму винта и исследовать его характеристики в широком диапазоне режимов полета и выявлять оптимальные конфигурации винта для последующих испытаний и производства.

Форма лопасти современного вертолетного винта имеет сложную структуру, включающую нелинейные крутки, ряд различных аэродинамических профилей, лежащих в основе одной лопасти, сложные законцовки и т.п. Для численного моделирования таких сложных геометрических форм одним из эффективных подходов является использование неструктурированных сеток. Для проведения соответствующих численных расчетов за приемлемое время необходимы эффективные параллельные реализации алгоритмов повышенной точности, рассчитанные на массивные расчеты на многоядерных суперкомпьютерах гибридных архитектур.

В докладе представлена численная методика для моделирования аэродинамики и акустики винта. Она применима для семейства моделей на основе уравнений Эйлера, используемых в рамках подходов DNS(прямое численное моделирование), RANS (осредненные по Рейнольдсу уравнения Навье-Стокса), LES (моделирование больших вихрей) и гибридных RANS-LES методов моделирования сжимаемых турбулентных

* Доклад на английском языке.

течений. В данной же работе расчеты проводились на основе уравнений Эйлера и Навье-Стокса в неинерциальной системе координат.

Особенностью представленной численной методики является использование экономных вершинно-центрированных EBR (Edge-Based Reconstruction) схем на основе реберно-ориентированной реконструкции переменных [1,2] для неструктурированных сеток. Их использование в большинстве случаев обеспечивает точность результата, заметно выше большинства схем второго порядка точности. При этом эти схемы обладают более низкой вычислительной стоимостью, чем схемы «очень высокого» (третьего и выше) порядка точности. Повышенная точность схемы на произвольных неструктурированных сетках обеспечивается за счет реберно-ориентированной реконструкции потоковых переменных, организованной таким образом, что на структурированных (трансляционно-симметричных) сетках порядок точности становится высоким (пятым-шестым).

Для интегрирования по времени используется неявная трехслойная схема второго порядка аппроксимации с использованием стабилизированного метода бисопряженных градиентов (BiCGSTAB) для решения системы линейных уравнений. Для нахождения акустических характеристик винта применяется метод Фокса Вильямса–Хокингса (FWH) [3]. Описанные численные алгоритмы реализованы в исследовательском коде NOISEtte++ [4], поддерживающим гибридную OpenMP+MPI параллельную модель и позволяющем проводить расчеты на суперкомпьютерах с задействованием десятков тысяч вычислительных ядер.

В работе демонстрируются результаты применения описанной методики для решения двух задач по расчету характеристик винта в режиме работы на месте: задача о расчете аэродинамических характеристик конфигурации «винт-в-кольце» (рис. 1) и задача о расчете аэродинамических и акустических свойств модельного несущего винта вертолета (рис. 2).

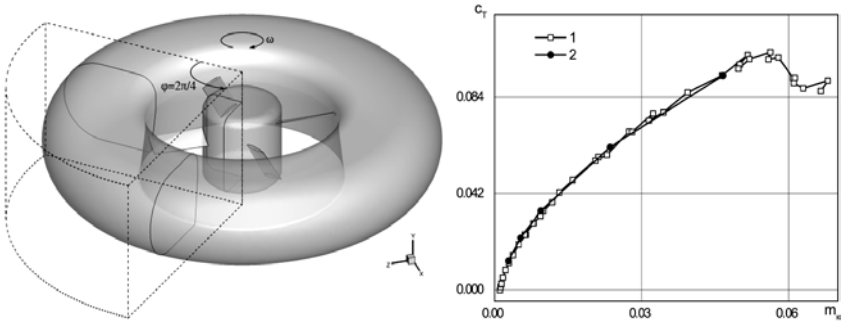


Рис. 1. Конфигурация «винт-в-кольце» (задача 1): общий вид геометрии (слева) и поляра (1 – эксперимент, 2 – результат вычислений)

В первой задаче рассматривается конфигурация «винт-в-кольце», в которой четырехлопастной винт установлен в торроидальный канал. Форма лопасти строится на основе одного аэродинамического профиля с линейной круткой -9°, причем угол установки для всех лопастей одинаков. Общий вид конфигурации представлен на рис. 1.

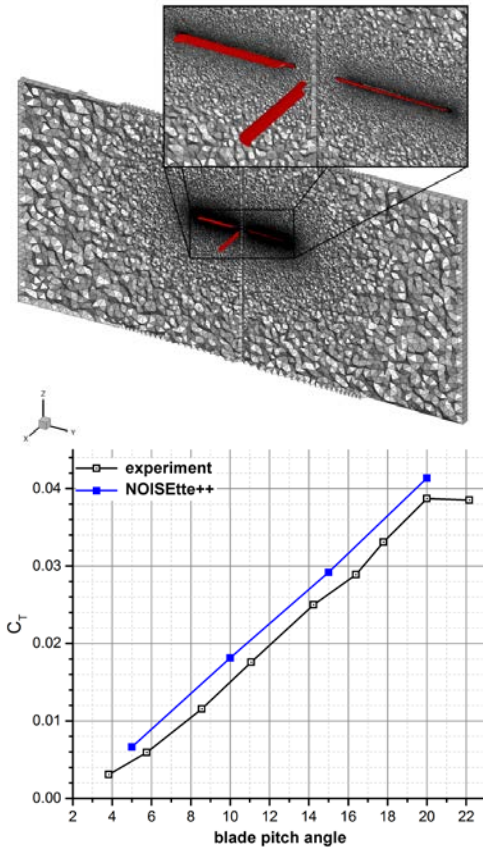


Рис. 2. Конфигурация «несущий винт» (задача 2): меридиональное сечение расчетной сетки (вверху) и график зависимости коэффициента подъемной силы в зависимости от угла установки лопасти (внизу)

Для фиксированной скорости вращения винта 1166 оборотов в минуту соответствующей концевой скорости лопасти 73.3 м/с была проведена серия расчетов для различных углов установки лопастей. Полученные в расчетах аэродинамические характеристики такие, как крутящий момент,

сила тяги и их коэффициенты хорошо согласуются с экспериментальными данными (см. рис. 1, справа).

Во второй задаче численно исследуется модельный четырехлопастной несущий винт вертолета. Лопасть модельного несущего винта имеет сложную форму на основе пяти различных аэродинамических профилей с кусочно-линейной круткой и стреловидной законцовкой. Общий вид конфигурации и расчетной сетки приведен на рис. 2 (сверху). Характеристики винта рассчитываются при фиксированной скорости вращения винта 668 оборотов в минуту, что соответствует концевой скорости лопасти 136.6 м/с, для ряда различных углов установки лопастей. Полученные характеристики винта хорошо согласуются с экспериментальными данными (рис. 2, снизу).

Работа выполнена в ходе прикладных научных исследований «Разработка программного обеспечения для моделирования аэродинамических и аэроакустических характеристик винта вертолета на суперкомпьютерах» (уникальный идентификатор проекта RFMEFI160414X0092) Федеральной целевой программы «Исследования и разработки по приоритетным направлениям развития научно-технического комплекса России на 2014–2020 годы» Министерства образования и науки РФ по приоритетному направлению «Транспортные и космические системы».

Литература

1. Abalakin I., Bakhvalov P., Kozubskaya T. Edge-based reconstruction schemes for prediction of near _field flow region in complex aeroacoustics problems. International Journal of Aeroacoustics, v.13 (3-4), 2014, pp. 207–234.
2. Ilya Abalakin, Pavel Bakhvalov, Tatiana Kozubskaya. Edge-Based Reconstruction Schemes for Unstructured Tetrahedral Meshes. Int. J Num. Meth. in Fluids, v.81, Issue 6, 2015, pp.329–396.
3. J.E. Ffowcs Williams, D.L. Hawkings. Sound generated by turbulence and surfaces in arbitrary motion. Philosophical Transactions of the Royal Society, v.A264, №1151, 1969, pp.321–342.
4. Абалакин И.В., Бахвалов П.А., Горобец А.В., Дубень А.П., Козубская Т.К. Параллельный программный комплекс NOISETTE для крупномасштабных расчетов задач аэродинамики и аэроакустики. Вычислительные методы и программирование, т.13, 2012, с. 110–125.

МОДЕЛИРОВАНИЕ АЭРОДИНАМИКИ ДВИЖУЩИХСЯ ТЕЛ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ СЕТОЧНОЙ АДАПТАЦИИ К ПОГРУЖЕННЫМ ГРАНИЦАМ НА НЕСТРУКТУРИРОВАННЫХ ТРЕУГОЛЬНЫХ СЕТКАХ

И.В. Абалакин[1], П.А. Бахвалов[1], **О.А. Доронина**[2], Н.С. Жданова[1], Т.К. Козубская[1]

[1]ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, г. Москва, nat.zhdanova@gmail.com

[2]Московский физико-технический институт, Долгорудный Московской обл.

Наиболее распространенным методом задания граничных условий на поверхности обтекаемых твердых тел при численном моделировании является метод описания границы раздела двух сред узлами расчетной сетки. В них необходимые граничные условия задаются алгебраическими соотношениями. Методы погруженных границ является альтернативным подходом к моделированию граничных условий на твердом теле, «погруженном» в сетку и поверхность которого, вообще говоря, не отслеживается сеточными узлами. Такие методы в настоящее время активно развиваются и применяются, в первую очередь, по причине упрощения построения требуемой расчетной сетки для объектов сложной конфигурации, а также в силу возможности их естественного обобщения на задачи с подвижными телами и/или телами с изменяемой формой. Следуя идее метода погруженных границ, расчет ведётся на сетке, покрывающей всю расчетную область, а граничные условия на его поверхности моделируются заданием специальных источниковых членов в системе уравнений газовой динамики, отличных от нуля внутри обтекаемого препятствия.

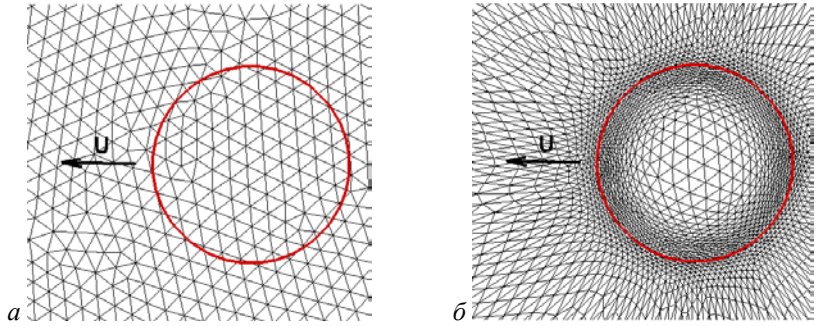
Точность обеспечения требуемых граничных условий на поверхности тела, а, следовательно, и результатов численного расчета при использовании метода погруженных границ существенно зависит от качества сеточного разрешения вблизи границы. Одним из методов его улучшения является применение сеточной адаптации, уменьшающей размер ячейки сетки в окрестности границы.

В работе рассматривается методика моделирования аэродинамики подвижных твердых тел с использованием метода погруженных границ [1,2] на неструктурированных сетках и исследуется возможность ее улучшения ценой малых вычислительных затрат путем внедрения динамической адаптации расчетной сетки [3], не меняющей сеточную топологию.

Используемый в работе метод динамической адаптации заключается в организации передвижения сеточных узлов, что естественным образом не приводит к изменению топологии сетки. Он относится к известному классу методов с перераспределением узлов. В основе данного подхода

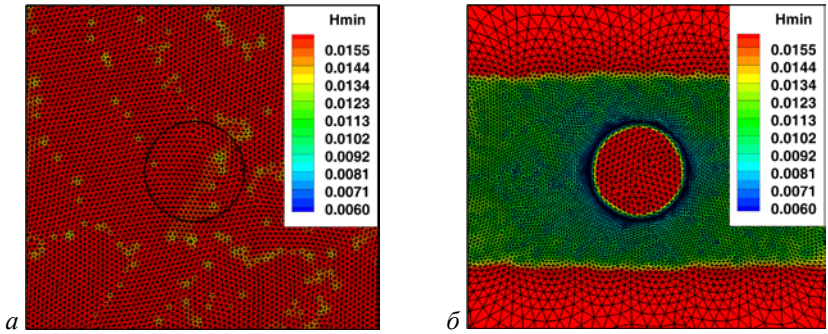
лежит решение параболического уравнения, связывающего искомое распределение узлов в физической области с заданным распределением узлов в вычислительной области (MMPDE метод) [4]. Эллиптическая часть параболического уравнения, полученная из решения вариационной задачи о минимизации энергии отображения вычислительного домена на физическую область [5,6], определяет новое распределение узлов в зависимости от заданной метрики на каждом шаге по времени.

Привлекательными особенностями применяемой сеточной адаптации является то, что она подходит для неструктурированных сеток, не изменяет топологии исходной сетки и может быть динамической, что обеспечивает перемещение сгущения в соответствии с пространственным положением погруженной границы.



а *б*

Рис. 1. Расчетные сетки для задачи обтекания двумерного цилиндра: *а* – подробная сетка, *б* – адаптированная грубая сетка



а *б*

Рис. 2. Распределения минимальных высот треугольников в расчётных сетках: *а* – подробная сетка, *б* – адаптированная грубая сетка

Применение сеточной адаптации рассматривается на примере решения модельной задачи – численного моделирования течения вокруг

цилиндра при его движении с дозвуковой скоростью на двух типах треугольной сетки: подробной сетке и грубой сетке с адаптацией к границе обтекаемого тела. Примеры использованных расчетных сеток приведены на рис. 1 и рис. 2 (*а* – сетка с числом узлов 392 000, *б* – адаптированная сетка с числом узлов 110 000)

Результаты проведенных расчётов показывают, что увеличение разрешения расчетной сетки вблизи границы позволяет повысить точность численного решения при использовании метода погруженных границ и, тем самым, экономить вычислительные ресурсы за счет заметного снижения размерности сетки.

Отметим также, что внедрение процедуры динамической сеточной адаптации в методику численного моделирования задач аэродинамики с использованием метода погруженных условий не потребовало каких-либо значительных изменений в ее исходных алгоритмах.

Представленная методика разрабатывается в комплексе программ NOISEtte [7], предназначенном для решения задач аэродинамики и аэроакустики на неструктурированных сетках.

Работа выполнена при поддержке Российского Научного Фонда (Грант № 16-11-10350).

Литература

1. Abgrall R., Beaugendre H., Dobrzynski C. An immersed boundary method using unstructured anisotropic mesh adaptation combined with level-sets and penalization techniques. J. Comput. Phys., 2014, 257, 83–101.
2. И.В.Абалакин, Н.С. Жданова, Т.К. Козубская. Реализация метода погруженных границ для моделирования задач внешнего обтекания на неструктурированных сетках. Математическое моделирование. 2015, 27(10), 5–20.
3. Huang W., Russell R.D. Adaptive Moving Mesh Methods. Heidelberg: Springer, 2011. 451 s.
4. Cao W., Huang W., Russell R.D. An r-Adaptive Finite Element Method Based upon Moving Mesh PDEs. J. Comput. Phys., 1999, 149(2), 221–244.
5. Головизнин В.М., Симачёва О.Г. Об одном методе построения расчетных сеток в областях с криволинейными границами. Ж. вычисл. матем. и матем. физ., 1983, 23(5), 1245–1249.
6. Warsi Z.U.A., Thompson J.F. Application of variational methods in the fixed and adaptive grid generation. Computers Math. Applic., 1990, 19(8-9), 31–41.
7. И.В. Абалакин, П.А. Бахвалов, А.В. Горобец, А.П. Дубень, Т.К. Козубская. Параллельный программный комплекс NOISETTE для крупномасштабных расчетов задач аэродинамики и аэроакустики. Вычислительные методы и программирование, 2012, 13, стр. 110–125.

ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫЙ ЭКСПЕРИМЕНТ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ТУРБУЛЕНТНОГО ТЕЧЕНИЯ ВОКРУГ КАВЕРНЫ В ПРИСУТСТВИИ ДЕФЛЕКТОРА

И.В. Абалакин, **А.П. Дубень**, Н.С. Жданова, Т.К. Козубская
ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, г. Москва, nat.zhdanova@gmail.com

Необходимость исследования влияния дефлектора на аэродинамические и акустические характеристики течения вязкой среды в каверне обусловлена практическим интересом. Натурные эксперименты и численные исследования (см., например, [1]) показывают, что размещение дефлектора на передней кромке различных выемок (каверн) на поверхности летательных аппаратов (отсеки для размещения грузов, шасси) приводит при их обтекании высокоскоростным воздушным потоком к снижению уровня пульсаций давления на поверхности конструктивных элементов, расположенных у задней стенки. Это позволяет избежать повреждения конструкций и оборудования, вызываемых высокими акустическими нагрузками.

Повышение эффективности использования дефлектора в этом качестве требует подробного изучения механизма его влияния на свойства течения. В работе представлены результаты такого исследования, проведенного посредством вычислительного эксперимента.

В основе вычислительного эксперимента – математическая модель обтекания твердого тела вязким сжимаемым газом, определяемая системой полных уравнений Навье-Стокса. В работе применяется вихреразрешающий гибридный метод DDES и модель турбулентности Спаларта-Аллмараса в качестве модели замыкания.

Граничное условие на поверхности дефлектора задается методом погруженных границ [2, 3]. Эта особенность отличает предлагаемую методику моделирования от традиционно используемых. Чаще всего при решении задач подобного типа строятся расчетные сетки, где поверхность твердого тела определяется граничными сеточными узлами, в которых тем или иным способом явно задаются граничные условия. Применяя метод погруженных границ, выполнение соотношений на поверхности обеспечивается за счет источниковых членов в уравнениях системы, а расчетная сетка покрывает как граничную, так внутреннюю область обтекаемого препятствия. Таким образом, изменение геометрической формы дефлектора в такой постановке задачи не требует перестроения расчетной сетки, т.к. его конфигурация задаётся лишь расположением источниковых членов в дифференциальных уравнениях. Это обстоятельство существенно экономит временные и вычислительные ресурсы при проведении исследований в части, требующей варьирования геометрической формы и пространственного положения дефлектора.

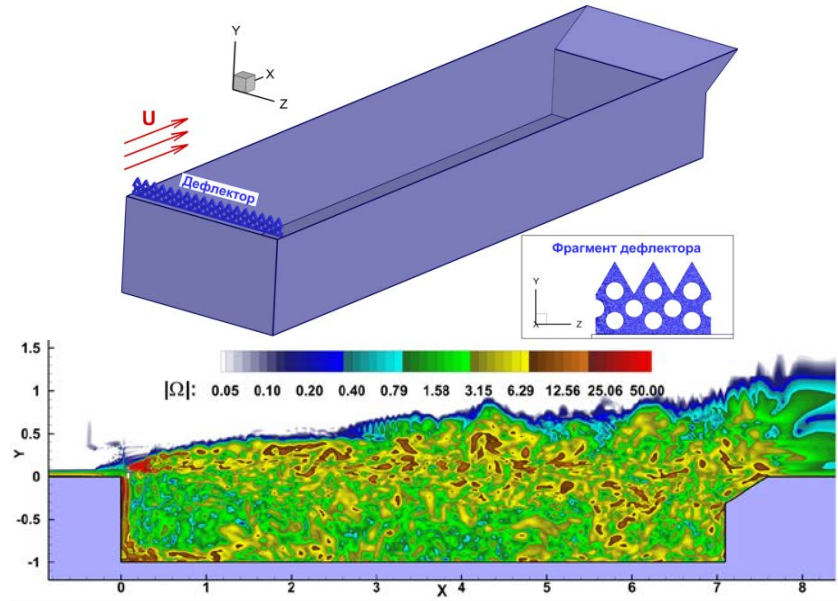


Рис. 1. Геометрическая постановка задачи обтекания каверны с дефлектором (вверху) и мгновенное поле течения, полученное в процессе численного моделирования (внизу)

Численное моделирование проводится в рамках исследовательского комплекса программ NOISEtte [4]. Для пространственной аппроксимации используется WENO-версия EBR (Edge-Based Reconstruction) схемы повышенной точности для неструктурированных тетраэдральных сеток с определением переменных в узлах [5], для интегрирования по времени – метод итераций Ньютона и метод бисопряженнных градиентов для решения соответствующих линейных уравнений.

Построенная методика численного моделирования применяется для решения ряда задач, позволяющих исследовать влияние наличия дефлектора на течение в каверне.

На первом этапе работы рассматриваются результаты серии численных расчетов задач трансзвукового обтекания ($M = 0.8$) изолированного дефлектора различной геометрической формы. В частности, показывается, что наличие перфорации и зубчатой внешней кромки приводит к заметному снижению кинетической энергии турбулентности в следе за дефлектором. При этом большее снижение даёт именно перфорация.

На втором этапе исследуется характер изменения течения в каверне в присутствии дефлектора на примере расчета трансзвукового обтекания прямоугольной каверны ($M = 0.8$) со скошенной задней стенкой. Для это-

го результаты моделирования обтекания каверны без дефлектора сопоставляются с данными, полученными при расчете аналогичной задачи, но с установленным на передней стенке дефлектором (рис. 1).

В работе приводятся также результаты численного решения модельных задач, на основании которых проводилась валидация применяемой методики.

В целом, выполненное численное исследования говорит о целесообразности использования дефлектора с целью снижения акустических нагрузок на поверхность каверны при ее обтекании. Разработанная и реализованная в программном комплексе NOISEtte методика, в свою очередь, может служить инструментом для проведения вычислительных экспериментов по оптимизации формы дефлектора с целью повышения его эффективности.

Работа выполнена при поддержке Российского Научного Фонда (Грант № 16-11-10350).

Литература

1. Попов О.Ю., Абдрашитов Р.Г. Снижение акустического нагружения открытых отсеков высокоскоростных самолетов. XVII сессия РАО, Санкт-Петербург, 16-18 апреля 2014 г.
2. C.S. Peskin. Flow patterns around heart valves: a numerical method. Jounal of Computational Physics, 1972, v.10. p.252–271.
3. И.В.Абалакин, Н.С. Жданова, Т.К. Козубская. Реализация метода погруженных границ для моделирования задач внешнего обтекания на неструктурированных сетках. Математическое моделирование. 2015, т.27, № 10, с.5–20.
4. И.В. Абалакин, П.А. Бахвалов, А.В. Горобец, А.П. Дубень, Т.К. Козубская. Параллельный программный комплекс NOISETTE для крупномасштабных расчетов задач аэродинамики и аэроакустики. Вычислительные методы и программирование, 2012, 13, стр. 110–125.
5. Abalakin I., Bakhvalov P., Kozubskaya T. Edge-based reconstruction schemes for unstructured tetrahedral meshes. Int. J. Numer. Meth. Fl., 2016, 81 (6), pp. 331–356.

ОПЫТ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ПРОГРАММНОГО КОМПЛЕКСА «ЛОГОС» В ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОМ ЭКСПЕРИМЕНТЕ ПО АЭРОАКУСТИКЕ БОЕВЫХ САМОЛЕТОВ

Р.Г. Абдрашитов, А.В. Корнев, **И.Д. Танненберг**
Филиал ПАО «Компания «Сухой» «ОКБ Сухого», Москва, avkorn@gmail.com

В практике создания многофункционального боевого самолета возникает множество задач, связанных с аэроакустическими явлениями, решение которых невозможно без применения методов суперкомпьютерной вычислительной гидродинамики (ВГД). Особую актуальность методы суперкомпьютерной ВГД приобретают на этапе выбора рациональной конструкции – т.е. когда необходимо рассчитать эффективность различных вариантов конструкторских решений в условиях временных, технических и финансовых ограничений.

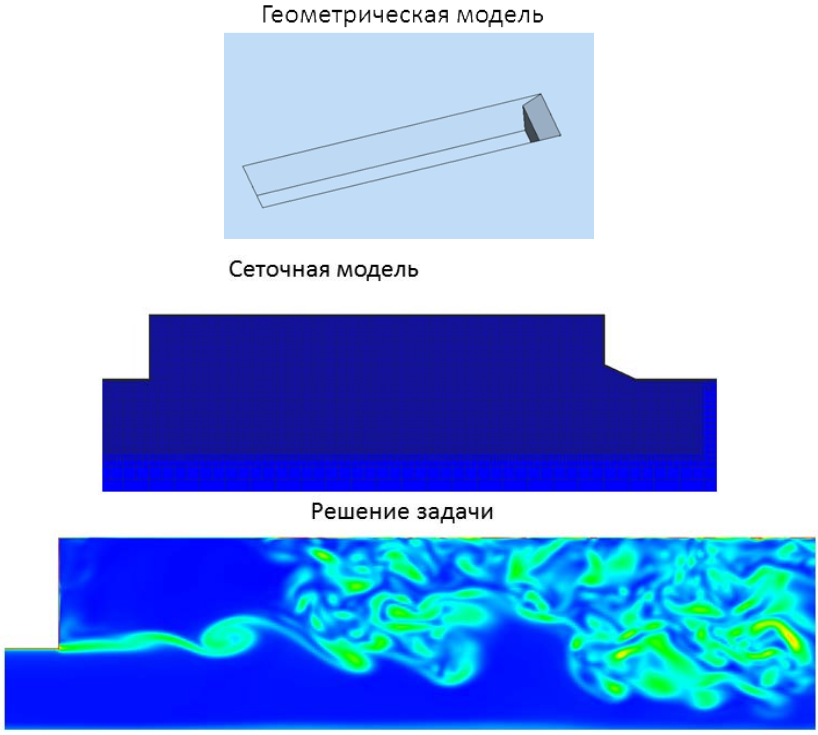


Рис. 1. Задача валидации №1

Специфика создания боевой авиационной техники требует преимущественного использования в практической деятельности ОКБ отечественных суперкомпьютерных технологий.

Таким отечественным программным продуктом (ПП) является, разработанный ФГУП «РФЯЦ - ВНИИЭФ», ЛОГОС.

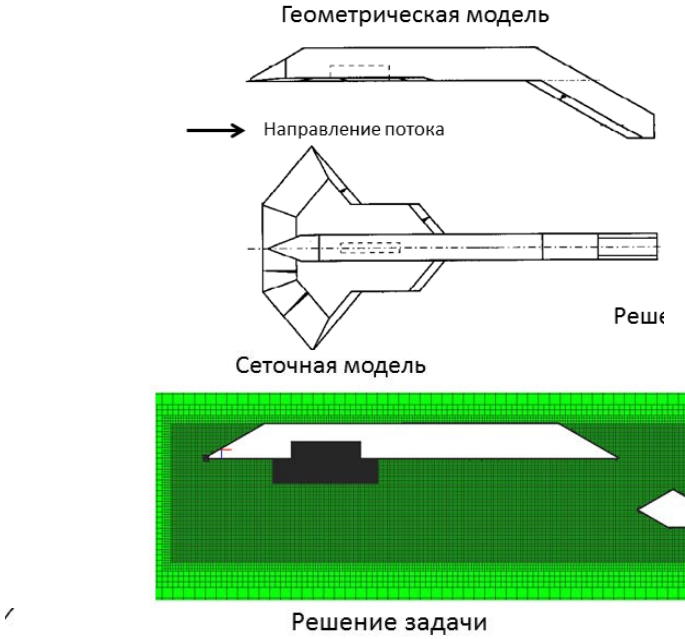


Рис. 2. Валидационная задача №2

В ОКБ «Сухого» не только освоена работа с данным пакетом программ, но и выполнена валидация ПП, путем сравнения вычисленных аэроакустических характеристик отсека размещения авиационных средств

поражения (АСП) с результатами эксперимента. Сравнение акустических характеристик проводилось по спектрам пульсаций давления и усредненным статическим давлениям в контрольных точках прямоугольной модели отсека с частичным наклоном задней стенки. Отсек рассматривался, как изолированный объект (рис. 1), так и в составе самолета (рис. 2).

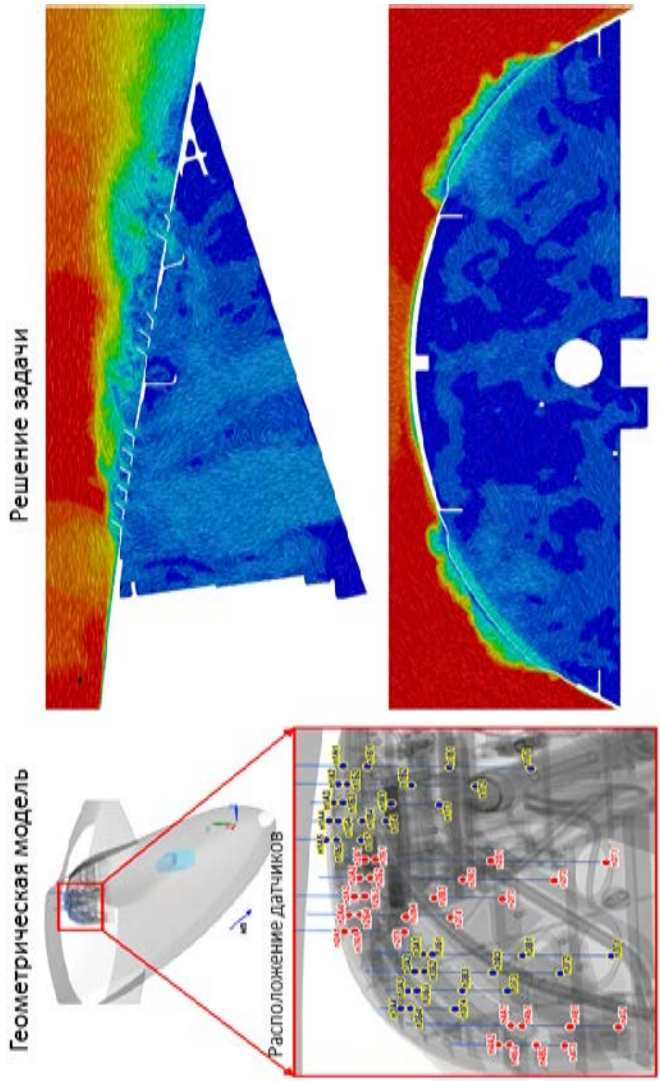


Рис. 3. Практически важная задача №1

Удовлетворительные результаты валидационных исследований позволили приступить к решению ряда практически важных для ОКБ задач, например:

1) Проведение расчетных исследований аэроакустических нагрузок в закабинном отсеке маневренного самолета в рамках поиска мероприятий по уменьшению уровня шума в кабине пилота. Было выявлено, что основным источником аэроакустических возмущений была ниша, образованная конструкцией слива из системы кондиционирования воздуха. Для определения спектра пульсаций давления в контрольных точках (рис. 3) проведена серия расчетов на различных конфигурациях конструкции системы отвода воздуха из закабинного отсека.

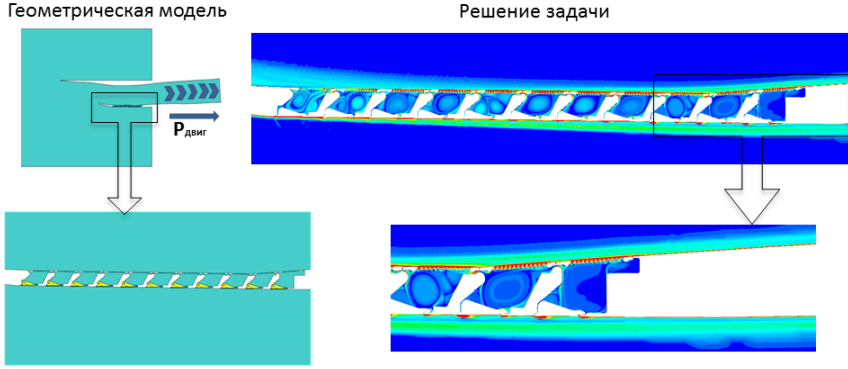


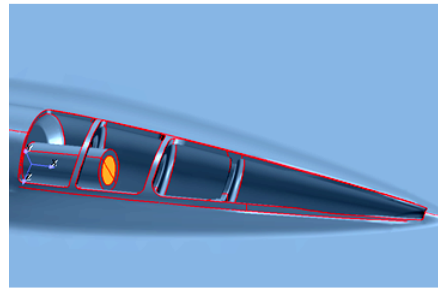
Рис. 4. Практически важная задача №2

2) Определение аэроакустических возмущений в нишах створок подпитки воздухозаборника маневренного самолета (рис. 4). Проводится моделирование генерации вихревых структур в нишах створок подпитки воздухозаборника, с последующим отслеживанием аэроакустического воздействия таких структур на двигатель. Приводятся предварительные результаты.

3) Определение механического воздействия на ребра жесткости поворотной створки авиационной пушки от ударной волны, вызванной выстрелом (рис. 5). В докладе демонстрируются предварительные результаты решения задачи.

Для каждой задачи в докладе описаны подробности решения, а для валидационных задач дано сравнение результатов с результатами экспериментальных исследований.

Геометрическая модель



Решение задачи

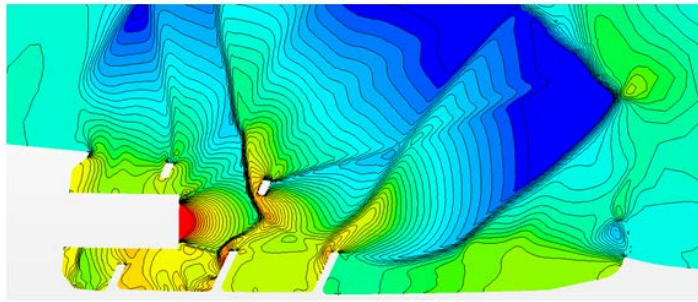


Рис. 5. Практически важная задача №3

Литература

1. Руководство пользователя Star-CCM+.
2. Руководство пользователя ЛОГОС – Аэрогидромеханика 5.0.
3. Delfs J. DLR Cavity Pressure Oscillations. Institute of Design Aerodynamics DLR German Aerospace Center, Braunschweig, 1997.

ЧИСЛЕННО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ПУТЕЙ СНИЖЕНИЯ АЭРОАКУСТИЧЕСКИХ НАГРУЗОК В ПРОТЯЖЁННОЙ ПРЯМОУГОЛЬНОЙ КАВЕРНЕ ПРИ ДОЗВУКОВЫХ И ТРАНСЗВУКОВЫХ СКОРОСТЯХ НАБЕГАЮЩЕГО ПОТОКА

Р.Г. Абдрашитов[1], В.С. Коротаев[1], **О.Ю. Попов**[1], О.К. Стрельцов[1], И.Б. Чучкалов[1], Е.Ю. Архиреева[2], Б.Н. Даньков[2], А.П. Косенко[2]

[1]*Филиал ПАО «Компания «Сухой», «ОКБ Сухого», station_112@mail.ru*

[2]*ФГУП ЦНИИ машиностроения*

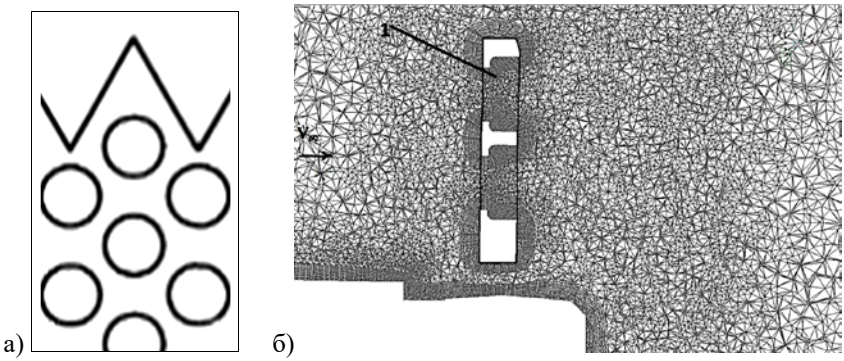
На самолетах различных типов имеются конструктивные особенности в виде открытых полостей – каверн (ниши шасси, ниши размещения различных грузов). Течение в открытых полостях является нестационарным и влияет на усталостную прочность конструкции и величину генерируемого шума. Для уменьшения аэроакустических нагрузок в полостях используются различные устройства: дефлекторы, спойлеры, сопла микроструй, устанавливаемые вдоль внешней кромки передней стенки, скос задней стенки, и другие [1-2]. Эффективность таких устройств была показана для полостей с открытым типом течения, когда оторвавшийся с передней кромки полости слой смешения примыкал к ее задней стенке (при дозвуковых и трансзвуковых скоростях набегающего потока относительная, в долях глубины, протяженность таких полостей соответствует $L/H < 6$).

При исследованиях работы микроструй было определено, что механизм их воздействия на аэроакустические нагрузки заключается в увеличении Рейнольдсовых напряжений в области взаимодействия струй с течением в слое смешения зоны отрыва в начале полости, что приводит к росту завихренности потока, уменьшению характерных размеров вихрей, увеличению скорости их вращения и, как следствие этого, к увеличению диссипации и снижению полной кинетической энергии газа, натекающего на заднюю стенку полости [2].

Для полостей с переходным типом течения ($L/H = 7 \div 9$), когда оторвавшийся слой смешения примыкает ко дну каверны, выбор эффективного устройства усложняется. Исследования показали, что в каверне реализуется довольно сложное течение. В ней одновременно [3] могут протекать автоколебательные процессы различной природы [3]. Колебания оказались взаимосвязанными, протекающими одновременно, что не дает им угаснуть, как это обычно бывает под влиянием диссипативных потерь [3].

Для снижения аэроакустических нагрузок в протяженной каверне могут быть использованы устройства, которые показали свою эффективность при установке в каверне с открытым типом течения, если при этом

обеспечивается присоединение оторвавшегося потока не на дно, а на заднюю стенку полости с наклонной наружной частью. К таким элементам конструкции относится перфорированный дефлектор, устанавливаемый у передней стенки полости (рис. 1,а).



а) б)

Рис. 1. Фрагмент перфорированного зубчатого дефлектора (а) и пример расчетной сетки вблизи дефлектора (б): 1 – дефлектор

При определенном, зависящем от относительной длины каверны, сочетании высоты дефлектора и начала скоса задней стенки, условие присоединения потока на наклонной части задней стенки, может быть выполнено (рис. 2).

В ходе проведённых работ путем численных расчетов (рис. 1,б) и экспериментальных исследований моделей в аэродинамической установке определена наиболее эффективная схема перфорированного дефлектора для грузовой полости натурного самолёта.

Анализ результатов исследований работоспособности такой системы (дефлектор- скос задней стенки) по снижению аэроакустических нагрузок раскрыл особенности автоколебательных процессов, возникающих в протяженных полостях, и механизмов воздействия на течение в полости (рис. 3).

Выявлено, что при обтекании зубчатого дефлектора с перфорацией происходит образование системы струй, стабилизирующих сдвиговый слой каверны, препятствующих на начальном этапе образованию поперечной силы, деформирующей этот сдвиговый слой и затягивающей образование крупномасштабных когерентных вихревых структур, являющихся источниками волновых возмущений. За перфорированным дефлектором наблюдается рост области завихренности за счёт увеличения количества мелкомасштабных вихревых структур, образующихся в слоях смешения, в том числе от струй, проходящих сквозь дефлектор. Как и в исследованиях [2], за дефлектором в сдвиговом слое полости наблюдался рост рейнольд-

совых напряжений, приводящих к потерям полной кинетической энергии потока взаимодействующего с задней стенкой полости, и к снижению аэроакустического нагружения (рис. 2, 3).

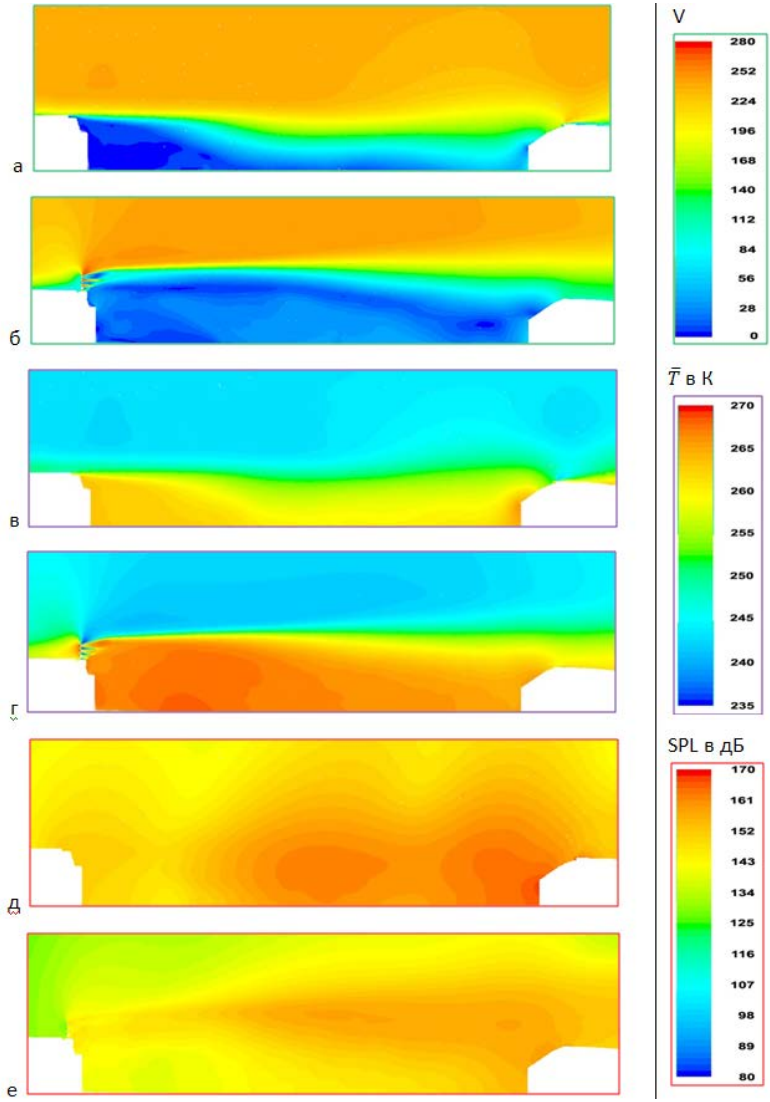


Рис. 2. Сравнение расчетных полей осредненных по времени параметров потока при отсутствии (а, в, д) и наличии (б, г, е) перфорированного дефлектора при $M_\infty = 0.75$

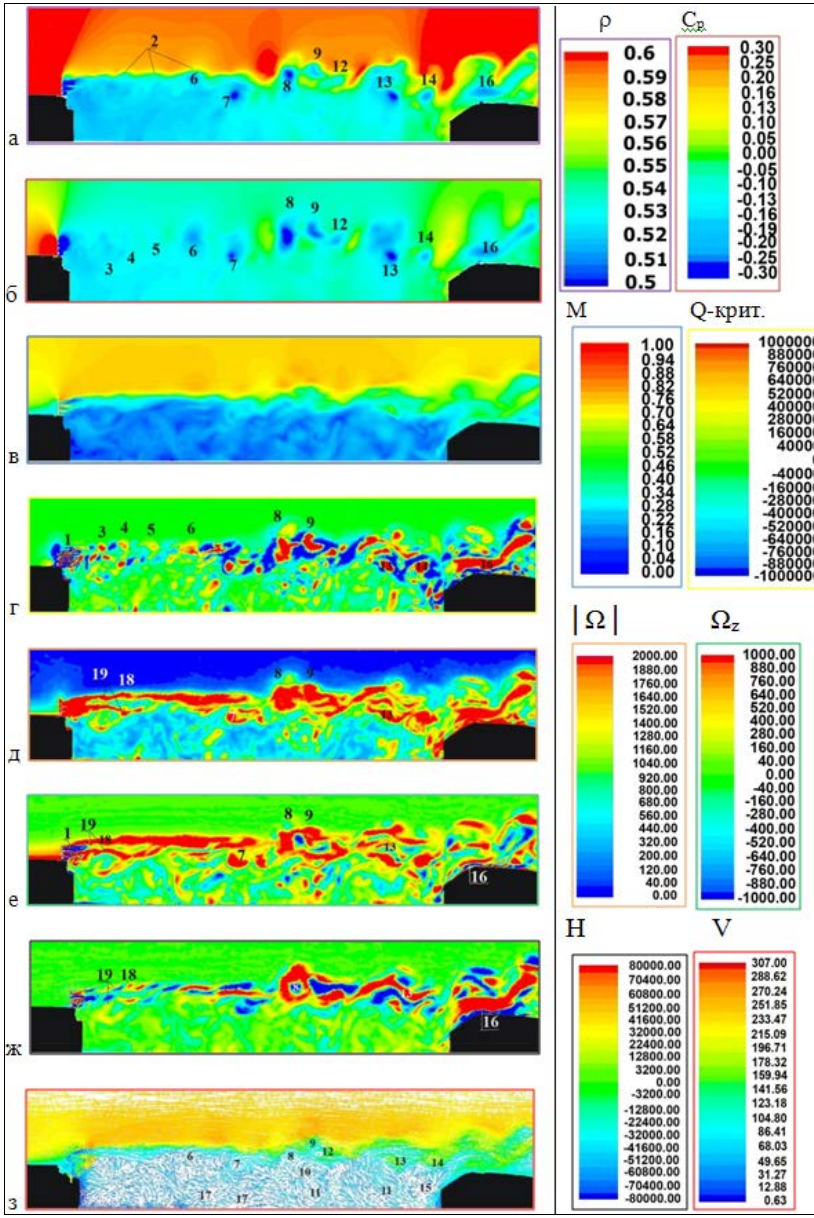


Рис. 3. Расчетные поля мгновенных значений газодинамических параметров при наличии дефлектора при $M_\infty = 0.75$

Результаты этих работ проверены путем сопоставления полученных нестационарных нагрузок с пульсациями давления, определенными в полости натурного самолёта в летных условиях (рис. 4).

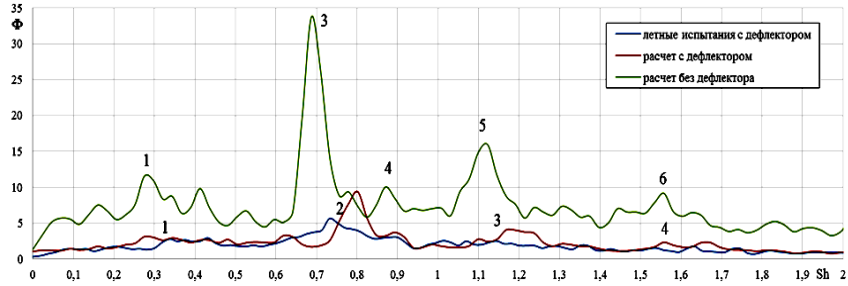


Рис. 1. Сравнение спектральной плотности пульсаций давления на вертикальной части задней стенки полости при отсутствии и наличии дефлектора полученных численным расчётом с летными данными: $M_\infty = 0.75$; 1–5 – номера гармоник автоколебательного процесса

Литература

1. Clark R.L. Evaluation of F=111 Weapon Bay Aero-Acoustic and Weapon Separation Improvement Techniques. AFFDL-TR-79-3003. 1979.
2. Arunajatesan S., Kannepalli C. and Sinha N. Analysis of Control Concepts for Cavity Flows. AIAA-2006-2427.CEAS Aeroacoustics Conference (27th AIAA Aeroacoustics Conference) 2006. Cambridge. Massachusetts.
3. Абдрашитов Р.Г., Архиреева Е.Ю., Даньков Б.Н., Меньшов И.С., Северин А.В., Семенов И.В., Требунских Т.В., Чучкалов И.Б. Механизмы нестационарных процессов в протяженной каверне. Ученые записки ЦАГИ. Т. XLIII. № 4. 2012. С. 39–56.

ПРИМЕНЕНИЕ СКОШЕННЫХ СХЕМ ДЛЯ РАСЧЕТА ТЕЧЕНИЯ ГАЗА И ЖИДКОСТИ В ПРОГРАММНОМ КОМПЛЕКСЕ FLOWVISION

А.А.Аксенов[123], Г.Б.Бартенев[1], С.В.Жлуктов[123], Э.Е.Сон[23]
[1]*ТЕСИС, Москва, andrey@tesis.com.ru*
[2]*ОИВТ РАН, Москва*
[3]*МФТИ, Москва*

При моделировании сложных течений жидкости и газа для разрешения вихревых структур используются схемы высокого порядка точности (выше второго). Однако в подавляющем большинстве программ, моделирующих движение газа и жидкости, используются нескошенные схемы, т.е. схемы, у которых потоки передаются только через грани соседних ячеек. Такой подход, несмотря на высокий порядок аппроксимации расчетной схемы, приводит к искажению существенно скошенного течения (скошенность – это преимущественное движение газа по диагонали к сетке). Примером является вихревое течение жидкости, возникающее при торнадо и при турбулентном движении жидкости.

Авторы сделали попытку использования скошенных схем в индустриальном программном комплексе FlowVision. FlowVision использует конечно-объемные декартовые локально-адаптивные сетки вдали от криволинейных границ и неструктурированную расчетную сетку около границ. Из-за доступности высокопроизводительных расчетных ресурсов, FlowVision все больше применяется для расчета турбулентных течений без использования моделей URANS, поэтому повышение точности вихреразрешения является актуальной задачей.

В докладе изложены детали расчетной скошенной схемы, решены некоторые тестовые задачи, показывающие преимущества скошенной схемы перед ее нескошенным вариантом. Продемонстрировано решение задачи о зарождении торнадо. Также в докладе показаны актуальные практические задачи, решенные с помощью описываемого подхода: приводнение возвращаемого космического аппарата с включённой двигательной установкой и вибрация дросселя под действием турбулентного потока. Показано, что применение этих схем позволяет существенно увеличить точность вихреразрешающих методов вычислительной гидродинамики.

Работа поддержана грантом РНФ № 14.604.21.0090 от 8 июля 2014, проект номер: RFMEFI60414X0090.

ЧИСЛЕННЫЙ АНАЛИЗ АКУСТИЧЕСКОГО ДАВЛЕНИЯ В МОДЕЛЬНОМ КАНАЛЕ С РЕЗОНАТОРОМ ГЕЛЬМГОЛЬЦА БИКОНИЧЕСКОЙ ФОРМЫ

А.Н. Аношкин, А.А. Паньков, **П.В. Писарев**

Пермский национальный исследовательский политехнический университет
Пермь, Россия, pisarev85@live.ru

Задача акустического совершенствования авиационных двигателей становится всё более актуальной, так как акустические характеристики являются важнейшими показателями конкурентоспособности самолетов, и современные звукопоглощающие конструкций являются предметом исследований многих отечественных и зарубежных ученых. Перспективным путем решения данной задачи является использование резонансных звукопоглощающих сотовых панелей, устанавливаемых в канале воздухозаборника и во внешнем контуре двигателя. Принцип действия звукопоглощающих сотовых панелей основан на эффекте поглощения и рассеяния излучения отдельными резонансными ячейками; акустическая шумовая волна входит через отверстия перфорации в обшивке панели в ячейку и, после некоторой задержки внутри, выходит из нее в противофазе к шуму и гасит его благодаря эффекту деструктивной интерференции [1].

Цель работы – повышение эффективности шумоглушения в конструкциях современных авиационных двигателей на основе совершенствования геометрической формы резонансной ячейки [2] и математического моделирования процесса распространения, взаимодействия с резонансной ячейкой и затухания акустической волны; в [2] авторами предложена биконическая форма резонансной ячейки типа «песочные часы», которая позволила минимизировать акустические потери и сделать максимально более полным преобразование потенциальной энергии сжатия воздуха внутри нижней конической части ячейки в кинетическую энергию движения воздуха в коническо-цилиндрическом горле ячейки.

Осуществлен расчет величины демпфирующего эффекта, производимого резонаторами Гельмгольца различной формы и продемонстрирована эффективность предложенной биконической формы ячейки, установленными на стенке канала, в диапазоне рабочих частот 100-600 Гц на основе численного решения уравнения Гельмгольца. Для вычислительных экспериментов построены сеточные геометрические модели: модель представляет собой канал конечной длины и квадратного сечения, в центре канала на боковой стенке расположена ячейка, соединенная с каналом горлом; общее количество элементов расчетной сетки составило 5 миллионов. По результатам вычислительных экспериментов были получены распределения акустического давления в канале с биконической ячейкой и

зависимости коэффициентов потери акустического давления (TL) от частоты в канале с биконической ячейкой (рис. 1,а) и традиционной призматической ячейкой (рис. 1,б).

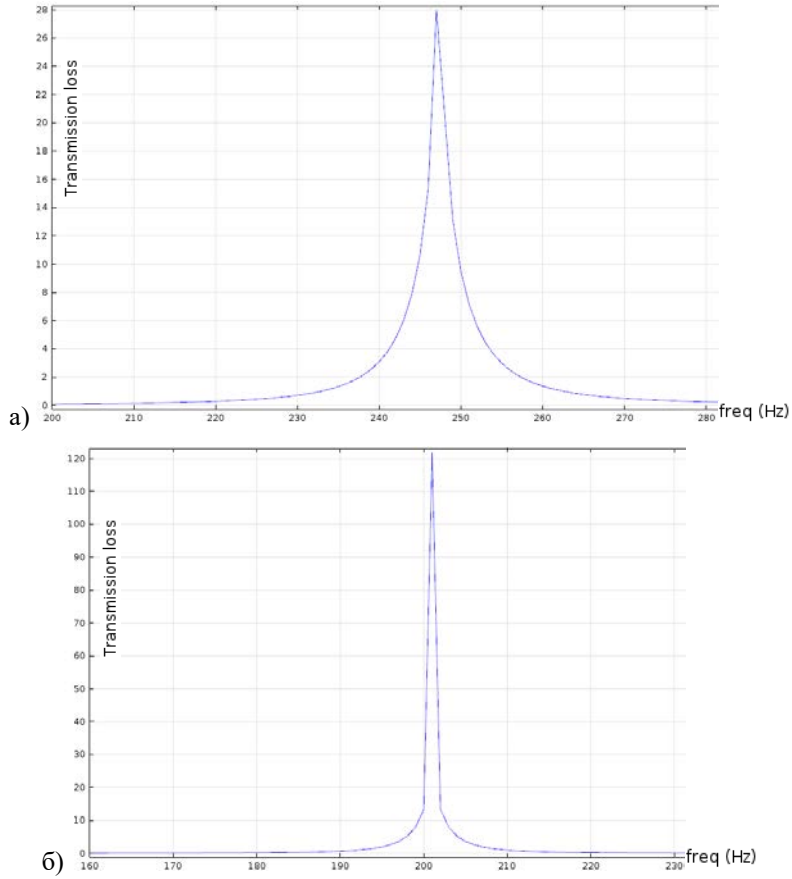


Рис. 1. Зависимости коэффициента потери акустического давления (TL) от частоты ν: а – для базовой модели; б – для модели с резонатором призматической формы

На рис. 2 в сравнении представлены поля распределения акустического давления в окрестности биконической (рис. 2,а) и призматической (рис.2,б) ячеек; видно, что максимальный фронт взаимодействия основной и сгенерированной звуковой волны наблюдается у ячейки с биконической формой.

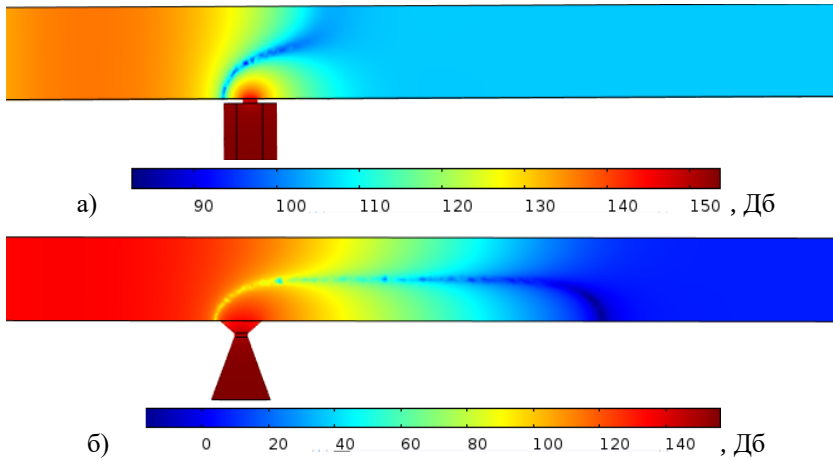


Рис. 2

Таким образом, разработаны уникальные биконические резонансные ячейки Гельмгольца [2], эффективность которых подтверждена результатами математического моделирования процесса распространения, взаимодействия с ячейкой и затухания акустической волны в канале.

Результаты получены в рамках выполнения государственного задания Минобрнауки России по проекту № 1969 «Акустико-механическое моделирование перспективных звукопоглощающих контуров из полимерных композиционных материалов для авиационных двигателей».

Литература

1. Аношкин А.Н., Паньков А.А., Писарев П.В. Анализ акустического давления в модельном канале с резонатором Гельмгольца цилиндрической формы. Математическое моделирование в естественных науках. 2015. Т. 1. С. 354-357.
2. Резонансная ячейка для гашения акустических волн: заявка №2015109509\28(105089) от 18.03.2015 г.; заявитель Писарев П.В.; авторы: Аношкин А.Н., Паньков А.А., Писарев П.В.

НОВЫЕ ВЕХИ В РАЗВИТИИ СХЕМЫ КАБАРЕ

Д.Г. Асфандияров[1], В.Ю. Глотов[1], **В.М. Головизнин**[2],
А.В. Данилин[1], М.А. Зайцев[1], А.А. Канаев[1], В.Г. Кондаков[1],
А.В. Соловьев[1]
[1]ИБРАЭ РАН, Москва, dasfandiyarov@ibrae.ac.ru, glotov-v@ya.ru, adanilin@ibrae.ac.ru, ztsv@ibrae.ac.ru, kanaev@ibrae.ac.ru, kondakov@ibrae.ac.ru, solovjev@ibrae.ac.ru
[2]МГУ имени М.В. Ломоносова, Москва, gol@ibrae.ac.ru

В методе конечных объемов, ставшим стандартом при численном решении систем законов сохранения, наиболее вариативным элементом является определение потоков на гранях расчетных ячеек. Словосочетание «схема КАБАРЕ» определяет технику задания таких потоков через процедуру экстраполяции, в отличие от всех других алгоритмов, где используется интерполяция. Для гиперболических систем уравнений это приводит к разностным схемам, обладающим свойством временной обратимости на течениях, в которых характеристики одного семейства не пересекаются.

Схема КАБАРЕ известна достаточно давно. Она прошла все этапы развития - от простейшего одномерного линейного уравнения переноса до квазилинейных систем законов сохранения гиперболического типа в случае многих пространственных переменных, и подробно описана в монографии [1].

Дальнейшее развитие схемы КАБАРЕ происходит в процессе опытной эксплуатации и наращивания функционала комплекса программ CABARET-Stages, реализующего эту методику на трехмерных неструктурированных гексагональных сетках, адаптированных к границам области.

Исходная версия схемы КАБАРЕ приводит к явному, условно устойчивому алгоритму. Практика расчетов показала, что в некоторых случаях ограничения на допустимое число Куранта становятся слишком обременительными и желателен локальный переход к безусловно устойчивым алгоритмам, сохраняющим основные позитивные свойства явной схемы. Это привело к новому однопараметрическому семейству неявных схем КАБАРЕ. Для простейшего линейного уравнения переноса оно имеет вид:

$$\frac{\varphi_c^{n+1/2}-\varphi_c^n}{\tau/2}+\lambda\cdot\frac{\varphi_R^{(\sigma)}-\varphi_L^{(\sigma)}}{h}=0; \qquad \varphi_*^{(\sigma)}=\sigma\cdot\varphi_*^{n+1}+(1-\sigma)\cdot\varphi_*^n;$$

$$\varphi_R^{n+1}=2\cdot\varphi_c^{n+1/2}-\varphi_L^n; \quad \lambda>0;$$

$$\frac{\varphi_c^{n+1}-\varphi_c^{n+1/2}}{\tau/2}+\lambda\cdot\frac{\varphi_R^{(1-\sigma)}-\varphi_L^{(1-\sigma)}}{h}=0$$

При $\sigma = 0$ семейство включает в себя известную явную схему КАБАРЕ, аппроксимирует исходное дифференциальное уравнение со вторым порядком и обладает свойством временной обратимости при всех значениях σ. Временная обратимость исключает возможность появления аппроксимационной вязкости. Схема является безусловно устойчивой при $\sigma \geq 0.5$. Ее численное решения осуществляется методом бегущего счета. Для одномерных систем гиперболических уравнений – методом трехточечной матричной прогонки.

Неявная схема КАБАРЕ позволяет существенно ослабить ограничения на временной шаг в области погранслоев, если ее в режиме расщепления по пространственным переменным применять только поперек слоя и на глубину порядка его толщины. Такая вычислительная технология получила название «частично-неявной схемы КАБАРЕ».

Опытная эксплуатация комплекса программ CABARET-Stages выявила две проблемы, влияющие на его робастность. Первая связана с расчетом трнсзвуковых течений, вторая – с развитием специфической неустойчивости, проявляющейся на больших временах в баротропных средах.

При расчете трансзвуковых течений возникают ситуации, когда на грань расчетной ячейки приходит либо избыточное, либо недостаточное число характеристик для однозначного определения потоковых переменных на новом временном слое. Алгоритмы обработки таких случаев, описанные в [1], основывались на физической интуиции и в ряде случаев приводили к аварийным сбросам программы. Решение этой проблемы (проблемы «звуковых точек») было найдено на пути использования вариационного подхода – минимизации отклонения решения от «базового» при наличии ограничений, задаваемых приходящими на грань локальными инвариантами Римана.

В расчетах баротропных течений (приближение слабой сжимаемости) на больших временах в некоторых случаях наблюдалось «расслоение» потоковых и консервативных переменных, также приводящее к сбросу программы. Естественным решением казалась «гармонизация» потоковых и консервативных переменных (их «склеивание»), проводимая время от времени – через достаточно большое число временных шагов. Однако выяснилось, что результаты расчетов турбулентных течений сильно зависят от частоты «гармонизации».

Проблему удалось решить за счет увеличения числа переменных – помимо консервативных переменных, относящихся к центрам ячеек, и потоковых – относящихся к их граням, пришлось ввести дополнительное поле давлений и приписать его к сеточным узлам. Расчет дополнительного поля осуществляется эволюционно с использованием информации, полученной на промежуточном временном слое по алгоритму, обладающему

свойством временной обратимости. Узловые давления затем подмешиваются к потоковым, обеспечивая тем самым взаимное влияние ячеек, соседствующих не только через грани, но и через их узлы. Новая схема получила название «композиционная КАБАРЕ».

Композиционная КАБАРЕ унаследовала все позитивные свойства своей предшественницы – второй порядок аппроксимации на неравномерных сетках, компактность вычислительного шаблона, бездиссипативность на решениях, в которых характеристики одного семейства не пересекаются, улучшенные дисперсионные свойства.

Происходит наращивание функциональных возможностей программного комплекса CABARET-Stages. Разработан и оттестирован блок расчетов динамики многокомпонентных газовых смесей, что позволяет моделировать задачи горения и детонации. Разработана схема КАБАРЕ для расчетов динамики упруго-пластических тел. Это позволяет с единых позиций описывать взаимодействие деформируемого тела с гидродинамическими потоками, что обеспечивает однородность вычислительного алгоритма и повышает точность расчетов, в том числе и в интерфейсной области.

Схема КАБАРЕ для упругопластического деформируемого тела сохраняет уникальные свойства, отличающие ее от других схем при расчетах газодинамических потоков.

Литература

1. Головизнин В.М., Зайцев М.А., Карабасов С.А., Короткин И.А. Новые алгоритмы вычислительной гидродинамики для многопроцессорных вычислительных систем. Москва: Изд-во Московского университета, 2013. – 467 с.

РОЛЬ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ДАННЫХ ИМПЕДАНСНЫХ И ПЕРЕДАТОЧНЫХ ФУНКЦИЙ КОНСТРУКЦИИ ПЛАНЕРА И ДВИГАТЕЛЯ В ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОМ ЭКСПЕРИМЕНТЕ ПО ОЦЕНКЕ ОЖИДАЕМЫХ ВИБРОАКУСТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК САМОЛЕТОВ НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ

В.С. Бакланов[1], С.Н. Панов[2]

[1]*ПАО «Туполев», Москва, baklanov@tupolev.ru*

[2]*Октава +, Москва, snpanov@mail.ru*

Спектр шума и вибрации от вибрационного воздействия силовой установки самолетов нового поколения в связи с переходом на двигатели большой и сверхбольшой степени двухконтурности существенно изменился.

Основное изменение связано со сдвигом в низкочастотную область, вызванное снижением скорости вращения вала вентилятора двигателей большой степени двухконтурности.

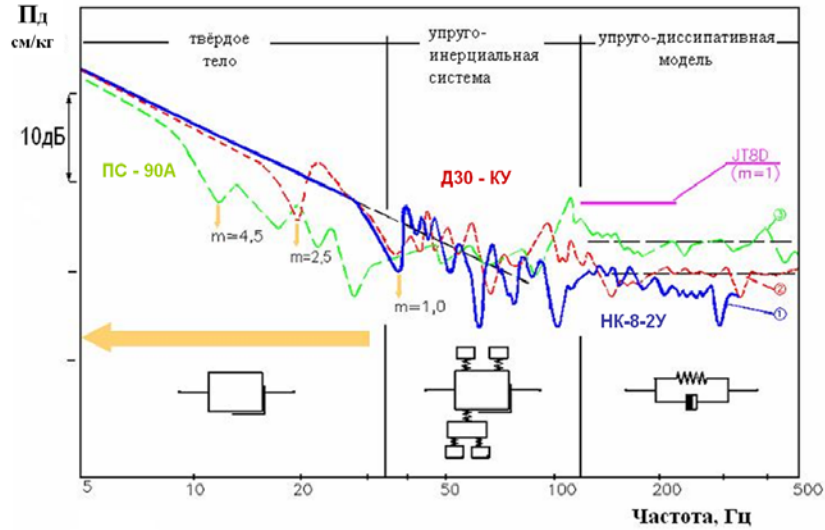


Рис. 1. Модуль динамической податливости корпуса двигателя переднего пояса крепления (для двигателей разной степени двухконтурности – m)

Кроме того, опыт определения динамических податливостей корпуса двигателей (в местах установки узлов крепления) выявил значительное

изменение динамических податливостей корпусов с ростом степени двухконтурности двигателей (рис. 1) [1].

В связи с отмеченным, для оценки ожидаемых шума и вибрации в кабине экипажа и салонах самолетов нового поколения весьма актуально применить метод импедансов в исследовании колебаний многосвязной системы «двигатель-крепление-планер» [1,2].

Необходимой частью такого исследования является определение импедансов (динамических податливостей) корпусов двигателей и планера в местах опорных связей (точек крепления) и передаточных функций от мест крепления двигателей до мест контроля шума и вибрации.

Пример передаточной функции конструкции магистрального самолета от места крепления двигателя до кабины экипажа приведен на рис. 2 [2]. На графике отмечены роторные частоты крейсерских режимов для трех вариантов применения двигателей для оценки ожидаемого структурного шума от вибрационного воздействия этих двигателей.

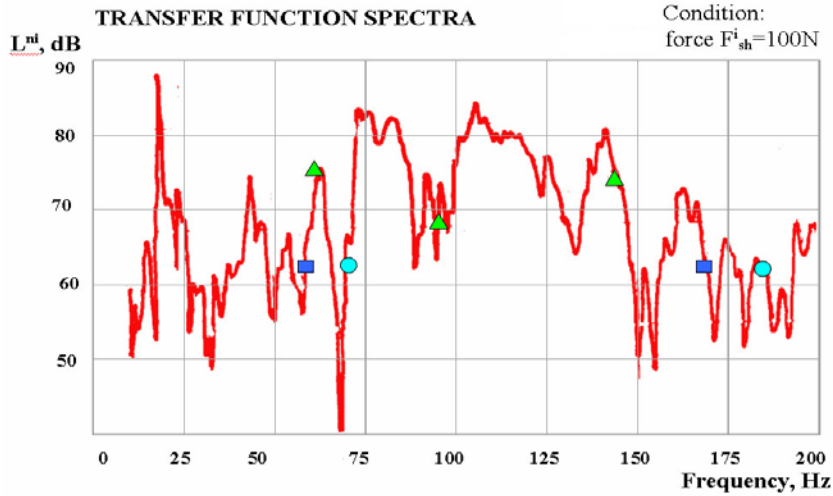


Рис. 2. Передаточная функция конструкции магистрального самолета от одной из точек крепления двигателя до кабины экипажа

В докладе рассматриваются различные подходы к определению этих характеристик [3].

Применение передаточных функций привело к разработке метода анализа путей передачи (Transfer path analysis – TPA), который предполагает создание TPA модели, где система разделяется на активную, включающую источники (например, двигатели) и пассивную часть (планер, гермокабина самолета), где измеряются отклики.

Нагрузки задаются в точках интерфейса активных и пассивных частей (например, в точках крепления двигателей), тогда так называемые Передаточные характеристики (Frequency Response Functions – FRF) характеризуют пути передачи от нагрузки (например, вибрации и шума) до приемника и являются основными характеристиками системы.

Индивидуальный вклад каждого пути передачи в общий отклик может быть рассчитан путем умножения нагрузки на соответствующие передаточные характеристики [3].

Процедура испытаний для построения традиционной TPA-модели (реализует зависимость «сила–отклик») требует определения рабочих нагрузок и оценки передаточных характеристик FRF при возбуждении обычно в лабораторных условиях.

Использование TPA при моделировании позволяет выполнять «анализ вкладов» при численном моделировании.

Измерение передаточных характеристик (FRF) выполняется путем непосредственных измерений или методом взаимности с использованием многоканальных систем сбора данных путем ударного возбуждения динамометрическим молотком или вибратором (широкополосным, в том числе прерывистым возбуждением, методом ступенчатого синуса и другими методами возбуждений) для структурных путей. Для воздушных путей передачи методом акустического возбуждения с использованием калиброванных объемных источников звука (Volume Velocity Sources). Для точного измерения путей передачи шума по отдельным путям передачи и устранения связанности применяется разделение источника (двигателя) и структуры (планера) на отдельные подсистемы.

Метод взаимности (замена источника и приемника местами - возбуждение в целевых точках и измерение отклика в точках интерфейса) основан на том, что правило взаимности подтверждается в большинстве типов самолетных конструкций. Метод особенно эффективен при ограниченном доступе к некоторым источникам.

В настоящее время идет поиск методов усовершенствования процесса TPA. Например, анализ путей передачи в рабочих условиях или операционный анализ путей (Operational Path Analysis – OPA) , который основан только на данных полученных в рабочих условиях, реализует зависимость «отклик – отклик» (вибрационные отклики в точках приложения сил, измеряемые акселерометрами, установленными в узлах крепления; звуковые давления вблизи вибрирующих поверхностей в целевых точках в салоне). Метод хорошо работает при некоррелированных источниках, эффективен с точки зрения времени, но имеет ограничения, связанные с тем, что не дает информации о физических нагрузках и отражает все вклады путей передачи, разделение которых вызывает существенные трудности

(например, для силовой установки самолета, включающей несколько двигателей).

Задача ТРА (анализа путей передач) – определить как структурные, так и воздушные пути передачи от источников возбуждения до места приема, дать количественную оценку вклада различных источников.

В работе показан пример традиционного подхода, дающего надежную оценку вклада, например, вибрационного воздействия двигателей нового поколения (с новым широким спектром частот) на виброакустическую обстановку в пассажирском салоне самолетов.

Литература

1. Агафонов В.К., Бакланов В.С., Вуль В.М., Попков В.И., Попов А.В. Исследование динамических и виброакустических характеристик самолета и двигателя методом тарированного тестирования. Доклады VIII конференции по аэроакустике. М.: ЦАГИ, 1990, с.141–144.
2. Baklanov V.S. Dynamic model of Engine-Mount-Airframe System of Trunk-Aircraft Basing on Results of Impedance Data Tests at Attachment Points. Ninth Int. Congress on Sound and Vibration. Orlando, Florida, USA, 2002.
3. What is transfer path analysis. Siemens PLM Software (Обзор).

СОЗДАНИЕ БАЗЫ ДАННЫХ АКУСТИЧЕСКИХ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ МОДЕЛИ ИЗОЛИРОВАННОГО НЕСУЩЕГО ВИНТА ВЕРТОЛЕТА*

Дж.Н. Баракос[1], А.С. Батраков[2], А.Н. Боженко[2], Л.И. Гарипова[2], А.Н. Кусюмов[2], С.А.Михайлов[2], **В.В. Пахов**[2], Р.П. Степанов[2]

[1]*Университет Глазго, Глазго, George.Barakos@glasgow.ac.uk*

[2]*КНИТУ-КАИ, Казань,VVPakhov@kai.ru*

В данной статье представлены результаты экспериментальных исследований, полученные в аэродинамической трубе Т-1К КНИТУ-КАИ (Казань), модифицированной для акустических исследований. Вокруг открытой рабочей части трубы была построена акустическая камера для данных измерений. Схема экспериментальной установки показана на рис. 1.

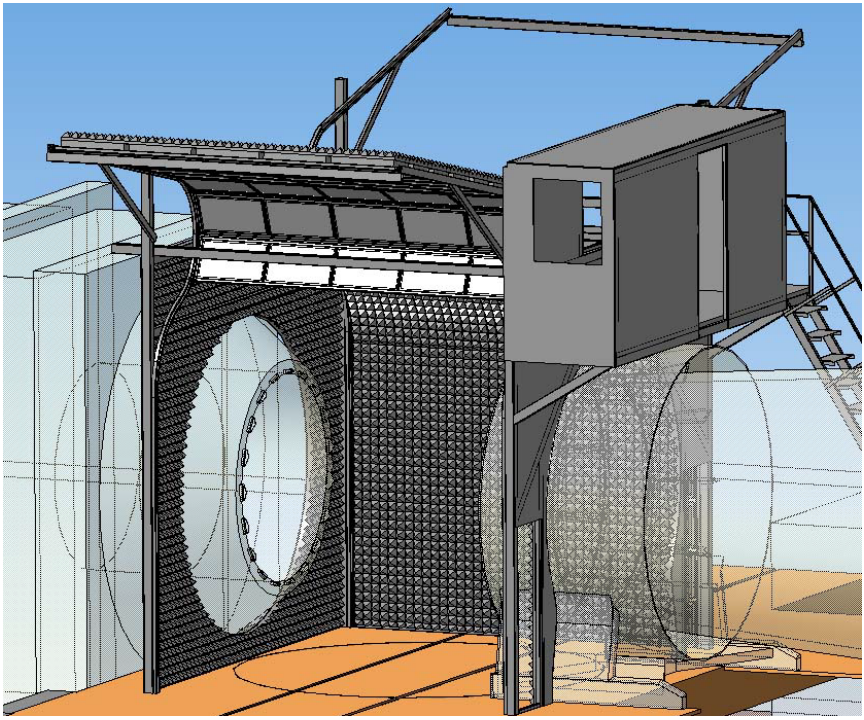


Рис. 1. Схема экспериментальной установки

* Доклад на английском языке.

Акустическая камера имеет две подъемные стенки (рис. 1), позволяющие открывать либо закрывать рабочую часть. Подъемные стенки состоят из резонаторов Гельмгольца, которые обеспечивают низкочастотное звукопоглощение. Сверху резонаторы оклеены звукопоглощающим материалом на основе меламина для средних частот. Параметры резонаторов Гельмгольца были рассчитаны с использованием результатов предварительных акустических измерений.

Модифицированная рабочая часть аэродинамической трубы позволяет проводить как аэродинамические, так и акустические эксперименты. Из-за конструктивных ограничений, резонаторы Гельмгольца расположены только на стенках и потолке акустической камеры.

В данной работе представлены результаты измерений акустических параметров изолированного несущего винта вертолета. Для этого использовался вертолетный прибор аэродинамической трубы Т-1К, схема которого показана на рис. 2.

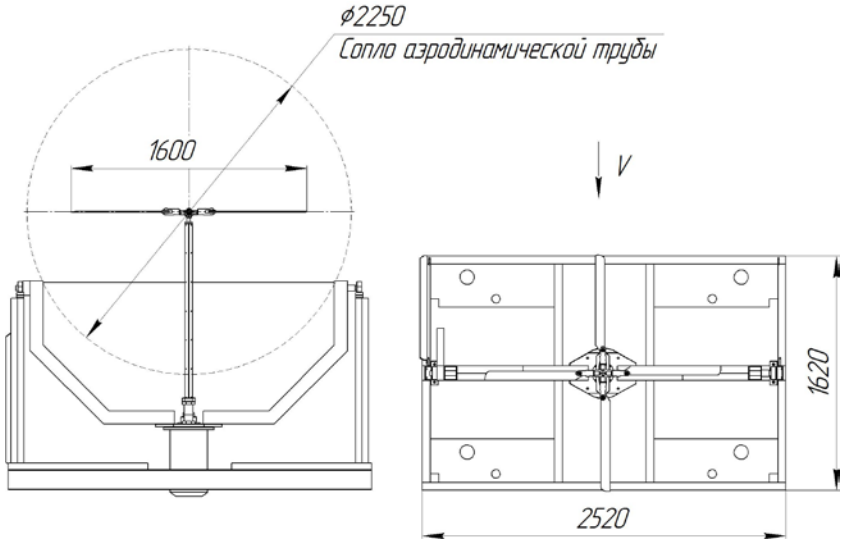


Рис. 2. Вертолетный прибор аэродинамической трубы Т-1К; размеры даны в миллиметрах

Вертолетный прибор Т-1К имеет следующие характеристики: частота вращения до 2500 об/мин, углы общего шага винта от -15° до +15°, циклический шаг ±6°, угол атаки винта от -30° до +30°. Для всех испытаний, описанных в этой работе, использовался режим частота вращения n = 900 об/мин, угол общего шага винта – от -2° до +8°, с шагом 2°, угол атаки винта нулевой. Все испытания проводились для режима висения.

Для акустических измерений была использована система собственной разработки. Она состояла из микрофонов DBX RTA-M, которые используют капсюль Panasonic WM-61A в качестве чувствительного элемента. После микрофонов акустический сигнал проходит через блок предусилителей собственной конструкции и оцифровывается устройствами NI-PXI 4496. Эти АЦП разработаны фирмой National instruments специально для акустических измерений, имеют разрядность 24 бита и частоту опроса до 204 кС/с.

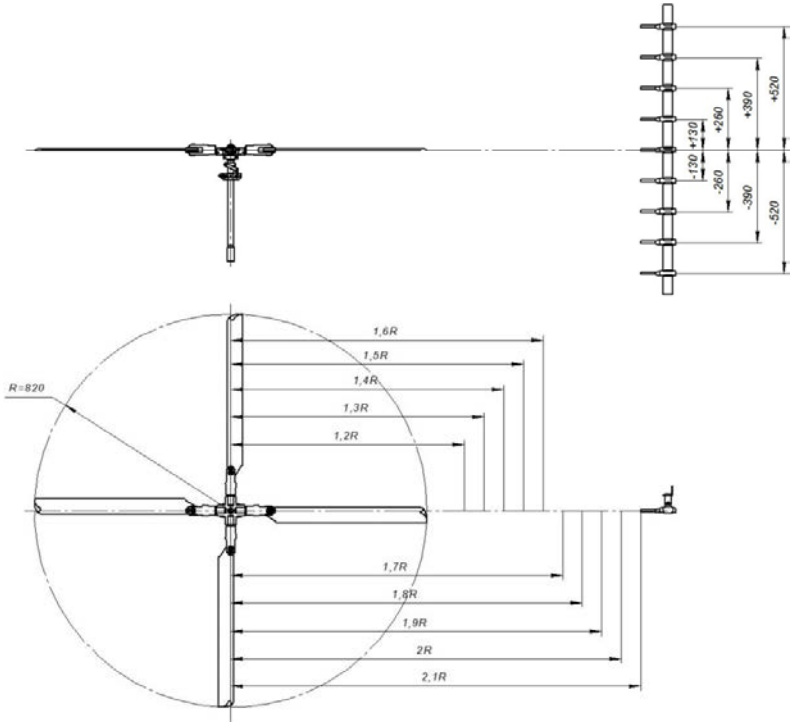


Рис. 3. Расположение микрофонов

В описанных экспериментах использовалось 9 из возможных 64 каналов системы. Размещение микрофонов показано на рис. 3. Были проведены испытания с использованием линейки микрофонов, расположенных на расстояниях от 1,2r до 2,1r от оси вращения винта, здесь r – радиус винта, r = 820мм.

Результаты экспериментов показаны на рис. 4. Также на этом рисунке показаны сравнения результатов экспериментов и численных расчетов (во временной шкале) для микрофона, расположенного в плоскости вра-

щения. Численное моделирование потока вокруг модели несущего винта для режима висения проводилось методом RANS с использованием модели турбулентности k-ω и проводилось на CFD-солвере HMB. Поток вокруг изолированного винта на режиме висения имеет периодическую структуру. По этой причине расчетная сетка строилась только для одной лопасти (рис. 5). Мультиблочная гекса-сетка была построена в программе ICEM CFD и имела около 4,4 млн. узлов.

Поле давления вокруг модели анализировалось с использованием инструментов Tecplot 360. Звук, генерируемый в ближнем поле, рассматривался как флуктуации статического давления вследствие вращения винта.

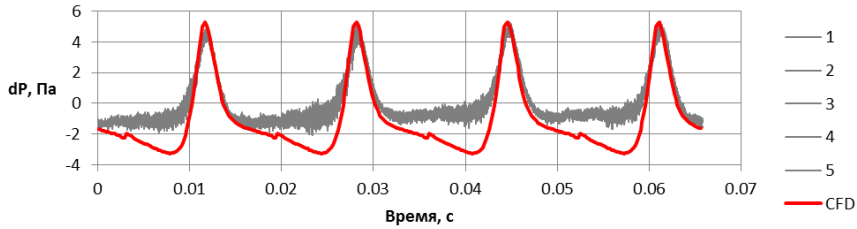


Рис. 4. Сравнение результатов экспериментов (1–5) с CFD-расчетами

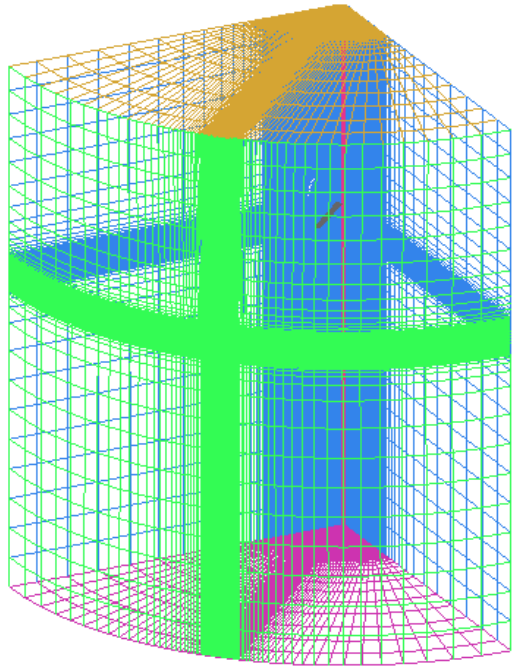


Рис. 5. Вычислительная сетка для одной лопасти винта

ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗДУШНОГО ПОТОКА С ПОМОЩЬЮ АКУСТИЧЕСКОГО MLS-СИГНАЛА*

А.А. Белоус[1], **А.И. Корольков**[1], Н.Н. Остриков[2], А.В. Шанин[1]
[1]*Московский государственный университет, Москва, Россия, korolkov@physics.msu.ru*
[2]*Центральный аэрогидродинамический институт, Москва, Россия, aeroacoustics@mktsagi.ru*

Экспериментальная техника, основанная на методе последовательности максимальной длины (MLS-методе), нашла широкое применение в архитектурной акустике [1, 2]. Метод заключается в следующем. Исследуемая область облучается квазишумовым сигналом с автокорреляционной функцией, близкой к дельта-функции. После корреляционной обработки становится известным импульсный отклик изучаемой области при заданных положениях источника и приемника.

MLS-метод имеет непосредственную ценность для авиационной акустики, так как позволяет непосредственно наблюдать поля, рассеянные на препятствиях сложной формы. В качестве таких препятствий могут служить крыло или двигатель самолета. В частности, важной является задача определения коэффициентов экранирования планером летательного аппарата шумов двигателя и струи. С помощью MLS-метода эта задача может быть решена экспериментально.

Несмотря на это, авторам не известны эксперименты на основе MLS-метода в присутствии звукового потока. Целью данной работы является заполнение данного пробела, а именно – измерение импульсного отклика акустического тракта в присутствии турбулентного или ламинарного потока на акустической трассе.

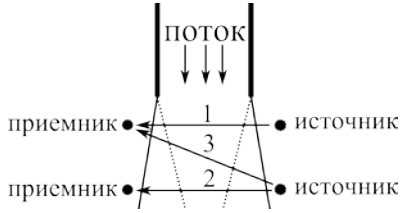


Рис. 1. Схема экспериментальной установки

Схема экспериментальной установки изображена на рис. 1. Рассматривалось три акустических трассы. Две трассы пересекали поток нормально к оси потока, а третья имела отрицательную проекцию.

* Доклад на английском языке.

Очевидно, первые два трассы позволяют исследовать поперечный эффект Доплера, а третья – продольный. Скорость потока была равна 0, 20, 40, 60, 80 м/с. При всех ненулевых скоростях потока была значительная шумовая составляющая, однако большое время накопления позволяло надежно восстанавливать импульсный отклик.

Характерные результаты экспериментов изображены на рис. 2. Поток, перпендикулярный трассе распространения (внизу), практически не оказывает влияния на сигнал, а продольная компонента потока (вверху) вызывает снос, искажение формы и фокусировку сигнала.

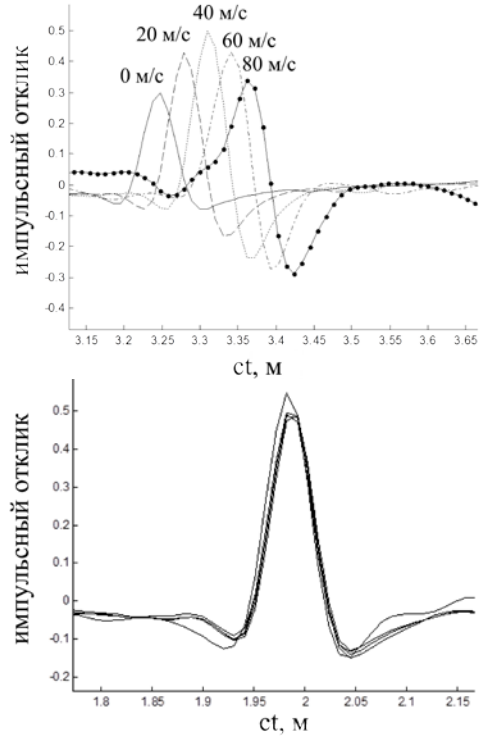


Рис. 2. Семейства импульсных откликов для трасс 3 (слева) и 1, 2 (справа)

Литература

1. А.В. Шанин, В.Ю. Валяев. Метод последовательностей максимальной длины в акустическом эксперименте. Акуст. журн. Т. 57, № 3. 2011. С.420–425.
2. А.В. Шанин, В.Ю. Валяев. Экспериментальная оценка параметров дорожного покрытия. Акуст. журн. Т. 58, № 6. 2012. С. 776–784.

МЕТОД КОРРЕКЦИИ ПОТОКОВ ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ АЭРОАКУСТИКИ НА НЕСТРУКТУРИРОВАННЫХ СЕТКАХ*

П.А. Бахвалов, Т.К. Козубская
ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, Москва

При решении аэроакустики обязательным условием, накладываемым на численный метод, является его высокая точность. На структурированных сетках наиболее эффективными являются конечно-разностные методы, позволяющие добиться высокого порядка точности при минимальных временных затратах. Для разрывных задач хорошо зарекомендовала себя конечно-разностная WENO-схема. На неструктурированных сетках схемы высокого порядка, такие как метод Галёркина с разрывными базисными функциями или конечно-объёмная схема с полиномиальной реконструкцией переменных, являются вычислительноёмкими. При решении разрывных задач применение монотонизаторов существенно сказывается на точности решения, что сводит преимущество схем очень высокого порядка к минимуму. Этот факт побуждает к поиску альтернативных методов для получения решений с высокой точностью.

Среди таких методов можно выделить семейство вершинно-центрированных схем с рёберно-ориентированной реконструкцией переменных. Их разработка началась с добавления искусственной диссипации к методу Галёркина с кусочно-линейными (непрерывными) базисными функциями [1]. Примерами этих методов являются схемы с квазиодномерной реконструкцией переменных (EBR-схемы) [2]-[3]. Эти схемы обладают вторым порядком точности на неструктурированных сетках, однако на равномерной сетке вырождаются в конечно-разностные схемы очень высокого (3-го и выше) порядка точности. Высокая точность схем на равномерной сетке обеспечивает меньшую величину ошибки и на неструктурированных сетках.

Другим примером схем с рёберно-ориентированной реконструкцией переменных является предложенный в 2011 году метод коррекции потоков (Flux Corrector method, FC) [4]-[5]. Он обладает 3-м порядком точности на неструктурированной сетке для стационарных задач. Однако в нестационарном случае, в зависимости от вариации метода, либо порядок точности опускается до второго, либо нарушается консервативность численного метода.

* Доклад на английском языке.

Свойство \ схема	Линейная схема [1], EB схема [9]	EBR[2], SEBR [3], LV6, NLV6 [7]	**UFC** [6]	FC, с аппроксимацией временной производной:	
				точечной	Nishikawa [8], Pincock [5]
Консервативность	+	+	**+**	+	–
Точность на линейной функции	+	+	**+**	+	+
3-й порядок на равномерной сетке	–	+	**+**	–	+
3-й порядок на произвольной сетке Стац. задачи	–	–	**+**	+	+
3-й порядок на произвольной сетке Нестац. задачи	–	–	**–**	–	+
Низкая вычислительная стоимость	+	+	**+**	+	–

Таблица 1. Сравнительная характеристика рёберно-ориентированных схем

В докладе будет предложен вариант метода коррекции потоков для решения нестационарных задач, названный Unsteady Flux Correction method, UFC [6]. Он является консервативным, не меняет стационарного решения, получающегося при помощи схемы FC, но обладает дополнительным свойством вырождения в схему 3-го (в некоторых случаях – 4-го) порядка на равномерной сетке. Сравнительная характеристика схем с рёберно-ориентированной реконструкцией переменных представлена в таблице 1.

Как и в EBR схемах, вырождение схемы UFC в схему 3-го порядка на равномерной сетке обеспечивает повышенную точность расчёта в смысле величины ошибки на неструктурированной сетке. Это свойство будет продемонстрировано на примере линейных тестовых задач с известным точным решением. Также будет проведено сравнение схемы UFC с другими вершинно-центрированными схемами с рёберно-ориентированной реконструкцией переменных.

Работа выполнена при поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (проект 16-31-60072 мол-а-дк).

Литература

1. Barth T.J. A 3-D upwind Euler solver for unstructured meshes, AIAA Paper No. 91-1548.
2. И.В. Абалакин, Т.К. Козубская. Схема на основе реберно-ориентированной квазиодномерной реконструкции переменных для решения задач аэродинамики и аэроакустики на неструктурированных сетках. Матем. моделирование, том 25, № 8, (2013), с. 109–136.
3. I. Abalakin, P. Bakhvalov, T. Kozubskaya, Edge-based reconstruction schemes for unstructured tetrahedral meshes. International Journal for Numerical Methods in Fluids 81 (2016) 331–356.
4. A. Katz, V. Sankaran, An efficient correction method to obtain a formally third-order accurate flow solver for node-centered unstructured grids. J. Sci. Comput. 51 (2) (2012) 375–393.
5. B. Pincock, A. Katz, High-order flux correction for viscous flows on arbitrary unstructured grids. J. Sci. Comput. 61 (2) (2014) 454–476.
6. Бахвалов П.А., Козубская Т.К. Модификация схемы Flux Corrector для повышения точности решения нестационарных задач. Препринты ИПМ им. М.В.Келдыша. 2015, № 69. 24 с.
7. Koobus B., Alauzet F., Dervieux A. Computational Fluid Dynamics, CRC Press, 2011, Ch. Numerical algorithms for unstructured meshes, pp. 131–204.
8. H. Nishikawa. Divergence formulation of source term. Journal of Computational Physics 231 (2012) 6393–6400.
9. Eliasson P., EDGE, a Navier-Stokes solver for unstructured grids, Tech. Rep. FOI-R–0298–SE, FOI Swedish defence research agency, Division of Aeronautics, FFA, SE-172 90 Stockholm, 2001.

ИЗМЕРЕНИЯ АЗИМУТАЛЬНЫХ МОД С ПОМОЩЬЮ РЕШЕТКИ МИКРОФОНОВ В ОГРАНИЧЕННОМ ДИАПАЗОНЕ УГЛОВ*

И.В. Беляев[1,2], Ю.В. Берсенев[2,3], Р.В. Бурдаков[2,3], В.В. Ершов[2], О.Ю. Кустов[2], В.В. Пальчиковский[2], Т.А. Вискова[2,3]

[1]*Центральный аэрогидродинамический институт, Москва, Россия, aeroacoustics@tsagi.ru*

[2]*Пермский национальный исследовательский политехнический университет, Пермь, Россия, vvpal@perm.ru*

[3] *ОАО «Авиадвигатель», Пермь, Россия, bersenev@avid.ru*

Измерения азимутальных мод достаточно распространены в аэроакустике и выполняются как для звуковых полей внутри каналов [1, 2], так и в свободном пространстве [3, 4]. Для этих измерений в основном применяются микрофонные решетки на вращающейся траверсе или круговые стационарные. Однако существуют практические ситуации, когда азимутальные моды должны измеряться в условиях, не допускающих установку микрофонов в диапазоне азимутальных углов. Поэтому данная работа посвящена проблеме возможности определения азимутальных мод с помощью микрофонной решетки, которая состоит из микрофонов, расположенных в ограниченном диапазоне углов вместо полной окружности (360^o).

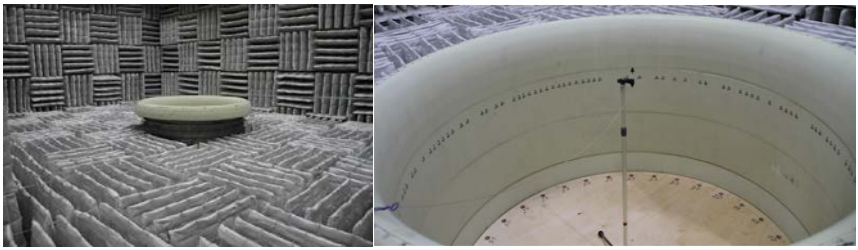


Рис. 1. Фотография воздухозаборника, установленного в заглушенной камере ПНИПУ (слева), и фотография микрофонной решетки в канале (справа)

Азимутальные моды определялись на основе измерений с помощью оптимизированной круговой микрофонной решетки, установленной в воздухозаборном канале турбовентиляторного двигателя. Эксперименты были выполнены в лабораторных условиях в заглушенной камере Пермского

* Доклад на английском языке.

национального исследовательского политехнического университета (рис. 1), где азимутальные моды создавались набором динамиков, и в статических испытаниях двигателя на открытом стенде.

Микрофонная решетка состоит из 100 микрофонов, установленных по окружности, чьи позиции были оптимизированы для увеличения динамического диапазона решетки [2]. Для проверки возможности корректного определения азимутальных мод с помощью решетки, состоящей из микрофонов в ограниченном диапазоне углов, было использовано ограниченное количество микрофонов из этой решетки при обработке данных. Результаты, полученные с помощью этих ограниченных решеток микрофонов, сравнивались с результатами полной 100-микрофонной решетки.

Как и ожидалось, решетки с ограниченным угловым диапазоном для положений микрофонов имеют меньший динамический диапазон и поэтому их измерения амплитуд азимутальных мод могут приводить к ошибкам, связанным с вкладами других мод. Тем не менее, ограниченные решетки позволяют определить порядок доминирующей моды при условии что их угловой диапазон не очень мал. Можно было бы ожидать, что увеличение числа микрофонов в ограниченной решетке могло бы компенсировать уменьшение динамического диапазона из-за ограничений угловых положений. Однако данное исследование показывает, что такое увеличение числа микрофонов не приводит к существенному улучшению измерений амплитуд азимутальных мод и может даже ухудшить результаты. Это, по-видимому, означает, что имеется оптимальное число микрофонов для ограниченной решетки, которое зависит от её углового диапазона и числа измеряемых мод.

Следует отметить, что положения микрофонов в ограниченных решетках не оптимизировалось с точки зрения их динамического диапазона; вместо этого были использованы имеющиеся микрофоны из полной решетки. Можно ожидать, что оптимизация положений микрофонов в ограниченном диапазоне углов приведет к некоторому увеличению динамического диапазона решеток и к улучшению сравнения амплитуд мод.

Хотя данное исследование было выполнено для мод в канале, его результаты также применимы к азимутальным измерениям в свободном пространстве.

Работа была выполнена при финансовой поддержке Российского Фонда Фундаментальных Исследований в рамках гранта РФФИ 16-41-590250 р_а.

Литература

1. D.L. Sutliff. Turbofan duct mode measurements using a continuously rotating microphone rake, Int. J. Aeroacoustics, 2007, V. 6, pp. 147–170.

2. E.R. Rademaker, P. Sijtsma, B.J. Tester. Mode detection with an optimized array in a model turbofan engine intake at varying shaft speeds, AIAA Paper 2001-2181.
3. V.F. Kopiev, M.Yu. Zaitsev, R.K. Karavosov. Experimental Investigation of Azimuthal Structure of Dipole Noise for Rigid Cylinder Inserted in Turbulent Jet, AIAA Paper 2004-2927.
4. G.A. Faranosov, I.V. Belyaev, V.F. Kopiev, M.Yu. Zaytsev, A.A. Aleksentsev, Yu.V. Bersenev, V.A. Chursin, T.A. Fadeeva. Adaptation of the azimuthal decomposition technique to turbulent jet noise of an aircraft engine in the ground tests, AIAA Paper 2015-2995.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ МАССИВНО-ПАРАЛЛЕЛЬНЫХ СУПЕР-ЭВМ В ЗАДАЧАХ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ АЭРОАКУСТИКИ ВИНТОВ

И.В. Беляев[1], В.О. Еременко[1], **В.А. Титарев**[1,2]
[1]ЦАГИ им. профессора Н.Е. Жуковского, Москва , Россия
[2]ВЦ ФИЦ ИУ РАН, Москва, Россия

В НИО-9 ЦАГИ ведется разработка собственного аэроакустического параллельного пакета программ, позволяющего исследовать различные винтовые конфигурации с точки зрения как шума на местности, так и шума в салоне [1]. Отличительными особенностями создаваемого комплекса программ являются совместимость с коммерческими программами построения структурированных и неструктурированных сеток, реализация разностных схем высокого порядка аппроксимации, моделирование течения на произвольном количестве вращающихся сеток, что позволяет перейти к моделированию конфигураций два ротора + пилон и два ротора + пилон + крыло.

В настоящей работе обсуждается адаптация пакета программ для проведения расчетов на современных массивно-параллельных суперЭВМ с большим числом ядер / гиперпотоков на узел [2], таких как РСК Торнадо (56 гиперпотоков на узел) и РСК Петастрим (240 гиперпотоков на узел). СуперЭВМ данного типа являются одним из этапов построения компьютеров экзафлопного диапазона. В программном комплексе реализована гибридная двухуровневая модель параллельных вычислений, в которой в пределах одного узла кластера используется технология OpenMP, в то время как обмен между узлами осуществляется с помощью MPI. Неявная схема дискретизации по времени, используемая в расчетах, адаптирована для проведения расчетов на большом количестве нитей.

В докладе будут представлены результаты расчетов для одиночных и биротативных винтов на системах Торнадо и Петастрим, установленных в МСЦ РАН и СКЦ СПбПУ с использованием десятков тысяч логических процессоров.

Литература

1. В.Ф. Копьев, В.А. Титарев, И.В. Беляев. Разработка нового подхода к расчету шума винтов с использованием суперкомпьютеров. Ученые записки ЦАГИ. 2014. Т. XLV. N 2. С. 78–106
2. A. Semin, E. Druzhinin, V. Mironov, A. Shmelev, A. Moskovsky. The performance characterization of the RSK PetaStream module. Lecture Notes in Computer Science. V. 8488. P. 420–429, 2014.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ МЕСТОПОЛОЖЕНИЯ ИСТОЧНИКОВ ШУМА ДОЗВУКОВОЙ СТРУИ С ПОМОЩЬЮ RANS/ILES-МЕТОДА*

Л.А. Бендерский, С.Ю. Крашенинников
ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, leosun.ben@gmail.com

Одна из важных задач расчета струйных течений для практических приложений состоит в определении шума струи, а также в исследовании влияния различных факторов на ее шум. Одним из инструментов, способных дать детальное представление о структуре течения, является LES. Однако на сегодняшний момент, по оценкам [1], использование метода LES для совместного расчета течения в сопле и струи с помощью LES требует порядка 40×10^9 расчетных ячеек. Использование различных комбинированных подходов, например RANS/ILES-метода высокого разрешения [2], позволяет снизить эти требования и получать хорошее соответствие с экспериментом [2-4] при расчете струйных течений даже при относительно больших числах Рейнольдса. В работах [2-4] большое внимание было обращено на сравнение расчетов с экспериментальными данными, как по характеристикам течения, так и по шуму в дальнем поле струй. Полученное хорошее соответствие по шуму в дальнем поле струй говорит о возможно правильном описании механизмов шумообразования в струе. Цель данной работы определить расположение источников шума в струе на основе данных расчета струи с помощью RANS/ILES-метода [2].

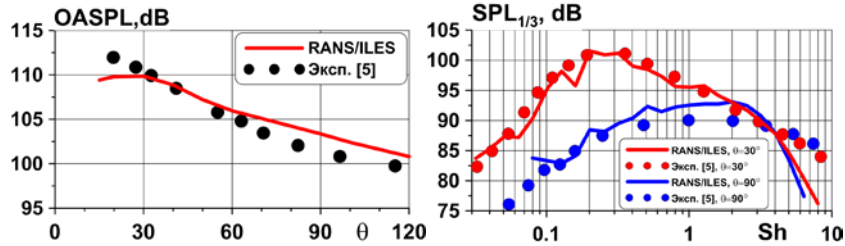


Рис. 1. Слева: общий уровень шума струи; справа: 1/3-октавные спектры шума для углов наблюдения 30° и 90°

В качестве объекта исследования выбрана холодная дозвуковая затопленная струя из конического сопла SMC000 [5], ранее рассчитанная в [4]. Параметры истечения соответствуют числу Маха на срезе сопла 0.985 и акустическому числу Маха 0.9. Перепад давления в сопле равен 1.86, а полная температура на входе в сопло равна температуре окружающей сре-

* Доклад на английском языке.

ды и равна 300К. Число Рейнольдса, рассчитанное по параметрам на срезе сопла, равно 1.2×10^6. Число ячеек сетки составляет 3.1×10^6. Шаг по времени равен 1×10^{-4}. На рис. 1 представлено сравнение расчета шума на расстоянии R/D=50 (D=2м – диаметр сопла в выходном сечении) с экспериментальными данными. Расчет шума в дальнем поле струи проводился с помощью метода FWH в сочетании с технологией forward time stepping [6] и методики осреднения шума по различным поверхностям Кирхгоффа [7].

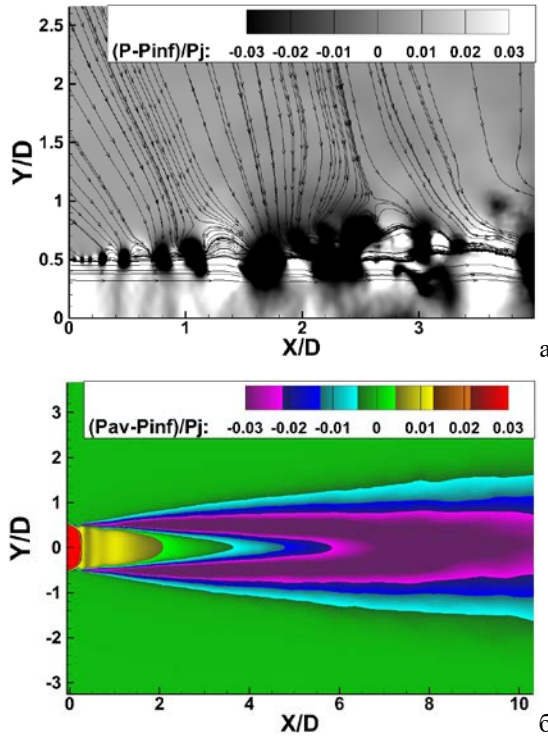


Рис. 2. Поля статического давления в продольном сечении:
а) мгновенное поле давления, б) осредненное по времени

В результате расчета сохранены поля давления, вектора скорости для порядка 5000 шагов по времени в продольной плоскости течения струи. Анализ результатов расчета показал, что в слое смешения струи наблюдаются чередующиеся зоны пониженного и повышенного давления относительно давления в окружающей среде рис. 2,а, размер которых увеличивается с расстоянием от среза сопла. В то время как в среднем в слое смешения наблюдается разрежение рис. 2,б.

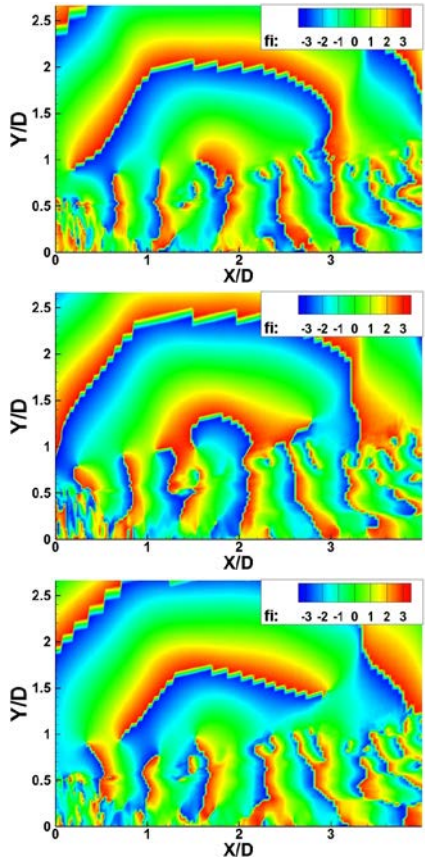


Рис. 3. Поля фазы излучения для частоты 156.25Гц (Sh≈1) с шагом приблизительно 0.0024 сек

Исследование расположения источников шума было проведено с помощью фазового анализа. В литературе встречаются упоминания проведения такого типа анализа, но с получением стационарных полей распределения фазы излучения. Например, в [8] данный анализ применялся для описания механизма обратной связи при генерировании дискретного тона в сверхзвуковой струе, натекающей на перпендикулярную стенку. В настоящей работе проведено исследование изменения фазы излучения шума по времени на различных частотах. Для проведения такого анализа в каждой точке продольного сечения для каждого момента времени было проведено быстрое преобразование Фурье на промежутке из 1024 шагов по времени. Результат такого анализа для частоты 156.25Гц (Sh≈1) пред-

ставлен на рис. 3. На данном рисунке видно, что место излучения шума соответствует продольной координате X/D=1.8, аналогичные расчеты можно получить и для других частот излучения, таким образом, получив зависимость частоты излучения от продольной координаты.

Работа выполнена при поддержке гранта РФФИ №14-01-00325_а.

Литература

1. Uzun A., Hussaini M.Y. Simulation of Noise Generation in the Near-Nozzle Region of a Chevron Nozzle Jet. AIAA J., 2009, Vol. 47, № 8, P.1793–1810.
2. Любимов Д.А. Разработка и применение метода высокого разрешения для расчета струйных течений методом моделирования крупных вихрей. ТВТ. 2012. Т. 50, № 3. С. 450–466.
3. 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.
4. Benderskiy L.A., Lyubimov D.A. Investigation of flow parameters and noise of subsonic and supersonic jets using RANS/ILES high resolution method. 29-th Congr. Int. Counc. Aeronaut. Sci., St. Petersburg, Russ., Sept. 7-12., 2014, № 2014_0373.
5. Bridges J., Brown C. Parametric Testing of Chevrons on Single Flow Hot Jets. AIAA P., 2004, № 2004-2824.
6. Ozyoruk Y., Long L. A New Efficient Algorithm for Computational Aeroacoustics on Parallel Processors. JCP, 1995, Vol. 125, P. 135–149.
7. M.L. Shur, P.R. Spalart, M.Kh. Strelets. Noise prediction for increasingly complex jets. Part I: Methods and tests. International Journal of Aeroacoustics, 2005, Vol. 4, № 3&4, P. 213–246.
8. A. Dauptain, L.Y.M. Gicquel, S. Moreau. Large Eddy Simulation of Supersonic Impinging Jets. AIAA Journal, 2012, Vol. 50, № 7, P. 1560–1574.

О ТУРБУЛЕНТНОМ СМЕШЕНИИ И ШУМООБРАЗОВАНИИ В СТРУЯХ ПО РЕЗУЛЬТАТАМ ЭКСПЕРИМЕНТОВ И ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

Л.А. Бендерский, **С.Ю. Крашенинников**, А.К. Миронов
Центральный Институт Авиационного Моторостроения, г. Москва,
krashenin@ciam.ru

Установившееся представление о турбулентном смешении в струях, как о процессе, подобном обменным процессам, происходящим под действием градиентов концентрации, температуры и т.п. противоречит результатам отдельных экспериментальных и расчётных исследований.

В работе [1] – по-видимому, впервые – аргументировано показано, что смешение струй с окружающей средой происходит вследствие подтекания к струе, индуцируемого перепадом статического давления из–за разрежения, имеющего место в слое смешения струи.

Для осреднённого по времени локального значения разрежения в турбулентной струе ΔP Таунсендом [2], достаточно строго получено соотношение

$$\Delta P = \rho \left\langle v'^2 \right\rangle \qquad (1)$$

где ρ – плотность газа, $< v'^2 >$ – среднее по времени значение поперечной пульсационной скорости в квадрате для данной точки.

В [1] вывод об определяющей роли воздействия разрежения в дозвуковой струе на её эжекционные свойства сделан на основании данных, полученный при сопоставлении интенсивности нарастании расхода вдоль потока струи закрученных и незакрученных струй. В [1] показано, что, несмотря на различие механизмов возникновения пониженного давления в обычных турбулентных струях (в соответствии с соотношением (1)) и закрученных, где ΔP_a – разрежение на оси струи, в фиксированном сечении, определяется интенсивностью вращательного движения:

$$\Delta P_a = \int_0^b \frac{\rho w^2}{r} dr \qquad (2)$$

втекание в струю имеет одинаковые свойства. Здесь w – вращательная компонента скорости, b – расстояние от оси струи до ее границы.

Эжекция, нарастание потока массы в струе dG/dx, обусловлено конечным значением скорости втекания на границе струи v_n:

$$\frac{dG}{dx} = 2\pi b \rho v_n \qquad (3)$$

Величина потока массы в струе может быть определена путём интегрирования измеряемого профиля продольной скорости u:

$$G = 2\pi\int_0^b \rho u r dr \qquad (4)$$

В [1] путём сравнения эмпирических зависимостей потока массы в струе от продольной координаты $G(x)$, полученных для закрученных и основного участка незакрученных струй, по соотношениям (3, 4) определены значения скорости втекания v_n на границах струй.

Измерения показали, что скорость втекания на границе струи связана с разрежением, имеющим место в струе. Для основного участка незакрученной струи характерной величиной разрежения можно считать его значение на оси струи $\Delta P_a(x)$. При этом в произвольном сечении основного участка струи

$$v_n = k_v\sqrt{\Delta P_a / \rho} \qquad (5)$$

В закрученных струях величина ΔP_a определялась в различных сечениях по измерениям и соотношению (2) [4], в незакрученных - по известным данным [1, 3]. Для незакрученных струй в автомодельном «основном участке», как по результатам измерений, так и расчету по (3) и (5)

$$k_v \approx 0.2 \qquad (6)$$

Определенное в [1] по профилям скорости значение k_v для закрученных струй с использованием соотношений (2–4) и (5), также соответствует (6). Следует отметить, что значения разрежения на оси струй не только вычислялись по соотношениям (1, 2) но и были измерены в многочисленных экспериментах [3-4]. Изложенный опыт исследования распространения затопленных (свободных) турбулентных струй показывает, что смешение струйного потока с окружающей средой может быть в основном обусловлено эжекцией, связанной с понижением давления в струе.

Процессы, происходящие вблизи границ турбулентной струи имеют сложный характер. В среднем параметры течения стационарны, как и осреднённое течение в струе. Но нестационарные процессы в струе вызывают появление нестационарных явлений вблизи её границ. Структура течения в струе существенно неоднородна. Очевидно, что влияние этой неоднородности проявляется при подтекании к струе. В большом количестве работ по исследованию турбулентных струйных течений приведены данные измерений и визуалиции, характеризующие нестационарные процессы в струе, но данные о процессах вблизи границ струи, как правило, отсутствуют. Можно отметить работы [5, 6], где получен большой объём данных о структуре течения вне струи. В этих работах исследовался процесс шумообразования турбулентных струй с целью подтверждения выдвинутого ранее предположения [7], что акустическое поле струи возни-

кает вне струи вследствие нестационарных процессов, вызываемых перемежаемостью турбулентности в самих струях.

Под перемежаемостью турбулентности понимается нестационарное движение областей с повышенным уровнем турбулентных пульсаций, называемых «турбулентной жидкостью». В соответствии с соотношением (1) в этих областях должно наблюдаться пониженное давление. Вследствие этого основное вовлечение окружающей среды в турбулентный поток должно вызываться наличием этих областей. А их нестационарное перемещение обусловит нестационарность в потоке, вовлекаемом в струю.

Подтверждением этого могут служить результаты вычислительного моделирования течения в турбулентных струях из работы [8]. В них приведены результаты расчётов с использованием LES технологии, которая позволяет получить решение нестационарных уравнений Навье – Стокса, хотя и с ограниченной точностью - нет описания мелкомасштабных турбулентных пульсаций на подсеточном уровне. Опыт использования этой технологии для расчёта распространения и акустических характеристик турбулентных струй подтверждает его возможности для решения таких задач [9].

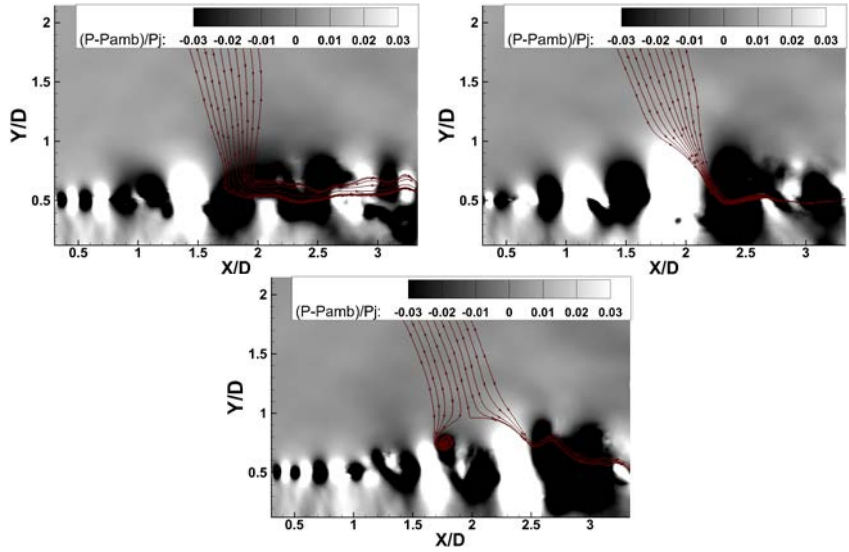


Рис. 1

На рис. 1 приведены результаты расчётов из [8] мгновенных картин течения в продольном осевом сечении струи, в слое смешения дозвуковой турбулентной струи при Re≈10^6, *Y/D*=0.5 соответствует кромке сопла, тёмные области – зоны пониженного давления, светлого – повышенного.

При подтекании внешней среды к струе она вовлекается в область пониженного давления. Линии тока внешней среды огибают области повышенного давления и заканчиваются в областях пониженного давления. Это означает, что прямого смешения струи с внешней средой из-за градиента скорости и скалярных параметров нет, оно возникает из-за нестационарных динамических процессов обмена, создаваемых движением областей занятых турбулентной жидкостью.

На рис. 1 приведены кадры с изображением мгновенных картин течения в нескольких последовательных моментах времени (приблизительно через 0.0064 сек). При этом можно проследить изменение положения линий тока втекания. Можно видеть, что в окрестности конкретного сечения струи оно имеет характер близкий к периодическому. Характерный период движения линий тока туда – обратно соответствует данным по определению частоты излучения шума для данного сечения струи [7]: $\mathrm{Sh}_d = fD/u_0 \approx 1.55D/x$. Эти данные, частотный и фазовый анализ пульсаций давления позволили в [8] сделать вывод о том, что звуковые волны образуются при нестационарном движении в подсекающем к струе потоке, вызываемом перемежающимся течением в струе.

В работах [5, 6] для подтверждения предположения о том, что шум турбулентных струй образуется в подтекающем потоке из-за нестационарности процесса втекания в струю, исследовалось пульсационное движение в закрученной струе и в эжектируемом ею потоке. Обоснованием этого подхода является аналогия в процессе вовлечения в струю окружающей среды, о которой шла речь выше: эжекция окружающей среды в струю происходит под действием перепада давления как в обычной так и в закрученной среде (соотношения (2), (5), (7)).

В результате проведенных измерений пульсаций скорости и давления вне струи и их сопоставления с характеристиками прецессионного движения в самой струе были получены данные, подтверждающие высказанное предположение.

На рис. 2 приведена последовательность кадров, иллюстрирующих прецессионное движение в закрученной струе с обратным током на оси, полученных в эксперименте, в котором на основе PIV-технологии визуализировались линии тока втекания в поперечном сечении закрученной струи. Совокупность кадров соответствует полному обороту структуры потока за один период прецессии. Красный цвет соответствует максимальным значениям продольной скорости, синий – отрицательным. Первый кадр показывает осредненное распределение продольной скорости и линий тока втекания. Следующие кадры демонстрируют динамику течения.

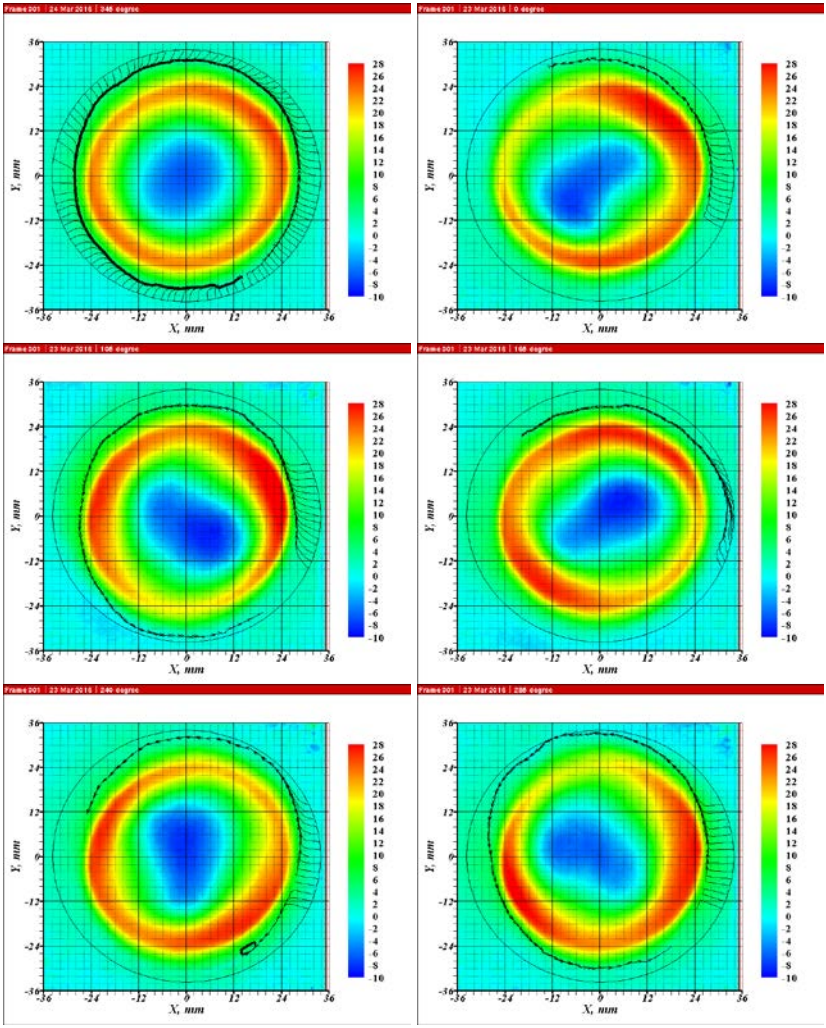


Рис. 2

Можно видеть, что, аналогично данным рис. 1, группа линий тока втекания «следит», «тянется», за вращением поля течения в струе, но в какой то момент резко возвращается назад. Период этого процесса соответствует частоте прецессии и основного акустического тона излучения струи.

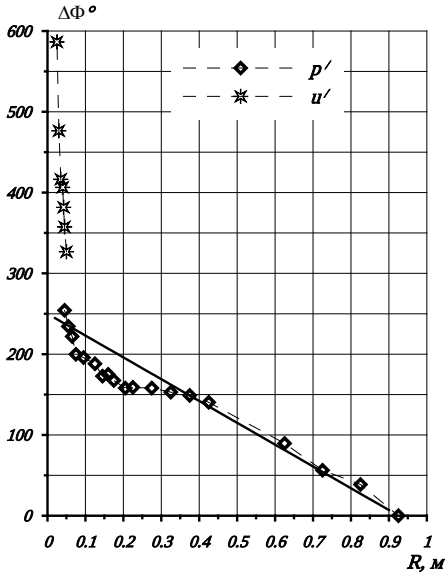


Рис. 3

На рис. 3 приведены результаты определения фаз пульсаций скорости и давления вне закрученной струи на частоте этого основного тона излучения, там же проведена закономерность изменения фаз в звуковой волне (сплошная линия). Расстояние отсчитывается от кромки сопла.

Эти данные показывают, что формирование акустического поля происходит вблизи струи на некотором удалении от нее. Вблизи струи имеется область, где разница фаз пульсаций давления и скорости превышает 90°. Т.е. акустические возмущения могут формироваться только вне этой области, вне струи.

Заключение

Представленные данные показывают, что взаимодействие дозвуковых турбулентных струй, как закрученных, так и незакрученных, с внешней средой не может быть сведено к «процессу смешения» в обычном смысле этих слов. Т. е. к переносу вследствие наличия некоторых переносных свойств среды и градиентов переносимых субстанций.

На периферии струйного течения наблюдается сложный нестационарный процесс, создаваемый воздействием нестационарной неоднородности распределения статического давления. Это происходит из–за перемежаемости турбулентности в обычных струях и из – за значительного разрежения и прецессии динамических параметров в закрученных струях. Эти процессы способствуют появлению звуковых волн. Характерной особенностью этого процесса согласно[7] является то, что длина обязующихся звуковых волн существенно превосходит размер неоднородности, создающей возмущение. Например, для турбулентной струи отношение размера неоднородности L к длине звуковой волны Λ: $L/\Lambda=u_c/a=M_{ac}$, где u_c – характерная скорость перемещения динамической неоднородности, a – скорость звука. В дозвуковой струе величина u_c составляет приблизительно половину значения скорости истечения. В случае дозвуковой струи

можно полагать, что M_{ac}<1. Т.е., следуя [10], можно считать, что первоначальные возмущения отвечают закономерностям, свойственным несжимаемой жидкости. Имеется стадийность: возникновение первичных возмущений несжимаемой жидкости и передача энергии этих возмущений в акустические. Суммарный акустомеханический КПД этих процессов может быть пропорционален M_{ac}^5, независимо от характера (квадрупольного или иного) источников шума.

Работа выполнена при поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (Проект № 14-01-00325_а).

Литература

1. Крашенинников С.Ю. К расчету осесимметричных закрученных и незакрученных турбулентных струй. Изв. АН СССР МЖГ. 1972. № 3. С. 71–80.
2. Таунсенд А.А. Структура турбулентного потока с поперечным сдвигом. М.: Изд-во иностр. лит., 1959. – 399 с.
3. Абрамович Г.Н., Гиршович Т.А., Крашенинников С.Ю., Секундов А.Н., Смирнова И.П. Теория турбулентных струй. М.: Наука. 1984. 716.
4. Крашенинников С.Ю. Исследование затопленной воздушной струи при высокой интенсивности закрутки. Изв. АН СССР МЖГ. 1971. № 6. С. 148–154.
5. Д.Л. Захаров, С.Ю. Крашенинников, В.П. Маслов, А.К. Миронов, П.Д. Токталиев. Исследование нестационарных процессов, свойств течения и тонального акустического излучения закрученной струи. Изв. РАН МЖГ № 1, 2014, с.59–72.
6. С.Ю. Крашенинников, А.К. Миронов, Д.Е. Пудовиков, П.Д. Токталиев. Исследование образования звуковых волн, создаваемых турбулентными струями. МЖГ № 2, 2015, с.57–75.
7. С.Ю. Крашенинников, А.К. Миронов. Попытка определения положения источников звука в турбулентной струе по результатам измерений акустического поля и корреляций пульсаций скорости. МЖГ №3, 2010.
8. Бендерский Л.А., Крашенинников С.Ю. Исследование шумообразования в турбулентной струе на основе численных расчетов с использованием LES технологии. 2015. XI Всероссийский съезд по фундаментальным проблемам теоретической и прикладной механики, Казань, 20–24 августа 2015 года. С. 2073–2075.
9. 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.
10. Ландау Л.Д., Лифшиц Е.М. Теоретическая физика. Т.6. Гидромеханика. М.:Наука, 1986. – 736 с.

ИЗМЕРЕНИЕ И ВИЗУАЛИЗАЦИЯ УРОВНЯ ПУЛЬСАЦИЙ ГРАДИЕНТА ПЛОТНОСТИ ГАЗА НА ОСНОВЕ СПЕКТРАЛЬНОГО РАЗЛОЖЕНИЯ СВЕТОВОГО ПОТОКА ТЕНЕВОГО ПРИБОРА. СРАВНЕНИЕ С РАСЧЕТОМ RANS/ILES МЕТОДОМ НЕРАСЧЁТНОГО ИСТЕЧЕНИИ СВЕРХЗВУКОВЫХ СТРУЙ

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

[1]ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, keeper@ciam.ru

Теневые методы наблюдения за потоком используются давно. Их привлекательность заключается в простоте конструкции прибора и отсутствию необходимости добавления к потоку примесей. Метод основан на том, что показатель преломления газа зависит от его плотности, градиенты плотности вызывают отклонение лучей света, что и фиксируется прибором. Обычно такой подход используется для качественной диагностики сверхзвуковых течений, т.к. градиенты плотности максимальны именно на скачках уплотнения. Количественные данные получить трудно, из-за того, что градиент плотности пропорционален яркости картинки, которая зависит от десятых долей миллиметра установки оптического ножа, при длине хода оптических лучей порядка 10 метров, и может сильно меняться от температуры или вибрации. Различные варианты подобных приборов используются в разных лабораториях [1]. Целью работы было определение способа получения не только качественных, но и количественных данных о величине градиента плотности течения и его уровне пульсаций. Это является важным для тестирования численных методов расчета, в частности сверхзвуковых течений, а также для получения новой информации о структуре течения.

Параметром, который возможно измерить теневым прибором, является интеграл градиента плотности вдоль хода оптического луча. В разработанном цветном варианте прибора используется призма для разложения светового потока. Призма устанавливается после рабочего участка с приёмной стороны прибора (рис. 1), а вместо оптического ножа в плоскость диафрагмы устанавливается щель определённой фиксированной ширины.

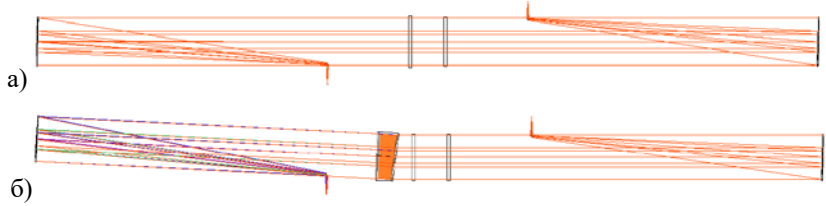


Рис.1. Оптические схемы ИАБ-451: а) оригинальная, б) изменённая

Такая оптическая схема позволяет при минимальных изменениях в конструкции вместо яркости фиксировать цветность и насыщенность теневой картины. В стандартном варианте теневого прибора чувствительность определяется яркостью источника света, шириной щели на источнике света, положением ножа в приёмной части и настройками принимающего прибора. Часть из этих параметров нельзя зафиксировать или точно выставить повторно, что делает проведение градуировки нетривиальной задачей. В разработанном цветном варианте теневого прибора эти недостатки не проявляется, так как чувствительность определяется только углом призмы. Размер щели источника света должен быть таким, чтобы в спектре отчётливо выделялись различные длины волн, но точного выставления не требуется. Размер щели в приёмной части должен примерно соответствовать осветительной, но вновь приблизительно, т.к. это не влияет на цвет. С уменьшением угла призмы, возрастает чувствительность прибора, но это приведёт к уменьшению размеров щелей прибора и, соответственно, уровня яркости, что тоже незначительно скажется на его показаниях. Размер радуги в плоскости диафрагмы приёмной части на порядок больше точки фокуса в случае с оптическим ножом, что делает прибор менее чувствительным к вибрациям конструкции.

Регистрация изображений производится цветной камерой. Испытания калибровочных объектов в сверхзвуковой аэродинамической трубе позволили сопоставить каждому цвету определённое значение интеграла градиента плотности. Примеры изображений, полученных при обтекании конуса сверхзвуковым потоком, показаны на рис. 2.

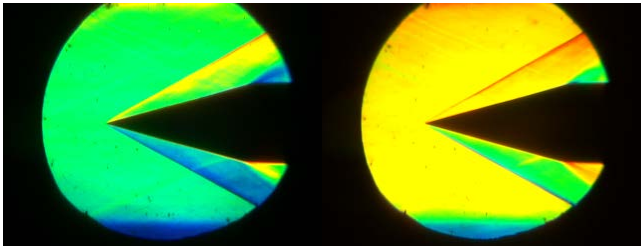


Рис. 2. Различные картины обтекания конуса в сверхзвуковом потоке

Для такого сопоставления были проведены расчёты течения при тех же параметрах набегающего потока, при которых проводился эксперимент. Сопоставление эксперимента с расчётом относительно простого течения позволило определить чувствительность призм с различными углами. Полученные таким образом калибровочные шкалы зависят только от используемых призм, что дает возможность проведение экспериментального исследования других более сложных моделей и течений не только качественно, но и по уровню интеграла градиента плотности (рис. 3).

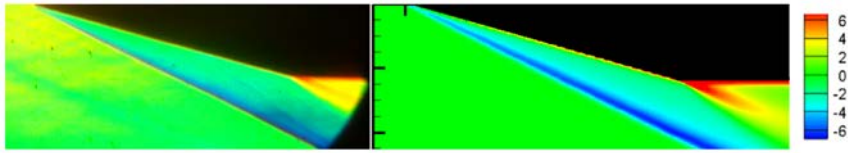


Рис. 3. Сопоставление расчёта и эксперимента на идентичных режимах

Ещё одним важным отличием разработанного прибора является возможность прямого измерения уровня пульсаций градиента плотности. В исходном варианте теневого прибора пульсации параметра не приводят к изменению яркости. В цветном варианте пульсации цвета вызывают изменение насыщенности цвета, что на изображениях выглядит как светлые области. При этом уровень насыщенности позволяет количественно определить величину пульсаций градиента плотности.

При использовании фотографий с малой выдержкой, вплоть до 1/8000 сек. возможно разделить регистрируемые пульсации по частотам. Для этого необходимо произвести серию измерений при разной выдержке, что позволит воссоздать функцию распределения регистрируемых пульсаций по частоте. Последнее дает возможность определить спектральный состав турбулентных пульсаций градиента плотности. Для струйных течений эта информация позволит лучше понимать структуру слоя смешения, масштабы турбулентности и может быть использована для оценки точности вихреразрешающих численных методов. В значительной степени это относится к нерасчетным сверхзвуковым струям.

Возможности прибора с точки зрения наглядной визуализации течения во многом превосходят черно-белые изображения. Вместе с тем требуется проверить эффективность использования разработанного прибора для регистрации нестационарных параметров в различных, в том числе и струйных, течениях. С этой целью было выполнено объединенное расчетно-экспериментальное исследование нерасчетного истечения сверхзвуковой струи. Для расчетов был использован RANS/ILES метод [2], проведено сравнение по параметрам течения и турбулентным пульсациям.

Работа выполнена при поддержке гранта РФФИ 15-08-01996.

Литература

1. Experimental Study Of Supersonic Inlet For Suppression Of Buzz In Subcritical Operation. Japan Aerospace Exploration Agency. 28Th International Congress Of The Aeronautical Sciences. 2012.
2. Любимов Д.А. Разработка и применение метода высокого разрешения для расчета струйных течений методом моделирования крупных вихрей. ТВТ. 2012. Т.50. № 3. С.450−466.

ИССЛЕДОВАНИЕ RANS/ILES-МЕТОДОМ ВЛИЯНИЯ ВЕТРА НА АКУСТИЧЕСКОЕ ПОЛЕ И «ЗОНУ БЕЗОПАСНОСТИ» ПРИ ВЗАИМОДЕЙСТВИИ НЕРАСЧЕТНЫХ ГОРЯЧИХ СВЕРХЗВУКОВЫХ ПРИСТЕНОЧНЫХ СТРУЙ С ГАЗООТБОЙНИКОМ

Л.А. Бендерский, **Д.А. Любимов**, А.О. Честных
ЦИАМ им. П.И. Баранова, Москва, Россия, lyubimov@ciam.ru

При газовке самолетов около газоотбойника на аэродроме или при старте палубной авиации выхлопная струя ТРД при попадании на газоотбойник растекается и может представлять опасность для находящихся рядом людей и техники. Кроме того, и поверхность аэродрома (палуба), и газоотбойник испытывают значительные нестационарные нагрузки, вызванные турбулентными пульсациями давления.

По этой причине важно знать зону безопасного нахождения людей и техники. В реальности обычно имеется ветер, а для палубной авиации – спутный поток, вызванный движением корабля. Он влияет на течение в струи и может изменить границы зон безопасности. Целью настоящей работы было исследование влияния полной температуры струи (T_0), расстояния от среза сопла до газоотбойника X_{JBD}, скорости спутного ветра (U_w) на течение в струе около газоотбойника, на размер «зон безопасности» по температуре и пульсациям давления на поверхности аэродрома и дальнее акустическое поле. Взаимное расположение сопла и газоотбойника показано на рис. 1.

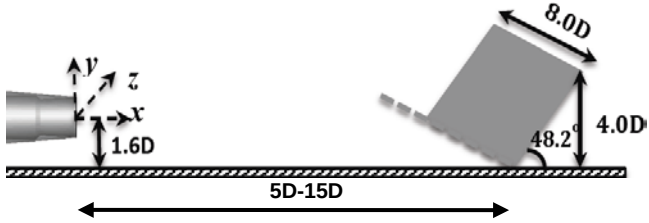
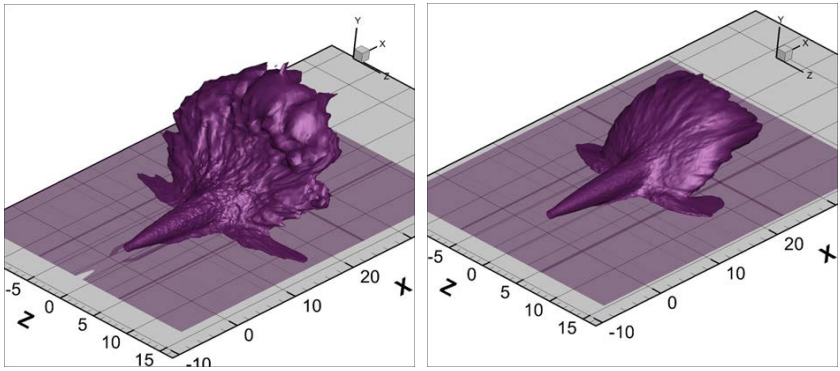


Рис. 1. Схема взаимного расположения сопла и газоотбойника

Расчеты проводились с помощью RANS/ILES-метода высокого разрешения [1] на структурированных сетках, содержащих 6.3M-8.5M ячеек, для струй с T_0 300K, 600K и 1050K при π_c=4. Скорость спутного ветра была U_w=0-20м/с, а расстояние от газоотбойника до сопла X_{JBD}/D_e=5-15 (D_e – диаметр выходного сечения сопла). Расчеты проводились как для одной струи, так и для пары струй с расстоянием между их осями $4D_e$. Геометрия биконического сопла и газоотбойника взяты из работ [2,3].



а) б)

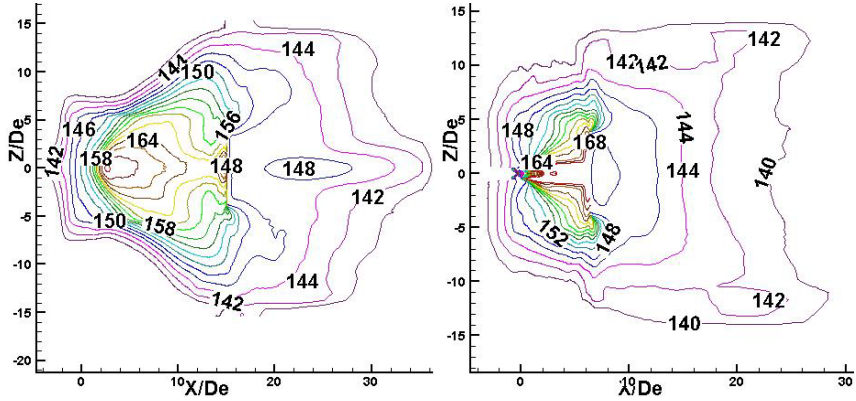
Рис. 2. Изоповерхности T=350K для X_{JBD}/D_e=15: а) U_w=0, б) U_w=20м/с

Анализ результатов показал, что U_w заметно влияет на размеры и форму «зоны безопасности» по температуре: области, где T≥350K. Струя сильно растекается на поверхности аэродрома перед газообойником. При X_{JBD}/D_e=15 при увеличении скорости ветра с 0 до 20м/с ширина зоны безопасности уменьшается с 24D_e до 20D_e, а правая граница зоны безопасности смещается с X/D_e=16-17 до X/D_e=18-19. Это видно на рис. 2. Ширина зоны на поверхности аэродрома, внутри которой уровень пульсаций давления превышает 140дБ, при увеличении скорости ветра от 0 до 20м/с уменьшается с 30D_e (рис. 3,а) до 26D_e.

Для расположения газоотбойника при X_{JBD}/D_e=5 трансверсальное растекание около стенки начинается практически сразу от среза сопла. В этом случае спутность оказывает сильное влияние на характер течения около поверхности аэродрома. Так при U_w = 0 у поверхности аэродрома появляется обратное расходящееся веером течение, которое и приводит к сильному растеканию струи, и ширина «зоны безопасности» по температуре составляет в этом случае около 27D_e. С увеличением скорости ветра область обратного течения в продольном направлении сокращается: для U_w=20м/с ее левая граница находится при X/D_e=1-3, ширина «зоны безопасности» сокращается до 18D_e. Ширина области пульсаций давления более 140дБ такая же, как и в случае расположения газоотбойника при X_{JBD}/D_e=15, но форма ее иная. Это видно на рис.3б. Наблюдается небольшое уменьшение ее ширины при увеличении U_w. Максимальный уровень пульсаций давления возрастает на 8дБ при возрастании U_w от 0 до 20м/с.

Анализ распределения параметров течения по высоте газоотбойника показал, что для вариантов с X_{JBD}/D_e=15 пиковое значение статического давления возрастает с увеличением U_w и с уменьшением T_0. Зависимость распределения пульсаций давления от T_0 и U_w качественно такая же, как и

для статического давления. При увеличении скорости ветра до 20м/с уровень пульсаций возрастает на 20%. В случае положения газоотбойника при X_{JBD}/D_e=5 отсутствует зависимость от U_w распределения статических давления и температуры и их пульсаций по высоте газоотбойника. Пиковое значение давления на газоотбойнике в 2.15 раз превышает значение окружающего давления. Максимальные значения пульсаций давления составляют 22-23% от скоростного напора на срезе сопла.



а) б)

Рис. 3. Поля пульсаций статического давления на поверхности аэродрома при U_w=0: а) – X_{JBD}/D_e=15, б) – X_{JBD}/D_e=5

На рис. 4 показаны «зоны безопасности» по уровню пульсаций давления для положения газоотбойника при X_{JBD}/D_e=10 для одной и пары струй при U_w=0. Видно, что в случае двух струй максимальная ширина «зоны безопасности» увеличивается незначительно, но возрастает ширина около ее левой границы: $16D_e$ до $22D_e$. Это увеличение в полтора раза больше, чем расстояние между осями сопел. Ширина «зоны безопасности» по температуре для одной и двух струй почти одинакова, но для пары струй меньше трансверсальное растекание при $X/D_e \leq 2$. Правая граница «зоны безопасности» для пары струй находится при X/D_e=15-16, для одной струи – при X/D_e=11.

Было исследовано влияние поверхности аэродрома и газоотбойника, расположенного при X_{JBD}/D_e=15, на шум в дальнем поле ($59D_e$) струй с T_0=300K и T_0=600K при U_w=0. Полученные результаты сравнивались с данными для свободной струи, расчеты которой проводились тем же методом на сетке, содержащей 4.5×10^6 ячеек.

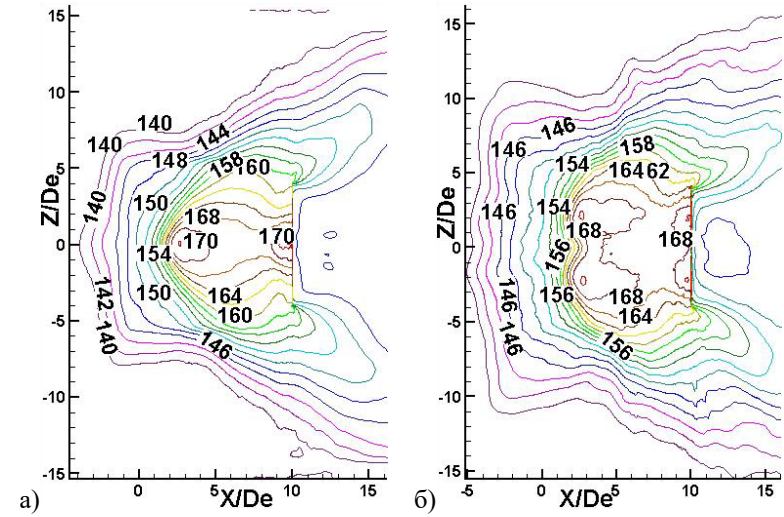


Рис. 4. Пульсации статического давления на поверхности аэродрома при X_{JBD}/D_e=10 и U_w=0: а) – одна струя, б) – пара струй

Наличие поверхности аэродрома и газоотбойника приводит к азимутальной неоднородности шума в дальнем поле: его уровень над струей выше, чем сбоку. У струи с T_0=300K с газоотбойником азимутальная неоднородность 3-5дБ при углах наблюдения θ=90º-120º, а для струи с T_0=600K – 2-5дБ при θ=80º-150º. Максимальное превышение интегрального уровня шума над уровнем шума свободной струи для струи с газоотбойником при T_0=300K составляет 5дБ (θ=100º), для струи при T_0=600K – 7дБ (θ=110º). Более подробную информацию о влиянии поверхности аэродрома на интегральный уровень шума можно получить на рис. 5.

1/3-октавный спектр струи с T_0=300K с газоотбойником при Sh>1-3 лежит ниже, чем у свободной струи такой же температуры, причем азимутальная неоднородность увеличивается при увеличении угла θ. При Sh< 0.3-0.5 у струи с газоотбойником уровень шума выше, чем у свободной струи, причем эта разница увеличивается с увеличением угла θ. Азимутальная неоднородность сильнее выражена при θ=90º-100º. Для струи с газоотбойником при T_0=600K изменения в спектре по сравнению со свободной струей с теми же параметрами качественно такие же, как и у холодной струи. Однако для θ=30º при больших Sh практически нет снижения 1/3-октавного спектра. При Sh<0.3-0.5 также наблюдается подъем спектра, который наиболее заметен при больших углах θ, в целом он напоминает подъем интегрального уровня шума, показанного на рис. 5.

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

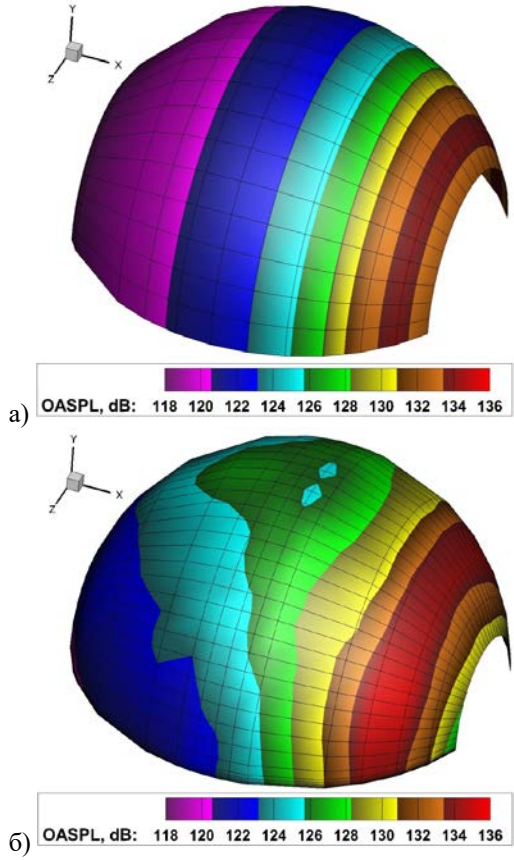


Рис. 5. Интегральный уровень шума в дальнем поле струй с T_0=600K при U_w=0: а) – свободная, б) – аэродромная с газоотбойником X_{JBD}/D_e=15

Литература

1. Любимов Д.А. Разработка и применение метода высокого разрешения для расчета струйных течений метод крупных вихрей. ТВТ. 2012. Т.50. №3. С. 450-466.
2. Liu J., Kailasanath K., Munday D., Nick H., Gutmark E. Large-Eddy Simulations of a Supersonic Heated Jet. AIAA P. 2011. №2884.
3. Liu J., Corrigan A., Kailasanath K., Ramammurti R., Heeb N., Munday D., Gutmark E., Impact of Deck and Jet Blast Deflector on the Flow and Acoustic Properties of Imperfectly Expanded Supersonic Jets. AIAA P. 2013. №323.

ИССЛЕДОВАНИЕ ФОРМИРОВАНИЯ ВИХРЕВОГО КОЛЬЦА С УЧЕТОМ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНО ОПРЕДЕЛЕННОГО ЗАКОНА ДВИЖЕНИЯ ПОРШНЯ ВИХРЕВОГО КОЛЬЦА

Ю.В. Берсенев[2], В.В. Пальчиковский[1], А.А. Синер[2], **И.В. Храмцов**[1]

[1]*Пермский национальный исследовательский политехнический университет, г. Пермь, igorhrs92@mail.ru*

[2]*ОАО «Авиадвигатель», г. Пермь, siner@avid.ru*

Механизмы генерации шума интенсивными турбулентными течениями на данный момент являются мало изученными. При этом основные физические закономерности должны проявляться уже в самых простых вихревых течениях. Примером такого течения является вихревое кольцо. Для исследования аэроакустических характеристик данного вихря в Лаборатории механизмов генерации шума и модального анализа был создан генератор вихревых колец. Однако экспериментальное исследование свойств интенсивных турбулентных вихревых колец, особенно процессов, происходящих при их формировании, существенно осложнено их высокой скоростью.

В данной работе предложено исследование характеристик вихревых колец с помощью численного моделирования. Рассматривается формирование вихревого кольца с высокой начальной скоростью $V_0 \geq 30$ м/с, образующихся с помощью поршневого генератора.

Для качественного определения свойств вихревого кольца, был экспериментально установлен закон движения поршня генератора. Данный закон был заложен в численное моделирование. Расчеты проводились в коммерческом программном комплексе Fluentв двумерной осесимметричной постановке.

В работе рассматривалось смешение воздуха, находящегося внутри экспериментальной установки и в окружающей среде. Для анализа смешения использовалась модель Mixture. Проведено исследование движения вихревого кольца и размеров в различные моменты времени. Размеры оценивались по полям градиента плотности, скорости и концентрации. Верификация результатов проводилась по начальной поступательной скорости вихревого кольца.

Работа выполнена при финансовой поддержке гранта Правительства РФ по постановлению № 220 “О мерах по привлечению ведущих ученых в российские образовательные учреждения высшего профессионального образования” по договору № 14.Z50.31.0032.

К АСИМПТОТИЧЕСКОМУ ПОВЕДЕНИЮ ДИСПЕРСИОННЫХ КРИВЫХ В ЗАДАЧАХ НЕСТАЦИОНАРНОГО СВОБОДНОГО ВЯЗКО-НЕВЯЗКОГО ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ НА ТРАНСЗВУКОВЫХ СКОРОСТЯХ

А.Н. Богданов, В.Н. Диесперов, В.И. Жук
НИИ механики МГУ, Москва

При численном исследовании поля дисперсионных кривых в задачах исследования устойчивости неклассических (самоиндуцированных) пограничных слоев А.В. Чернышевым была получена новая картина, разительно отличающаяся от известной по классическим работам [1] ситуации поведением 23 моды (рис. 1): ранее поведение всех мод, кроме первой, было однотипным.

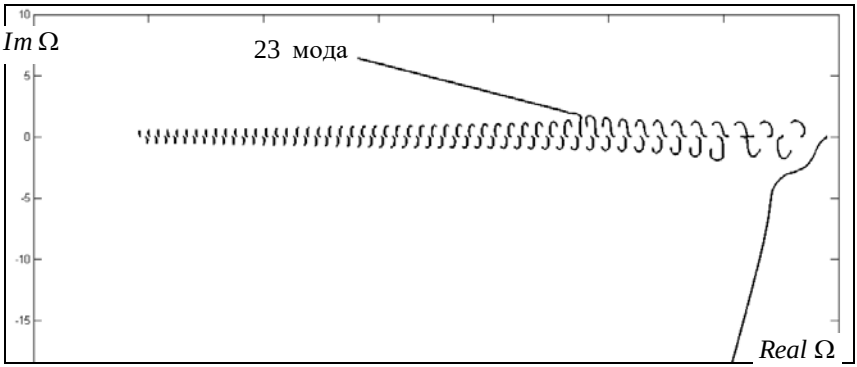


Рис. 1. Сто мод ДС при $K_\infty = -1$, $\varepsilon = 0.2$

Исследование устойчивости неклассических пограничных слоев проводилось на трехпалубной модели нестационарного свободного вязко-невязкого взаимодействия. Исследуемые пограничные слои назывались неклассическими именно потому, что имели трех- а не двухъярусную структуру, и давление в них определялось из решения задачи в целом. Соответствующее дисперсионное соотношение (ДС), полученное при исследовании устойчивости по отношению к возмущениям вида $f(y)\exp(\omega t + ikx)$ для линейного профиля невозмущенной скорости $u = y, v = 0, p = const$ на трансзвуковом режиме обтекания, имеет вид [2]:

$$Ai'(\Omega)\frac{1}{\int\limits_{\Omega}^{\infty} Ai(\zeta)d\zeta} = -\frac{(ik)^{5/3}}{\sqrt{\varepsilon\Omega^2 + (ik)^{1/3}\left(\Omega + (ik)^{1/3}K_\infty\right)}} \qquad (1)$$

где $\Omega = \omega(ik)^{-2/3}$, $Ai(\Omega)$ –функция Эйри, штрихом отмечено дифференцирование функции по ее аргументу, $K_\infty = \left(1 - M_\infty^2\right)/\varepsilon^{2/3}$ – трансзвуковой параметр, ε«1. Малый параметр в ДС (1) возникает естественным образом при регуляризации математической модели вязко-невязкого взаимодействия (модифицированная модель) [2].

ДС (1) удобно исследовать на плоскости комплексной переменной Ω. Выход 23 моды в область больших значений Ω позволяет исследовать ее асимптотику, основываясь на разложениях при Ω»1 [3]:

$$\frac{dAi}{d\zeta}\frac{1}{\int\limits_{\Omega}^{\infty} Ai(\zeta)d\zeta} = -\Omega - \frac{1}{\sqrt{\Omega}} + O\left(\frac{1}{\Omega^2}\right) \qquad (2)$$

Ограничиваясь первым членом разложения (2) получим вместо ДС (1) уравнение четвертого порядка

$$\Omega^2\left(\varepsilon\Omega^2 + (ik)^{1/3}\left(\Omega + (ik)^{1/3}K_\infty\right)\right) = (ik)^{10/3}. \qquad (3)$$

Заметим здесь, что классическая теория ($\varepsilon = 0$) дает уравнение третьего порядка, имеющее три решения. Таким образом, один из корней уравнения ДС выпадает из рассмотрения при использовании для моделирования классической модели (при $\varepsilon = 0$). Модифицированная модель дает, согласно (3), в общую картину поля дисперсионных кривых дополнительную ветвь. В главных по ε^{-1} членах из (3) получаем $\Omega = -(ik)^{1/3}/\varepsilon + O(1)$. На плоскости Ω это близкие к прямым $Real\,\Omega = \sqrt{3}\,Im\Omega$, $Real\,\Omega = -\sqrt{3}\,Im\Omega$, $Real\,\Omega \equiv 0$ линии. Второй вариант и есть асимптотика 23 моды.

Литература

1. Жук В.И. Волны Толлмина–Шлихтинга и солитоны. М.: Наука, 2001. 167 с.
2. Богданов А.Н., Диесперов В.Н. Моделирование нестационарного трансзвукового течения и устойчивость трансзвукового пограничного слоя. ПММ. 2005. Т. 69. Вып. 3. С. 394–403.
3. Handbook of mathematical functions with formulas, graphs and mathematical tables. Eds. M. Abramowitz and I.A. Stegun, Washington: Nat. Bureau Standarts, 1964. (Имеется перевод: Справочник по специальным функциям с формулами, графиками и математическими таблицами/ Под ред. М. Абрамовитца, И. Стиган. М.: Наука, 1979. 830 с.)

НАКЛАДНЫЕ РАСХОДЫ, СВЯЗАННЫЕ С ОБЕСПЕЧЕНИЕМ ОТКАЗОУСТОЙЧИВЫХ ВЫЧИСЛЕНИЙ

А.А. Бондаренко[1], П.А. Ляхов[2], М.В. Якобовский[1]
[1]*ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, Москва,*
bondaleksey@gmail.com, lira@imamod.ru
[2]*МФТИ (ГУ), г. Долгопрудный, pavel.lyakhov@phystech.edu*

Для обеспечения отказоустойчивости в высокопроизводительных вычислительных системах наиболее используемыми являются методы восстановления из контрольных точек, в частности, основанные на координированном протоколе, когда периодически состояние приложения (вычислительной системы) записывается в надежное устройство хранения. Если возникает отказ, то записанные данные используются для восстановления системы и/или приложения к предыдущему “хорошему” состоянию. С 2005 года получила распространение техника сохранения контрольных точек на системном уровне (осуществляется копирование всей операционной памяти), основанная на библиотеке BLCR [1]. Однако для будущих Экзафлопсных вычислительных систем применение подобной техники сталкивается с рядом трудностей [2], к ним относят высокую частоту отказов и большие накладные расходы при сохранении контрольных точек. Эти и другие проблемы использования программ, основанных на BLCR, побудили исследователей к разработкам новых методов, в том числе повышающих масштабируемость техник сохранения контрольных точек.

Один из подходов, уменьшающих накладные расходы работы с контрольными точками, состоит в том, чтобы предоставить пользователю возможность самому реализовать в приложении различные техники отказоустойчивости, в том числе варьировать объем и содержание контрольных точек. На данный момент ULFM – расширение стандарта MPI, позволяющее реализовывать методы обеспечения отказоустойчивости на уровне пользователя, находится в разработке [3]. Программные реализации предварительных версий стандарта MPI с расширением ULFM были представлены на конференциях SC’14, SC’15 и доступны [3].

Цель работы состоит в определении величины накладных расходов на организацию отказоустойчивых вычислений по сравнению со временем работы исходной программы, в которой отсутствуют средства обеспечения отказоустойчивости. Для достижения поставленной цели рассмотрена теоретическая модель [4] выполнения параллельных вычислений и приведены результаты вычислительного эксперимента, в котором тестовая задача реализована с функциями ULFM и запускалась на вычислительном кластере [5].

Приведем описание модели [4]. Весь расчет разбит на периоды продолжительностью T, каждый из них включает в себя сохранение контрольной точки продолжительностью C. Для учета асинхронного сохранения контрольных точек, введен параметр ω, $0 \leq \omega \leq 1$. Примем, что на протяжении сохранения контрольной точки проводятся вычисления в объеме ωC. Таким образом, время $(1 - \omega)C$ будет потеряно на сохранение контрольной точки. Значение $\omega = 0$ соответствует сохранению с блокировкой, а $\omega = 1$ означает, что процесс сохранения выполняется одновременно с вычислениями.

Пусть μ – среднее время между отказами. При возникновении отказа необходимо произвести восстановление системы, а именно, определение функционирующих элементов системы, перезагрузку некоторых элементов системы, восстановление параллельной среды выполнения программы и прочее, обозначим D – время необходимое на эти действия. После этого каждый MPI-процесс должен прочитать и произвести восстановление расчетов из соответствующей части глобальной контрольной точки, что займет время R.

В работе [4] оптимальное значение периода сохранения контрольных точек, определяется формулой (1), а общее время работы формулой (2).

$$T_{period}^{opt} = \sqrt{2(1-\omega)C(\mu - (D + R + \omega C))} \quad (1)$$

$$\tau_{final} = \tau_{base} \frac{T}{(T - (1-\omega)C)\left(1 - \frac{D + R + \omega C}{\mu} - \frac{T}{2\mu}\right)} \quad (2)$$

Пусть время выполнения исходной программы, без средств обеспечения отказоустойчивости, составляет 24 часа. Таким образом, τ_{base} =1440 мин. Возьмем ω = 0,5. В качестве значения параметров, характеризующих вычислительную систему, [4] примем:

- $C=R=10$ мин, D = 1 мин для описания текущего уровня;
- $C=R=5$ мин, D = 0,5 мин для описания характеристик будущих систем;
- $C=R=1$ мин, D = 0,1 мин в качестве оптимистического прогноза для описания характеристик будущих систем.

Отметим, что в ряде работ для будущих суперкомпьютеров ожидается, что значение среднего времени между отказами будет близко к 1 часу. Для μ = 30 мин и $C=R=10$ мин, D = 1 время выполнения программ принимает значение больше 9000 мин, поэтому принято решение рассматривать среднее время между отказами μ в диапазоне от 40 минут до 3 часов.

В результате рассмотрения теоретической модели выполнения параллельных программ были получены следующие результаты (рис.1).

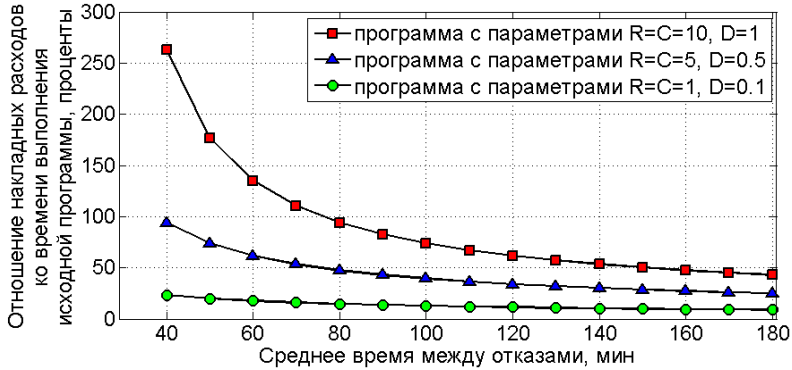


Рис. 1. Теоретическая оценка накладных расходов на обеспечение отказоустойчивости вычислений для параллельных программ с разными характеристиками аппаратных и программных средств

Представленные результаты показывают, что при ожидаемом среднем времени между отказами около часа для характеристик будущих вычислительных систем накладные расходы только на сохранение контрольных точек при рассматриваемом подходе будут составлять более 50%, а при оптимистическом прогнозе накладные расходы будут составлять более 10%.

Рассмотрим, в качестве теста, моделирование распространения тепла в однородном тонком (одномерном) стержне с помощью отказоустойчивого параллельного алгоритма, основанного на явной разностной схеме и использующего средства библиотеки ULFM [3].

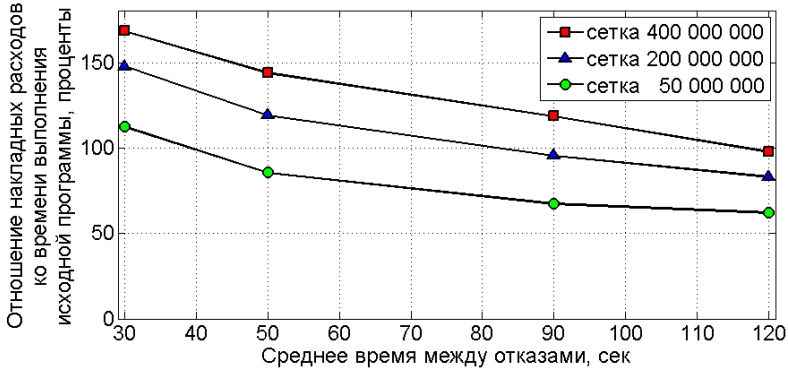


Рис. 2. Накладные расходы на обеспечение отказоустойчивости вычислений для разных сеток, во время работы программы происходил один отказ

Общее число шагов по времени составляло 12000. Значение среднего времени между отказами μ рассматривается в диапазоне от 30 секунд до 2 минут. Расчеты проводились на вычислительном кластере [5]. Для расчетов использовались разные сетки размером 50 000 000 точек, 200 000 000 точек, 400 000 000 точек, что соответствовало разной вычислительной нагрузке на узел при сохранении объема передаваемых данных между узлами на каждой итерации по времени. На обеспечение отказоустойчивости дополнительно уходило от 36% до 122% времени работы исходной программы. Наличие отказа приводило к необходимости восстановления системы и проведения перерасчетов, что приводило к дополнительным расходам от 63% до 169% (Рис. 2).

Теоретические и экспериментальные результаты показали, что для эффективного использования будущих вычислительных машин, существенным окажется развитие аппаратных средств, позволяющих улучшить характеристики времени записи/чтения контрольных точек, восстановления системы и среды MPI после отказа, а также развитие хорошо масштабируемых методов обеспечения отказоустойчивости, которые позволят сократить объем накладных расходов на их применение.

Работа выполнена при поддержке Российского фонда фундаментальных исследований по гранту 15-29-07090 офи_м.

Литература

1. COMPUTATIONAL RESEARCH [Электронный ресурс] Режим доступа:http://crd.lbl.gov/departments/computer-science/CLaSS/research/BLCR/ (дата обращения: 1.06.2016).
2. Kogge P.M. ExaScale Computing Study: Technology Challenges in Achieving Exascale Systems. Tech. Report TR-2008-13. Univ. of Notre Dame, CSE Dept. 2008. / P.M. Kogge, et al.
   URL: http://www.cse.nd.edu/Reports/2008/TR-2008-13.pdf (accessed: 1.06.2016).
3. Fault Tolerance Research Hub [Электронный ресурс] Режим доступа: http://fault-tolerance.org/ (дата обращения: 1.06.2016).
4. Aupy G., Benoit A.,Herault T., Robert Y., Dongarra J. Optimal Checkpointing Period: Time vs. Energy. High Performance Computing Systems. Performance Modeling, Benchmarking and Simulation: 4th International Workshop, PMBS 2013, November 18, 2013, Denver, CO, USA, Proceedings. Springer. 2014.
5. Scientific Cluster of Keldysh Institute of Applied Mathematics RAS. URL: http://imm6.keldysh.ru/~informer/ (дата обращения: 01.06.2016).

ПАРАЛЛЕЛЬНАЯ РЕАЛИЗАЦИЯ РАЗРЫВНОГО МЕТОДА ГАЛЕРКИНА ВЫСОКОГО ПОРЯДКА ТОЧНОСТИ И РЕШЕНИЕ КЛАССИЧЕСКИХ ТЕСТОВЫХ ЗАДАЧ*

С.М. Босняков, **С.В. Михайлов**, В.Ю. Подаруев, А.И. Трошин
ЦАГИ, г. Жуковский, sergey.mikhaylov@tsagi.ru

В работе приводится краткое описание разрабатываемого в ЦАГИ кода, основанного на методе Галеркина с разрывными базисными функциями высокого порядка точности. Реконструкция функций осуществляется для консервативных переменных. Это позволяет существенно упростить формулировку схемы для нестационарных течений. Градиенты параметров для расчета диффузионных потоков рассчитываются с использованием метода Bassi-Rebay-2 [1]. Схема требует точного интегрирования по объему и поверхности ячейки. Для этого используются квадратурные правила Гаусса, которые записываются для стандартного куба. Преобразования координат осуществляются при помощи сирендиповых элементов. Расчеты для K=2 и K=3 проводятся с учетом кривизны поверхности. Количество квадратурных точек в ячейке и на стороне ячейки приведены в таблице.

N	DG, K=0	DG, K=1	DG, K=2	DG, K=3
N_V	1	25	38	62
N_S	1	4	10	18
$6\,N_S+N_V$	7	49	98	170

Проводится сравнение с методом конечного объема. Рассматриваются методы Годунова, линейная реконструкция, WENO с постоянными весами. Для интегрирования параметров на стороне ячейки используется одна квадратурная точка. Реконструкция функций осуществляется для неконсервативных переменных.

Тестирование разработанной методики проведено на примере расчета ряда классических тестов, используемых для определения порядка точности схем. Первый тест - дозвуковое обтекание кругового цилиндра потоком идеального газа. Расчеты проведены на серии вложенных сеток размерностью от 16 x 4 до 128 x 32 ячеек. Первый размер определяет количество ячеек вдоль цилиндра, второй – вдоль радиуса. Радиус цилиндра r_0=0.5, радиус границы r_J=20. Радиус сеточных линий подбирался таким образом, чтобы в районе цилиндра ячейки имели одинаковый размер во

* Доклад на английском языке.

всех направлениях. На поверхности цилиндра и плоскостях, перпендикулярных цилиндру ставилось условие симметричного отражения потока. На внешней границе задавались параметры набегающего потока. Расчеты проводились при следующем наборе параметров газа: p_{inf} =100000*Па*, T_{inf} =293*K*, u_{inf}=50м/сек (M ~ 0.15).

Порядок точности для различных схем оценивался путем вычисления энтропийной ошибки, которая определяется как $e_{entropy}=S/S_{inf}-1$. Результаты расчетов представлены на рисунке в виде зависимости энтропийной ошибки по норме L2 от *NDOF* (произведение размера сетки на количество базисных функций). В случае метода конечного объема *NDOF* совпадает с числом ячеек. Видно, что порядок точности метода конечного объема не превышает 2. DG демонстрирует предсказуемый $O(h^{k+1})$ порядок сходимости гладкого решения.

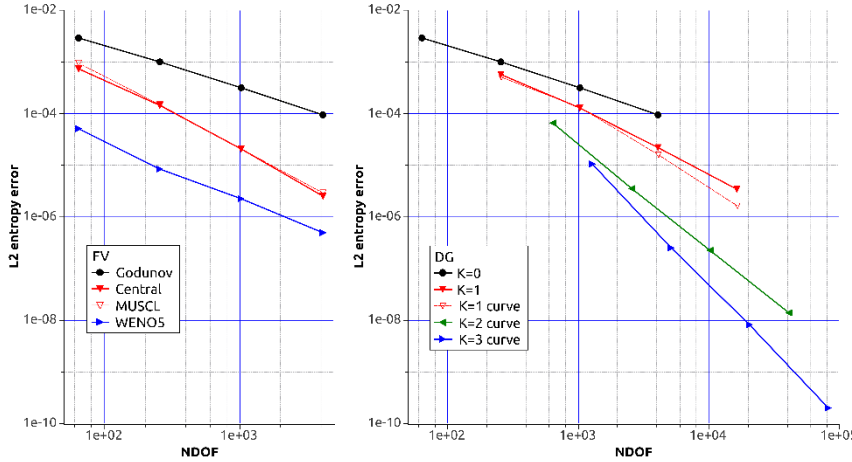


Рис. 1.

Другими тестами, позволяющими определить точность численной схемы являются 2D эволюция изэнтропического вихря, 3D распространение возмущения давления в виде «гауссовой шапочки», распад вихря Тейлора-Грина.

Работа выполнена при поддержке Министерства образования и науки РФ (субсидия от 18 ноября 2015 года №14.628.21.005).

Литература

1. F. Bassi, S. Rebay. A high-order accurate discontinuous finite element method for the numerical solution of the compressible Navier–Stokes equations. J. Comput. Phys., vol. 131, № 1, p. 267–279, 1997.

О ТОЧНОСТИ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ДАННЫХ ДЛЯ ВАЛИДАЦИИ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫХ МЕТОДОВ*

С.М. Босняков[1,2], А.Р. Горбушин[1], И.А. Курсаков[1], С.В. Матяш[1], С.В. Михайлов[1], А.Ф. Чевагин[1]

[1]*Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского (ЦАГИ), Жуковский, Россия, bosnyakov@tsagi.ru*

[2]*Московский физико-технический институт (государственный университет), Долгопрудный, Россия*

Аэродинамическая труба (АДТ) является основным инструментом для получения высококачественных экспериментальных данных. Она имеет элементы, которые существенно влияют на результаты испытаний, например, поддерживающие устройства, канал перед моделью, отклоняемые стенки рабочей части, форкамеру, сопло и т.д. Пренебрежение этими устройствами приводит к тому, что сопоставление расчетных и экспериментальных данных дает некорректный результат. На практике применяются АДТ различного типа. В каждом отдельном случае необходим подход, учитывающий специфические особенности экспериментальной установки и технологии проведения эксперимента в этой установке [1]. Основное внимание уделяется трансзвуковой АДТ типа Т-128 с перфорированными стенками и дозвуковой АДТ типа Т-104 с открытой рабочей частью.

Известно, что расчетные программы, реализующие трехмерные подходы, работают на пределе возможностей имеющихся в наличии ЭВМ [2]. Этим обусловлен тот факт, что, как правило, вычислительная методология тесно привязана к возможностям вычислительной системы с целью максимальной оптимизации ее ресурсов. В настоящее время появляются современные кластеры с сотнями и тысячами процессоров. Существенным фактором является многократное уменьшение стоимости подобных систем. Это позволяет организовать валидацию расчетных методологий на принципиально новом уровне.

В данном докладе приведены оценки, характеризующие требования различных фирм-разработчиков авиационной техники к точности экспериментальных и расчетных данных. Обсуждается влияние различных факторов на величину погрешностей. В частности, показано, что даже такие «несущественные» явления, как изменение температуры тензометрических весов или пренебрежение высотой установки датчиков для измерения параметров потока в рабочей части АДТ могут приводить к заметным ошибкам, которые влияют на результаты валидации расчетных методов.

* Доклад на английском языке.

Обсуждается проблема отличия экспериментальных данных, полученных в различных АДТ. Рассматривается пример построения расчетной методологии, основанной на корректном сопоставлении с результатами эксперимента с целью недопущения ошибок различного типа. Основное внимание уделяется проблеме моделирования чисел Рейнольдса в испытаниях с моделями малого размера. Демонстрируются негативные последствия чрезмерного повышения давления в форкамере аэродинамической трубы вследствие изменения термодинамических свойств воздуха.

Приведены данные, показывающие, что в ряде случаев возникают погрешности, которые не удается учесть при обработке экспериментальных результатов. В частности, рассматривается хвостовая державка модели и полость, которая образуется между «стержнем» и моделью. Показано, что указанная полость при определенных условиях дает погрешности, сопоставимые с порядком исследуемых величин.

Обсуждаются результаты работы [3] и обосновывается тезис о том, что различие между расчетными данными и экспериментом, отмеченное в этой работе, обусловлено не физическими аспектами задачи, а использованием для валидации экспериментальных данных на режимах сваливания, полученных в АДТ с твердыми стенками.

Приведены примеры применения экспериментальных данных для настройки моделей турбулентности, которые позволяют расширить область применения вычислительных подходов в отрывных зонах течения. Показано, каким образом инерционность датчиков влияет на точность определения нестационарных параметров. Обосновано применение приборов с узким диапазоном (например, вакуумметров) для измерений в выделенных областях, с целью повышения точности и качества сопоставления расчета с экспериментом.

Описана процедура оценки точности расчетных методов, предложенная CASSIDIAN. Обсуждаются подходы к определению эффективности расчетных программ на компьютерах с различной архитектурой. Даются определения «доверительного интервала» и «эффективного быстродействия». Обсуждаются примеры расчета.

Работа поддержана Министерством образования и науки Российской Федерации в рамках Федеральной программы рамках федеральной целевой программы «Исследования и разработки по приоритетным направлениям развития научно-технологического комплекса России на 2014 - 2020 годы». Соглашение о предоставлении субсидии от 18 ноября 2015 г. № 14.628.21.0005.

Литература

1. S.A. Glazkov, A.R. Gorbushin, A.I. Ivanov, A.V. Semenov. Recent experience in improving the accuracy of wall interference corrections in TsAGI T-128 wind tunnel. Progress in Aerospace Sciences, Pergamon Press, v.37, No.3, 2001.
2. V. Neyland, S. Bosniakov, S. Glazkov, A. Ivanov, S. Matyash, S. Mikhailov, V. Vlasenko. Conception of electronic wind tunnel and first results of its implementation. Progress in Aerospace Sciences, v.37, №2, 2001, pp.121–145.
3. URL: "http://hiliftpw.larc.nasa.gov/index-workshop1.html"

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ЗВУКОПОГЛОЩАЮЩЕЙ КОНСТРУКЦИИ С ТКАНЕВОЙ ВСТАВКОЙ

Р.В. Бурдаков[1,2], А.А. Синер[1,2,3], **Е.В. Стёпина**[1], А.А. Стряпунина[1,3]
[1]АО «Авиадвигатель», Пермь, siner@avid.ru
[2]ПНИПУ, Пермь
[3]ПГНИУ, Пермь, asiner@mail.ru

Для создания методологии выбора звукопоглощающих конструкций (ЗПК) применяемых для гашения шума в каналах требуется разрабатывать математические модели ЗПК. Качественная математическая модель позволит более точно выбирать конструктивные параметры ЗПК.

В данной работе представлены три математические модели, разрабатываемые авторами, применяемые для расчета акустических свойств однослойных резонансных звукопоглощающих конструкций с тканевой вставкой. Представленные модели являются полуэмпирическими с применением эмпирических данных на различных этапах моделирования. Все модели не учитывают касательный поток. Звукопоглощающая конструкция состоит из перфорированного листа, сотовой ячейки и тканевой вставки. Первая модель использует экспериментальные данные по импедансу перфорированного листа и тканевой вставки. Для построения импеданса звукопоглощающей конструкции используется соотношение предложенное авторами. Вторая модель базируется на известных аналитических соотношениях (Transmission line model) и использует сокращенный набор эмпирических данных по сравнению с первой моделью. Третья модель отличается от первых двух еще меньшим количеством эмпирических данных и основывается на решении волновых уравнений в многослойной среде. Для решения уравнений используется пакет ACTRAN.

В работе проводится сравнение данных моделей по точности и скорости вычислений, анализируются их сильные и слабые стороны. Рассматривается возможность модификации данных моделей для учета касательного потока. Также, в работе формулируются рекомендации по использованию данных моделей для выполнения практических расчетов.

ПОГЛОЩЕНИЕ ЗВУКА РЕЗОНАТОРОМ ГЕЛЬМГОЛЬЦА В КАНАЛЕ

А.И. Быков[1], **А.И. Комкин**[1], М.А. Миронов[2]

[1]*Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана, Москва, akomkin@mail.ru*

[2]*Акустический институт им. Н.Н. Андреева, Москва, mironov@akin.ru*

Резонатор Гельмгольца является одним из самых распространенных элементов глушителей шума. Основы теории резонаторов Гельмгольца впервые были обстоятельно рассмотрены Ингардом [1]. Вместе с тем, до настоящего времени не получено хорошего соответствия между экспериментальными и расчетными характеристиками поглощения резонаторов Гельмгольца, не смотря на проводимые в этом направлении исследования [2, 3].

В данной работе рассмотрены характеристики поглощения резонатора Гельмгольца, размещенного на торцевой стенке круглого канала. Экспериментально исследована зависимость коэффициента поглощения резонатора от диаметра и длины его горла и глубины полости резонатора. Установлено, что на получаемые экспериментальные данные могут существенно влиять нелинейные явления в резонаторе. Поэтому генерируемые в канале звуковые волны следует ограничивать уровнями, обеспечивающими линейный режим работы резонатора Гельмгольца, что соответствовало уровню звукового давления в канале на собственной частоте резонатора 85 дБ. На основе полученных экспериментальных данных была проведена верификация линейной аналитической модели резонатора Гельмгольца, в которой учитывались тепловые потери в полости резонатора, также вязкие потери в резонаторе, оцениваемые через диссипативную присоединенную длину горла резонатора. При этом вязкие потери в резонаторе складывались из потерь в горле резонатора, на передней стенке резонатора, и потерь кромках горла. Если потери на стенке горла хорошо изучены, потери на передней стенке резонатора исследованы в [1, 4], то на кромках горла вязкие потери не теоретически не исследованы в силу сложности теоретического рассмотрения такой задачи. В работе определяется величина потерь на кромке горла на основе данных измерений таким образом, чтобы эти данные соответствовали результатам расчетов, проведенных с помощью рассматриваемой линейной модели резонатора Гельмгольца. В результате были получены зависимости потерь на кромках горла от геометрических параметров резонатора Гельмгольца. Установлено, что потери на кромках горла не зависят от его диаметра, но изменятся с изменением длины горла и глубины полости резонатора.

Работа поддержана грантом РФФИ (проект № 14-08-00703).

Литература

1. Ingard U. On the theory and design of acoustic resonators. J. Acoust. Soc. Am. 1953. V. 25, № 6. P. 1037–1061.
2. Велижанина К.А., Вощукова Е.А., Свирина Л.Д. Влияние потерь в объеме резонатора на его акустические характеристики. Акуст. журн. 1985. Т. 31, № 3. С. 386–388.
3. Tang S.K., Ng C.H. Lam E.Y.L. Experimental investigation of the sound absorption performance of compartmented Helmholtz resonators. Appl. Acoust. 2012. V. 73, № 9. P. 969–976.
4. Комкин А.И., Миронов М.А. О диссипативной присоединенной длине отверстия перегородки в круглом канале. Акуст. журн. 2015. Т. 61. №4. С. 442–446.

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ЗВУКОПОГЛОЩЕНИЯ В СОТОВЫХ РЕЗОНАНСНЫХ КОНСТРУКЦИЯХ: ПРОБЛЕМЫ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОГО ЭКСПЕРИМЕНТА

Х.Ф. Валиев, **А.А. Осипов**, К.С. Пьянков, Е.А. Яковлев
ЦИАМ им. П.И. Баранова, Москва, aosipov@ciam.ru

Как известно, для глушения шума, излучаемого со стороны входа в авиационный газотурбинный двигатель (ГТД), обычно используются звукопоглощающие конструкции (ЗПК) резонансного типа, которые устанавливаются на стенках входного канала воздухозаборника и настраиваются на доминирующие частоты указанных источников шума. При использовании упомянутых шумоглушащих устройств возникает вопрос о рациональном выборе их конфигурации и параметров, которые обеспечивали бы их эффективную работу в условиях типичных для воздухозаборника ГТД. Эффективным подходом для изучения этого вопроса является теоретический расчет характеристик шумоглушения с использованием численного моделирования тех нестационарных аэродинамических процессов, которые определяют основные механизмы шумоглушения. Такие численные модели необходимы для установления связи между характеристиками шумообразования в источнике (компрессоре и вентиляторе) и параметрами дальнего акустического поля двигателя самолета и позволяют проводить расчетное моделирование зависимости акустического излучения от режима полета и конфигурации воздухозаборника, а также оценить снижение излучаемого шума за счет звукопоглощающей облицовки его канала или использования других шумоглушащих устройств.

Данная проблема имеет комплексный характер, что наиболее радикально проявляется в пространственной разномасштабности нестационарных явлений, реализующихся одновременно в рассматриваемом нестационарном процессе. Численный анализ сложных и чрезвычайно мелкомасштабных процессов вихреобразования в отдельной сотовой ячейке ЗПК, определяющих собственно поглощение энергии внешнего возбуждающего акустического сигнала, требует многократного измельчения ячеек расчетной сетки по сравнению с ячейками вне области взаимодействия звука с сотовой конструкцией. Данное обстоятельство служит принципиальным препятствием для проведения одновременного прямого расчета нестационарного процесса в большом массиве сотовых ячеек, составляющих панель ЗПК конечного размера и определяющих формирование глобального акустического поля в воздухозаборнике ГТД.

Наиболее рациональный подход к решению рассматриваемой проблемы состоит в линейном описании воздействия ЗПК на формирование

акустического поля в расчетной области, не включающей явным образом звукопоглощающую панель. Вместо прямого расчета воздействия ЗПК в рамках такого подхода задается граничное условие импедансного типа, моделирующее это воздействие на тех участках границы расчетной области, которые соответствуют звукопоглощающей облицовке проточного тракта.

Величина импеданса конкретной ЗПК может быть количественно охарактеризована на основе решения более простой вспомогательной модельной задачи об акустическом облучении однородной сотовой панели бесконечной протяженности посредством гармонической по времени и по пространству плоской звуковой волны. Варьируя интенсивность и частоту колебаний звуковой волны, а также ее пространственную конфигурацию, можно получить зависимость импеданса от волновых параметров, что в принципе позволяет сформулировать соответствующее импедансное условие на панели в широком диапазоне параметров акустического облучения.

Данная формулировка вспомогательной модельной задачи, вообще говоря, не предполагает постановку вопроса об описании локального воздействия отдельных участков звукопоглощающей стенки, так как в рассматриваемом случае это воздействие одинаково на всей ее поверхности. Однако при решении практических задач шумоглушения в авиационной акустике типична другая ситуация, когда имеет место сильная пространственная неоднородность газовой среды и параметров акустического поля на звукопоглощающей поверхности. Так, при распространении по тракту воздухозаборника ГТД шума, генерируемого компрессором, приходится иметь дело с потоком газа, в котором имеются значительные неоднородности вследствие формирования вязкого пограничного слоя и неоднородностей проточного тракта. При этом в распространяющемся по тракту шуме присутствуют различные частотно-модальные составляющие с весьма широким набором временных и пространственных масштабов, интенсивность которых также различна и изменяется по проточному тракту вследствие неоднородности канала и потока, а также воздействия самой звукопоглощающей конструкции. Следует ожидать, что перечисленные факторы могут весьма радикально повлиять на протекание сложных нелинейных процессов акусто-вихревых взаимодействий в элементах ЗПК. В частности, вообще говоря, нельзя исключать проявлений нелокального характера зависимости импеданса от параметров, определяющих условия работы различных участков панели ЗПК.

При нелинейном описании нестационарного процесса в ЗПК возникают и другие еще более сложные особенности. Так, авторами установлено, что акустическое возбуждение потока вблизи сотовой панели приводит к значительной трансформации пограничного слоя по сравнению с

погранслоем на непроницаемой поверхности. При этом параметры погранслоя существенно влияют на сам процесс звукопоглощения. Сказанное означает, что осредненные по времени параметры пограничного слоя на панели ЗПК, строго говоря, не могут быть определены независимо от характера и интенсивности акустического возбуждения (как это делается в рамках линейной акустической задачи), но должны рассчитываться согласно решению полной нелинейной задачи обтекания панели ЗПК нестационарным потоком газа.

В контексте решения данной проблемы авторами предложен модельный подход, который позволяет свести задачу к расчету характеристик совокупности небольшого числа сотовых ячеек в специально организованном нестационарном процессе, моделирующем их работу в системе всей панели ЗПК. Такой расчет состоит в прямом численном моделировании чрезвычайно сложных нестационарных явлений, определяющих акусто-вихревое взаимодействие падающего звука с пограничным слоем и его нелинейное поглощение в резонаторе Гельмгольца. Расчет осуществляется численным интегрированием уравнений URANS, замкнутых моделью турбулентности ν_t-90, на основе конечно-объемной дискретизации нестационарного поля течения с применением схемы Годунова-Колгана-Родионова второго порядка аппроксимации по пространству и времени.

В рамках предпринятого в настоящей работе численного исследования рассматривается плоская сотовая панель бесконечной протяженности, обтекаемая полубезграничным однородным при удалении от панели потоком газа, в котором распространяется приходящая извне акустическая волна, характеризующаяся гармонической пространственно-временной зависимостью возмущений параметров потока и произвольной ориентацией ее плоского фронта относительно поверхности ЗПК. Ключевым моментом применяемой методологии, обуславливающим ее применимость при косом падении волны, является формирование ограниченной расчетной области, включающей в себя лишь небольшое количество сотовых ячеек панели ЗПК. В практических расчетах протяженность расчетной области вдоль панели целесообразно выбирать такой, чтобы она соответствовала интервалу периодичности внешнего акустического воздействия в указанном направлении или была меньше этого интервала. Для обеспечения физической корректности такой постановки задачи на соответствующих границах расчетной области могут быть сформулированы условия пространственной или обобщенной пространственно-временной периодичности формирующегося около панели нестационарного поля возмущений.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (код проекта 14-01-00146).

АКТУАЛЬНЫЕ ЗАДАЧИ АЭРОДИНАМИКИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

А.В. Волков, С.В.Ляпунов
ЦАГИ, Жуковский, andrey.wolkov@tsagi.ru, sergey.lyapunov@tsagi.ru

В докладе обсуждаются основные направления исследований в области аэродинамики летательных аппаратов (ЛА), выполняемые в настоящее время отделением аэродинамики самолетов и ракет ФГУП «ЦАГИ».

В 2014 году представителями ведущих научных организаций авиационной отрасли (ЦАГИ, ЦИАМ, ВИАМ, ГосНИИАС и др.) был подготовлен «Форсайт развития авиационной науки и технологий …» [1], определяющий долгосрочный прогноз научно-технологического развития РФ в области авиастроения. В данном документе приведены амбициозные целевые показатели создания научно-технического задела в области развития самолетной гражданской авиационной техники, достижение которых невозможно без переосмысления существующих достижений авиационной науки.

Основными целевыми индикаторами совершенствования самолетной техники являются: показатели аварийности, шума, эмиссии NOx, CO_2 и расхода топлива. Задачи, стоящие перед аэродинамической наукой, вытекают из необходимости снижения данных показателей. Прежде всего, это повышение достоверности определения аэродинамических характеристик ЛА и нагрузок на его элементы, снижение аэродинамического сопротивления ЛА и повышение его аэродинамического качества. Несомненно, достижение в полном объеме заданных целевых индикаторов требует комплексного решения задач аэродинамики совместно с задачами прочности и совершенствования силовой установки ЛА.

Анализ составляющих аэродинамического сопротивления показывает возможные пути его снижения: это увеличение удлинения крыла, сокращение площади омываемой поверхности ЛА, уменьшение сопротивления трения за счет ламинаризации обтекания или применения инновационных способов уменьшения коэффициента турбулентного трения (риблеты, поверхностно-активные вещества [2], устройства разрушения вихрей, применение различного рода актуаторов, элементов с подвижными поверхностями [3] и др.).

Увеличение ключевой характеристики ЛА – величины аэродинамического качества связано не только с уменьшением аэродинамического сопротивления, но и с повышением его несущих свойств за счет совершенствования его форм и поиска новых компоновочных решений.

Рис. 1. Схемы «летающее крыло» и самолет с овальным фюзеляжем

В докладе рассматриваются особенности компоновок самолетов интегральных схем (летающее крыло, эллиптический фюзеляж – рис. 1), самолетов с распределенной силовой установкой интегрированной в крыло. С целью снижения шума изучаются особенности аэродинамики ЛА с мотогондолами, расположенными над крылом или над фюзеляжем (рис. 2).

Увеличение удлинения крыльев современных ЛА и, как следствие этого, повышение значений подъемной силы, при которых реализуется максимальное качество, приблизило границу возникновения упругих автоколебаний крыла под воздействием нестационарных аэродинамических нагрузок (бафтинга). В работе обсуждаются как методы более точного определения значений углов атаки наступления бафтинга, так и методы подавления нежелательных автоколебаний.

В рамках существующих подходов к аэродинамическому проектированию современные самолеты имеют форму, близкую к оптимальной, и для существенного улучшения аэродинамических характеристик необходимо использование систем активного управления обтеканием [2, 4]. Рассматриваются: выдув струи на поверхность закрылка, тангенциальный выдув струи непосредственно за скачком уплотнения, а также различного рода актуаторы (плазменные диалектрически-барьерные и коронные разряды, а также имульсно-тепловые устройства).

С целью изучения различных аспектов ламинаризации обтекания крыла: естественная ламинаризация, комбинированное управление ламинарным обтеканием, создание малошумной компоновки с расположением двигателей сверхбольшой степени двухконтурности над верхней поверхностью крыла, а также с целью изучения особенностей применения струйной системы активного управления обтеканием крыла, предлагается создание самолета-демонстратора перспективных технологий.

Повышение достоверности определения аэродинамических характеристик ЛА, связано как с внедрением передовых прецизионных средств измерений, так и с совершенствованием методик внесения поправок и пе-

ресчетов на натурные условия полета. Развитие методов вычислительной аэродинамики позволяет проводить полномасштабное численное моделирование обтекания моделей с поддерживающими устройствами в условиях АДТ, и таким образом, получать более обоснованные поправки к получаемым экспериментальным результатам.

Рис. 2. Схемы с выносными винтовентиляторами в корневой части крыла (вверху) и самолета с двигателями над крылом (внизу)

Отмечается, что современные методы численного расчета перестают отвечать необходимым требованиям по точности в случае возникновения турбулентных отрывных зон, что обусловлено недостатками повсеместно используемых буссинесковых моделей турбулентности. Преодоление этих проблем связывается с внедрением в практику численного расчета методов крупных вихрей (LES) на основе схем высокого порядка точности с использованием вычислительных машин с рекордно высоким числом ядер (суперкомпьютерное моделирование).

Прогресс аэродинамической науки создает возможность конструирования не только безопасных, экологичных и экономичных ЛА, но и высокоскоростных самолетов будущего. В работе обсуждаются проблемы создания как сверхзвукового, так и гиперзвукового пассажирского самолета (рис. 3).

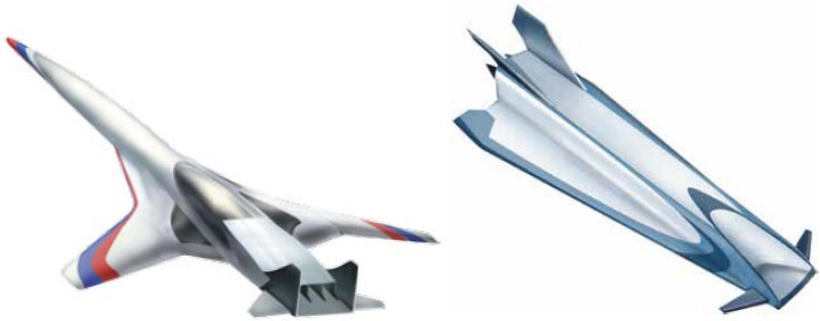


Рис. 3. Схема сверхзвукового делового самолета и гиперзвукового гражданского самолета

Литература

1. С.Л. Чернышев и др. Форсайт развития авиационной науки и технологий до 2030 года и на дальнейшую перспективу. Москва, 2014.
2. М.А. Брутян. Задачи управления течением жидкости и газа. Москва, Наука, 2015.
3. А.М. Гайфуллин. Вихревые течения. Москва, Наука, 2015.
4. А.В. Петров. Энергетические методы увеличения подъемной силы крыла. Москва, Физматлит, 2011.

ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ТУРБУЛЕНТНОГО ТЕЧЕНИЯ В СЛЕДЕ ЗА СОПЛАМИ РАКЕТНОГО БЛОКА АВАРИЙНОГО СПАСЕНИЯ И ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПУЛЬСАЦИЙ ДАВЛЕНИЯ НА ПОВЕРХНОСТИ ВОЗВРАЩАЕМОГО АППАРАТА ПРИ РАЗЛИЧНЫХ РЕЖИМАХ ПОЛЕТА

А.В. Гарбарук[1], М.Х. Стрелец[1], М.Л. Шур[1],
А.А. Дядькин[2], С.П. Рыбак[2]
[1]С.-Петербургский политехнический университет Петра Великого, С.-Петербург, Россия, agarbaruk@mail.ru
[2]РКК "Энергия", Королев, Россия

Одной из многих сложных задач проектирования ракетных пилотируемых комплексов является определение аэроакустических воздействий на обитаемый модуль (возвращаемый аппарат – ВА) при выведении пилотируемого транспортного корабля (ПТК). Эти воздействия обусловлены взаимодействием с поверхностью ВА турбулентного следа за соплами ракетного блока аварийного спасения (РБАС), составляющего вместе с ВА отделяемый головной блок (ОГБ). Для численного решения этой задачи необходимо использование так называющих вихреразрешающих подходов к описанию турбулентности, поскольку традиционные полуэмпирические модели турбулентности для осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса (RANS) не позволяют получить какой-либо информации об амплитудных и, тем более, спектральных характеристиках пульсаций давления. Наиболее перспективными из этих подходов являются так называемые гибридные методы, сочетающие в себе сильные стороны RANS моделей с высокой точностью и информативностью метода моделирования крупных вихрей (LES). Однако при решении практических задач (сложная геометрия течения, высокие числа Рейнольдса) даже гибридные методы требуют огромных вычислительных затрат. В связи с этим в данной работе для решения сформулированной выше задачи предлагается специализированная вычислительная процедура, базирующая на использовании RANS и LES в различных областях потока и позволяющая решить эту задачу при вполне приемлемых по сегодняшним меркам вычислительных затратах.

В рамках этой процедуры расчетная область, включающая ОГБ, разбивается на две перекрывающиеся подобласти (см. схему на рис. 1). Первая из них заканчивается несколько ниже по потоку от сопел основного ракетного двигателя (ОРД) РБАС, а вторая - содержит остальную часть ОГБ, то есть ракетный двигатель экстренного отделения (РДЭО) РБАС и собственно ВА.

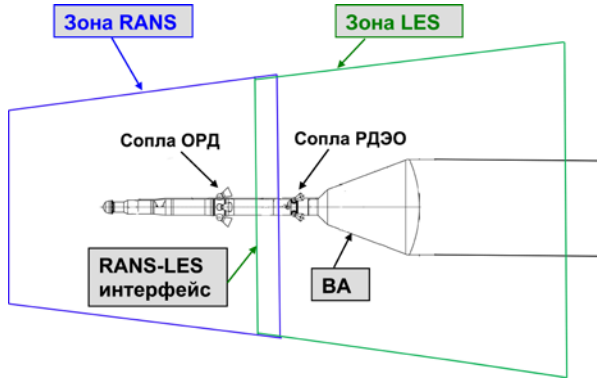


Рис. 1. Схема разбиения расчетной области на перекрывающиеся RANS и LES подобласти в рамках двухэтапной RANS-LES процедуры расчета

Расчет производится в два этапа. На первом (вспомогательном) этапе производится численное интегрирование уравнений RANS для сжимаемого газа в сочетании с двухпараметрической полуэмпирической k-ω моделью турбулентности Ментера (модель SST [1]), а на втором (основном) этапе с помощью гибридного метода IDDES [2] производится расчет нестационарного турбулентного течения во второй зоне. Метод IDDES представляет собой усовершенствованную версию метода DES [3] и при наличии на входной границе области “турбулентного контента” функционирует в режиме LES с пристеночным RANS моделированием. Для создания турбулентного контента в качестве граничных условий на входной границе второй зоны задаются профили осредненных параметров потока, определенные на первом (RANS) этапе, с наложенными на них “синтетическими” турбулентными пульсациями, которые создаются с помощью генератора синтетической турбулентности (ГСТ) [4].

Описанная двухэтапная процедура расчета реализована в CFD коде NTS (Numerical Turbulence Simulation) [5], разработанном в лаборатории “Вычислительная аэроакустика и турбулентность” СПбПУ. Для решения уравнений RANS и LES в этом коде используется низко-диссипативная модификация неявной схемы расщепления разностей векторов потоков Роу [6]. При этом для аппроксимации невязких составляющих векторов потоков используется противопоточная аппроксимация третьего порядка для RANS и “взвесь” центрально-разностных аппроксимаций 4-го порядка и противопоточных аппроксимаций 5-го порядка для LES, а вязкие составляющие потоков аппроксимируются в обеих областях с использованием симметричной схемы второго порядка точности. Наконец, интегрирование по времени осуществляется с помощью неявной трехслойной схемы 2-го порядка точности с внутренними итерациями по псевдовремени.

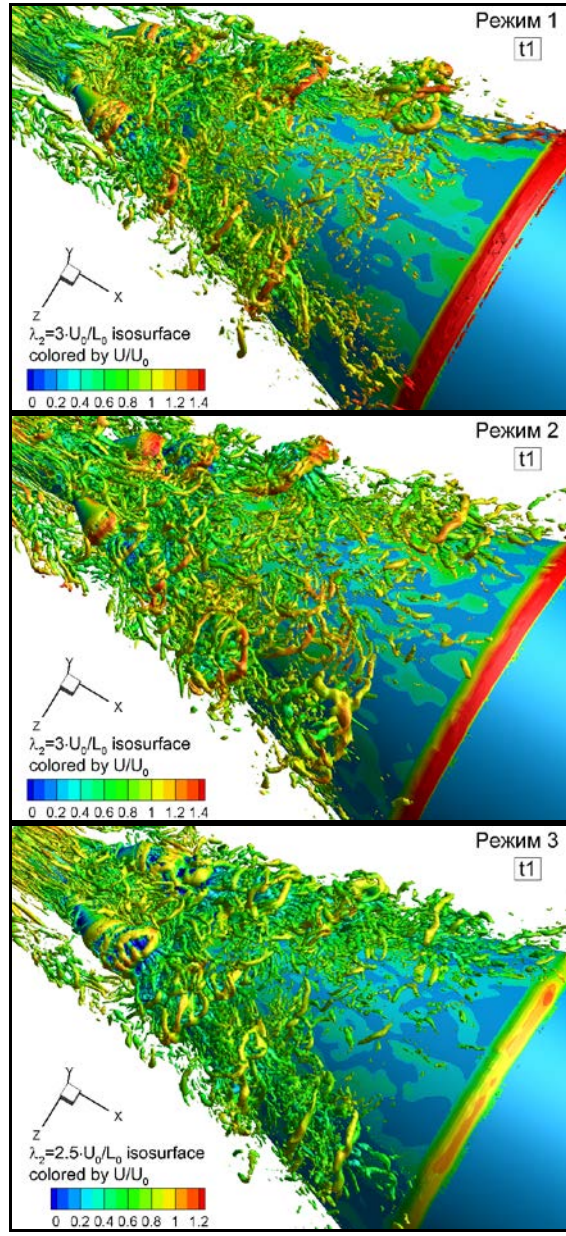


Рис. 2. Мгновенные изоповерхности величины “закрутки” в окрестности ВА, окрашенные в соответствии с величиной продольной скорости

В расчетах использовалась многоблочная сетка типа “Chimera”, число ячеек которой составляло 1.5 миллиона в RANS области и 26 миллионов – в LES области.

Конкретные расчеты выполнены для трех режимов полета: двух трансзвуковых режимов (число Маха M = 0.6 и 0.85) и одного сверхзвукового (M=1.5). Кроме того, для оценки вклада следов от сопел ОРД и РДЭО в пульсации давления на поверхности ВА для сверхзвукового режима был выполнен расчет обтекания РБАС без учета этих сопел.

Рисунок 2, на котором представлены примеры визуализации течения в окрестности ВА, иллюстрирует исключительно сложную структуру турбулентности в этой области, характеризующуюся как наличием достаточно крупных кольцевых вихрей, формирующихся при обтекании сопел РДЭО, так и множества мелких хаотичных вихрей. Кроме того, из него видно, что поверхности ВА достигает не только интенсивный турбулентный след за соплами РДЭО, но и след от находящихся существенно выше по потоку сопел ОРД.

Что касается пульсаций давления на поверхности ВА, определение которых являлось основной целью расчета, то полученные результаты свидетельствуют о том, что их максимальная интенсивность возрастает с ростом числа Маха и при M = 1.5 достигает 173 дБ (рис. 3,а). Кроме того, показано, что вклад турбулентных следов, образующихся за соплами ОРД и РДЭО, в пульсации давления на поверхности ВА является весьма существенным. В качестве примера, подтверждающего это, на рис. 3 представлено сравнение полей среднеквадратичных пульсаций давления для режима 3 (M = 1.5), рассчитанных при обтекании ОГБ с соплами ОРД и РДЭО и без этих сопел, а также поле их разности. Видно, что для этого режима вклад, обусловленный наличием сопел, достигает 15 дБ.

Литература

1. F.R. Menter. Zonal two-equation k-ω turbulence models for aerodynamic flows. AIAA Paper, AIAA-1993-2906, 1993.
2. M. Shur, P.R. Spalart, M. Strelets, and A. Travin. A hybrid RANS-LES approach with delayed-DES and wall-modelled LES capabilities. Int. J. Heat and Fluid Flow, 29(6):1638–1649, 2008.
3. P.R. Spalart, W. Jou, M. Strelets, S. Allmaras. Comments on the feasibility of LES for wings, and on a hybrid RANS/LES approach. In: Liu, C., Liu, Z. (eds.) “Advances in DNS/LES.” 1997. Greyden Press, Columbus, OH.
4. M.L. Shur, P.R. Spalart, M.K. Strelets, A.K. Travin. Synthetic Turbulence Generators for RANS-LES Interfaces in Zonal Simulations of Aerodynamic and Aeroacoustic Problems. Flow, Turbulence and Combustion, 93(1), 63–92, 2014.

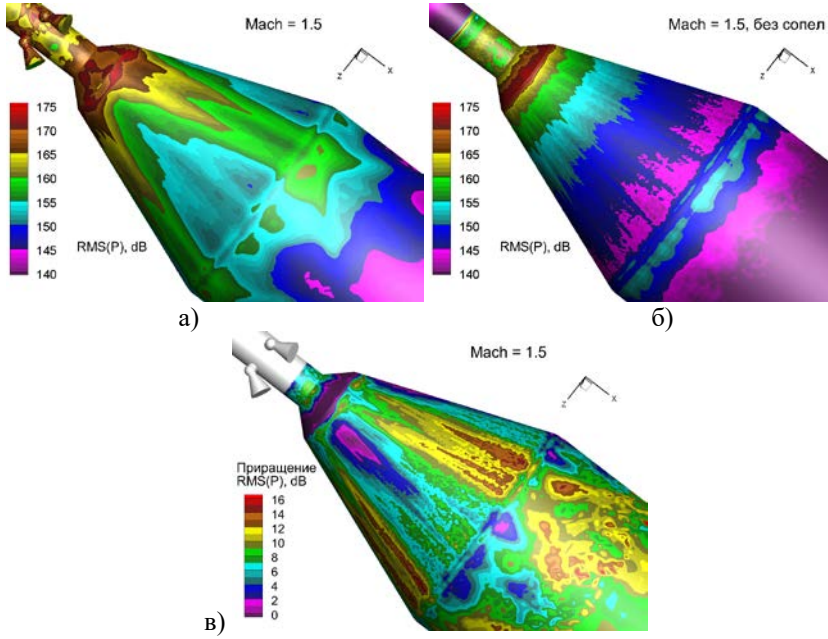


Рис. 3. Поля среднеквадратичных пульсаций давления на поверхности ВА для режима 3 (М=1.5), полученные из расчетов обтекания ОГБ с учетом (а) и без учета (б) наличия сопел ОРД и РДЭО и разность этих полей (в)

5. M. Shur, M. Strelets, A. Travin. High-Order Implicit Multi-Block Navier-Stokes Code: Ten-Years Experience of Application to RANS/DES/LES/ DNS of Turbulent Flows. Invited lecture. 7th Symposium on Overset Composite Grids and Solution Technology, October 5–7, 2004, Huntington Beach, USA
6. P.L. Roe. Approximate Riemann Solvers, Parameter Vectors and Difference schemes. Journal of Computational Physics, 1981, v.46, pp.357–378.

ПОЛЕ ТОЧЕЧНОГО ИСТОЧНИКА НАД СЛОЕМ С ПОСТОЯНЫМ ГРАДИЕНТОМ СКОРОСТИ ЗВУКА

А.В. Гладилин, М.**А. Миронов**[*]
Акустический институт имени акад. Н.Н. Андреева, Москва,
mironov_ma@mail.ru

В среде с линейно меняющейся вдоль оси z скоростью звука $c(z) = c_0 \cdot z / z_0$, плоская волна, распространяющаяся в направлении уменьшения скорости звука имеет время распространения до сечения $z = 0$, равное бесконечности [1]. Волна не отражается от этого сечения, следовательно, слой такой среды, имея конечную толщину, является эффективным поглотителем плоских волн, падающих по нормали к нему. В работе [1] такого типа среды названы «черными дырами» по аналогии с соответствующими космологическими объектами. В [1.2,3] рассмотрены принципиальные возможности конструирования градиентных сред со скоростью звука, стремящейся к нулю, и дано решение задачи о наклонном падении плоской волны на изоградиентный слой.

В настоящем докладе анализируется решение задачи о **поле точечного источника** в среде с постоянным градиентом скорости звука. Оказывается, эта задача имеет точное аналитическое решение в виде простых степенных функций. Впервые соответствующие формулы приведены в работе [4]. Работа [4], являющаяся классической в гидроакустике, посвящена анализу звукового поля точечного источника в слоистом океане в зоне тени. В реальном океане скорость звука меняется очень слабо и, разумеется, не приближается к нулю ни в каком сечении. Поэтому в [4] полученные формулы не анализировались с точки зрения теории «черной дыры». Рассмотренная в [1] конструкции искусственной среды обеспечивает уменьшение скорости распространения импеданса упругого типа стенки волновода. В [2, 3] уменьшение скорости распространения создается за счет увеличения эквивалентной плотности среды. Обобщение [4] на случай, когда среда имеет не только переменную скорость звука, но и перемен-

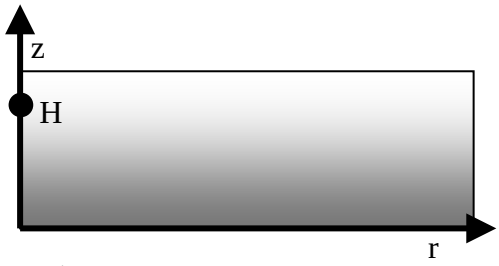


Рис. 1. Точечный источник на высоте H в полупространстве с постоянным градиентом скорости звука вдоль оси z.

[*] Доклад на английском языке.

ную плотность, приведено в [5].

Задача ставится следующим образом. В полупространстве $z > 0$ на высоте $z = H$, расположен точечный источник объемной скорости $V(t) = V_0 \cdot \delta(\vec{r} - \vec{r}_0) \cdot e^{-i\cdot\omega\cdot t}$, $\vec{r} = (r, z), \vec{r}_0 = (0, H)$ (рис. 1). Скорость звука в среде зависит от координаты *z* линейно: $c(z) = c_0 \cdot z / z_0$. Плотность среды меняется по степенному закону: $\rho(z) = \rho_0 (z / z_0)^{\alpha}$. Показатель степени α может быть произвольным; применительно к конструкциям, рассмотренным в [4], он равен $\alpha = -2$.

Поле давления удовлетворяет уравнению Гельмгольца с точечным источником в правой части:

$$\frac{\omega^2}{c(z)^2} p + \rho(z) \cdot div \frac{\nabla p}{\rho(z)} = i\omega V_0 \delta(\vec{r} - \vec{r}_0).$$

Проводя преобразование Фурье-Бесселя по радиальной координате *r*, получим из этого уравнения уравнение для спектра $p(\xi, z)$ (ξ – горизонтальное волновое число):

$$\frac{d^2 p}{dz^2} - \frac{dp}{dz} \cdot \frac{d(\ln \rho(z))}{dz} + (k(z)^2 - \xi^2) p = \frac{i\omega\rho \cdot V_0}{(2\pi)^2} \delta(z - H) e^{-i(\vec{\xi}\cdot\vec{r})},$$

где $k(z)^2 = \omega^2 / c(z)^2$. В [4,5] предполагается, что на нижней границе $z = 0$ в качестве граничного условия следует считать условие отсутствия отраженной волны. Это условие выполняется при $\omega^2 {z_0}^2 / {c_0}^2 > 1/4$ (см. также [1]). В сечении источника $z = H$ поле давления непрерывно, а поле вертикальной скорости испытывает скачок. После учета граничных условий получается следующее выражение для поля *p*(*z*, *r*):

$$p(z,r) \sim -\frac{1}{2\pi} \cdot \left(\frac{z^{1+\alpha}}{z^{1-\alpha}} \right)^{1/2} \int_0^{\infty} J_0(\xi \cdot r) I_m(\xi \cdot z_-) K_m(\xi \cdot z_+) \xi d\xi,$$

где $m = \left[\frac{(\alpha+1)^2}{4} - {k_0}^2 {z_0}^2 \right]^{1/2}$, $\mathrm{Re}\, m > 0$, $z_- = \min(z, H)$, $z_+ = \max(z, H)$.

При $\alpha = -2$ выражение для *m* дает соответствующую формулу из [1].

Оказывается, что интеграл в правой части выражается через элементарные функции и выражение для поля переписывается в виде:

$$p(z,r) = \frac{(z^{1+\alpha} \cdot H^{1-\alpha})^{1/2}}{-2\pi \cdot R \cdot R_1} \left(\frac{R_1 - R}{R_1 + R} \right)^m,$$

$R = [r^2 + (H - z)^2]^{1/2}, R_1 = [r^2 + (H + z)^2]^{1/2}$, R_1 – расстояние от источ-

ника до точки приема, R_2 – расстояние от зеркального изображения источника относительно плоскости $z = 0$ до точки приема.

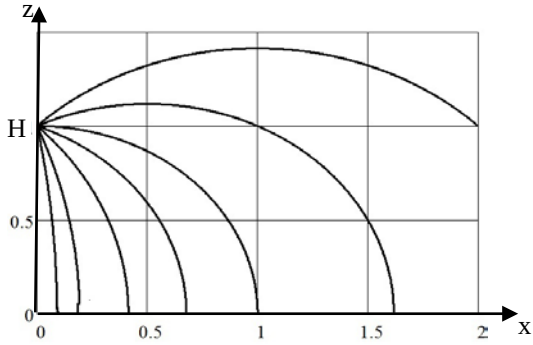


Рис. 2. 3-D лучи в 1-D «черной дыре»

Лучевая интерпретация этого выражения состоит в следующем (рис. 2). Все лучи, выходящие из источника в нижнюю полусферу, непрерывно уменьшают угол падения и при подходе к плоскости $z = 0$ падают на нее по нормали. В результате реализуется одномерная ситуация, рассмотренная в [1]. Все лучи, выходящие из источника в верхнюю полусферу, постепенно заворачивают вниз, пересекают плоскость расположения источника $z = H$ и подходят к плоскости $z = 0$ по нормали к ней. Поэтому и для них выполняется условие неотражения, т.е. полного поглощения.

Литература

1. М.А. Миронов, В.В. Писляков. Одномерные волны в замедляющих структурах со скоростью распространения, стремящейся к нулю. Акуст. журн. 2002, т. 48, №3, с. 390 – 395.
2. М.А. Миронов. «Градиентный поглотитель звука». Семинар «Авиационная акустика». Дубна 23–27 мая 2006 г.
3. A.A.E. Ouahabi, V.V. Krylov, D.J. O'Boy. Quasi-flat acoustic absorber enhanced by metamaterials. Proceedings of Meetings on Acoustics, V. 22, 040002 (2014).
4. C.L. Pekeris. Theory of Propagation of Sound in a Half-Space of Variable Sound Velocity under Condition of Formation of a Shadow Zone. J. Acoust. Soc. of Am., v.18, 1946, pp. 295–315.
5. Л.М. Бреховских, О.А. Годин. Акустика слоистых сред. – М.: Наука. 1989. – 416 с.

ПРОСТРАНСТВЕННО-ВРЕМЕННАЯ СТРУКТУРА НЕОДНОРОДНЫХ ПОЛЕЙ ПУЛЬСАЦИЙ ДАВЛЕНИЯ НА ПОВЕРХНОСТИ ГРАЖДАНСКОГО САМОЛЕТА

А.Ю. Голубев

НИМК ЦАГИ, г. Москва, alexeygolubev@yandex.ru

Шум в салоне самолета обусловлен наличием ряда источников, среди которых выделяются шум, обусловленный переизлучением колеблющихся панелей фюзеляжа под действием нестационарных аэродинамических воздействий, под действием акустического поля силовой установки (шум струи), под действием распространяющихся от силовой установки вибраций, а также шум, излучаемый при работе системы вентиляции и кондиционирования воздуха (СКВ). При проведении мероприятий по снижению акустического излучения системы вентиляции и кондиционирования воздуха (СКВ) и силовой установки основным источником шума внутри современного скоростного пассажирского самолета становятся случайные по пространству и времени аэродинамические поля пульсаций давления звукового диапазона частот на его внешней поверхности.

Особенности конструктивного исполнения летательных аппаратов приводят к тому, что помимо однородного поля пульсаций давления невозмущенного безградиентного пограничного слоя [1,2], на обтекаемой поверхности формируются дополнительные возмущения, наблюдаемые, в частности, в зонах с повышенными градиентами статического давления, в окрестности мелких геометрических неоднородностей, локальной сверхзвуковой зоны и так далее. Учитывая то, что основные характеристики дополнительных возмущений изменяются по пространству в существенно большей степени, чем характеристики пульсаций давления невозмущенного пограничного слоя, эти поля принято называть неоднородными.

Жесткие ограничения массовых характеристик бортовой конструкции, лимитирование ее размеров предъявляют крайне высокие требования к задаче оптимизации звукоизоляционных характеристик бортовой конструкции, решение которой невозможно без точного учета структуры аэроакустических полей пульсаций давления, воздействующих на поверхность летательного аппарата.

Могут быть выделены следующие типы неоднородных полей пульсаций давления.

1) Неоднородные поля пульсаций давления, связанные с резкими изменениями в пространстве осредненных аэродинамических параметров. К числу таких зон на поверхности современного гражданского самолета относятся:

а) пульсации давления в окрестности прямых и обратных уступов, наличие которых обусловлено особенностями производства и существованием определенных допусков на изготовление фюзеляжа [3,4];

б) пульсации давления в окрестности градиентных течений, наличие которых обусловлено самой формой летательного аппарата [5];

в) пульсации давления в окрестности локальной сверхзвуковой зоны, наличие которой обусловлено высокими градиентами статического давления в носовой части фюзеляжа, в окрестности крыла и в хвостовой части[6].

2) Поля пульсаций давления, возникающие в результате взаимодействия уже существующих неоднородных полей (конфигурация «прямой уступ–обратный уступ»). С точки зрения динамической нагруженности конструкции это равносильно появлению дополнительного неоднородного поля [7].

3) Неоднородные поля, характеризующиеся взаимодействием пульсаций давления потока и акустических резонансов полости. При этом формируется аэроакустический резонанс, характеризующийся высокой добротностью тональной составляющей шума, что наблюдается, например, в воздушных объемах, находящихся на стыке «дверь-фюзеляж»[8].

4) Неоднородные поля пульсаций давления, формирующиеся под воздействием распространяющихся возмущений. Для этих полей является характерным отсутствие существенных изменений основных аэродинамических характеристик в рассматриваемой зоне[9].

5) Неоднородные поля, характеризующиеся повышенной интенсивностью длинноволновых компонент частотно-волнового спектра, что приводит к увеличению локального прохождения шума в салон[10].

На рис. 1 в качестве иллюстрации представлена разность спектральных уровней, регистрируемая при обтекании уступа малой (0,8 мм) высоты и пристеночных турбулентных пульсаций давления на гладкой стенке с нулевым градиентом среднего давления в зависимости от числа Струхаля по инерционному масштабу представлены результаты измерений на аэродинамической трубе Т-124. Эти результаты свидетельствуют о существенно большей интенсивности пульсаций давления перед уступом по сравнению с пульсациями давления в невозмущенном пограничном слое. Более того, эти результаты иллюстрируют относительно большую протяженность пространственной области перед уступом малой высоты с повышенными пульсациями. Действительно, на расстоянии ~12 h от уступа можно наблюдать уровни пульсаций давления, превышающие на 10 дБ уровни пристеночных пульсаций давления турбулентного пограничного слоя на гладкой поверхности с нулевым градиентом среднего давления. Основная энергия пульсаций давления перед уступом сосредоточена в области малых чисел Струхаля.

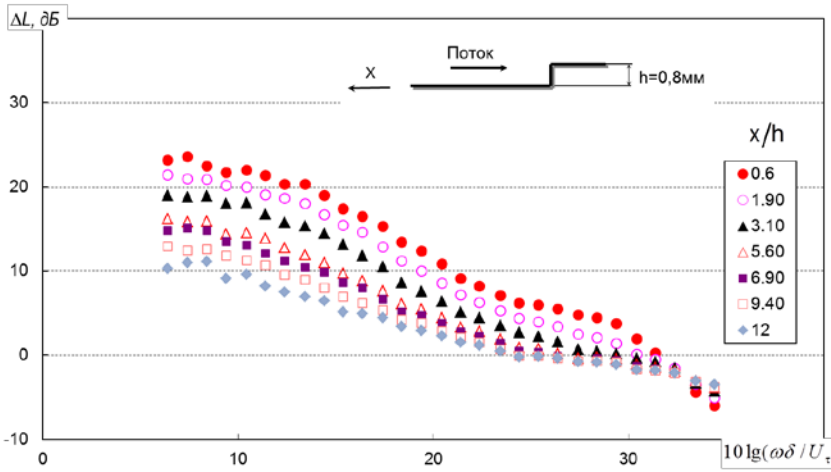


Рис. 1. Пространственное распределение пульсаций давления перед уступом

На основе разработанных расчетных моделей неоднородных полей пульсаций давления проведена оценка повышения уровней шума в салоне от этих полей для перспективного среднемагистрального самолета МС-21. Выявлены зоны с повышенным уровнем акустических нагрузок. Определены области в салоне, для которых требуется усиление элементов конструкции для удовлетворения ужесточенных требований по уровню шума.

Литература

1. Ефимцов Б.М. Критерии подобия спектров пристеночных пульсаций давления турбулентного пограничного слоя. Акустический журнал, 1984. Т.30. № 1. С.58–61.
2. Ефимцов Б.М. Характеристики поля пристеночных пульсаций давления при больших числах Рейнольдса. Акустический журнал, 1982. Т.28. № 4. С.491–497.
3. Efimtsov B.M., Kozlov M.N., Kravchenko S.V., Andersson A.O. Wall pressure-fluctuation spectra at small forward-facing steps. AIAA paper 99-1964. 11p.
4. Efimtsov B.M., Kozlov M.N., Kravchenko S.V., Andersson A.O. Wall pressure-fluctuation spectra at small backward-facing steps. AIAA paper 2000-2053. 10p.

5. Голубев А.Ю., Ефимцов Б.М. Пристеночные пульсации давления градиентного турбулентного пограничного слоя. Ученые записки ЦАГИ, 2014. Т. 45. №1. С.83–101.
6. Efimtsov B.M., Kozlov M. N., Andersson A.O. Wall pressure fluctuations in a local supersonic region. AIAA paper 2003-3221. 9p.
7. Голубев А.Ю., Ефимцов Б.М. Взаимная корреляция полей пристеночных пульсаций давления перед конфигурацией прямой уступ – обратный уступ и в следе за ней. Ученые записки ЦАГИ, 2015. Т.46. №1. С.30–41.
8. Голубев А.Ю., Ефимцов Б.М. Экспериментальные исследования аэроакустического возбуждения потоком резонансных колебаний в глубокой полости. Ученые записки ЦАГИ, 2014. Т. 45. №3. С.76–85.
9. Голубев А.Ю. Влияние носовой конфигурации обтекаемых моделей на структуру трехмерных полей пульсаций давления. Акустический журнал, 2015. Т. 61. №5. С.564–571.
10. Голубев А.Ю. Экспериментальная оценка волновых спектров пристеночных пульсаций дав-ления турбулентного пограничного слоя в субкон-вективной области. Акустический журнал, 2012. Т. 58. №4. С.1–9.

РАСЧЕТ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ И АКУСТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ПРОФИЛЯ NACA0012 В ПОСТАНОВКЕ IDDES С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ СХЕМ ВЫСОКОГО ПОРЯДКА АППРОКСИМАЦИИ ТИПА MP

А.В. Грачёва, В.Е. Макаров, А.А. Осипов, **В.А. Шорстов**
Центральный институт авиационного моторостроения, Москва, vmakarov@ciam.ru

Представлены результаты расчетов вязкого нестационарного обтекания изолированного симметричного профиля NACA0012 с торцом на задней кромке с относительным размером 0.25%, с использованием схемы типа MP 5-го порядка аппроксимации по пространству и 4-го порядка аппроксимации по времени [1] в постановке IDDES [2] с использованием модели турбулентности Спаларта–Аллмараса.

Целью настоящего исследования была доработка указанных выше схемы и метода моделирования турбулентности, хорошо зарекомендовавших себя при решении модельных задач (распад изотропной турбулентности и течение в плоском канале) для решения типовых задач аэродинамики и аэроакустики профиля.

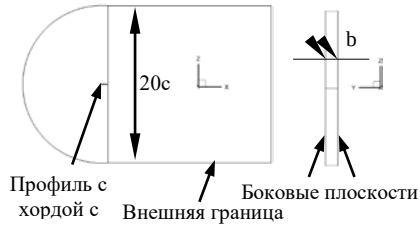
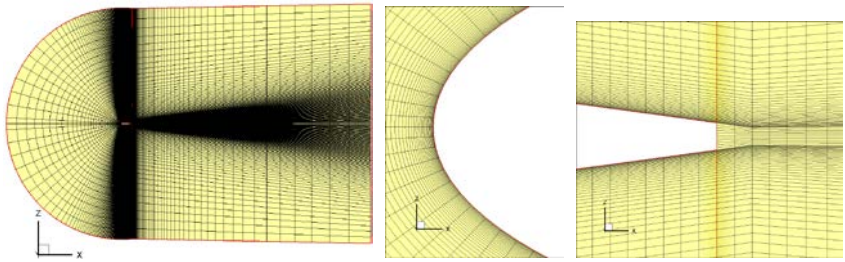


Рис. 1. Расчетная область



Вся расчетная область | Окрестность носика | Окрестность задней кромки

Рис. 2. Сетка типа C на y=0

Выбор объекта был обусловлен большим количеством имеющихся для него экспериментальных и расчетных данных, в частности [3,4]. На рис. 1 показана расчетная область (поперечный размер – b), а на рис. 2 – расчетная сетка, содержащая в общей сложности ~17 млн. ячеек, при этом в продольном направлении на одну сторону профиля приходилось 300 ячеек, по в поперечном направлении (по размаху) на размер b = 0.3c – 180 ячеек, а на торец – 10 ячеек. Выбранное соотношение размеров пристеночного слоя ячеек (в долях размера ячейки в направлении от стенки, равного $2 \cdot 10^{-6}$ м) на основной части профиля было 40×1×20, что обеспечивало в постановке IDDES для указанных ниже условий обтекания разрешение вихревых структур пограничного слоя вплоть до границы его линейного участка. Нарастание размера ячеек в направлении от стенки в области пограничного слоя было равно 1.1.

В качестве граничных условий на профиле ставилось условие прилипания, на внешней границе – неотражающее условие в набегающем потоке, а на боковых плоскостях – условие периодичности.

Для анализа характера течения в пристеночном слое и в следе за профилем был выбран режим обтекания, рассмотренный в работе [3], характеризующийся числом Рейнольдса $Re_c \sim 2 \cdot 10^5$, которому в примере, рассмотренном в настоящей работе, отвечает направленная вдоль хорды профиля (нулевой угол атаки) скорость невозмущенного потока $U_\infty = 100$ м/с и величина хорды $c \cong 0.03$ м. Статические давление и температура в окружающей среде были равны соответственно 101325 Па, 288.15 K (нормальные условия).

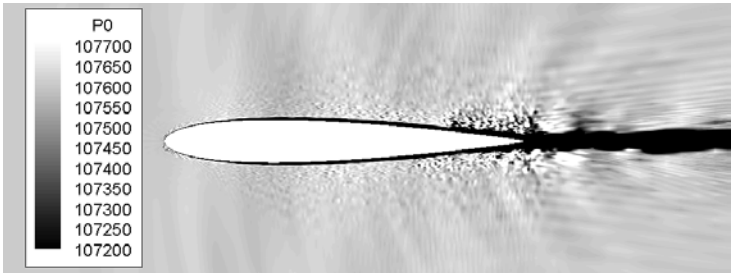
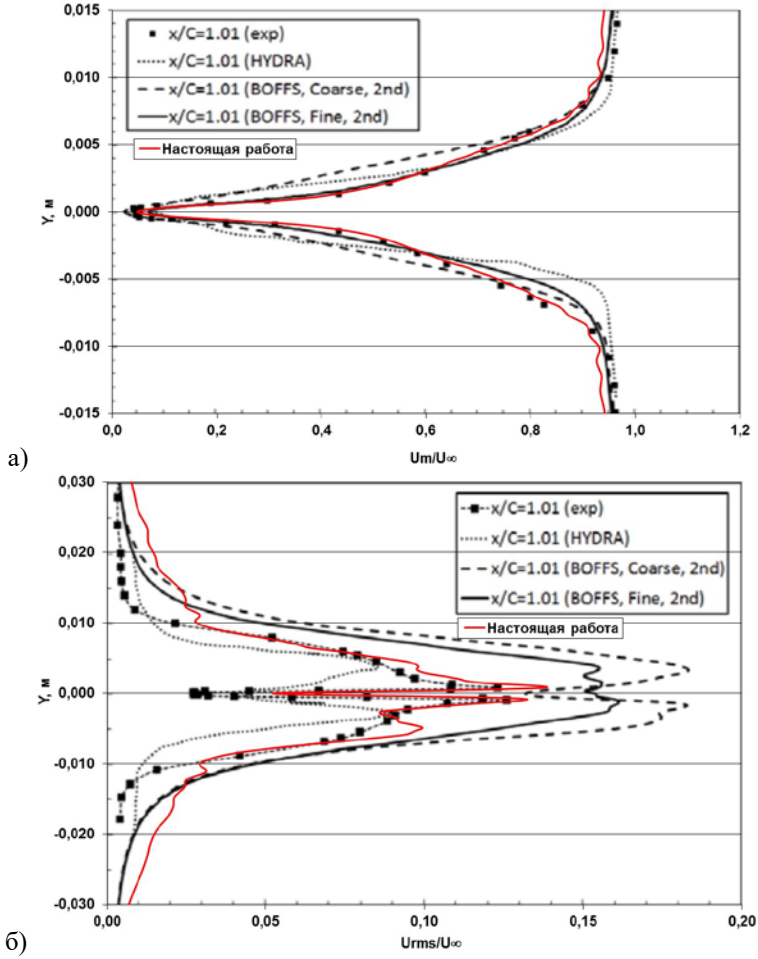


Рис. 3. Мгновенное поле полного давления в плоскости y=0

В качестве примера результатов расчета на рис. 3 показано мгновенное поле полного давление в окрестности профиля, а на рис. 4 – профили относительных средней скорости U_m и среднеквадратичной (rms) пульсаций скорости U_{rms} в следе за обтекаемым телом, на расстоянии 0.01c от торца (x/c=1.01). Полученные в настоящей работе профили (красные линии) сопоставляются с расчетными данными, полученными в [3] с использованием кодов BOFFS [5] и HYDRA [6, 7], а также с экспериментальны-

ми данными [8]. Сопоставление демонстрирует очень хорошее соответствие результатов расчетов настоящей работы экспериментальным и расчетным данным кода HYDRA.



а)

б)

Рис. 4. Профили параметров в следе за обтекаемым телом:
а) средняя скорость; б) среднеквадратичные пульсации

Для анализа акустических характеристик был выбран пример из работы [9], где рассматривался профиль NACA0012 с хордой c=0.207 м, обтекаемый под нулевым углом атаки потоком с U_∞ = 70 м/с при нормальных условиях в окружающей среде, что отвечает $Re_c \sim 10^6$. Используемая

сетка была подобна показанной на рис. 2 и содержала ~ 6 млн. ячеек, что близко к мелкой сетке работы [9]. В отличии от рассмотренного ранее случая, на поперечный размер b = 0.1c приходилось 60 ячеек, а на торец – 40 ячеек. На профиль вдоль каждой стороны приходилось по-прежнему 300 ячеек, а упомянутое выше соотношение размеров ячеек в пристеночном слое было равно 200×1×100, что, в соответствии со свойствами IDDES, смещало границу достоверного разрешения вихревых структур в логарифмическую зону пограничного слоя.

Для турбулизации пограничного слоя на каждой стороне профиля использовалась система из 20 выступов в форме параллелепипеда с относительными (в долях хорды) размерами $L_x \times L_y \times L_z = 0.0038 \times 0.0017 \times 0.0024$, расположенная в сечении 0.27c от носика с шагом 0.0034c в поперечном направлении. Количество ячеек, приходящихся на выступ, вдоль каждого из указанных направлений было равно соответственно 1×1×30, а между выступами было по 2 ячейки.

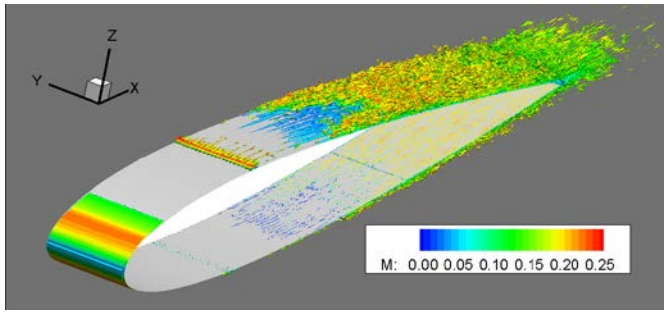


Рис. 5. Мгновенные изоповерхности Q-критерия с полем осевой скорости

Для расчетов использовалась гибридная численная схема с переменным параметром противопоточности. На рис. 5 и 6 представлены полученные мгновенные изоповерхности Q-критерия с полем осевой скорости U, демонстрирующие физически адекватные характер течения в окрестности профиля и разрешаемые масштабы, и предварительный спектр пульсаций давления на задней кромке профиля. По положению максимума 3-х октавный спектр находится в хорошем соответствии с известными экспериментальными данными. Для более детального сопоставления спектров авторами в настоящее время отрабатывается методика FWH пересчета расчетных данных в дальнее поле, результаты использования которой будут представлены в докладе. Кроме того, этом докладе будут представлены результаты расчетов обтекания профиля с использованием методов генерации т.н. «синтетической» турбулентности, не требующих искусственных турбулизаторов течения, вносящих дополнительные погрешности в генерируемый шум.

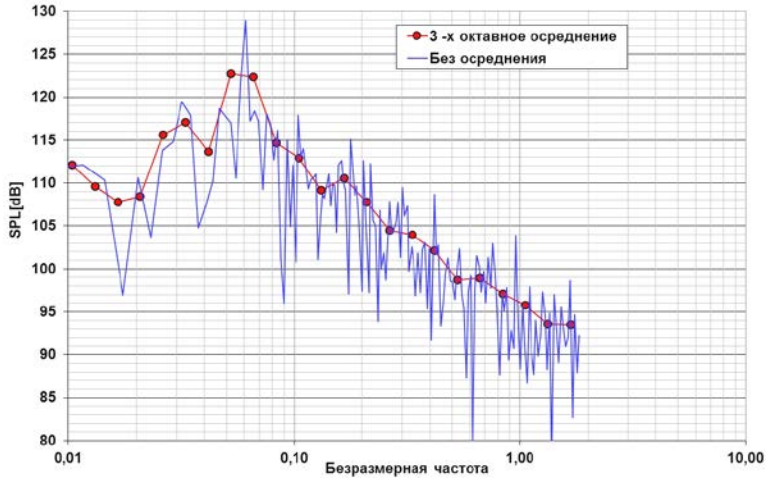


Рис. 6. Спектр пульсаций давления на задней кромке профиля

Настоящая работа была выполнена в рамках НИР «Перспектива» в ФГУП «ЦИАМ им. П.И.Баранова» по разделу, связанному с развитием численных методов.

Авторы благодарят сотрудника кафедры «Гидроаэродинамика, горение и теплообмен» Санкт-Петербургского политехнического университета (СПбПУ) А.В. Гарбарука за проведенный курс обучения, предоставленные учебные материалы и консультации в процессе выполнения работы. Авторы подчеркивают, что работа выполнена в рамках общих подходов к моделированию турбулентности, развиваемых школой М.Х. Стрельца.

Литература

1. A. Suresh, H.T. Huynh. Accurate Monotonicity-Preserving Schemes with Runge-Kutta Time Stepping. J. Comput. Phys., v.136, 1997, pp. 83–99.
2. 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.
3. Y. Lin, M. Savill, N.R. Vadlamani, R. Jefferson-Loveday. Wall-Resolved Large Eddy Simulation over NACA0012 Airfoil. International Journal of Aerospace Sciences, v.2, No. 4, 2013, pp. 149–162.
4. M. Kamruzzaman, Th. Lutz, W. Würz, W.Z. Shen, W.J. Zhu, M.O.L. Hansen, F. Bertagnolio, H.A. Madsen. Validations and improvements of airfoil trailing-edge noise prediction models using detailed experimental data. WIND ENERGY, No.15, 2012, pp.45–61.

5. Jefferson-Loveday, R.J. Numerical Simulations of Unsteady Impinging Jet Flows, Ph.D. Thesis, Swansea University, Swansea, Wales, 2008.
6. Q. Li, N. Peake and M. Savill. Large Eddy Simulations for Fan-OGV Broadband Noise Prediction, 14th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 5-7 May, 2008, Vancouver, Canada, AIAA 2008-2843.
7. Q. Li, N. Peake and M. Savill. Grid-Refined LES Predictions for Fan-OGV Broadband Noise, 15th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 11-13 May, 2009, Miami, Florida, Canada AIAA 2009-3147.
8. A.G. Sagrado. Boundary Layer and Trailing Edge Noise Sources, Ph.D. Thesis, Cambridge University, Cambridge, England, 2007.
9. O. Verhoeven. Trailing Edge Noise Simulations using IDDES in Open-FOAM. Master of Science Thesis, Faculty of Aerospace Engineering Delft University of Technology, 2011.

МНОГОМОДОВЫЕ ПУЛЬСАЦИИ ТЕЧЕНИЯ В ОСЕСИММЕТРИЧНОЙ ПОЛОСТИ, ОМЫВАЕМОЙ СВЕРХЗВУКОВЫМ ПОТОКОМ

Д.А. Губанов[1,2], **В.И. Запрягаев**[1]
[1]*ИТПМ СО РАН им. С.А. Христиановича, Новосибирск, zapr@itam.nsc.ru*
[2]*Новосибирский государственный университет, Новосибирск, gubanov@itam.nsc.ru*

Различные виды полостей, обтекаемых потоком, имеют место на летательных аппаратах, в рабочих частях аэродинамических труб, в теплообменниках и во многих других инженерных приложениях. Одной из разновидностей данной задачи является осесимметричная каверна [1], образующаяся в течении одного тела в следе за другим. При обтекании каверн может возникать интенсивное пульсационное течение [2, 3, 4], где уровень колебаний при определенных условиях достигает значительных величин.

В работе представлены результаты экспериментального исследования структуры течения и спектральных характеристик пульсаций в осесимметричной полости, омываемой сверхзвуковым потоком при числе Маха 2 [5]. Данные включают шлирен-визуализацию структуры течения синхронизированных с измерениями пульсаций давления, измерение спектральных характеристик пульсаций давления внутри осесимметричной выемки в различных точках, данные о величине измеренной амплитуды пульсаций давления для отдельной моды колебаний в зависимости от времени.

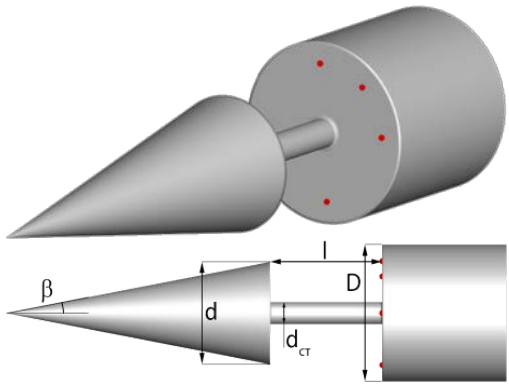


Рис. 1. Схема модели с осесимметричной выемкой

Эксперименты проведены в сверхзвуковой аэродинамической трубе сверхзвуковых скоростей Т-313 ИТПМ СО РАН с параметрами потока:

число Маха набегающего потока $M_\infty=2$, $Re_\infty=2.5\cdot10^6$, скоростной напор невозмущенного потока $q_\infty=0.7\cdot10^5$ Па. Модель (рис. 1) представляла собой цилиндр с плоским торцом диаметром D=100 мм, по оси которого имелось отверстие для стержня 2 диаметром $d_{ст}=16$ мм и длиной l (l/D=0.9). На стержень устанавливался носовой конус с диаметром основания d (d/D=0.75) и углом полураствора β=10˚. На модели заподлицо с торцом цилиндра D устанавливались 4 виброизолированных датчика пульсаций давления ЛХ-611АМ (красные точки на рис. 1) на диаметре $d_\partial=76$ мм под азимутальными углами, равными 0°, 45°, 90°, 180°.

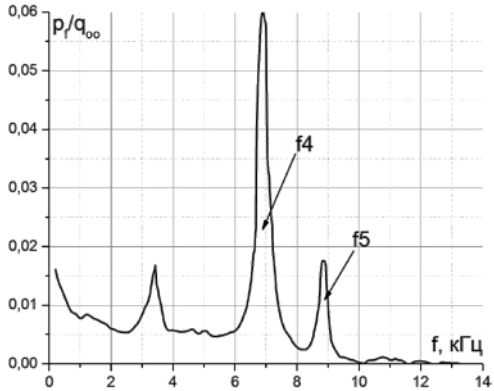


Рис. 2. Амплитудный спектр пульсаций давления в осесимметричной выемке, омываемой сверхзвуковым потоком

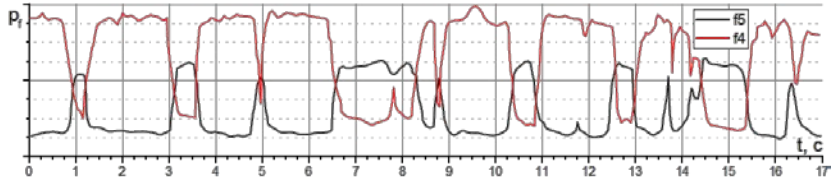


Рис. 3. Зависимость амплитуды выделенных спектральных составляющих от времени

Выявлено наличие многомодовых пульсаций течения (рис. 2, моды f4, f5 с числами Струхаля 1,36 и 1,75, соответственно), характеризующихся тем, что в различные моменты времени доминируют различные моды колебаний, что выявлено при помощи селективного узкополосного анализатора частотных спектров в сочетании с низкочастотным фильтром в 40 Гц (рис. 3).

Зарегистрирован случайный характер перестройки режима колебаний с одного типа на другой. Максимальная амплитуда пульсаций давле-

ния одной моды соответствует минимальному значению другой. Время существования отдельной моды пульсаций много больше периода колебаний отдельной моды ($\Delta t/T_0=2\cdot10^4$).

При анализе изображений шлирен-визуализации, синхронизованных с данными о пульсациях на различных датчиках давления, было установлено, что существуют несколько мод колебаний в осесимметричной выемке, а именно тороидальная с m=0 и спиральные при m=±1 (рис. 4).

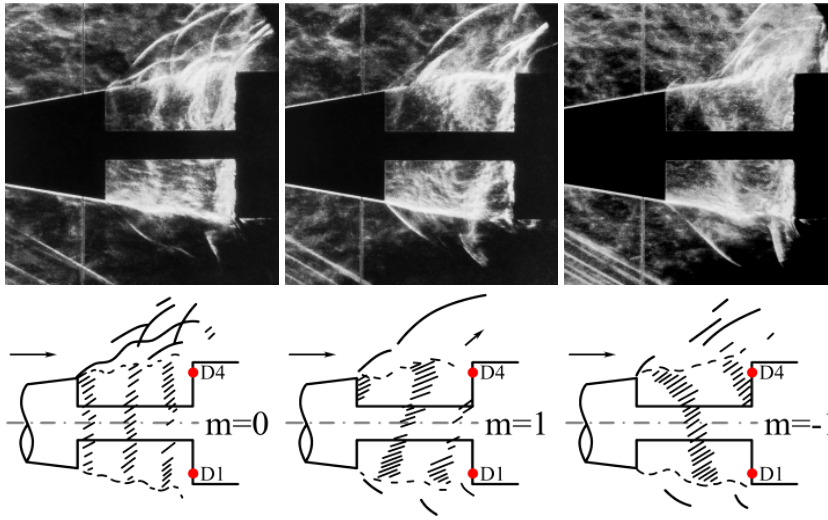


Рис. 4. Шлирен-визуализация и соответствующие им схемы обтекания осесимметричной каверны за конусом

Экспериментальные данные дополнены результатами численного моделирования при помощи пакета Ansys Fluent на базе ИВЦ НГУ методом LES с подсеточной моделью турбулентности WALE на структурированной сетке в 1,43 млн ячеек в рамках идеального газа вторым порядком точности аппроксимации по потоку и времени неявной схемой с числом Куранта – 0,3 при шаге по времени $\Delta t=25\cdot10^{-6}$ с. Размер ячейки в области каверны составлял не более $1,5^3$ мм^3. Геометрия модели и параметры потока в расчете соответствовали экспериментальным значениям. Сбор статистических данных о пульсациях давления с точек, где располагались датчики в эксперименте, был выполнен после установления решения. Длина реализации, соответствующая изменениям давления во времени, составила 8192 отсчета.

В расчете зарегистрированы многомодовые тороидальные и спиральные колебания с различными частотами в выемке при её обтекании сверхзвуковым потоком (рис. 5). Период существования мод ограничивал-

ся несколькими периодами. Значения частот пульсаций (2,1, 2,9, 4,1 кГц) не совпали с частотами, полученными в эксперименте.

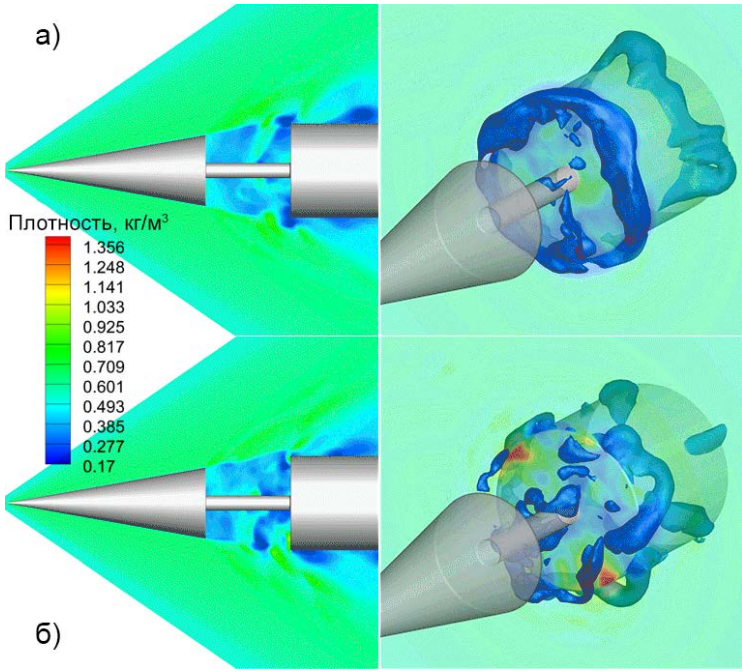


Рис. 5. Распределение плотности в продольном сечении (слева) и изоповерхность плотности (справа) пульсаций потока в каверне для различных мод колебаний: а) тороидальная, б) спиральная

В работе показано наличие многомодовых пульсаций в осесимметричной полости, омываемой сверхзвуковым потоком. Зарегистрирован случайный характер перестройки режима колебаний с одного типа на другой. Время существования отдельной моды пульсаций много больше периода колебаний отдельной моды. Качественно воспроизведен многомодовый режим пульсаций при численном моделировании.

Работа выполнена при поддержке гранта РФФИ № 16-01-00314а.

Литература

1. Y. Wang, H. Ozawa, H. Koyama, Y. Nakamura, Simulation of Supersonic Stage Separation of Capsule-Shaped Abort System by Aerodynamic Interaction, 20th AIAA Computational Fluid Dynamics Conference, Honolulu, Hawaii, 2011.

2. Антонов А.Н., Купцов В.М., Комаров В.В. Пульсации давления при струйных и отрывных течениях. – М.: Машиностроение, 1990. – 272с.
3. B. Farkas, G. Paál, and K. G. Szabó. Descriptive analysis of a mode transition of the flow over an open cavity. Phys. Fluids 24, 027102, 2012.
4. Запрягаев В.И. Исследование пульсаций в открытой зоне свободной каверны при сверхзвуковой скорости потока. ПМТФ. 1985. №6. С.50–58.
5. Запрягаев В.И. Исследование пульсаций течения в передних отрывных зонах и в выемках при сверхзвуковом обтекании осесимметричных тел: автореферат канд. физ.-мат. наук ИТПМ СО АН СССР. – Новосибирск, 1989.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ В ДВУХКОНТУРНОЙ СВЕРХЗВУКОВОЙ СТРУЕ*

Д.А. Губанов, **В.И. Запрягаев**, Н.П. Киселев, С.Г. Кундасев, А.А. Пивоваров
ИТПМ СО РАН, Новосибирск, zapr@itam.nsc.ru

Представлено описание оборудования, конструкция модельного двухконтурного сопла и результаты экспериментального исследования структуры струйного течения. Данные эксперимента включают визуализацию поля течения и результаты измерения методом PIV, а также результаты зондирования поля течения микроприемником полного давления и распределение давления по внутреннему контуру сопла. Приведены результаты измерения величины и спектрального состава пульсаций массового расхода с использованием проволочного термоанемометра.

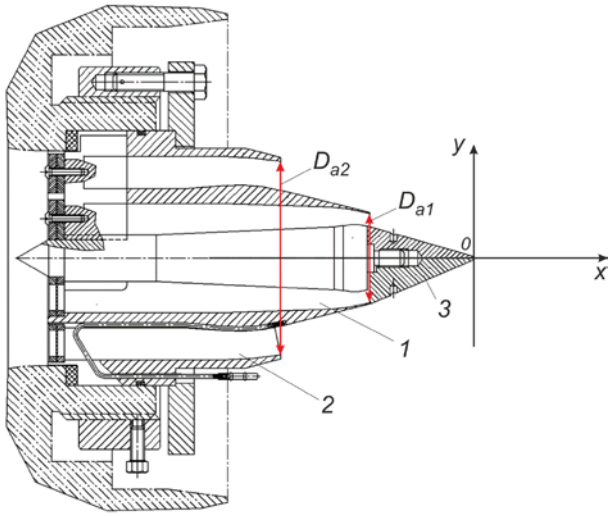


Рис. 1. Схема двухконтурного сопла: *1* – внутренний контур сопла, *2* – внешний контур сопла, *3* – центральное тело, D_{a1}, D_{a2} – диаметры внутреннего и внешнего контуров

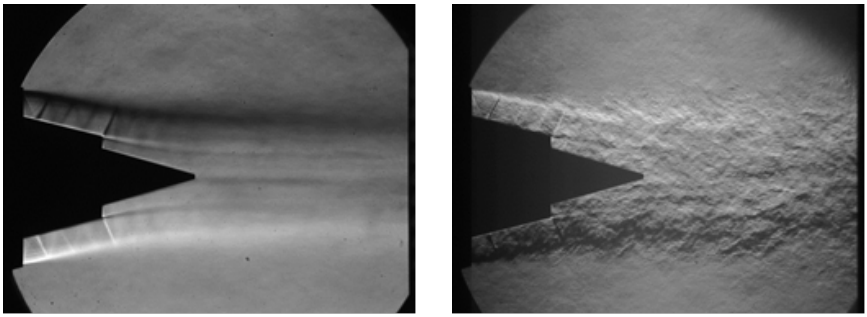
Работа ведется в рамках проекта Центра Компьютерного Моделирования им. Белоцерковского, данные эксперимента послужили основой для создания в ЦАГИ тестового случая, предназначенного для верификации

* Доклад на английском языке.

результатов численных расчетов газодинамической структуры модельной высокоскоростной двухконтурной струи.

Описание установки и методов исследования представлено в [1], где представлены данные о структуре течения недорасширенной струи, истекающей из конвергентного сопла. Экспериментальные исследования струи, истекающей в затопленное пространство из конвергентного модельного двухконтурного сопла (рис. 1) проведены на струйном модуле гиперзвуковой аэродинамической трубы периодического действия Т-326 ИТПМ СО РАН. Геометрическое число Маха на выходе сопла Ма= 1.0. Эксперименты проведены на холодном воздухе при постоянном давлении торможения в контурах сопла Npr1 = 1.72, Npr2 = 2.25, где Npr= $P_{01(2)}$/Pc, $P_{01(2)}$ – давление, подводимое во внутренний/внешний контур сопла; Pc – давление в камере Эйфеля; индексы 1, 2 соответствуют внутреннему и внешнему контуру сопла. Необходимое понижение давления во внутреннем контуре достигается путем установки сетки на входе во внутренний контур сопла.

На рис. 2 показаны фотографии шлирен-визуализации высокоскоростной двухконтурной струи. Осредненная структура течения показана на рис. 2,а, мгновенная – на рис. 2,б. Из внутреннего контура (контур 1) истекает высокоскоростная кольцевая струя при Npr1 = 1.72, обтекающая конус центрального тела. За конусом вдоль оси виден слабо выраженный след. Во внешнем контуре на выходе формируется слабонедорасширенная сверхзвуковая кольцевая струя, видны скачки уплотнения, волнообразный характер изменения внешней границы, а также ячеистая структура.



a b

Рис. 2. Шлирен-фотографии истечения струи из двухконтурного сопла, а – экспозиция 10^{-2} сек, б – экспозиция $3 \cdot 10^{-6}$ сек

Струя, истекающая из внутреннего контура, не имеет бочечной структуры течения. Слой смешения потоков сверхзвуковой и дозвуковой струй формируется на кромке внутреннего контура сопла и отчетливо ре-

гистрируется на фотографии (рис. 2,а). При малой экспозиции регистрируются заметные пульсации плотности, обусловленные турбулизацией течения.

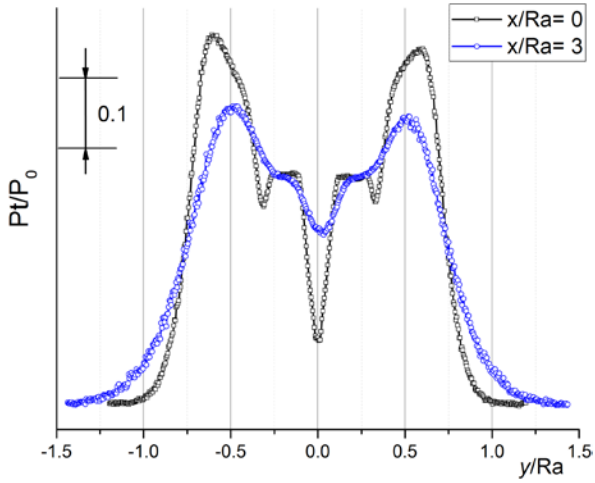


Рис. 3. Диаметральные распределения давления, измеренные с помощью приемника полного давления в поперечных сечениях струи

С помощью пневмоприемника полного давления измерены распределения давления в двухконтурной струе. На рис. 3 показаны профили относительного давления, измеренные трубкой Пито, для двух поперечных сечений x/Ra= 0 и 3, Ra – радиус выходного сечения внешнего (поз. *2*, рис.1) контура сопла. Данные при x/Ra = 0 получены вблизи носика конуса (поз. *3*, рис. 1), а при x/Ra= 3 – на наибольшем расстоянии от него. На оси виден минимум давления вследствие торможения потока за конусом. Регистрируются различные уровни полного давления для внешнего и внутреннего течения, обусловленные сверхзвуковым режимом внешней и дозвуковым внутренней струй. Два соседних минимума ± y/Ra= 0.3 (x/Ra= 0) соответствуют слою смешения в области взаимодействии потоков. При удалении на расстояние x/Ra= 3 максимальное полное давление в струе падает, полное давление на оси увеличивается, размеры внутреннего и внешнего слоев смешения увеличиваются.

Проведены измерения величины и спектрального состава пульсаций массового расхода с использованием проволочного термоанемометра. Характерные распределения суммарных характеристик пульсаций массового расхода в трех поперечных сечениях струи представлены на рис. 4.

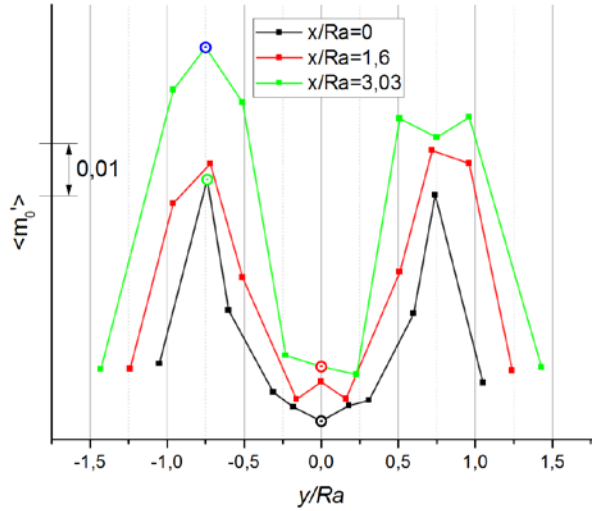


Рис. 4. Величина относительных пульсаций массового расхода в зависимости от относительного радиуса, Npr1 = 1.72, Npr2 = 2.25

На рис. 4 изображены диаметральные профили суммарного уровня относительных пульсаций массового расхода в диапазоне от 20 Гц до 150 кГц. Видно, что в следе за конусом пульсации массового расхода минимальны. Наблюдается некоторая несимметричность, что связывается с разным уровнем турбулентности в верхней и нижней части струи, возникающем при загромождении потока пилоном с датчиком термоанемометра. Максимум относительных пульсаций массового расхода регистрируется в слое смешения струи внешнего контура сопла и достигает 20% на внешней границе струи. Уровень пульсаций на оси увеличивается с увеличением расстояния от центрального конуса.

Литература

1. Запрягаев В.И., Киселев Н.П., Пивоваров А.А. Газодинамическая структура осесимметричной сверхзвуковой недорасширенной струи. Известия Российской академии наук. Механика жидкости и газа, № 1, 2015, С. 95–107.

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ЭВОЛЮЦИИ ИНТЕНСИВНЫХ АКУСТИЧЕСКИХ ШУМОВ В ОБРАТНЫХ ЗАДАЧАХ АЭРОАКУСТИКИ (С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ СПЕКТРАЛЬНОГО И БИСПЕКТРАЛЬНОГО АНАЛИЗА)

С.Н. Гурбатов, **И.Ю. Демин**, Н.В. Прончатов-Рубцов
Национальный исследовательский Нижегородский государственный университет им. Н.И. Лобачевского, Нижний Новгород, demin@rf.unn.ru

В докладе представлены результаты численного моделирования эволюции интенсивных акустических шумов в недиспергирующих средах. Основным уравнением, описывающим распространение нелинейных акустических волн в средах без дисперсии, является уравнение Бюргерса (УБ) [1]. Предложена спектральная схема численного решения УБ, которая позволила определить спектр и профиль волны на различных расстояниях от источника (как до образования ударного фронта, так и после). Преимущества данной схемы решения УБ заключаются в её возможностях использования для численного анализа эволюции как детерминированных, так и случайных сигналов. Очень важно, что данная схема численного решения УБ позволяет учесть и геометрию начальных условий, т.е. пригодна для описания цилиндрических и сферических волн. Все это позволяет сделать вывод о возможности использовать данную схему численного решения эволюции интенсивных акустических случайных волн применительно к задачам аэроакустики реактивных шумов.

При распространении акустического шума в нелинейной недиспергирующей среде происходит изменение его статистических характеристик, а именно вероятностного распределения шума и его энергетического спектра. Все это позволяет решать и обратную задачу аэроакустики, а именно восстановления его начального спектра (форма и частотный диапазон) и соответственно и неизвестную начальную формы сигнала. Это удалось реализовать используя биспектральный анализ, т.е. спектры более высокого порядка. Численная схема решения УБ была реализована в среде LabVIEW (создан виртуальный анализатор эволюции интенсивных шумовых волн), а вычисление спектральных и биспектральных характеристик проводилось с использованием встроенных функций MATLab.

Была проанализирована эволюция двух типов спектров шумовых волн: начальный спектр в нуле равен нулю и начальный спектр в нуле отличен от нуля. Также приведены результаты по сопоставлению численного и физического моделирования эволюции спектров реактивных шумов в свободном пространстве (Webster D.A., Blackstock D.T. [2]). В результате сравнения было получено хорошее согласование между экспериментальными и численными реализациями спектров (эволюция на различных рас-

стояниях от источника шума), что позволяет сделать вывод о возможности диагностики акустических сред с целью определения характеристик начального возмущения, линейных и нелинейных параметров среды.

Во второй части доклада, на основании теории автомодельности спектральных характеристик интенсивных шумовых волн, предложена программа для предсказания уровней звукового давления и спектров на больших расстояниях от излучателей интенсивных шумовых и регулярных волн. Актуальность данной задачи обусловлена интенсивным развитием и применением сверхзвуковых летательных аппаратов. Приведены оценки основных спектральных характеристик (интенсивность, характерная частота, дисперсия) акустических шумов на больших расстояниях от излучателя для модельных и реальных экспериментов [3] по распространению плоских и сферических регулярных и шумовых волн.

Работа выполнена при поддержке гранта РНФ (14-12-00882).

Литература

1. Гурбатов С.Н., Руденко О.В., Саичев А.И. Волны и структуры в нелинейных средах без дисперсии. Приложение к нелинейной акустике. М: Физматлит, 2008.
2. Webster D.A., Blackstock D.T. Experimantal Investigation of Outdoor Propagation of Finite-Amplitude Noise. – Contract NASA 1-14160, 1978.
3. Morfey C.L., Howell G.P. Nonlinear propagation of aircraft noise in the atmosphere. AIAA Journal, 1981, v.19, N8, p.986–992.

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ТУРБУЛЕНТНОГО ТЕЧЕНИЯ ВОЗЛЕ КАВЕРНЫ ДЛЯ ФУНДАМЕНТАЛЬНЫХ И ПРИКЛАДНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ*

Б.Н. Даньков[1], А.П. Дубень[2], Н.С. Жданова[2], **Т.К. Козубская**[2]
[1]*ФГУП ЦНИИМаш, г. Королёв, Московская обл..*
[2]*ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, г. Москва, Alexey.Duben@gmail.com*

Прямым следствием постепенного развития вычислительной техники, математических моделей и численных методов является появление возможности использовать вычислительный эксперимент для решения как фундаментальных, так и прикладных задач, стоящих перед авиационной промышленностью. При этом наиболее широким потенциалом при моделировании турбулентных течений и создаваемых ими акустических полей обладают вихреразрешающие подходы (DNS, LES и гибридные RANS-LES подходы). Помимо того, что они гарантируют достаточно высокую точность моделирования, их использование позволяет получать нестационарные характеристики (например, турбулентные или акустические пульсации), важные для понимания физики течения и анализа создаваемых им возмущений. Для этого широкие возможности предоставляют методы спектрального и корреляционного анализа. В отличие от натурных экспериментов, численное моделирование, в принципе, не имеет ограничений по пространственному и временному разрешению выдачи нестационарных характеристик, что, безусловно, является его неоспоримым преимуществом. Использование неструктурированных сеток, способных описывать сложные геометрические конфигурации, и современных вычислительных технологий (например, метода погруженных граничных условий) предоставляет возможность решать также и прикладные задачи, стоящие перед авиационной промышленностью. Принципиальным требованием, обеспечивающим как корректное решение прикладных задач, так и достоверный результат фундаментальных исследований, является тщательная валидация вычислительного алгоритма и реализующего его программного комплекса. Такая валидация проводится на наиболее близких к решаемым задачам тестовых случаях, для которых имеются надёжные экспериментальные данные. Это требование становится особенно критичным, если речь идет о сложных турбулентных течениях, моделируемых с использованием вихреразрешающих подходов.

В настоящей работе рассматривается класс задач, связанных с трансзвуковым турбулентным течением возле каверны. В качестве инструмента для проведения численных экспериментов используется про-

* Доклад на английском языке.

граммный комплекс NOISEtte [1] для решения задач аэродинамики и аэроакустики на неструктурированных сетках. Вычислительный алгоритм кода NOISEtte построен на основе квазиодномерной реберно-ориентированной (Edge-Based Reconstruction, EBR) схемы [2] повышенной точности. В качестве основного вихреразрешающего подхода используется усовершенствованный гибридный RANS-LES подход DDES [3], обеспечивающий ускоренный переход от RANS к LES в слоях смешения.

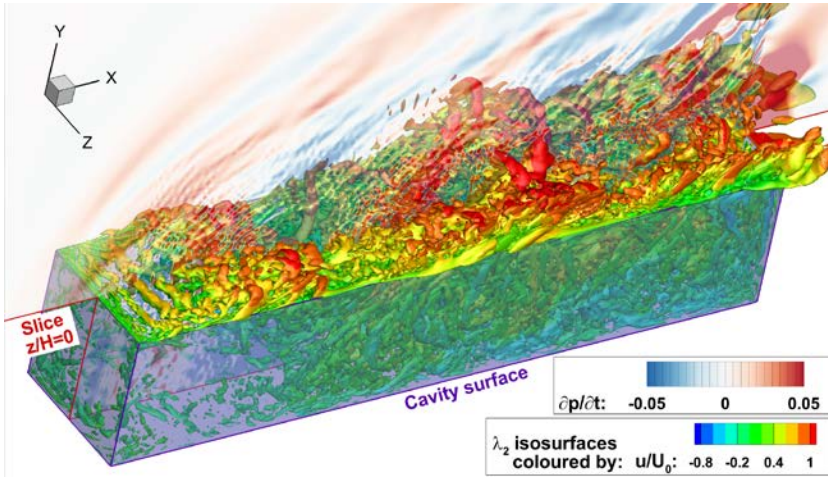


Рис. 1. Визуализация течения возле каверны M219

Для валидации вычислительного алгоритма рассматривается известная модельная постановка, представляющая собой течение возле каверны M219 [4] прямоугольной формы $L_x \times L_y \times L_z = 5H \times H \times H$ (H – глубина каверны), число Рейнольдса $\mathrm{Re}_H = 1.37 \cdot 10^6$, $M_\infty = 0.85$. Визуализация турбулентного течения представлена на рис. 1. Данная задача является широко распространенным тестом для проверки вычислительных методик, реализующих какой-либо вихреразрешающих подход к численному моделированию. Результаты проведенной в работе валидации на основе сравнения с соответствующими экспериментальными данными [4] свидетельствуют о корректности воспроизведения сложного нестационарного процесса, возникающего при обтекании каверны трансзвуковым потоком. Более подробные данные по валидации будут представлены в докладе.

Достоверность полученных численных данных по турбулентному течению возле каверны M219 открывает возможность для более глубокого исследования протекающих в каверне процессов на основе анализа большого объема накопленных в процессе расчета численных данных по нестационарным полям физических величин. В работе рассматриваются

только данные в центральном сечении и на поверхности каверны (рис. 1). В качестве инструментария используются методы спектрального и корреляционного анализа. Выполненное исследование дает обширную информацию для понимания физики течения и, в том числе, обнаружения механизмов генерации шума, характерных для каверны рассматриваемой конфигурации. Так, на рис. 2 представлено распределение уровней пульсаций давления в ближнем поле каверны, интегрированных по полосам частот, покрывающим «роситеровские» дискретные составляющие в спектрах. Полученные картины полей давления напоминают собой стоячие волны разной длины, формируемые внутри каверны. Отметим, что спектральный и корреляционный анализ нестационарных полей течения полезен не только для решения фундаментальных задач, но может также использоваться для прикладных целей.

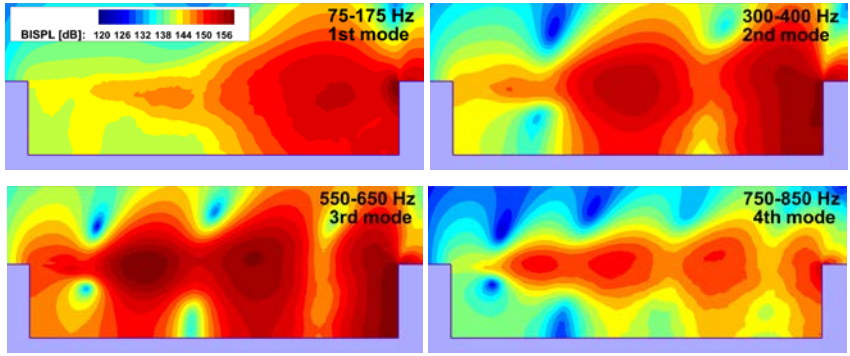


Рис. 2. Распределения уровней пульсаций давления, интегрированных по полосам частот

В качестве задачи с выраженной прикладной направленностью, в работе рассматривается трансзвуковое обтекание ($M = 0.85$, $\mathrm{Re}_H = 7 \cdot 10^6$) каверны с характерной для авиационной промышленности конфигурацией. Геометрия каверны предполагает скос на задней кромке, вниз по потоку, параметры полости: $L_x \times L_y \times L_z = 7.59H \times H \times 1.82H$.

Помимо численного моделирования течения возле отдельно взятой каверны, также производится расчет в присутствии дефлектора, установленного возле передней кромки. Для воспроизведения его геометрии используется метод погруженных граничных условий. На рис. 3 представлена визуализация обоих течений (без дефлектора и с дефлектором) в центральном поперечном сечении. В докладе будет представлен сравнительный анализ результатов двух расчетов, позволяющий судить о влиянии дефлектора на структуру турбулентного течения в полости каверны и его возможности снижать акустические нагрузки на стенки каверны.

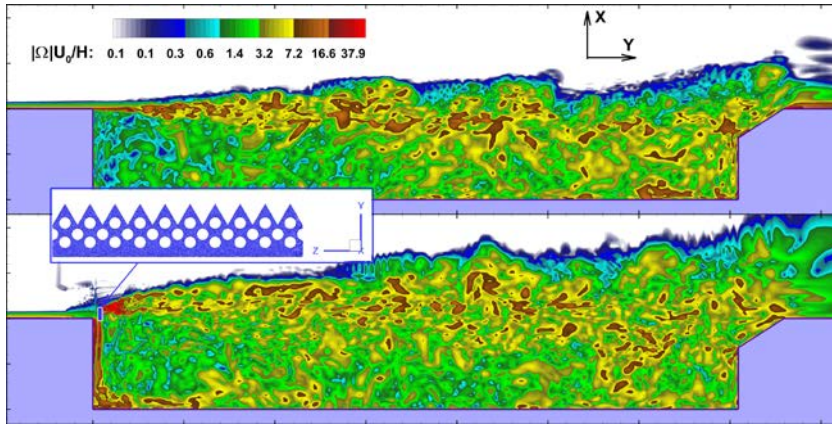


Рис. 3. Визуализация турбулентного течения внутри каверны при отсутствии (сверху) и наличии (снизу) дефлектора

Работа выполнена при поддержке Российского Научного Фонда (гранты № 14-11-00060 и № 16-11-10350).

Литература

1. И.В. Абалакин, П.А. Бахвалов, А.В. Горобец, А.П. Дубень, Т.К. Козубская. Параллельный программный комплекс NOISETTE для крупномасштабных расчетов задач аэродинамики и аэроакустики. Вычислительные методы и программирование, 2012, **13**, стр. 110–125.
2. I.V. Abalakin, P.A. Bakhvalov, T.K. Kozubskaya. Edge-based reconstruction schemes for unstructured tetrahedral meshes. Int. J. Numer. Meth. Fl., 2016, **81** (6), pp. 331–356.
3. M. Shur., P. Spalart, M. Strelets, A. Travin. An Enhanced Version of DES with Rapid Transition from RANS to LES in Separated Flows. Flow, turbulence and combustion, 2015, **95** (4), pp. 709–737.
4. de Henshaw M.J.C. M219 cavity case: Verification and validation data for computational unsteady aerodynamics. Tech. Rep. RTO-TR-26, AC/323(AVT)TP/19. QinetiQ, UK, 2002, p. 453–472.

ЧИСЛЕННЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ТРАНСЗВУКОВЫХ ПЕРЕСТРОЕК ТЕЧЕНИЯ И ПУЛЬСАЦИЙ ДАВЛЕНИЯ ПРИ ОБТЕКАНИИ ТЕЛ С ИЗЛОМАМИ ПОВЕРХНОСТИ

Б.Н. Даньков[1], И.Ю. Кудряшов[2], **А.Е. Луцкий**[2]
[1]*ФГУП ЦНИИмаш, г. Королёв, dankovboris@gmail.com*
[2]*ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, г. Москва, kudryashov.i.yu@gmail.com, lutsky@kiam.ru*

При запуске современных космических аппаратов широко используются ракеты-носители с надкалиберными головными частями, диаметр которых превосходит диаметр основной части корпуса. В процессе разгона ракеты режим обтекания меняется от существенно дозвукового до сверхзвукового. Свойства течений около таких объектов, особенно на трансзвуковых режимах, являются весьма сложными и исследованы к настоящему времени далеко не в полном объеме. В работах [1-3] представлены результаты экспериментальных исследований, выполненных в ФГУП ЦНИИМАШ. Было показано, что при изменении числа Маха набегающего потока в диапазоне M = 0.8 – 1.3 происходит существенная перестройка структуры течения.

Процесс перестройки течения при увеличении числа Маха набегающего потока вызван возникновением и развитием на поверхности конусоцилиндрического тела области сверхзвукового течения. Особое значение имеет ее критическая стадия. Эта стадия характеризуется спонтанным качественным изменением структуры течения от одного устойчивого состояния к другому, наличием аэродинамического гистерезиса и нестационарностью. Характер перестройки обуславливается, прежде всего, наличием зоны отрыва пограничного слоя, резкое изменение размеров, формы и положения которой, а также интенсивности связанных с этой зоной скачков уплотнения может привести к существенному изменению локальных стационарных, но, главным образом, к значительному росту нестационарных аэродинамических нагрузок.

Численное исследование таких течений является весьма актуальной задачей как с теоретической, так и практической точек зрения. С другой стороны, отмеченные свойства течения (взаимодействие ударной волны с пограничным слоем, свободный отрыв с гладкой поверхности и отрыв за точкой излома) определяют сложность задачи численного моделирования и высокие требования к используемым алгоритмам.

В работе представлены результаты численных исследований турбулентного обтекания цилиндрического надкалиберного тела с изломом на носовой части и обратным уступом, проведенных с использованием не-

стационарных уравнений Рейнольдса в двумерной постановке, замыкаемых моделью турбулентности Menter SST.

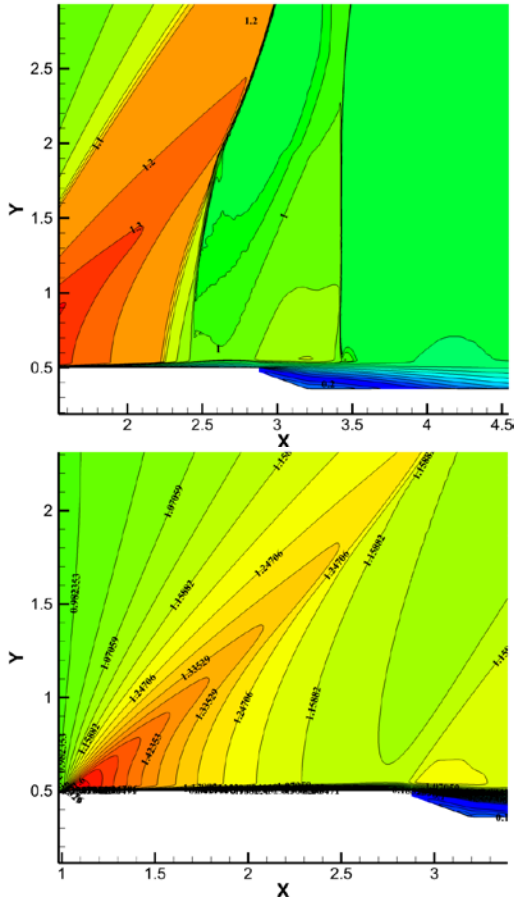


Рис. 1. Поля местного числа Маха при обтекании потоком с числом Маха на бесконечности 0.97 (вверху) и 1.038 (внизу)

Наиболее существенным отличием новой геометрии является наличие обратного уступа за задней угловой кромкой головной части. Точка отрыва при этом фиксирована и не сдвигается при изменении числа Маха набегающего потока. Из эксперимента известно [6], что при угле излома образующий $\theta_C > 30°$ наблюдается три момента повышения уровня пульсаций давления в данной области: 1) в начале взаимодействия замыкающего скачка с кормовым отрывом; 2) по достижению замыкающим скач-

ком точки присоединения отрывной области и началу её распада на фиксированный и свободный отрыв; 3) на заключительной, критической стадии перехода в локальное состояние выделившегося фиксированного отрыва. Расчеты обтекания в трёхмерной постановке проведены для числа Маха набегающего потока примерно соответствующего моменту (2).

В работе представлены результаты моделирования задачи в трёхмерной постановке методом MILES. Эти расчеты позволили изучить нестационарные эффекты рассматриваемого течения в том числе, неустойчивость положения замыкающего скачка.

Работа выполнена при поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (Проект № 14-08-00624_а).

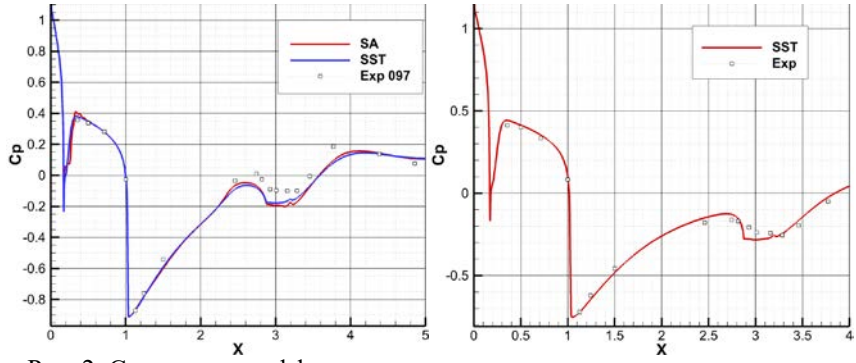


Рис. 2. Сравнение коэффициента давления на поверхности модели для M=0.97 (слева) и M=1.038 (справа)

Литература

1. Даньков Б.Н., Косенко А.П. и др. Волновые возмущения в трансзвуковых отрывных течениях. Изв. РАН. МЖГ. 2006. №6. С.153–165.
2. Даньков Б.Н., Косенко А.П. и др. Особенности трансзвукового течения за задней угловой кромкой надкалиберного конусоцилиндрического тела. Изв. РАН. МЖГ. 2007. №3. С.155–168.
3. Даньков Б.Н., Еремин В.В. и др. Роль волновых возмущений в трансзвуковых отрывных течениях. Ученые записки ЦАГИ, том XLI №2, 2010, с.19–24.
4. Кудряшов И.Ю., Луцкий А.Е. Моделирование турбулентного отрывного трансзвукового обтекания тел вращения. Математическое моделирование, т.23, № 5, 2011, с.71–80.
5. Кудряшов И.Ю., Луцкий А.Е. Адаптация кода для расчета течений вязких жидкостей под гибридные вычислительные системы на базе технологий CUDA-MPI. Математическое моделирование, т.24, № 7, 2012, с.33–44.

6. Архиреева Е.Ю. и др. Автоколебательные процессы при обтекании тел с изломами образующей. М.: ИПМ им. М.В. Келдыша 2015. ISBN 978-5-98354-017-0.

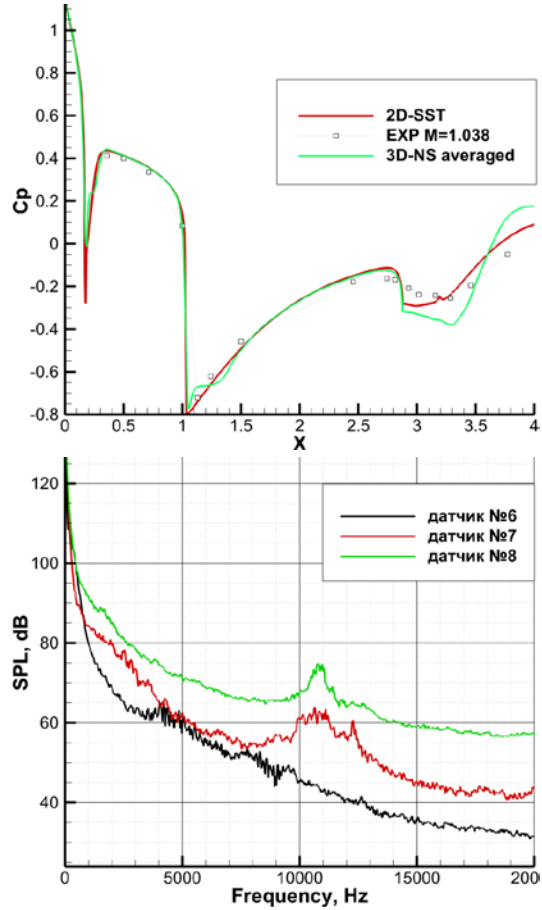


Рис. 3. Вверху – сравнение распределения давления в двумерном RANS расчете и результатов 3D MILES после усреднения; внизу – спектры пульсаций давлений на стенке в области за обратным уступом в 3D расчете

АНАЛИЗ ВЛИЯНИЯ ПОСТАНОВКИ ЗАДАЧИ НА РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЕТА ШУМА, ГЕНЕРИРУЕМОГО ВЕНТИЛЯТОРНОЙ СТУПЕНЬЮ

В.В. Дегтярев[1], А.А. Синер[1,2,3]
[1]*АО «Авиадвигатель», Пермь, siner@avid.ru*
[2]*ПНИПУ, Пермь*
[3]*ПГНИУ, Пермь, asiner@mail.ru*

Современная конкуренция на рынке авиационного двигателестроения заставляет двигателестроительные фирмы развивать все более совершенные методы расчета и экспериментального анализа акустических характеристик авиационного двигателя.

В работе представлены результаты расчетов по оценке влияния постановки задачи (модель турбулентности и величина расчетной области) на уровень звукового давления в дальнем акустическом поле и модальный состав шума, генерируемого вентиляторной ступенью вперед. Всего было проведено четыре расчета: три в секторной постановке 60 градусов с различными моделями турбулентности (k-ε, DES, SAS SST) и один в полной постановке 360 градусов с SAS SST моделью.

Объектом исследования являлась вентиляторная ступень двигателя, включающая вентилятор, спрямляющий аппарат (СА) наружного контура и направляющий аппарат (НА) внутреннего контура, режим полета – посадочный.

Оценка тонального шума ротор-статор взаимодействия проводилась по следующей методике:

а) проведение газодинамического расчета в ANSYS CFX с записью необходимых параметров: плотность, давление, температура, скорость, скорость в неподвижной системе координат;

б) на основе полей давления из газодинамического расчета проводилась модальная декомпозиция программой, разработанной в АО «Авиадвигатель» [1];

в) далее в пакете ACTRAN проводился акустический расчет.

Так как число лопаток вентилятора и СА не имеют общего кратного, для корректного описания процесса генерации шума при ротор-статор взаимодействии необходимо моделировать течение во всей вентиляторной ступени, включая в расчетную область все межлопаточные каналы рассматриваемых венцов. Но подобная постановка является слишком затратной с точки зрения вычислительных ресурсов и времени проведения расчетов. Чтобы сократить время проведения нестационарных расчетов, необходимо изменить количество лопаток СА и НА до значений, имеющих общее кратное с количеством лопаток вентилятора. В этом случае

можно значительно сократить размер расчетной области и время расчетов за счет использования условий периодичности. Получаемая в таком расчете картина взаимодействия венцов и модальный состав будет отличаться от того, что получилось бы для правильного соотношения лопаток. Однако для целей сравнительной оценки влияния модели турбулентности такая постановка предполагается достаточной.

Расчетная область включала 2 канала вентилятора, 12 каналов НА, 7 каналов СА (рис. 1).

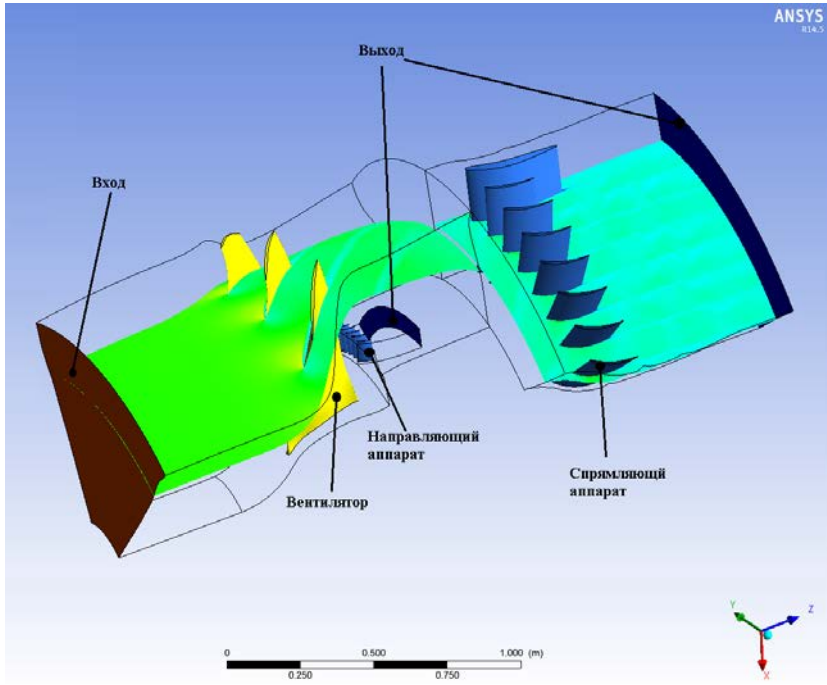


Рис. 1. Общий вид расчетной области

В качестве модели воздуха использовалась Air Ideal Gas, которая описывается уравнением состояния совершенного и вязкого газа. Численный метод, используемый в пакете – неявный метод контрольных объемов второго порядка точности по пространству и времени. Для уточнения решения на каждом шаге выполнялось пять Ньютоновских подитераций.

В результате проведенных нестационарных газодинамических расчетов с различными моделями турбулентности получено, что использование k-e модели дает наименьшие уровни звукового давления (см. рисунок 2), т. к. модель менее подробно описывает отрывные течения в расчетной

области. Различия в результатах DES и SAS SST моделей требуют более детального исследования уравнений [2], входящих в их состав.

По результатам расчетов видно, что наибольший вклад в суммарный уровень шума дают гармоники с номерами 1, 2, 3. При предварительном анализе результатов можно сделать вывод, что характер модального состава зависит от выбранной модели турбулентности. Наиболее выражены в составе первой гармоники 0 и -6 моды (во всех расчетах), при использовании SAS SST модели во второй гармонике сильнее проявляется -18 мода, а в третьей – -6 мода заменяется на -12.

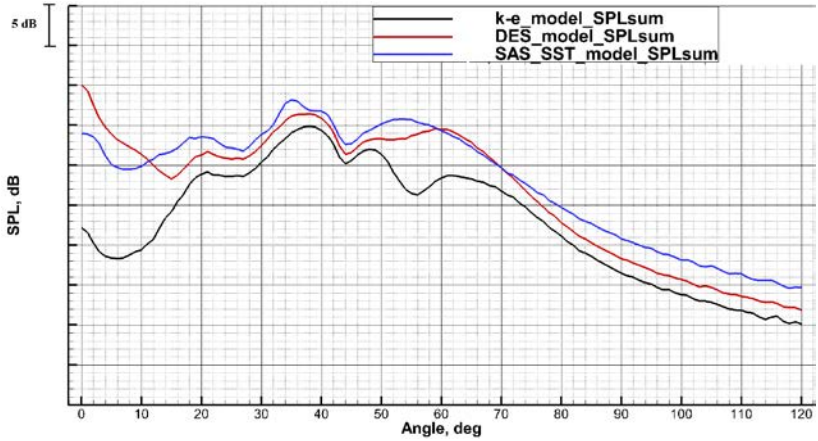


Рис. 2. Направленность тонального шума для различных моделей турбулентности

При сравнении диаграмм направленности для расчетов в секторной и полной постановках (рис. 3) видно, что на малых углах уровень шума значительно ниже у расчета в полной постановке. Это обусловлено гораздо более тихой (на 10–15 дБ) нулевой модой для каждой из трех гармоник. В целом, модальный состав при увеличении расчетной области меняется более существенно, чем при изменении модели турбулентности. Так, на первой гармонике большой вклад вносит -9, на второй – -18 моды, в третьей гармонике -12 мода проявляется гораздо меньше.

Из результатов можно сделать вывод, что наиболее перспективным является проведение расчетов в полной постановке с минимальными упрощениями реальной геометрии (т. е. с учетом обтекателя, радиального зазора, пилона) и подробными вихреразрешающими моделями турбулентности (SAS SST, DES или LES). Однако время одного расчета для полной постановки занимает около двух месяцев, поэтому планируется использовать газодинамический решатель GHOST CFD разрабатываемый в АО «Авиадвигатель» [3].

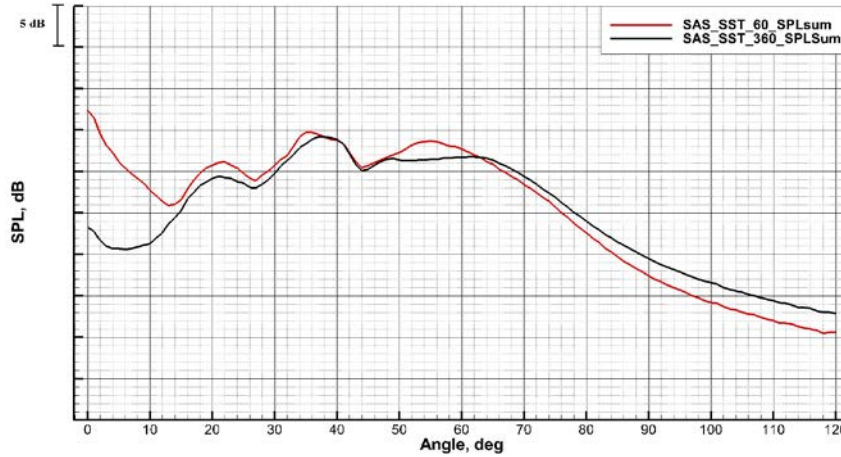


Рис. 3. Направленность тонального шума для секторной и полной постановок

Литература

1. Синер А.А. Методика выбора ЗПК для турбомашин на основе математического моделирования: Диссертация кандидата технических наук: 05.13.18. – Пермь: 2010. – 66 с.
2. Справочная система ПК ANSYS CFX, theory guide, пп. 2.2.2.1, 2.6, 2.7.
3. Коромыслов Е.В., Усанин М.В., Гомзиков Л.Ю., Синер А.А., Любимова Т.П. Численное моделирование аэродинамических и шумовых характеристик дозвуковых турбулентных струй с использованием графических процессоров. Вычисл. мех. сплош. сред. 2016. Т.9, №1. С.84–96.

ЭКРАНИРОВАНИЕ АВИАЦИОННЫХ НЕКОМПАКТНЫХ ИСТОЧНИКОВ ШУМА ПРИ НАЛИЧИИ СПУТНОГО ПОТОКА: ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ И ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ ИССЛЕДОВАНИЯ*

С.Л. Денисов, Н.Н. Остриков
НИМК ЦАГИ, Москва, aeroacoustic@mktsagi.ru

Первые оценки снижения авиационных источников шума при помощи эффекта экранирования были проведены в 70-хх годах прошлого века и продемонстрировали высокую эффективность [1,2]. Как результат, эффект экранирования начал рассматриваться как доступный способ, позволяющий удовлетворить новым требованиями по снижению шума на местности, что привело к увеличению число исследований в данной области.

В наших предыдущих работах [3,4,5] были проведены теоретические и экспериментальные исследования влияния некомпактности источников при отсутствии спутного потока. Эксперименты продемонстрировали, что снижение шума при помощи экранирования является сложной задачей, зависящей от относительного положения источника (двигателя) и экрана (планера самолёта). Различные авиационные источники шума (шум струи, шум винта и шум вентилятора) обладают отличающимися механизмами экранирования шума. В частности, экранирование тонального и широкополосного шума винта или вентилятора обладает различными свойствами. Было показано, что этот факт особенно связан с их некомпактной природой. Также было продемонстрировано, что некомпактность чрезвычайно важное свойство для экранирования шума, особенно если источник шума расположен вблизи экранирующей поверхности.

Анализ различных теорий дифракции показал, что Геометрическая теория дифракции (ГТД) наиболее подходящий метод расчёта экранирования некомпактных источников по сравнению с методами Кирхгофа/Френеля. Было показано, что ГТД имеет более простую формулировку для объяснения основных свойств дифрагированного поля, обнаруженных в наших экспериментах.

Теория ГТД продемонстрировала важность фазовых характеристик в ближнем поле для корректного описания эффекта экранирования. Этот факт особенно важен, так как необходимо принимать во внимание влияние спутного потока (особенно для неоднородного потока), поскольку его появление приводит к изменению распределения фазы падающей акустической волны, что изменяет структуру дифрагированного поля.

* Доклад на английском языке.

Было выполнено большое число работ направленных на изучение влияния спутного потока на явление дифракции [6-10]. В данной работе мы используем эти результаты для исследования влияния спутного потока на эффект экранирования для некомпактных источников.

В экспериментальной части данной работы рассматриваются следующие результаты: экранирование шума струи (одноконтурные и двухконтурные сопла) при наличии спутного потока, и экранирование шума винта также при наличии спутного потока. Выполненная в ЦАГИ экспериментальная установка по исследованию маломасштабной модели винта, рассмотренная в предыдущей работе [4], была изменена при помощи установки экрана меньших размеров. В связи с этим были получены новые результаты для эффективности экранирования даже при отсутствии спутного потока. При сравнении результатов для двух экспериментальных сессий было выявлено различие между эффективностью экранирования для тонального и широкополосного шума при наличии спутного потока.

В теоретической части работы рассматривается невязкая формулировка дифракционной проблемы в присутствии спутного потока и плоского экрана простой геометрии (бесконечная полоса) не возмущающего спутный поток. Геометрическая Теория Дифракции использовалась для расчёта и анализа свойств экранирования некомпактных источников тонального и широкополосного шума.

Вычисление экранирования для монопольного источника продемонстрировало слабую зависимость амплитуды дифрагированного поля от скорости спутного потока, в то время как фаза дифрагированного поля оказалось очень чувствительной к изменению скорости спутного потока. В результате этого влияние спутного потока на эффективность экранирования особенно существенно для некомпактных источников. Выполненные вычисления показывают, что некомпактность очень важное свойство источников звука в случае расположения данных источников вблизи экранирующей поверхности и при наличии спутного потока.

В работе показано, что при сравнении экранированного и неэкранированного полей при различных числах Маха одновременно приходиться сталкиваться с двумя факторами: изменение дифрагированного и изменение свободного поля при изменении числа Маха спутного потока. Вычисления подтверждают экспериментальные данные, что влияние спутного потока на эффективность экранирования носит неоднозначный характер: увеличение скорости спутного потока приводит к увеличению эффективности экранирования в одних случаях и её снижению в других. Вычисления показывают, что поведение эффективности экранирования существенно зависит от изменений свободного поля с увеличением числа Маха. Это показывает, что эффективность экранирования шума тональных компонент в зоне тени сильно зависит от изменений числа Маха, в то вре-

мя как широкополосный шум слабо зависит от этого. Этот факт особенно связан с некомпактной природой самого источника. Более того, влияние спутного потока менее выражено для случая наклонного экрана.

Выполненные расчёты показали, что явление усиления шума вне зоны геометрической тени и асимметрия экранированного поля при рассеянии вращающихся мод (подробное объяснение этих явлений содержится в [4]) сохраняется и в присутствии спутного потока.

В целом, настоящее исследование показывает, что эффект влияния спутного потока на эффективность экранирования является в принципе многофакторным. Для практических расчётов необходимо в деталях знать характеристики источника шума как функцию числа Маха. Боле того, эти характеристики могут зависеть от взаимного расположения источника и экранирующей поверхности. Например, шум винта и вентилятора зависит от неоднородности потока, которая возникает вследствие близкого взаимного расположения экрана и источника. Вследствие этого происходит значительное усложнение проблемы дифракции при наличии спутного потока.

Проведенные эксперименты показали, что снижение шума при помощи эффекта экранирования является сложной задачей, зависящей от свойств спутного потока, а также относительного положения источника и экрана. Эксперименты отчётливо показали, что влияние спутного потока на эффективность экранирования носит неоднозначный характер и зависит от геометрических параметров экрана. Что особенно важно, экранированию тонального и широкополосного шума винта присущи разные свойства. Этот факт особенно связан с некомпактной природой винта как источника шума. Эксперименты показали, что некомпактность чрезвычайно важное свойство для экранирования шума, особенно если источник шума расположен вблизи экранирующей поверхности при наличии спутного потока.

Литература

1. U. Von Glahn, D. Groesbeck, and M. Reshotko. Geometry Considerations for Jet Noise Shielding with CTOL Engine-Over-The-Wing Concept. AIAA Paper 74-568, June 1974.
2. U. Von Glahn, D. Groesbeck, and J. Wagner. Wing Shielding of High-Velocity Jet and Shock – Associated Noise with Cold and Hot Flow Jets. AIAA Paper 76-547, July 1976.
3. S.L. Denisov, M.Yu. Zaitsev, V.F. Kopiev, N.N. Ostrikov. Theoretical and Experimental Investigations of the Aircraft Noise Shielding by means of Airframe Structures. Third International Workshop “Computational Experiment in Aeroacoustics”, Svetlogorsk, Russia, September 24-27, 2014.

4. N.N. Ostrikov, S.L. Denisov. Airframe Shielding of Noncompact Aviation Noise Sources: Theory and Experiment. AIAA Paper 2015-2691, June 2015.
5. S.L. Denisov, N.N. Ostrikov. Comparison of the Methods for Noncompact Aviation Noise Sources Shielding Calculation. The 22nd International Congress on sound and Vibration (ICSV), Florence, Italy, 12-16 July, 2015.
6. D.G. Crighton, F.G. Leppington. “Scattering of aerodynamic noise by a semi-infinite compliant plate”. J. Fluid Mechanics, vol. 43, part 4, 1970, pp. 721–736.
7. S.M. Candel. Diffraction of a Plane Wave by a Half Plane in a Subsonic and Supersonic Medium. J. Acoustic Society of America, vol. 54, No 4, 1973, pp.1008–1016.
8. R.K. Amiet. High Frequency Thin-Airfoil Theory for Subsonic Flow. AIAA Journal, vol. 14, No 8, 1976, pp. 1076–1082.
9. S.W. Rienstra. Sound diffraction at a trailing edge. J. Fluid Mechanics, vol.108, 1981, pp. 443–460.
10. R. K. Amiet. Unified Aeroacoustics Analysis for High Speed Turboprop Aerodynamics and Noise. Volume II - Development of Theory for Wing Shielding. NASA Contractor Report 185192, May 1991.

МЕТОД РАСЧЕТА ТОНАЛЬНОГО ШУМА МНОГОСТУПЕНЧАТОЙ ТУРБОМАШИНЫ В ЧАСТОТНОЙ ОБЛАСТИ*

В.И. Милешин, С.В. Панков, **А.А. Россихин**
ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, rossikhin@ciam.ru

В последние десятилетия существенные усилия были направлены на снижение шума вентиляторов авиационных двигателей, и эти усилия позволили добиться впечатляющих результатов. Широкохордный вентилятор современного ТРДД с небольшим числом лопаток (<=18) и высокой степенью двухконтурности шумит значительно слабее, чем узкохордный вентилятор с большим числом лопаток более ранних ТРДД. Вместе с тем снижение шума вентилятора делает более значимым вклад в шум двигателя других источников шума, таких как турбина низкого давления и каскад подпорных ступеней.

Особенностью каскада подпорных ступеней и турбины низкого давления как источников шума по сравнению с вентилятором является то, что обычно в их случае шум определяется взаимодействием нескольких венцов. В частности, даже если считать, что основной вклад в шум каскада подпорных ступеней вносит первая ступень, мы должны рассмотреть взаимодействие между ротором ступени и входным направляющим аппаратом, ротором и направляющим аппаратом, а также учесть взаимодействие шума ступени с ротором вентилятора.

Таким образом, метод расчета шума многоступенчатой турбомашины должен учитывать взаимодействие между различными венцами турбомашины и описывать прохождение шума по тракту турбомашины. Наиболее простым подходом является прямой нестационарный расчет для полного пространственного периода турбомашины, однако он крайне ресурсоемок. Поэтому возникает естественное желание использовать гармонические методы, столь хорошо себя зарекомендовавшие себя при расчете шума вентиляторов. Такие методы действительно были разработаны и показали удовлетворительное быстродействие.

В частности, в ЦИАМ был разработан метод расчета шума многоступенчатой турбомашины, основанный на понятии гармонического фрагмента – совокупности возмущений в венце имеющих одинаковую частоту и фазовый сдвиг между границами межлопаточного канала [1]. В рамках этого метода решение в венце задается набором полей гармонических фрагментов в одном межлопаточном канале венца. Связь между задачами для разных гармонических фрагментов в соседних венцах осу-

* Доклад на английском языке.

ществляется через граничные условия на границах расчетных областей, соответствующих этим венцам. Специальные интерфейсы обеспечивают непрерывность параметров течения на границах между венцами для заданного набора гармонических функций времени и азимутального угла (азимутальных гармоник).

Достоинством этого метода, отталкивающегося от кинематических соотношений, описывающих зависимость полей течения в турбомашине от времени и азимутального угла, является возможность легкого включения в расчет взаимодействий, в которых учувствуют несколько венцов. Гармонические фрагменты в венцах непосредственно определяются выбором рассматриваемых взаимодействий, а граничные условия на интерфейсах полностью определяются наборами гармонических фрагментов в соседних венцах.

С помощью данного метода исследовалось нестационарное взаимодействие в нескольких турбомашинах. В частности в работе [1] для двухступенчатой турбомашины в двумерном приближении представлено сравнение результатов расчетов шума выполненных с использованием метода, основанного на формализме гармонических фрагментов, и метода, основанного на прямом нестационарном расчете. В целом наблюдается хорошее соответствие между результатами этих расчетов. В работе [2] представлены результаты расчетных исследований тонального шума первой подпорной ступени вентилятора ТРДД с высокой степенью двухконтурности, проведенных с использованием разработанного метода. Сравнение результатов расчета с результатами эксперимента на стенде ЦИАМ Ц-3А показало удовлетворительное соответствие между ними.

В то же время метод, основанный на независимом (в рамках одного подшага схемы) проведении расчета для каждого гармонического фрагмента, имеет существенный недостаток, связанный с тем, что его сложно обобщить на нелинейный случай. Стандартный способ расчета нелинейных составляющих потоков в частотной области организован следующим образом. На первом этапе поля течения, представленные в виде набора гармоник, преобразуются из частотной области во временную с помощью дискретного преобразования Фурье для заданного числа временных слоев. Затем на этих временных слоях вычисляются нелинейные составляющие потоков. На последнем этапе происходит преобразование полученных полей потоков обратно в частотную область. Этот метод работает, если все возмущения, рассматриваемые независимо, имеют разную частоту. Однако разные гармонические фрагменты могут иметь одинаковую частоту, и в этом случае обратное преобразование потоков из временной области к потокам для набора гармонических фрагментов неосуществимо.

В данной работе представлен метод расчета в частотной области, пригодный для расчета взаимодействия между венцами многоступенчатой

турбомашины в нелинейной постановке. Этот метод также отталкивается от формализма гармонических фрагментов. В рамках метода полагается, что поле течения в венце описывается заданным набором гармонических фрагментов. В то же время расчет проводится не для заданного числа гармонических фрагментов в одном межлопаточном канале венцов, а для заданного числа частот и межлопаточных каналов в каждом венце. Граничные условия на внешних границах расчетной области, соответствующих границам межлопаточных каналов, задаются исходя из данных о поле течения на границах межлопаточных каналов и данных о наборе гармонических фрагментов, которые составляют искомое решение. В линейной постановке представленный метод полностью эквивалентен описанному ранее. При этом можно использовать разное число межлопаточных каналов для разных частот соответственно числу гармонических фрагментов.

Данный метод, очевидно, легко обобщается на нелинейный случай описанным выше образом. Единственное ограничение, необходимое для того, чтобы все межлопаточные каналы рассматривались одинаково, состоит в том, чтобы число рассматриваемых межлопаточных каналов для каждой частоты (а, следовательно, и число гармонических фрагментов) было одинаково.

Представленный метод реализован в программном комплексе ЦИАМ 3DAS. Используемый в программном комплексе подход к расчету нестационарного взаимодействия базируется на прямом численном решении трехмерных уравнений Эйлера для возмущений, как линейных, так и нелинейных, поверх стационарного неоднородного трёхмерного вязкого поля течения с помощью разностных схем вычислительной акустики. Дискретизация уравнений по пространству построена на основе метода конечных объемов и с использованием обобщенной на метод конечных объемов аэроакустической DRP (Dispersion Relation Preserving) схемы четвертого порядка. Для дискретизации уравнений по времени применяется явная оптимизированная 6-ти шаговая схема Рунге-Кутта 4-го порядка.

В данной работе представлен ряд тестовых примеров, показывающих, что описанный метод расчета, может использоваться для расчета взаимодействия в турбомашине. Продемонстрирована его эквивалентность в линейном случае методу расчета, представленному в работе [1].

Литература

1. Осипов А.А., Россихин А.А. Метод расчета нестационарного аэродинамического взаимодействия решеток в многоступенчатой турбомашине. Ученые записки ЦАГИ, Т. 45, 2014, № 2, с. 50–62.
2. Rossikhin A.A., Pankov S.V., Mileshin V.I. Numerical investigation of the first booster stage tone noise of a high bypass ratio turbofan. GT2016-57352. ASME Turbo Expo 2016, Seoul, South Korea, June 13–17, 2016.

ПРИМЕНЕНИЕ СТРУКТУРИРОВАННЫХ И НЕСТРУКТУРИРОВАННЫХ ЧИСЛЕННЫХ АЛГОРИТМОВ ДЛЯ РАСЧЕТА ШУМА ТУРБУЛЕНТНЫХ СТРУЙ НА ОСНОВЕ УСОВЕРШЕНСТВОВАННОГО МЕТОДА DDES, ОБЕСПЕЧИВАЮЩЕГО УСКОРЕННЫЙ ПЕРЕХОД ОТ RANS К LES В СЛОЯХ СМЕШЕНИЯ*

А.П. Дубень[1], Т.К. Козубская[1], М.Х. Стрелец[2], М.Л. Шур[2]
[1]*ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, г. Москва, Alexey.Duben@gmail.com*
[2]*Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого*

Постепенное развитие гибридного RANS-LES подхода DES (Detached Eddy Simulation) привело к значительному расширению сферы его применимости. В частности, модификация DES, предложенная в недавно опубликованной работе [1], позволила существенно продвинуться в решении одной из фундаментальных проблем оригинальной формулировки метода, а именно, так называемой проблемы «серой области», следствием которой является затягивание перехода от RANS к LES моде DES в свободных или оторвавшихся слоях смешения. Ускорение развития неустойчивости и формирования развитой трехмерной турбулентности в таких слоях смешения достигается в [1] за счет модификации подсеточного масштаба для LES, который обеспечивает автоматическую идентификацию начальных участков слоев смешения и соответствующее уменьшение подсеточной вязкости в этих областях. В то же время, в области развитой турбулентности новый (адаптированный к слоям смешения – Shear-Layer Adapted) подсеточный масштаб Δ_{SLA} автоматически переходит в масштаб, близкий к стандартному подсеточному масштабу LES-ветви DES $\Delta = \Delta_{max} = \max\{\Delta_x, \Delta_y, \Delta_z\}$. Это открывает возможность применения данного подхода для решения достаточно широкого круга задач, в которых задержка появления развитой трехмерной турбулентности в слоях смешения приводит к неприемлемо большим погрешностям в определении наиболее важных («целевых») характеристик. Одним из ярких примеров таких задач является рассматриваемая в настоящей работе задача о расчете шума турбулентных струй.

Расчеты выполнены для дозвуковой круглой необогреваемой затопленной струи с числом Маха $M_{jet} = 0.9$, которая традиционно служит «полигоном» для тестирования численных методов аэроакустики. Исследование проведено с использованием двух вычислительных алгоритмов, существенно различающихся между собой: «структурированного» и «неструк-

* Доклад на английском языке.

турированного». Первый работает на сетках регулярной структуры и использует соответствующие таким сеткам численные схемы с определением переменных в центрах сеточных элементов. Программная реализация «структурированного» алгоритма выполнена в CFD коде NTS (Numerical Turbulence Simulation) [2]. «Неструктурированный» алгоритм строится на основе реализованных в программном комплексе NOISEtte [3] вычислительных методов для неструктурированных сеток с определением переменных в узлах, включая пространственную аппроксимацию конвективных потоков повышенной точности [4]. Общим элементом обеих методик является то, что для аппроксимации конвективных потоков в них используется гибридная численная схема, основанная на MUSCL подходе и схеме Роу для приближенного решения задачи о распаде разрыва. Отметим, что новое определение подсеточного масштаба в модифицированном методе DES [1] было сформулировано для структурированных элементно-центрированных схем. В настоящей работе это определение обобщено на случай произвольных неструктурированных сеток и вершинно-центрированного конечно-объемного метода.

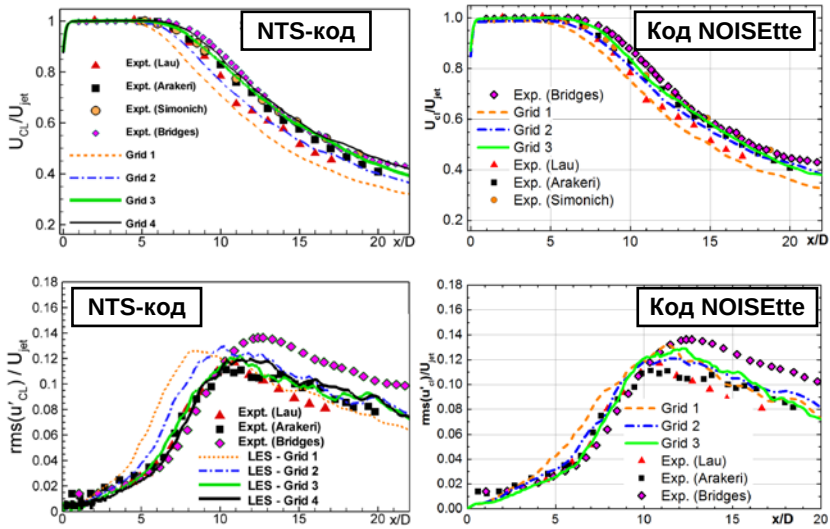


Рис. 1. Сравнение распределений продольной скорости (сверху) и ее среднеквадратичного отклонения (снизу) вдоль оси струи, полученных кодами NTS (слева) и NOISEtte (справа)

С использованием обоих рассматриваемых алгоритмов были проведены расчеты описанной выше струи на серии последовательно сгущающихся сеток, содержащих от 1.5 до 23 миллионов элементов/узлов. В до-

кладе будет представлено подробное сравнение полученных при этом результатов расчетов как аэродинамических и турбулентных характеристик струи, так и характеристик генерируемого ею шума в дальнем поле между собой и с соответствующими экспериментальными данными. Примеры такого сравнения приведены на рис. 1 и рис. 2. Из них, в частности, очевидны тенденции к сходимости результатов, получаемых в рамках обоих алгоритмов по мере улучшения сеточного разрешения, и к улучшению при этом согласования расчетов с экспериментом (заметные, хотя и небольшие различия, причины которых пока остаются неясными, наблюдаются лишь для шума в дальнем поле). Это, а также тот факт, что результаты, полученные при помощи неструктурированного и структурированного алгоритмов, хорошо согласуются между собой, свидетельствует о корректности предложенного обобщения нового подсеточного масштаба на случай неструктурированных сеток. Кроме того, полученные результаты показывают, что разработанная методика интегрирования уравнений Навье-Стокса на неструктурированных сетках в сочетании с использованием численных схем повышенного порядка обеспечивает точность расчетов, сравнимую с точностью низко-диссипативных численных алгоритмов для структурированных сеток.

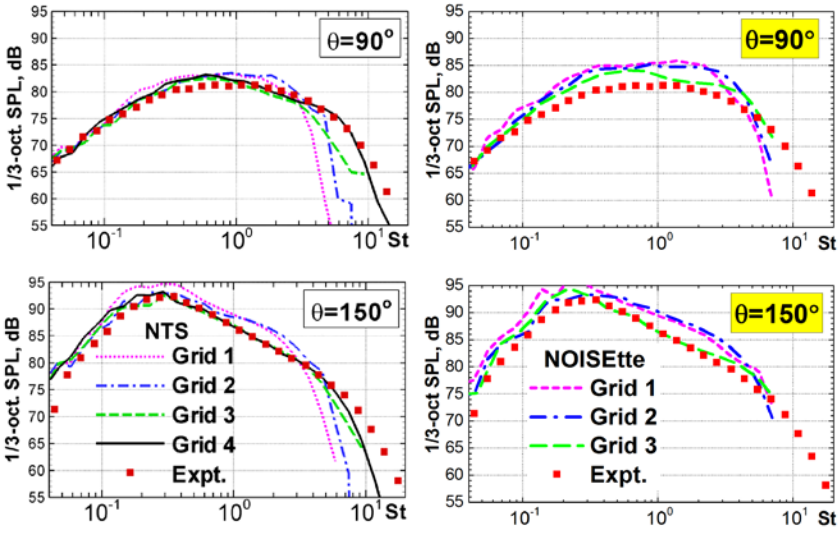


Рис. 2. Сравнение третьоктавных спектров шума в дальнем поле струи, рассчитанных интегральным методом Фокса Уильямса-Хокингса на основе данных, полученных с помощью кодов NTS (слева) и NOISEtte (справа)

Работа выполнена при поддержке Российского Научного Фонда (Грант № 14-11-00060).

Литература

1. M. Shur., P. Spalart, M. Strelets, A. Travin. An Enhanced Version of DES with Rapid Transition from RANS to LES in Separated Flows. Flow, turbulence and combustion, 2015, **95** (4), pp. 709–737.
2. M. Shur, M. Strelets, A. Travin. High-Order Implicit Multi-Block Navier-Stokes Code: Ten-Years Experience of Application to RANS/DES/LES/DNS of Turbulent Flows. Invited lecture. 7th Symposium on Overset Composite Grids and Solution Technology, October 5-7, 2004, Huntington Beach, USA.
3. И.В. Абалакин, П.А. Бахвалов, А.В. Горобец, А.П. Дубень, Т.К. Козубская. Параллельный программный комплекс NOISETTE для крупномасштабных расчетов задач аэродинамики и аэроакустики. Вычислительные методы и программирование, 2012, **13**, с. 110–125.
4. Abalakin I., Bakhvalov P., Kozubskaya T. Edge-based reconstruction schemes for unstructured tetrahedral meshes. Int. J. Numer. Meth. Fl., 2016, **81** (6), pp. 331–356.

ОТКРЫТАЯ БИБЛИОТЕКА ДЛЯ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ШУМА В ДАЛЬНЕМ ПОЛЕ

И.Е. Евдокимов[1], А.С. Епихин[2], М.Д. Калугин[1], М.В. Крапошин[1]
[1]*Институт системного программирования РАН, Москва, i.evdokimov@ispras.ru*
[2]*МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, andy_e@bk.ru*

В докладе сообщается текущее состояние разработки библиотеки с открытым исходным кодом libAcoustics для конечно-объёмного программного комплекса вычислительной гидродинамики OpenFOAM. К настоящему времени основные усилия разработчиков сосредоточены на создании базовых задач для тестирования версий библиотеки и возможной отработки специальных решателей и граничных условий, которые могут быть реализованы в OpenFOAM в перспективе.

Рассматриваемые тестовые задачи включают в себя ряд простейших тестов, имеющих аналитическое решение:

1. Одномерный домен, реализующий передачу гармонической волны для сравнения с решениями волнового уравнения, особенно в случае границы раздела двух сред (многофазные задачи);

2. Одномерный домен, являющийся сильно упрощённой реализацией монополя – пульсирующей сферы, для тестирования численных схем.

3. Двумерный домен, реализующий циклическую симметрию для моделирования сферы, колеблющейся вдоль одной оси (диполь). Данная задача может быть полезна как для тестирования численных схем, так и для тестирования решателей и библиотеки libAcoustics.

4. Двумерный домен, реализующий циклическую симметрию для моделирования поршня в стенке. Данная реализация монополя может быть использована как для тестирования решателей (особенно, при использовании точных решений в ближнем поле [1]), так и для тестирования библиотеки.

На текущий момент в библиотеке реализована акустическая аналогия Кёрла для расчёта шума, создаваемого обтекаемыми поверхностями при дозвуковом обтекании тела. Данная аналогия реализована на уровне постобработки решения и может включаться динамически в процессе осуществления расчёта. Работы по усовершенствованию библиотеки включают изменение исходного кода в сторону большей компактности. Так как в предыдущих версиях библиотеки использовались вспомогательные функции библиотеки FFTW, а в текущих версиях OpenFOAM уже реализован класс для Фурье-преобразования noiseFFT, был сделан выбор в пользу последнего.

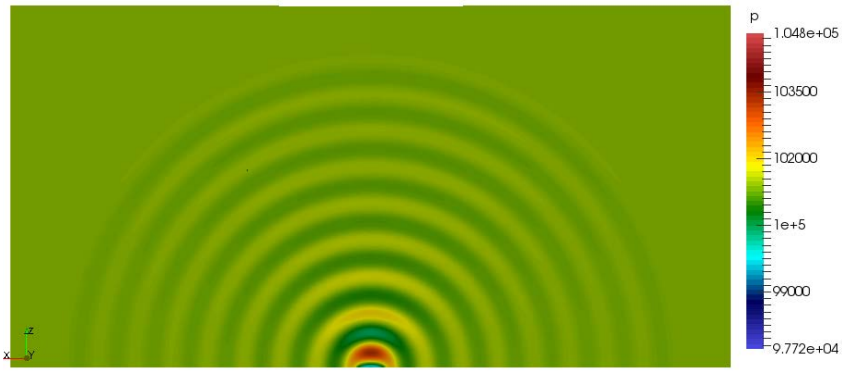


Рис. 1. Расчёт излучения акустических волн круглой пластинки (поршень в стенке), *ka* = 2,5; расчётная область симметрично отражена

С целью расширения возможностей применения, функционал libAcoustics планируется дополнить аналогией FwocsWilliams-Hawkings. В докладе представлены выбранный алгоритм реализации аналогии, возможные пути реализации в рамках OpenFOAM (проработаны варианты учёта контрольной поверхности как множества ячеек сетки faceSet и как внешней триангулированной stl поверхности).

Литература

1. Лепендин Л.Ф. Акустика. М.: Высшая школа, 1978. – 448 с.
2. “Fastest Fourier Transform in the West”, http://www.fftw.org/

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ РЕГУЛЯРИЗОВАННЫХ УРАВНЕНИЙ ГИДРОДИНАМИКИ ДЛЯ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ТУРБУЛЕНТНЫХ ТЕЧЕНИЙ ПРИ НЕВЫСОКИХ ЧИСЛАХ РЕЙНОЛЬДСА*

Т.Г. Елизарова[1], И.А. Широков[2]
[1]*ИПМ РАН, г. Москва, telizar@mail.ru,*
[2]*ВМК МГУ, г. Москва, ivanshirokov@inbox.ru*

В докладе представлены результаты численного моделирования ламинарных и турбулентных дозвуковых течений вязкого сжимаемого газа. Моделирование проведено на основе квазигазодинамических (КГД) уравнений. Рассмотрены свободные течения (вихрь Тейлора–Грина) и пристеночные (течение Куэтта). Сравнение результатов с эталонными данными из литературы, полученными посредством метода прямого численного моделирования (Direct Numerical Simulation, DNS) и метода крупных вихрей (Large-Eddy Simulation, LES), показывает, что КГД-алгоритм является адекватным средством моделирования свободного течения как в турбулентном, так и в ламинарном режимах. Сопоставление полученных результатов моделирования течения Куэтта с известными экспериментальными данными демонстрирует возможности КГД-алгоритма при моделировании ламинарных и турбулентных пристеночных течений.

Отметим, что при переходе от ламинарного случая к турбулентному не требуется вносить изменения в КГД-алгоритм, достаточно увеличить число Рейнольдса. Аналогично, КГД-алгоритм не требует модификации при переходе от моделирования свободных течений к расчетам пристеночных течений.

КГД-система может быть рассмотрена как система Навье–Стокса, усредненная на малом пространственно-временном интервале. Такое усреднение приводит к появлению дополнительных нелинейных слагаемых, пропорциональных малому параметру τ. Эти слагаемые имеют вид производных второго порядка по пространственным координатам и приводят к увеличению энтропии течения, что позволяет говорить об их диссипативном характере. Подсеточная диссипация КГД-системы открывает перспективы её использования при моделировании ламинарно-турбулентного перехода и турбулентных течений в широком диапазоне чисел Рейнольдса. Различные варианты КГД-системы были опубликованы в монографиях [1]–[3] и последующих работах по этой тематике.

Рис. 1–2 демонстрируют результаты моделирования распада вихря Тейлора-Грина [4]–[5]. Рис. 1 соответствует турбулентному случаю

* Доклад на английском языке.

(Re=1600). На рис. 2 слева приведены зависимости скорости диссипации кинетической энергии от времени как для ламинарного (Re=100), так и для турбулентных режимов (Re=280 и 1600) в сравнении с эталонными данными из литературы.

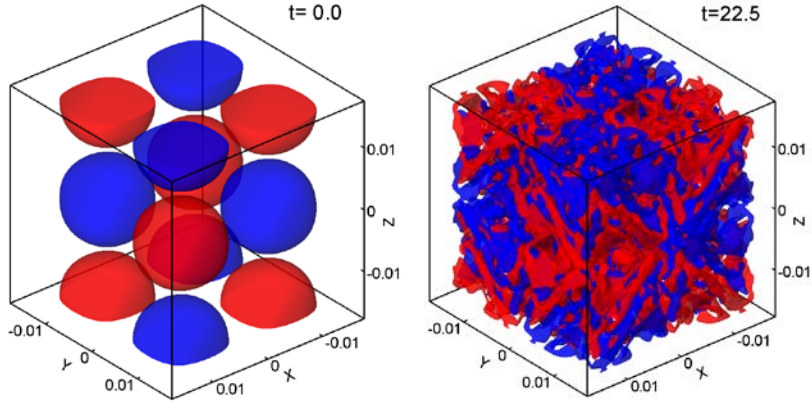


Рис. 1. Распад вихря Тейлора–Грина; изоповерхности z-компоненты ротора скорости для Re=1600

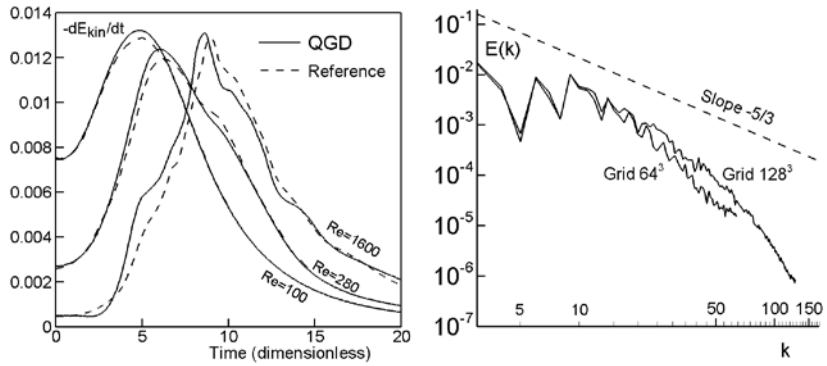


Рис. 2. Вихрь Тейлора–Грина: скорость диссипации кинетической энергии (слева) и энергетический спектр для Re=1600 (справа)

На рис. 2 справа показан энергетический спектр при Re=1600 с сравнении с колмогоровским профилем -5/3.

На рис. 3 приведены результаты моделирования турбулентного течения Куэтта при Re=3000 в обычных переменных (слева) и в универсальных безразмерных переменных (справа) в сравнении с экспериментальными данными [6]. На рис. 4 сверху показаны профили турбулентных

пульсаций в сравнении с экспериментальными и расчетными значениями из литературы.

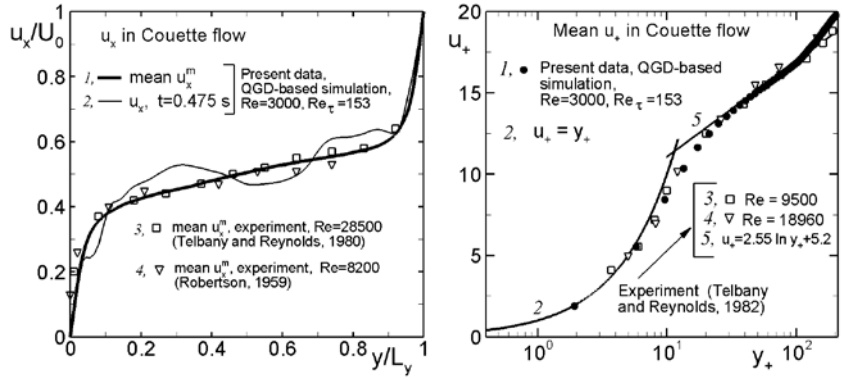


Рис. 3. Профиль продольной скорости в течении Куэтта: сравнение с экспериментальными данными

На рис. 4 снизу показаны когерентные структуры в турбулентном течении Куэтта для Re=3000. Визуализация этих структур проведена с помощью изоповерхностей Q-критерия, на которые нанесены контуры x-компоненты ротора скорости. Наличие развитых когерентных вихрей характерно для турбулентных течений.

Работа выполнена при поддержке Российского фонда фундаментальных исследований, проект РФФИ 16-01-00048-а.

Литература

1. Четверушкин Б.Н. Кинетические схемы и квазигазодинамическая система уравнений. М.: Макс Пресс. 2004.
2. Шеретов Ю.В. Динамика сплошных сред при пространственно-временном осреднении. Москва–Ижевск, НИЦ «Регулярная и хаотическая динамика». 2009.
3. Елизарова Т.Г. Квазигазодинамические уравнения и методы расчета вязких течений. М.: Научный мир. 2007.
4. Brachet M., Meiron D., Orszag S., Nickel B., Morf R., Frisch U. Small-scale structure of the Taylor-Green vortex. J. Fluid Mech., 1983, vol. 130, pp. 411–452.
5. Shirokov I. A., Elizarova T. G. Simulation of laminar–turbulent transition in compressible Taylor–Green flow basing on quasi-gas dynamic equations. J. of Turbulence, 15, Issue 10 (2014), pp. 707–730.
6. El Telbany M.M.M., Reynolds A.J. The structure of turbulent plane Couette flow. J. of Fluids Engineering. 104 (1982), pp. 367–372.

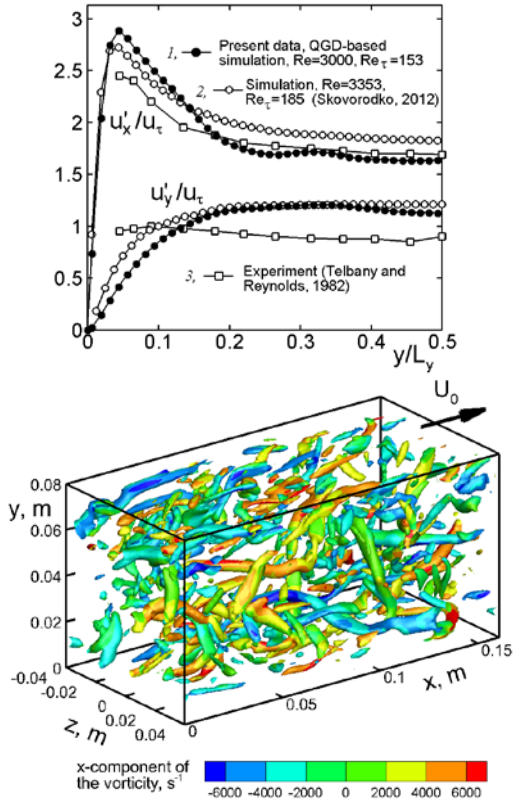


Рис. 4. Течение Куэтта: профили турбулентных пульсаций (вверху) и изоповерхности Q-критерия (внизу)

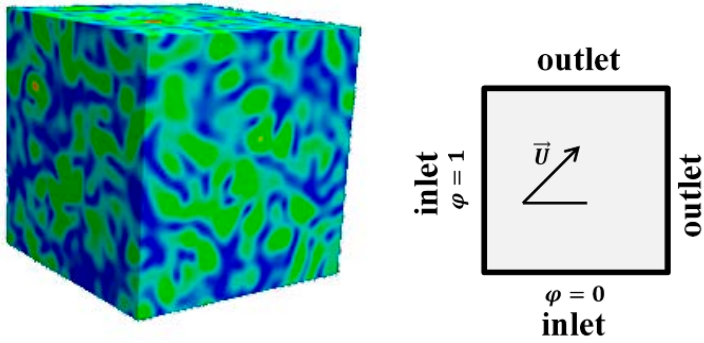
АНАЛИЗ ЧИСЛЕННЫХ СХЕМ ДЛЯ МОДЕЛИРОВАНИЯ ТУРБУЛЕНТНЫХ ТЕЧЕНИЙ С ПРИМЕНЕНИЕМ ОТКРЫТОГО ПАКЕТА OpenFOAM

А.С. Епихин, В.Т. Калугин
МГТУ им.Н.Э.Баумана, Москва, andy_e@bk.ru

При решении практических задач по моделированию нестационарных турбулентных течений и генерируемыми ими акустических полей необходимо определить закономерности развития вихревых структур, их распространения в пространстве и взаимодействие с обтекаемыми поверхностями. На данный момент, несмотря на стремительный прогресс в области экспериментальных методов исследования потоков, в случае сложного пространственного течения, определение структуры обтекания трехмерных объектов и акустического шума представляют значительные трудности, поэтому повышение точности и достоверности их вычисления целесообразно осуществлять с применением различных методов численного моделирования. В настоящее время находят применение большое количество универсальных коммерческих пакетов. Но они являются закрытыми, как и их коды. Альтернативой является развитие открытых пакетов, например OpenFOAM, который позволяет решать широкий круг задач механики сплошной среды, не только с использованием стандартных решателей и утилит, но и проводить их доработку. В свою очередь моделирования нестационарных турбулентных течений и генерируемыми ими акустических полей целесообразно осуществлять с применением прямого численного моделирования (DNS) и вихреразрешающих методов, таких как DES (и его модификации DDES, IDDDES), моделирование крупных вихрей (LES), гибридные подходы. Однако, применение DNS ограниченно располагаемыми вычислительными ресурсами и высокой требовательностью к разностным схемам. А важной особенностью подсеточных моделей для LES подхода является то, что входящие в них эмпирические константы, зависят от используемого для решения задачи численного метода. Выходом является проведение исследования используемой численной схемы в рассматриваемой задаче и при необходимости калибровка констант подсеточной модели LES. Таким образом, выбор оптимальной схемы дискретизации – одна из основных проблем при моделировании вихревых течений и акустического шума.

Наибольшее влияние на численную диссипацию схемы при дискретизации уравнений движения оказывает преобразование конвективных слагаемых. В работе проведен анализ диссипативности и устойчивости большинства численных схем, реализованных в пакете OpenFOAM. Стоит отметить, что программная реализация данных схем в пакете OpenFOAM

зачастую отличается от их описания в оригинальных работах. Оценка свойств численных схем проводилась путем решения задач о вырождении однородной изотропной турбулентности [1] (рис. 1,а) и переноса скаляра [2] (рис. 1,б) с использованием метода LES. В качестве подсеточной модели турбулентности использовалась модель Смагоринского и одного дифференциального уравнения кинетической энергии.



а) б)

Рис. 1. Начальные и граничные условия для решаемых задач:
а) – начальное поле скорости в задаче о вырождение изотропной турбулентности; б) – постановка задачи о параллельном переносе скаляра

Проведенный анализ численных схем дискретизации конвективных слагаемых позволил определить схему и константу подсеточной модели, которая обеспечивает приемлемый уровень диссипации и устойчивости, а также корректно описывает эволюцию вихревых течений и акустические эффекты.

Литература

1. Comte-Bellot G., Corrsin S. Simple Eulerian time correlation of full- and narrowband velocity signals in grid-generated “isotropic” turbulence. Journal of Fluid Mechanics, v.48, 1971, pp.273–337.
2. Jasak H., Weller H.G., Gosman A.D. High resolution NVD differencing scheme for arbitrarily unstructured meshes. International journal for numerical methods in fluids, v.31, 1999, pp.431–449.

ПРИМЕНЕНИЕ МОДЕЛИ SSG/LRR-ω RSM ПРИ МОДЕЛИРОВАНИИ НЕСТАЦИОНАРНЫХ ОТРЫВНЫХ ТЕЧЕНИЙ

Р.Н. Жучков, **А.А. Уткина,** К.Б. Володченкова
РФЯЦ – ВНИИЭФ, Саров, AAUtkina@yandex.ru

В настоящее время при численном моделировании отрывных течений и задач аэроакустики, как правило, применяются модели турбулентности, основанные на вихрерарешающих подходах. К таким моделям, в частности, относятся DES модели, являющиеся гибридом RANS/LES моделей. Наибольшее распространение получили DES модели, основанные на моделях Спаларта-Аллмараса и SST. Ключевым недостатком этих моделей является то, что они основаны на гипотезе Буссинеска, предполагающей линейную зависимость между тензором Рейнольдсовых напряжений и осредненными градиентами скоростей:

$$\tau_{ij} = -R_{ij} = \nu_t \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} k \delta_{ij} \cdot$$

Применение гипотезы Буссинеска дает хорошие результаты, когда есть доминирование только одной компоненты тензора Рейнольдсовых напряжений, в противном случае получение корректных результатов может быть затруднительным: например, для струйных течений такое допущение не является справедливым. Моделями турбулентности, свободными от гипотезы Буссинеска, являются, например, модели Рейнольдсовых напряжений (Reynolds Stress model – RSM).

В докладе предложена модификация модели турбулентности SSG/LRR-ω RSM для моделирования отрывных течений, основанная на DES подходе. В модели турбулентности RSM в уравнениях переноса Рейнольдсовых напряжений вводиться зависимость диссипативного члена от линейного масштаба турбулентности. В исходных уравнениях переноса Рейнольдсовых напряжений диссипативные слагаемые умножаются на коэффициент l_{RANS} / l_{DDES}, где l_{RANS} – линейный масштаб турбулентности и l_{DDES} – подсеточный масштаб). Данная модель реализована в программном комплексе ЛОГОС. Для демонстрации работоспособности введенной модификации была выбрана задача истечения холодной и горячей струи из осесимметричного суживающего реактивного изолированного сопла SMC000 с непрерывным контуром. В расчетах оценивались потеря безразмерной скорости вдоль центральной оси струи и распределение максимальных пульсаций продольной скорости на оси струи. На рис. 1 показано распределение осредненной продольной скорости на оси. Из рисунка видно, что результаты по пакету программ ЛОГОС дают хорошее совпадение

по длине начального участка струи и по уровням потери осредненной скорости.

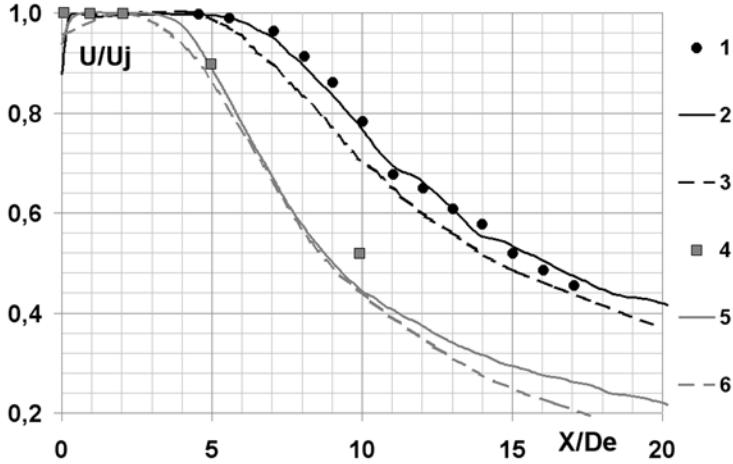


Рис. 1. Распределение осредненной продольной скорости на оси: 1, 4 – эксперимент [1] для холодной и горячей струи; 2, 5 – SSG/LRR-ω RSM/DES для холодной и горячей струи; 3, 6 – RANS/ILES [2] для холодной и горячей струи для холодной струи

Литература

1. Bridges J., Clifford A. Brown Parametric Testing of Chevrons on Single Flow Hot Jets. AIAA Paper № 2824 (2004).
2. Benderskiy L.A., Lyubimov D.A. Investigation of flow parameters and noise of subsonic and supersonic jets using RANS/ILES high resolution method. Proceedings of 29th congress of the International Council of the Aeronautical Sciences. Sept. 7-12, St. Petersburg, Russia, 2014.

ПРОХОЖДЕНИЕ АКУСТИЧЕСКИХ ВОЗМУЩЕНИЙ ЧЕРЕЗ СЛОЙ СМЕШЕНИЯ ДО- И СВЕРХЗВУКОВОГО ПОТОКОВ*

В.Н. Зиновьев[1], **В.А. Лебига**[1,2], Д.С. Миронов[1], А.Ю. Пак[1]
[1]*ИТПМ СО РАН, Новосибирск, lebiga@itam.nsc.ru*
[2]*Новосибирский государственный технический университет, Новосибирск*

С помощью термоанемометра экспериментально исследовано прохождение акустических возмущений через плоский слой смешения дозвукового и сверхзвукового потоков с расчетными числами Маха M = 0,5 и 2 соответственно. Акустические возмущения частотой f = 5…9 кГц создавались в дозвуковом потоке с помощью генератора, представляющего собой свисток, образованный наклонным отверстием на стенке канала с регулируемой глубиной h, рис. 1. В большинстве экспериментов частота искусственных акустических пульсаций составляла 6,8 кГц.

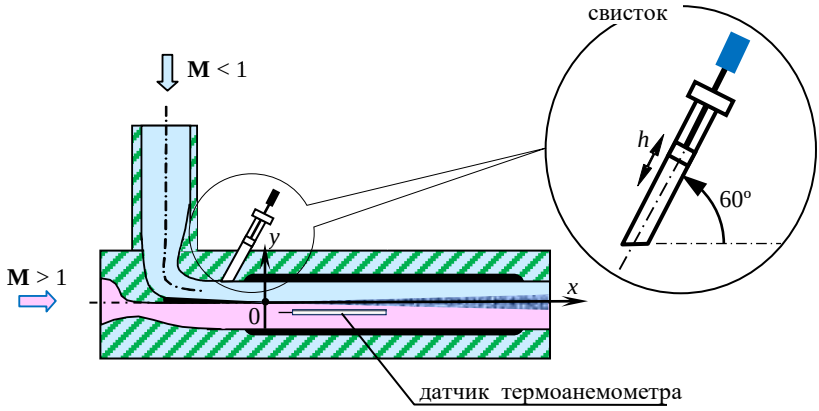


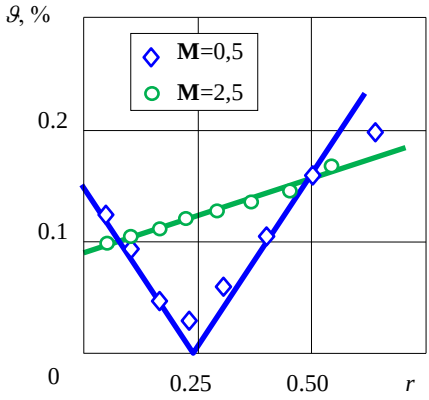
Рис. 1. Схема экспериментальной установки

Измерения проводились термоанемометром постоянного тока CCA-6 с использованием перемещаемого поперёк течения датчика с нитью диаметром 5 микрон в восьми сечениях по продольной координате, в которых были получены профили средней скорости и пульсаций потока. Было установлено, что интенсивность генерируемых искусственных акустических возмущений существенно превосходит уровень фоновых пульсаций в дозвуковой части потока. При нескольких значениях перегрева датчика записывались реализации выходного сигнала, которые использовались затем для построения диаграмм пульсаций и анализа возмущений с помо-

* Доклад на английском языке.

щью известных спектральных методов. Целью применения различных спектральных подходов было определение наиболее информативных методов получения данных о прохождении акустических возмущений через слой смешения.

Пример диаграмм пульсаций для искусственных возмущений, измеренных в до- и сверхзвуковом потоке показан на рис. 2.



M	0,5	2,5
<*p*>,%	0,39	0,38
cos χ	0,49	–0,85
χ	61°	148°
$\chi_м$	-	114°
c/*u*	-	0,53

Рис. 2. Диаграммы пульсаций искусственных возмущений

Вид диаграмм пульсаций соответствует акустическим возмущениям: V-образная форма диаграммы для дозвуковых скоростей и линейная для сверхзвуковых, см. [1]. Параметры полученных диаграмм пульсаций позволяют определить не только интенсивность <*p*>, но и направление распространения акустических возмущений, то есть угол χ между нормалью к фронту акустической волны и вектором средней скорости потока, которые приведены на рис.2. Из диаграммы для сверхзвуковых скоростей также следует, что источники акустических возмущений движутся в слое смешения со скоростью *c*, равной 0,53 от скорости сверхзвукового потока.

Были получены интегральные и пульсационные характеристики потока как вне, так и внутри слоя смешения: профили средних параметров, распределения интенсивности пульсаций, а также статистические характеристики возмущений (коэффициенты асимметрии K_3 и эксцесса K_4) в нескольких сечениях по длине слоя смешения.

Для анализа пульсаций, как вне слоя, так и в самом слое смешения были применены быстрое преобразование Фурье (БПФ), вэйвлет-анализ (ВА), а также метод эмпирического разложения сигнала (EMD) из преобразования Гильберта-Хуанга (HHT), [2]. Результаты представлены на рис. 3 (БПФ), рис. 4 (ВА), рис. 5 (EMD - HHT), где на каждом из рисунков *a*) – данные, измеренные в дозвуковом потоке; *b*) – данные, измеренные в слое смешения; *c*) – данные для сверхзвукового потока.

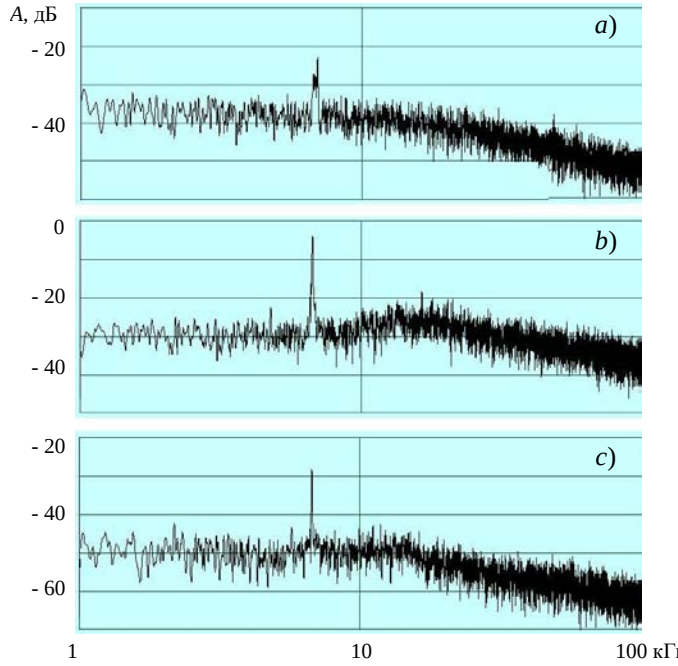


Рис. 3. Спектры пульсаций потока

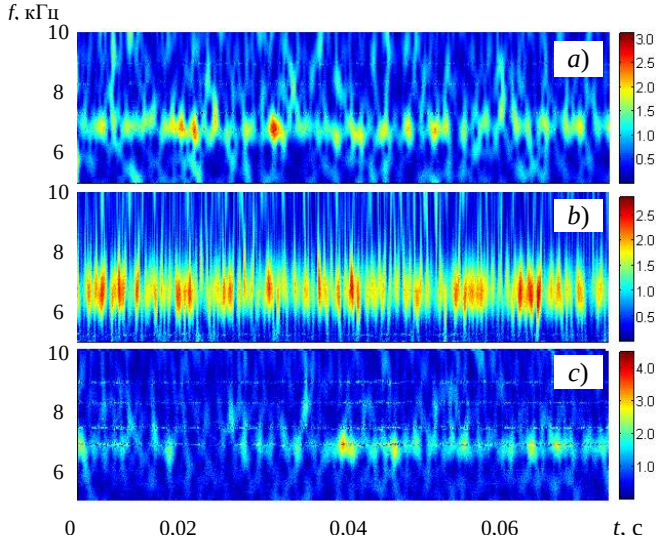


Рис. 4. Вэйвлет спектры пульсаций

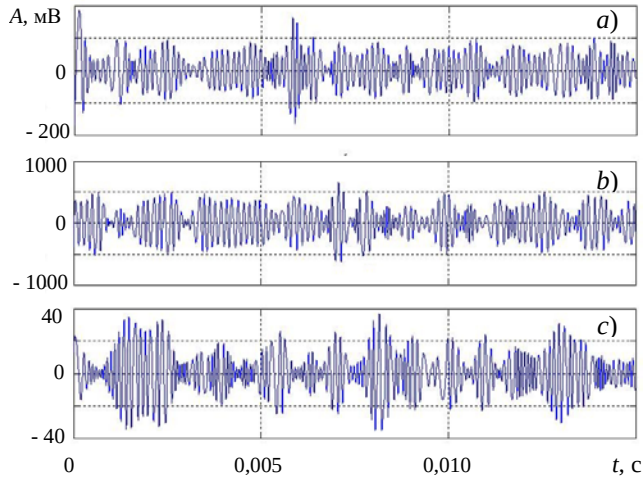


Рис. 5. Эмпирическая мода искусственно генерируемых акустических пульсаций

Из экспериментальных данных следует, что частота и амплитуда генерируемых в дозвуковом потоке искусственных акустических возмущений не стабильны, как видно из вэйвлет спектров (рис. 4), и из эмпирического разложения сигнала по методу Хуанга (рис. 5). Искусственные возмущения вызывают в слое смешения интенсивные пульсации, см. данные *b*) на рис. 3–5. Сносимые пульсации в слое смешения в виде вихревых структур, которые наблюдались при визуализации течения оптическими методами, генерируют движущиеся волны Маха в сверхзвуковом потоке.

Применение метода диаграмм пульсаций и различных методов анализа выходного сигнала термоанемометра позволяет получить детальную информацию о структуре слоя смешения и о прохождении акустических возмущений через слой смешения.

Данная работа частично поддержана грантом РФФИ № 15-08-05738.

Литература

1. В.А. Лебига, В.Н. Зиновьев, А.Ю. Пак. Применение термоанемометра для измерения характеристик акустических волн, распространяющихся в сжимаемых потоках. Теплофизика и аэромеханика. 2002. №3, с.339–349.
2. Norden Huang et al. The empirical mode decomposition and the Hilbert spectrum for nonlinear and non-stationary time series analysis. Proc. of the Royal Society of London. A 454, 903–995, 1998.

О МОНОТОННОСТИ СХЕМЫ КАБАРЕ ПРИ РАСЧЕТЕ ГИПЕРБОЛИЧЕСКИХ УРАВНЕНИЙ СО ЗВУКОВЫМИ ЛИНИЯМИ

Н.А. Зюзина[1], О.А. Ковыркина[1], В.В. Остапенко[1,2]

[1]*ИГиЛ СО РАН, Новосибирск , nzyuzina1992@gmail.com*

[2]*Новосибирский государственный университет, ostapenko_vv@ngs.ru*

Для численного решения гиперболических уравнений была предложена трехслойная по времени и двухточечная по пространству схема Upwind Leapfrog [1], которая имеет второй порядок аппроксимации на гладких решениях, является явной и условно устойчивой при числах Куранта $r \in (0,1]$. Детальный анализ этой схемы был проведен в работах [2, 3], в которых с учетом кососимметричности своего пространственного шаблона она была названа схемой КАБАРЕ. Основные достоинства этой схемы связаны с тем, что она задана на компактном пространственном шаблоне, является обратимой по времени и точной при двух различных числах Куранта $r = 0.5, 1$, что наделяет ее уникальными диссипативными и дисперсионными свойствами [3]. Для численного решения уравнений одномерной газовой динамики был разработан балансно-характеристический вариант схемы КАБАРЕ [4], который с учетом коррекции потоковых переменных (необходимой для монотонизации разностного решения на ударных волнах) показал высокую точность при расчете классического теста Blast Wave [5]. Монотонность различных модификаций схемы КАБАРЕ изучалась в [6–8].

В настоящей работе проведен анализ монотонности двухслойной по времени схемы КАБАРЕ, аппроксимирующей гиперболические дифференциальные уравнения со знакопеременными характеристическими полями. Получены условия монотонности этой схемы в областях, в которых скорость распространения характеристик имеет постоянный знак, а также в областях, содержащих звуковые линии, на которых скорость распространения характеристик аппроксимируемого уравнения меняет знак. Приведены тестовые расчеты, иллюстрирующие данные свойства схемы КАБАРЕ.

В качестве первого примера рассмотрим численное решение задачи Коши для линейного уравнения переноса

$$v_t + \cos(\pi x) v_x = 0, \quad v(x,0) = v_0(x), \tag{1}$$

со следующими кусочно-линейными начальными данными:

$$v_0(x) = \begin{cases} 0, & x \le 1, \\ x-1, & 1 \le x \le 3, \\ 5-x, & 3 \le x \le 5, \\ 0, & x \ge 5. \end{cases} \qquad (2)$$

Точное решение задачи (1) задаётся формулой

$$v(x,t) = v_0\left(k(x) + \frac{(-1)^{k(x)}}{\pi} \arcsin \frac{\beta(x) - \gamma(x)e^{2\pi t}}{\beta(x) + \gamma(x)e^{2\pi t}} \right),$$

$$k(x) \in Z: \; x - 1/2 \le k(x) \le x + 1/2,$$

$$\beta(x) = 1 + \sin(\pi x), \; \gamma(x) = 1 - \sin(\pi x),$$

где Z – множество целых чисел.

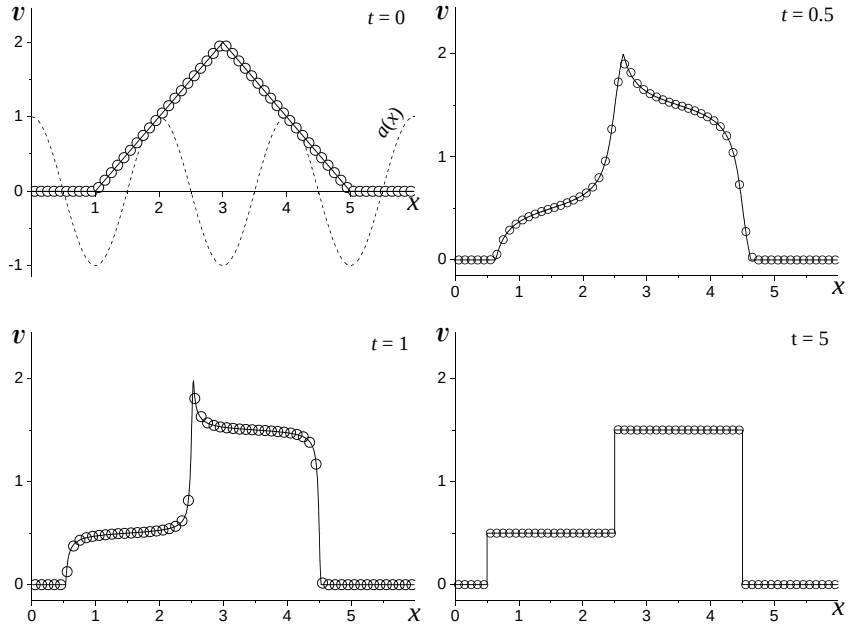


Рис. 1

В пределе при $t \to +\infty$ при $x \ne 2m - 1/2$, $m \in Z$, получаем кусочно-постоянную функцию

$$\omega(x) = \lim_{t \to +\infty} v(x,t) = v_0(k(x) + \frac{1}{2}(-1)^{k(x)+1}).$$

В частности, в случае начальной функции (2) имеем

$$\omega(x)=\begin{cases}0, & x<1/2,\\ 1/2, & 1/2<x<5/2,\\ 3/2, & 5/2<x<9/2,\\ 0, & x>9/2.\end{cases}$$

На рис. 1 на четыре последовательных момента времени приведены результаты численного расчета задачи (1), (2) по модифицированной схеме КАБАРЕ. Сплошной линией показано точное решение, кружками – численное. Пунктирной линией на рис. 1 при $t=0$ показана функция $a(x)=\cos(\pi x)$, входящая в уравнение (1).

В качестве второго примера рассмотрим численное решение задачи Коши для нелинейного уравнения переноса

$$v_t+\left(\frac{v^2}{2}\right)_x=0, \qquad v(x,0)=v_0(x) \tag{3}$$

со следующими кусочно-постоянными разрывными начальными данными

$$v_0(x)=\begin{cases}-2, & x<3,\\ 3, & 4\le x\le 6,\\ -1, & x>6.\end{cases} \tag{4}$$

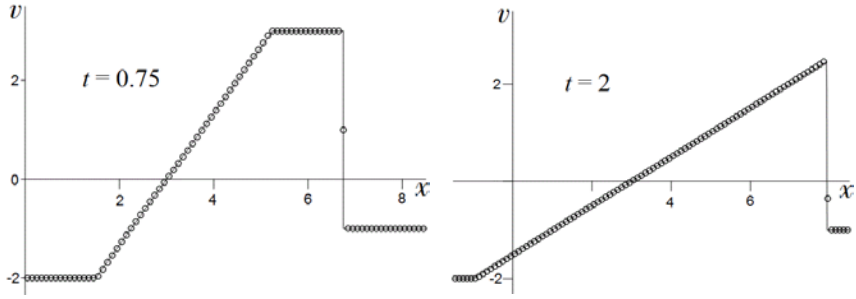


Рис. 2

В результате решения этой задачи (рис. 2) формируются ударная волна и центрированная волна разрежения (t = 0.75), правая граница которой с течением времени догоняет фронт ударной волны (t = 2).

Работа выполнена при финансовой поддержке Российского национального фонда (грант № 16-11-10033).

Литература

1. Iserles A. Generalized Leapfrog Methods. IMA J. Numer. Anal., v.6, № 3, 1986, pp. 381–392.
2. Головизнин В.М., Самарский А. А. Разностная аппроксимация конвективного переноса с пространственным расщеплением временной производной. Матем. моделир., т. 10, № 1, 1998, с. 86–100.
3. Головизнин В.М., Самарский А.А. Некоторые свойства разностной схемы “Кабаре”. Матем. моделир., т. 10, № 1, 1998, с. 101–116.
4. Головизнин В.М. Балансно-характеристический метод численного решения уравнений газовой динамики. Докл. АН, т. 403, № 4, 2005, с. 1–6.
5. Woodward P., Colella P. The Numerical Simulation of Two-Dimensional Fluid Flow with Strong Shocks. J. Comput. Phys, v. 54, № 1, 1984, pp.115–173.
6. Остапенко В.В. О монотонности балансно-характеристической схемы. Матем. моделир., т. 21, № 7, 2009, с. 29–42.
7. Остапенко В.В. О сильной монотонности схемы кабаре. Ж. вычисл. матем. и матем. физики, т. 52, № 3, 2012, с. 447–460.
8. Зюзина Н.А, Остапенко В.В. О монотонности схемы КАБАРЕ, аппроксимирующей скалярный закон сохранения с выпуклым потоком. Докл. АН, т. 466, № 5, 2016, с. 513–517.

РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ РАСЧЕТА РЕЗОНАНСНЫХ СВОЙСТВ ПОЛОСТЕЙ В КАНАЛАХ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

Р.Н. Колегов[1,2,3], Т.П. Любимова[2,3], А.А. Синер[1,3]
[1]*ОАО «Авиадвигатель», Пермь, e-mail: kolegov@avid.ru*
[2]*Институт Механики Сплошных Сред УрО РАН, Пермь*
[3]*Пермский государственный национальный исследовательский университет, Пермь*

В авиационном двухконтурном двигателе для повышения давления на входе в компрессор высокого давления (КВД) устанавливают подпорные ступени. Для обеспечения устойчивой работы подпорных ступеней на нерасчетных режимах осуществляют перепуск воздуха за вентилятором при помощи заслонок перепуска. В результате осевые скорости воздуха увеличиваются, а углы атаки приближаются к расчетным, что обеспечивает работу ступеней без срыва.

Полости канала перепуска при закрытых заслонках образуют объем с собственной резонансной частотой низких порядков. Во время эксплуатации авиационного двигателя в проточной части компрессора низкого давления (КНД) могут возникнуть колебания, способные возбудить полость канала перепуска на собственной частоте, в результате чего возникнет резонанс, который может привести к возникновению слышимого тонального шума или даже вызвать поломку лопаточной машины. Для того чтобы резонанс не возникал, необходимо вводить конструктивные изменения, одним из которых является изменение собственной частоты полости канала перепуска путем изменения её объема. Оценить влияние этих мероприятий возможно с помощью численного моделирования.

В работе проведено численное моделирование генерации шума вихревого следа в каналах перепуска воздуха авиационного двухконтурного двигателя. Расчеты проводились при различных граничных условии и поперечных размеров проточной части канала. Для возбуждения полости канала перепуска на входной границе в расчетах задавался поток со скоростью 60 м/с, приводящий к возникновению резонанса на собственной частоте полости. В расчете вдоль всей проточной части были расположены контрольные точки, в которых записывались сигналы статического давления. На основании данных сигналов было сделано преобразование Фурье и построены спектры. Результаты расчетов собственной частоты в ANSYS CFX хорошо согласуются с аналитическими и экспериментальными данными.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ПРОВЕРКА РЕЗУЛЬТАТОВ РАСЧЕТА АКУСТИЧЕСКИХ И ИНТЕГРАЛЬНЫХ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК МОДЕЛЬНОГО НЕСУЩЕГО ВИНТА ВЕРТОЛЕТА В ДВУХ- И ЧЕТЫРЕХ-ЛОПАСТНОЙ КОНФИГУРАЦИИ НА РЕЖИМЕ ВИСЕНИЯ

В.Ф. Копьев[1], **М.Ю. Зайцев**[1], В.И. Воронцов[1], В.А. Аникин[2], В.В. Громов[2]

[1]*Центральный аэрогидродинамический институт. Москва, vkopiev@mktsagi.ru*

[2]*КБ «Камов», Москва*

В работе представлены результаты сравнения экспериментальных аэродинамических и акустических характеристик крупномасштабной модели несущего винта вертолета, полученных на открытом стенде, с результатами численного моделирования. Измерения проводились для двух- и четырех-лопастных конфигураций при трех различных углах общего шага и четырех скоростях вращения на режиме висения. Эксперимент сравнивается с численным решением, для расчета которого используется гибридный метод моделирования шума [1]. Отличительными особенностями используемого метода является разбиение области задачи на две подобласти: в ближней области проводится сквозной расчет уравнений Эйлера в неинерциальной системе координат, а в дальней области применяется метод Ффокса Вильямса-Хокингса.

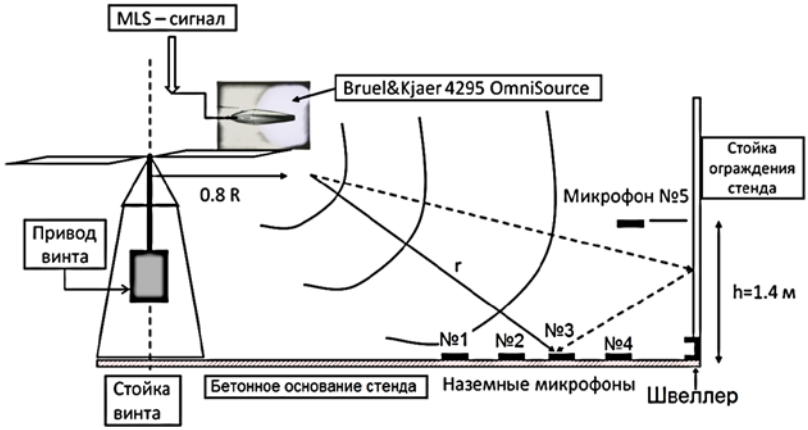


Рис. 1. Схема акустических измерений на открытом вертолетном стенде

Акустические измерения шума модельного винта вертолета (4- и 2-лопастного, диаметр винта D=2,76 м) проводились на открытом стенде

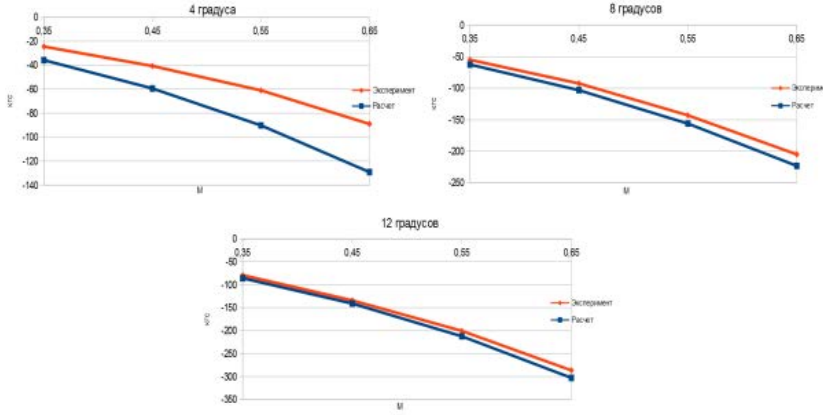


Рис. 2. Зависимость тяги двухлопастного модельного винта от окружного числа Маха (параметр – угол установки лопасти)

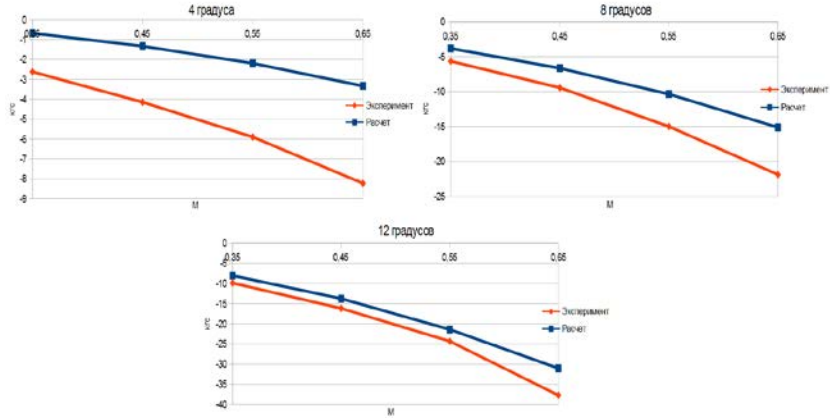


Рис. 3. Зависимость крутящего момента двухлопастного модельного винта от окружного числа Маха (параметр – угол установки лопасти)

[2,3] (рис. 1) с использованием специальной методики (так называемый метод последовательности максимальной длины, MLS-метод), позволяющей количественно учесть отраженный от поверхности земли сигнал [4,5], а пост-процессинг включал в себя использование усреднения как в частотной области, так и фазовое усреднение во временной области [6]. Для акустических измерений на открытом стенде использовались 5 четвертьдюймовых преполяризованных микрофонов с интегрированным предусилителем фирмы «Брюль и Къер» (БК) типа 4935 (номинальная чувствительность 5 мв/Па, частотный диапазон 20 Гц- 5кГц), 12-канальный блок

сбора данных LAN-XI 3053-B-120, калибровка проводилась с помощью пистонфона БК тип 4228.

Как показало сравнение тяговых и моментных характеристик 2-х лопастной конфигурации (рис. 2, рис. 3), численный расчет с высокой степенью точности совпадает с экспериментальными данными. Сравнение проводилось для 4-х чисел Маха (0.35, 0.45, 0.55, 0.65) и трех углов установки лопасти (4°, 8°, 12°).

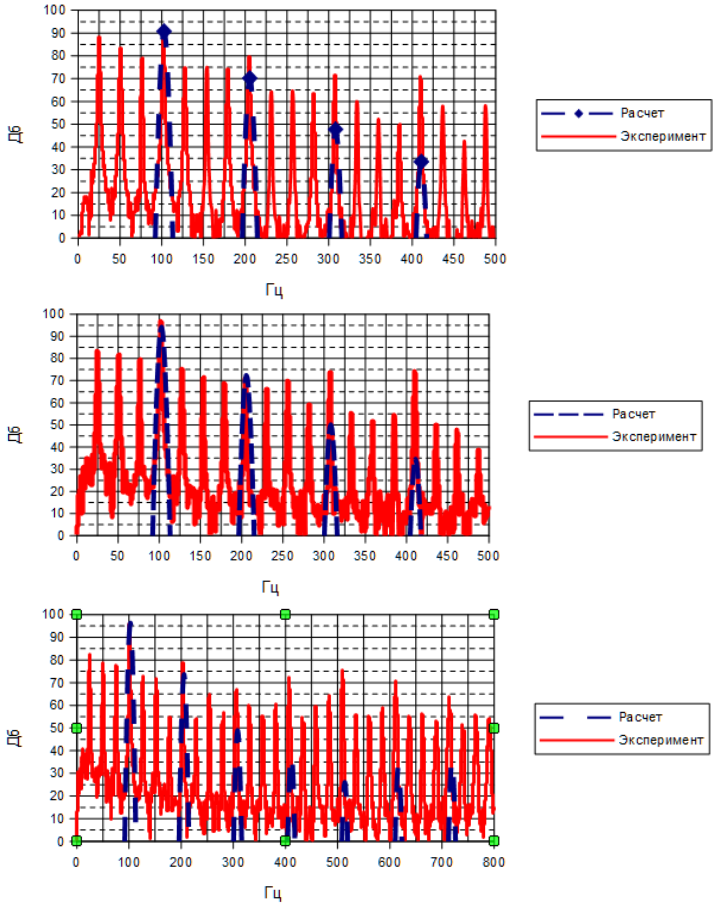


Рис. 4. Сравнение экспериментальных и расчетных узкополосных спектров модельного 4-лопастного винта для числа Маха 0.65 и углов установки лопасти 4°, 8°, 12°

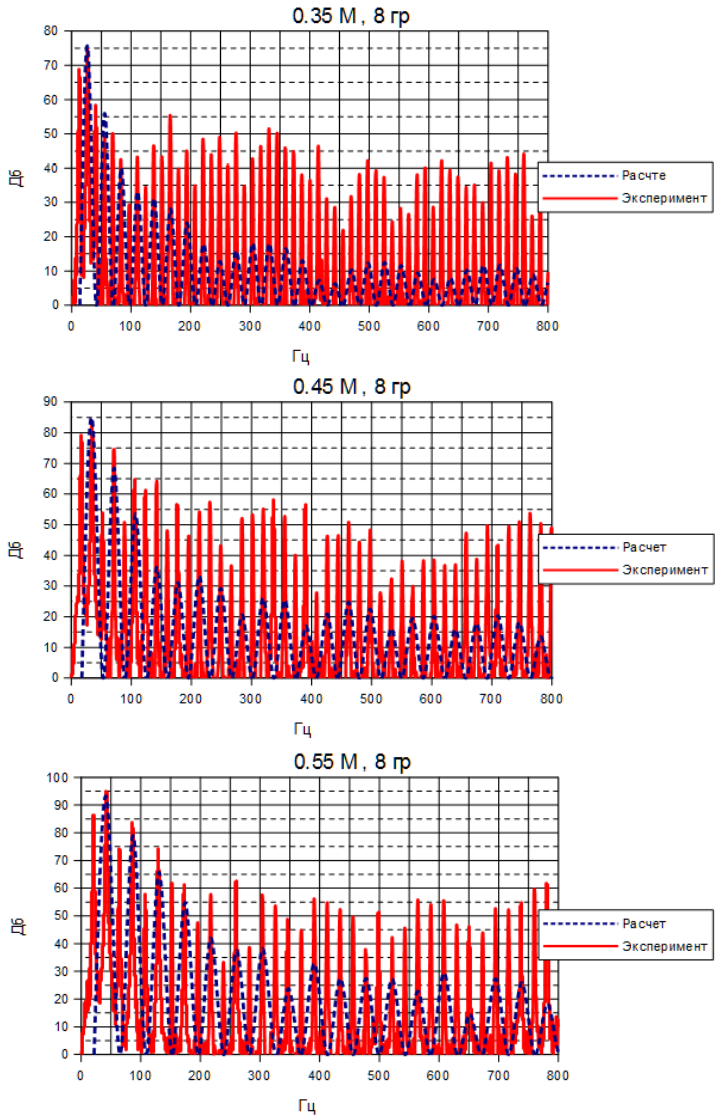


Рис. 5. Сравнение экспериментальных и расчетных узкополосных спектров модельного 2-лопастного винта для различных режимов обтекания

С ростом нагруженности винта и уменьшением скорости лопасти возрастает степень совпадения эксперимента и численного расчета. Это

может быть связано с тем, что используемая программа не учитывает эффект взаимодействия лопасти со следом от впереди идущей лопасти.

Также было проведено сравнение акустических характеристик модельного винта для двух- и четырехлопастной конфигураций (рис. 4, рис. 5). Получено отличное соответствие численного расчета и эксперимента по первой гармонике; также с хорошей точностью совпадает вторая гармоника.

Таким образом, программа, разработанная для расчета импульсного шума винта на трансзвуковых режимах обтекания, дает хорошую инженерную оценку максимального уровня шума (уровень первой гармоники) даже на режиме висения при дозвуковых концевых скоростях лопасти, когда основными являются шум нагрузки и шум вытеснения, а не импульсные источники, связанные со скачками на законцовке лопасти.

Работа частично выполнена при финансовой поддержке гранта Правительства РФ по постановлению № 220 “О мерах по привлечению ведущих ученых в российские образовательные учреждения высшего профессионального образования” по договору № 14.Z50.31.0032.

Литература

1. S.A. Karabasov, A.P. Dowling, A.S. Morgans and T.P. Hynes «Transonic Helicopter Noise» AIAA Journal Vol.43, No.7, July 2005
2. В.Ф. Копьев, М.Ю. Зайцев, Н.Н. Остриков, С.Л. Денисов, С.Ю. Макашов, В.А. Аникин, В.В. Громов. Об определении акустических характеристик моделей несущих вертолётных винтов на открытом стенде. Акустический журнал, 2016 (в печати).
3. V.F. Kopiev, M.Yu. Zaytsev, S.L. Denisov, Vl.A. Kopiev, N.N. Ostrikov and V.A. Anikin. Experimental techniques of broadband noise eduction by examples of helicopter main rotor noise and flap side edge noise. 19th CEAS-ASC & 5th X-Noise EV Workshop on "Broadband Noise of Rotors and Airframe", 23-24 September 2015, La Rochelle, France.
4. А.В. Шанин, В.Ю. Валяев. Метод последовательностей максимальной длины в акустическом эксперименте. Акустический журнал, т.57, 2011, №3, с.420–425.
5. В.Ю. Валяев, А.В. Шанин. Экспериментальная оценка параметров пористого дорожного покрытия. Акустический журнал, т.58, 2012, №6, с.776–784.
6. N. Johan Wismer “Time Domain Averaging Combined with Order Tracking” Application Note BO 0420 - 11, Brüel&Kjær.

ОЦЕНКА ШУМА НА МЕСТНОСТИ ДЛЯ САМОЛЕТА С ДВИГАТЕЛЯМИ ТИПА ОТКРЫТЫЙ РОТОР НА ОСНОВЕ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ*

В.Ф. Копьев[1], М.Л. Шур[2], А.И. Травин[2], **И.В. Беляев**[1], Б.С. Замтфорт[1], Ю.В. Медведев[1]

[1]*Центральный аэрогидродинамический институт, Москва, Россия, vkopiev@mktsagi.ru*

[2]*Санкт-Петербургский политехнический университет, Санкт Петербург, Россия, mshur@cfd.spbstu.ru*

Биротативные винтовентиляторы (открытый ротор) имеют потенциал снижения топлива до 20% по сравнению с современными турбовентиляторами [1]. Однако их более высокая аэродинамическая эффективность сопровождается более высокими уровнями шума. Это представляет собой основное препятствие к широкому практическому использованию авиационных двигателей этого типа и делает необходимым оптимизацию параметров открытого ротора, направленную на снижение уровня излучаемого шума при сохранении хороших аэродинамических характеристик.

Спектры и направленности шума открытого ротора достаточно сложны, что значительно усложняет анализ влияния модификаций геометрии открытого ротора на их акустические характеристики (например, подавление некоторых тональных компонент может сопровождаться увеличением амплитуд других тонов). По этой причине имеет смысл проводить соответствующие оптимизационные исследования, используя оценку шума в метрике EPNдБ, так как именно эта метрика используется для сертификации самолета по шуму на местности. Именно такой подход используется в данной работе, чьей задачей является численное исследование влияния геометрических параметров открытого ротора на шум на местности для реалистичного самолета с двигателями типа открытый ротор, и оценка возможности удовлетворить требованиям норм ИКАО по шуму на местности для такого самолета.

Некоммерческая геометрия рассматриваемого открытого ротора (рис. 1) была той же, что и в предыдущей работе [2]. Базовая конфигурация состояла из (8 + 7) лопастей у переднего и заднего роторов противовращающейся пары, соответственно, и два ротора имели одинаковый диаметр $D_1 = D_2 = 4$ м и одинаковую скорость вращения. При численном моделировании изменялись следующие геометрические параметры ротора (см. правый рисунок на рис. 1): число лопастей обоих роторов, N_1 и N_2; расстояние между роторами L; ширина хорды W лопастей; и диаметр зад-

* Доклад на английском языке.

него ротора D_2. Всего было рассмотрено 9 конфигураций, каждая из которых отличалась от базовой только одним геометрическим параметром. Кроме этого, во всех случаях полагалось, что передний и задний роторы вращаются с одинаковой скоростью, значение которой выбиралось таким образом, чтобы обеспечить суммарную тягу равную суммарной тяге базовой конфигурации.

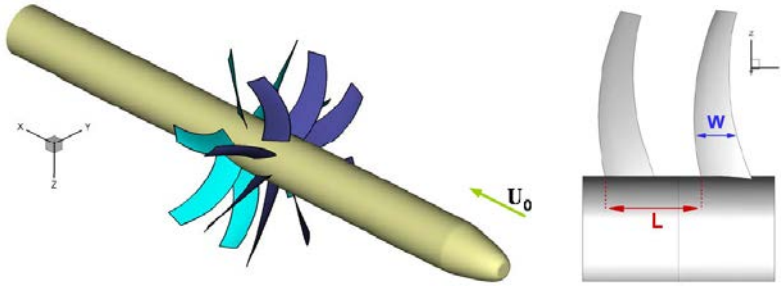


Рис. 1. Геометрия открытого ротора в базовой конфигурации

Численное моделирование акустических характеристик описанных открытых роторов, установленных на самолет, выполнялось в два этапа.

На первом этапе вычислялись спектры шума в дальнем поле для изолированного открытого ротора, полученные с помощью моделирования, разрешающего турбулентность, для потока около открытого ротора, совместно с интегральным методом проницаемой поверхности Фокса-Вильямса и Хоукингса (ФВХ) для вычисления шума. Эти расчеты были выполнены с помощью гибридного RANS/LES подхода типа DES, а именно метода DDES [3], реализующего недавно предложенное определение подсеточного пространственного масштаба [4], который обеспечивает быстрый переход к развитой трехмерной турбулентности в отрывных сдвиговых смешения.

На втором этапе расчетов акустические данные в дальнем поле, полученные на первом этапе, переводились в третьоктавные матрицы шума и затем использовались для оценки шума на местности. Для этого рассматривались реальный пассажирский самолет с двумя турбовинтовыми двигателями (MTOW = 108 тон) и его реальные траектории полета, где матрицы шума турбовентиляторных двигателей заменялись рассчитанными матрицами шума для открытого ротора при той же тяге. С помощью коммерческой программы SOPRANO и внутреннего кода BASTON вычислялся шум на местности в пролетной сертификационной точке для всех рассмотренных конфигураций, и результаты сравнивались с таковыми для базовой конфигурации.

Это позволило оценить влияние различных геометрических параметров на шум на местности. В частности, было обнаружено, что это влияние весьма существенно при изменении числа лопастей (снижение более чем на 5 EPNдБ по сравнению с базовой конфигурацией) и неожиданно мало при уменьшении диаметра заднего ротора (снижение только на 0.2 – 1.1 EPNдБ). Последнее обстоятельство, по-видимому, можно объяснить увеличением скорости вращения открытого ротора, необходимым для обеспечения той же тяги, что и у базовой конфигурации, что компенсирует снижение шума из-за ослабления взаимодействия лопастей заднего ротора с концевыми вихрями, сходящими с переднего ротора.

Для самой тихой из рассмотренных конфигураций (8 + 9 лопастей), были проведены два дополнительных численных расчетat, в которых значения тяги соответствовали режимам взлета и посадки. Это позволило провести оценку шума на местности самолета с двигателями типа открытый ротор в трех сертификационных точках (рис. 2). В результате было получено, что этот шум удовлетворяет требованиям Главы 4 с небольшим запасом (0.4 EPNдБ).

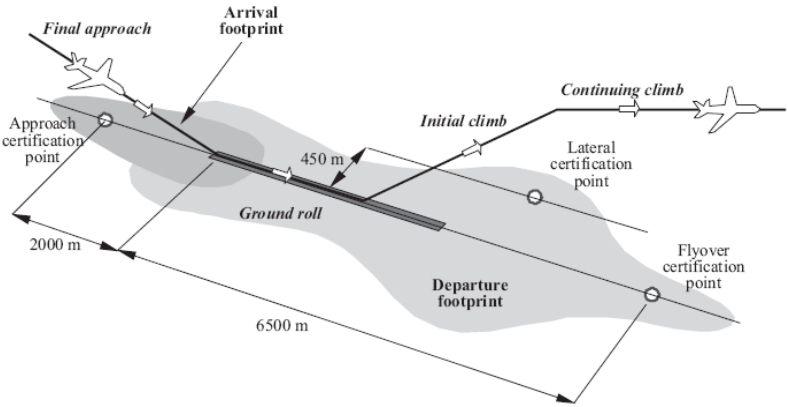


Рис. 2. Точки на местности для сертификации по шуму и типичное шумовое зонирование для посадки и отлета. Взято из [5]

Следует отметить, что на практике траектории полета самолета с двигателями типа открытый ротор могут отличаться от траекторий полета самолета с турбовентиляторными двигателями, использованными в данной работе. С другой стороны, даже самая тихая из рассмотренных конфигураций открытого ротора вероятно является субоптимальной, так как число рассмотренных конфигураций довольно ограниченно и процедура оптимизации, использованная в данной работе, не учитывала одновременное влияние различных геометрических параметров. Поэтому можно ожидать дальнейшее снижение шума на местности для оптимальной конфигу-

рации открытого ротора. Таким образом, данная работа в целом показывает, что самолет с двигателями типа открытый ротор вероятно может удовлетворить требованиям норм ИКАО по шуму на местности Главы 4.

Авторы из Санкт-Петербургского политехнического университета выражают благодарность Российскому Научному Фонду (грант 14-11-00060) за финансовую поддержку разработки улучшенной версии DDES [4].

Литература

1. Peake N., Parry A.B. Modern Challenges Facing Turbomachinery Aeroacoustics. Annu. Rev. Fluid Mech. 2012. V.44. P.227–248.
2. Spalart P.R., Travin A.K., Shur M.L., Strelets M.Kh. Initial Noise Predictions for Open Rotors Using First Principles. AIAA Paper 2010-3793.
3. Spalart P.R., Deck S., Shur M., Squires K., Strelets M., Travin A. A new version of Detached-Eddy simulation, resistant to ambiguous grid densities. Theor. Comput. Fluid Dyn. 2006. V.20. P.181–195.
4. Shur M., Spalart P.R., Strelets M., Travin A. An Enhanced Version of DES with Rapid Transition from RANS to LES in Separated Flows. Flow, Turbulence and Combustion. 2015. V.95.
5. Filippone A. Aircraft noise prediction. Prog. Aerosp. Sci. 2014. V.68. P.27–63.

О ВЛИЯНИИ БАЛАНСИРОВКИ НА АКУСТИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ НЕСУЩЕГО ВИНТА

Б.С. Крицкий, **Р.М. Миргазов**
Центральный Аэрогидродинамический Институт им. проф. Н.Е. Жуковского (ЦАГИ)

Проектирование несущего винта (НВ) вертолета является сложной, многокритериальной задачей. Учитывая специфику работы вертолета, НВ должен проектироваться с учетом основных режимов его работы, таких как режим висения и крейсерский режим. На каждом режиме, в зависимости от параметров полёта и внешних условий необходима балансировка вертолета. Как правило, она осуществляется за счёт циклического управления несущим винтом. Таким образом, возникает рад задач при создании новой компоновки несущего винта вертолета: выбор схемы вертолёта, проектирование лопасти и др. Необходимо, чтобы полученная компоновка была оптимальна по аэродинамическим и акустическим характеристикам. Из различных зарубежных и отечественных источников установлено, что расчет акустических характеристик требуется большое количество вычислительных ресурсов и времени. На начальном этапе проектирования, где требуется проведение широких параметрических исследований по компоновкам и режимам, целесообразно применять упрощенные подходы к определению аэродинамических и акустических характеристик НВ.

В настоящее время для первоначальной, быстрой оценки аэродинамических и акустических характеристик, авторы считают, что достаточно воспользоваться, апробированными и надёжными на определённых режимах, вихревыми методами совместно с адаптированным под них уравнением Фокс Вильямса-Хоукингса [1,2,4]. Для расчета звукового давления $p(t)$ в произвольной точке дальнего акустического поля необходимо знать распределение аэродинамической нагрузки на лопастях по времени. Методология расчета нестационарного аэродинамического нагружения лопастей несущего винта изложена в [2,3]. Кинематические параметры движения считаются известными. Ограничений на форму лопастей винта, их количество, а также на характер их движения не накладывается. Лопасти винта заменяются бесконечно тонкими базовыми поверхностями. Для определения нагрузок на несущих поверхностях используется интеграл Коши-Лагранжа. При численной реализации метода расчета непрерывные процессы и распределения заменяются дискретными по времени и пространству. Лопасти винта разбиваются на некоторое число панелей по радиусу и по хорде. В центре панелей размещаются контрольные точки, в которых выполняется условие непротекания, и вычисляются аэродинами-

ческие нагрузки. В качестве безразмерного времени принимается угол азимутального положения лопасти.

По разработанной методике и программе RC-VTOL проведены расчёты уровня звукового давления SPL [dB], обусловленного нестационарной нагрузкой на лопастях. Рассматривались 4 компоновки несущих винтов вертолета соосной и эквивалентной ему одновинтовой схемы. Кинематические параметры и массовые характеристики выбирались для всех расчетов и лопастей одинаковые (ωR=220 м/с, V= 75 м/с, $\alpha_н$ = -10°. Здесь ωR – окружная скорость конца лопасти, V – скорость полета, $\alpha_н$ – угол атаки НВ).

Точки, в которых рассчитывались уровни звукового давления, расположены на окружности радиусом 150 метров.

Для каждой компоновки проводилась балансировка под заданную тягу (12500 кгс) с минимизацией первой синусной и косинусной гармоник махового движения.

В таблице представлены четыре вида исследуемых компоновок НВ и результаты балансировки под заданную тягу для соосного НВ (φ_0 – общий шаг НВ).

НВ1 480 R = 7.95 м, φ_0= 17.76°	**НВ2 610** R = 8.0 м, φ_0 = 16.71°	**НВ3 550** R = 8.0 м, φ_0= 16.60°	**НВ4 600** R = 8.0 м, φ_0 = 15.96°
12483.39 кг	12491.18 кг	12507.17 кг	12511.48 кг

На рис. 1 представлено изменение по азимуту разности между SPL(dB) перспективных компоновок 2, 3, 4 несущих винтов и винта 1 (базового, относительно которого рассматриваются другие компоновки). Видно, что максимальная величина разности SPL составляет около 1.5 dB. В то время как НВ с перспективными лопастями характеризуются близкими значениями SPL, разница не превышает 0.5 dB.

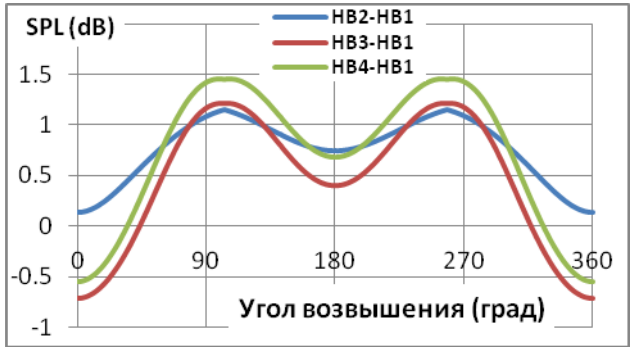


Рис. 1. Разность SPL для разных компоновок НВ

На рис. 2 приведены диаграммы направленности для соосного НВ и эквивалентного изолированного винта с тем же количеством лопастей и той же тягой. Взаимодействие лопастей нижнего винта в соосной схеме с вихревой системой от верхнего винта порождает большие всплески звукового давления (явление BVI) и, как следствие, дает большие величины SPL.

На рис. 3 представлены диаграммы направленности в зависимости от закона управления (где a и b коэффициенты управления циклическим шагом НВ по первой гармонике).

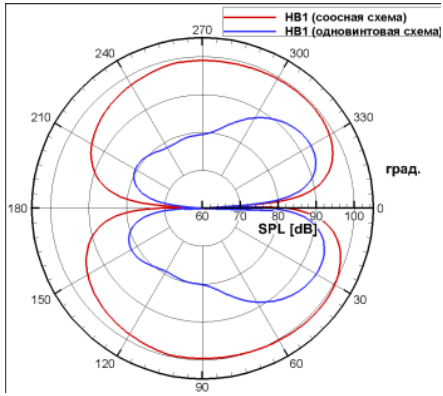


Рис. 2. Сравнение двух винтов

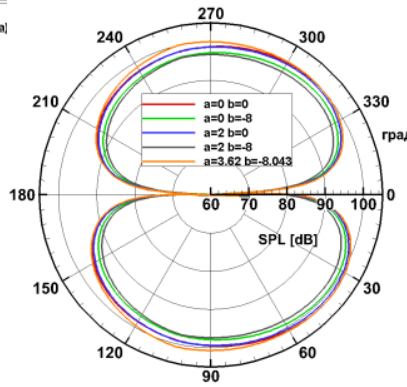


Рис. 3. Влияние управления

Видно, что балансировка несущего винта заметно влияет на уровень звукового давления, и для сравнительной оценки акустических характеристик необходимо учитывать циклическое управление несущим винтом.

Литература

1. Marvin E. Goldstein. Aeroacoustics. McGraw-Hill International Book Company, 1976, p.294.
2. Wayne Johnson . Helicopter Theory. Printed University Press, 1980.
3. С.М. Белоцерковский, Б.Е. Локтев, М.И. Ништ. Исследование на ЭВМ аэродинамических и аэроупругих характеристик несущего винта. – М.: Машиностроение, 1992, с. 220.
4. Крицкий Б.С. Математическая модель аэродинамики винтокрылого летательного аппарата. Труды ЦАГИ, вып. № 2655, 2002, с. 50–56.
5. Крицкий Б.С., Головкин В.А., Миргазов Р.М. Метод расчета акустических характеристик несущего винта при его нестационарном обтекании. Труды X форума Российского вертолетного Форума. 28–29 ноября 2012 г. – М.: РосВО, 2012.

ПРЯМОЕ ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПЕРЕХОДА К ТУРБУЛЕНТНОСТИ В СВЕРХЗВУКОВЫХ ПОГРАНИЧНЫХ СЛОЯХ*

А.Н. Кудрявцев[1,2], Д.В. Хотяновский[1,2]

[1]*Институт теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича СО РАН, Новосибирск, alex@itam.nsc.ru, khotyanovsky@itam.nsc.ru*

[2]*Новосибирский государственный университет, Новосибирск*

Численно моделируется развитие неустойчивости и переход к турбулентности в сверхзвуковых пограничных слоях на плоской пластине при числах Маха набегающего потока M = 2 и 6. Для аппроксимации конвективных членов уравнений Навье-Стокса применяется WENO схема 5-го порядка точности, диффузионные члены уравнений вычисляются с помощью центральных разностей 4-го порядка на компактном шаблоне. Расчеты ведутся в вычислительной области, входная граница которой находится на некотором расстоянии от передней кромки пластины (рис. 1).

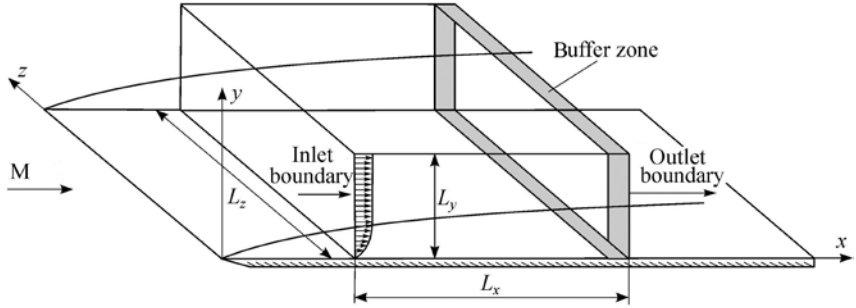


Рис. 1. Схема расчетной области

Сначала рассчитывается стационарное основное течение, на входной границе при этом задаются профили газодинамических величин, взятые из автомодельного решения уравнений пограничного слоя. Затем к основному течению на входной границе добавляется возмущение в виде суперпозиции собственных функций линейной задачи устойчивости и рассчитывается развитие неустойчивости. На боковых границах вычислительной области наложены периодические граничные условия, вблизи выходной границы находится специальная буферная область, в которой течение реламинаризуется под действием введенных в уравнения движения источ-

* Доклад на английском языке.

никовых членов. Расчеты выполнены при температуре стенки, равной адиабатической температуре.

При умеренных сверхзвуковых числах Маха наиболее неустойчивыми возмущениями являются распространяющиеся под углом к потоку вихревые возмущения т. н. первой моды. В литературе рассматривалось два различных сценария перехода к турбулентности при таких скоростях. Первый основан на резонансном трехволновом взаимодействии наиболее неустойчивой наклонной волны с двумя ее субгармониками, углы распространения которых могут быть определены из условий фазового синхронизма. Такой несимметричный субгармонический резонанс был обнаружен экспериментально. Второй сценарий (“oblique breakdown”) состоит в нелинейном взаимодействии двух наклонных волн с углами $\pm\chi$, образующих резонансную триаду со стационарным вихревым возмущением.

В наших расчетах при M = 2 моделировался второй механизм, который обладает меньшей пороговой амплитудой для начала нелинейного взаимодействия волн и должен вести к более быстрому переходу. На рис. 2 показано развитие двух возмущений с начальной амплитудой 0.5% от скорости набегающего потока, распространяющихся под углом ±55°.

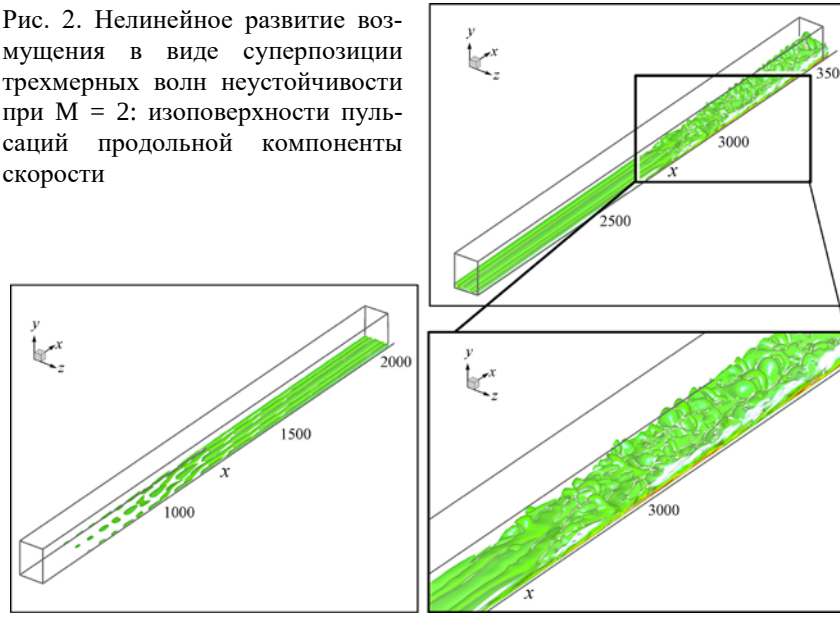


Рис. 2. Нелинейное развитие возмущения в виде суперпозиции трехмерных волн неустойчивости при M = 2: изоповерхности пульсаций продольной компоненты скорости

При развитии неустойчивости сначала наблюдается формирование вторичного течения в виде продольных вихревых структур. Затем образовавшееся вторичное течение само становится неустойчивым и начинается

быстрый, взрывной рост трехмерных флуктуаций, приводящий к ламинарно-турбулентному переходу. Профили средней скорости, в начальной стадии очень хорошо соответствующие решениям ламинарного пограничного слоя, в процессе развития неустойчивости заметно меняют свою форму, в какой-то момент в них появляется точка перегиба, а после перехода они приобретают типичный турбулентный, более наполненный, вид. В точке перехода резко возрастает коэффициент поверхностного трения.

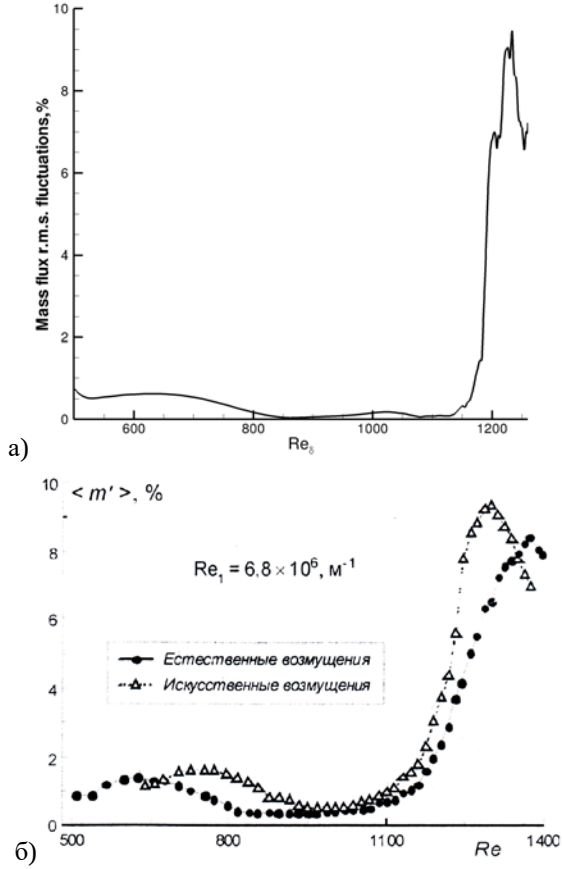


Рис. 3. Изменение величины среднеквадратичных пульсаций массового расхода вдоль пластины при M = 2 в расчете (а) и эксперименте (б)

На рис. 3 показано изменение вдоль пластины среднеквадратичных пульсаций массового расхода в расчете и эксперименте [1]. Очевидно, в обоих случаях переход начинается вблизи точки, где число Рейнольдса, определенное по толщине пограничного слоя $Re_\delta \approx 1200$.

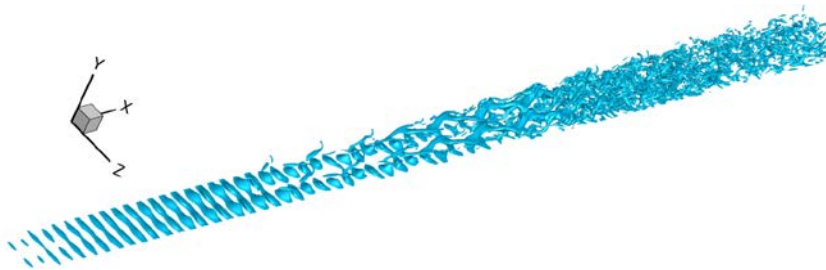
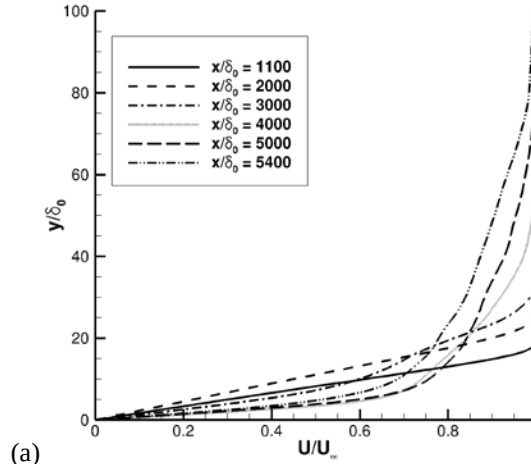
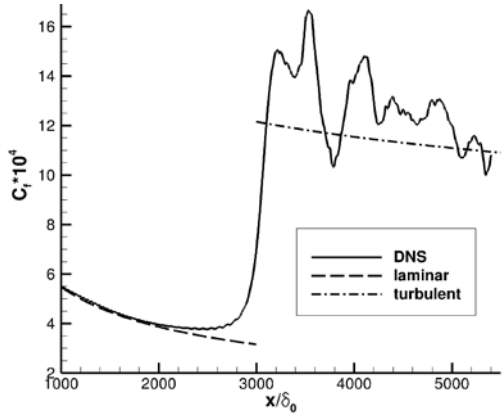


Рис. 4. Развитие возмущения в виде суперпозиции волн первой и второй мод при M = 6: изоповерхность Q-критерия



(a)



(b)

Рис. 5. Изменение профилей средней скорости (а) и коэффициента трения (б) в расчете при M = 6

При числе Маха набегающего потока M = 6, согласно результатам линейной теории устойчивости, наиболее неустойчивыми возмущениями являются двумерные возмущения т. н. второй моды, имеющей смешанную акустически-вихревую природу. Такие возмущения с заданной частотой, при движении вниз по потоку, однако, довольно быстро становятся устойчивыми из-за роста толщины пограничного слоя. В то же время возмущения первой моды, среди которых наиболее неустойчивыми по-прежнему являются наклонные волны, хотя имеют коэффициент роста на порядок меньший, остаются неустойчивыми на заметно большем расстоянии.

На рис. 4 показано развитие возмущения в виде двумерной волны первой моды и двух распространяющихся под углом ±57° волн первой моды. Начальные амплитуды волн равны 0.5%. На начальной стадии доминируют двумерные возмущения второй моды. По мере нарастания трехмерных флуктуаций наблюдается образование вырывающихся наружу из пограничного слоя подковообразных вихревых структур. Переход наступает примерно при $x/\delta_0 = 3000$, что соответствует $\mathrm{Re}_\delta \approx 1750$. Изменение профилей средней скорости и коэффициента трения вдоль пластины показано на рис. 5.

Работа была поддержана грантами РФФИ №14-07-00065 и №16-01-00743.

Литература

1. Ермолаев Ю.Г., Косинов А.Д., Семенов Н.В. Характерные особенности слабонелинейного взаимодействия волн неустойчивости в сверхзвуковом пограничном слое. Вестник НГУ. Сер.: Физика. 2008. Т. 3, вып. 3. С. 3–13.

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ НЕСТАЦИОНАРНЫХ ЭФФЕКТОВ ШЕРОХОВАТОСТИ ПОВЕРХНОСТИ В СВЕРХЗВУКОВОМ ПОГРАНИЧНОМ СЛОЕ

А.Н. Кудрявцев, Д.В. Хотяновский

Институт теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича СО РАН, Новосибирск, khotyanovsky@itam.nsc.ru

Одним из наиболее важных факторов, влияющих на возникновение и развитие турбулентности в пограничном слое, является присутствие шероховатости на поверхности летательного аппарата. Наличие шероховатости может способствовать более раннему ламинарно-турбулентному переходу, и как следствие, приводить к значительному увеличению сопротивления, снижению эффективности двигателей и органов управления, а также повышенному нагреву при высоких сверхзвуковых скоростях полета [1]. Неустойчивость течения в следе за одиночной шероховатостью исследовалась экспериментально [2] и численно [3]. Было показано, что искажение среднего течения на элементе шероховатости характеризуется долгоживущими продольными полосчатыми структурами, которые могут вызывать появление неустойчивостей, не существующих в отсутствие элемента шероховатости.

В данной работе на основе прямого численного моделирования проводится детальное исследование нестационарных явлений в пограничном слое за распределенной шероховатостью на поверхности тела, их влияния на возбуждение неустойчивости пограничного слоя и переход к турбулентности. Расчеты проводятся с помощью кода CFS3D для численного решения уравнений Навье–Стокса и его гибридной CPU/GPU CUDA версии HyCFS. Они позволяют надежно проводить сквозной счет течений с сильными ударными волнами и, в то же время, с высокой точностью моделировать нестационарные волновые процессы, такие как акустика, турбулентность и волны гидродинамической неустойчивости. Имеющиеся параллельные программы позволяют с высокой эффективностью производить моделирование на сетках с десятками и сотнями миллионов расчетных ячеек на вычислительных кластерах с распределенной памятью, компьютерах с графическими сопроцессорами и гибридных кластерах.

В расчетах моделируется сверхзвуковой пограничный слой на элементе плоской пластины при числе Маха потока M = 2. Число Рейнольдса во входном сечении, определенное по блазиусовской толщине δ, равно $\mathrm{Re}_\delta = 500$. В соответствии с линейной теорией, пограничный слой при рассматриваемых параметрах является неустойчивым. На некотором расстоянии от входного сечения располагается область распределенной шероховатости, рис. 1. Форма элемента шероховатости задается в виде

$h = H\,(\cos(0.5\,\pi\,r/R)^2$. Положение элемента в пределах области шероховатости задается случайным образом. Параметры высоты H и радиуса R шероховатости задаются случайным образом в диапазонах $H_{min} < H < H_{max}$ и $R_{min} < R < R_{max}$. Значения предельных параметров шероховатости равнялись $H_{min} = R_{min} = \delta$, $H_{max} = R_{max} = 10\,\delta$. Размеры области шероховатости по координатам X и Z равнялись $100\,\delta$.

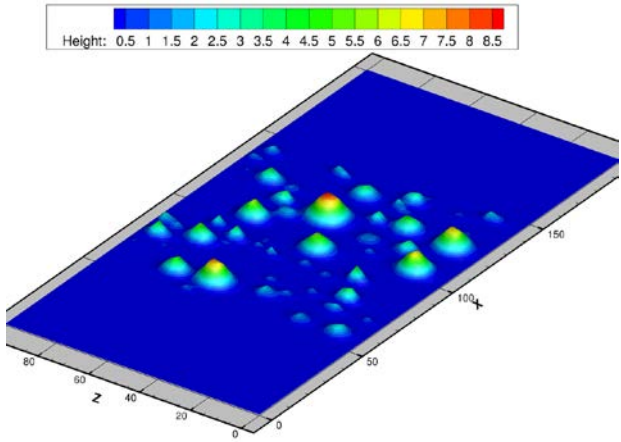


Рис. 1. Общий вид распределенной шероховатости

Трехмерные точные по времени расчеты проводятся в шестигранной вычислительной области с размерами $Lx = 1000\,\delta$, $Ly = 75\,\delta$, $Lz = 100\,\delta$ на структурированной сетке, подогнанной к поверхности. Сетка сгущалась вблизи поверхности пластины с тем, чтобы обеспечить необходимое разрешение градиентов течения в пограничном слое и вблизи элементов шероховатости. Число ячеек сетки равнялось $N_x = 1200$, $N_y = 200$, $N_z = 128$, таким образом общее число ячеек в трехмерной расчетной области составляло 30,7 млн. Расчеты производились с использованием 64 ядер вычислительного кластера. Граничные условия задают автомодельные ламинарные профили пограничного слоя во входном сечении, условия прилипания с нулевыми градиентами давления и температуры на поверхности, мягкие граничные условия на выходной и верхней гранях и периодические условия на боковых гранях.

Общий вид пограничного слоя, возмущенного с помощью полоски шероховатости приведен на рис. 2. Шероховатость вызывает локальные искажения среднего течения вблизи элементов шероховатости и образование подковообразных стационарных структур на элементах. Из-за индуцированных градиентов скорости в следе за элементами шероховатости образуются продольные вихревые структуры. Развитие этих структур вниз

по потоку по-видимому сопровождается вторичной неустойчивостью развивающихся сдвиговых слоев, что приводит к появлению нестационарных трехмерных пульсаций. Интенсивность продольных вихрей зависит от размера элемента шероховатости. Наиболее выраженные эффекты искажения течения вносятся элементами с высотой $h > 3\delta$, что соответствует числу Рейнольдса, определенном по локальным параметрам течения и высоте h, $\mathrm{Re}_{kk} > 500$. Далее вниз по потоку, нарастание пульсаций, содержащихся в продольных вихрях, и взаимодействие соседних вихрей друг с другом приводят к взрыву пограничного слоя и началу ламинарно-турбулентного перехода.

Работа выполнена при поддержке Российского научного фонда (грант 14-11-00490). Расчеты проводились на вычислительном кластере Новосибирского государственного университета.

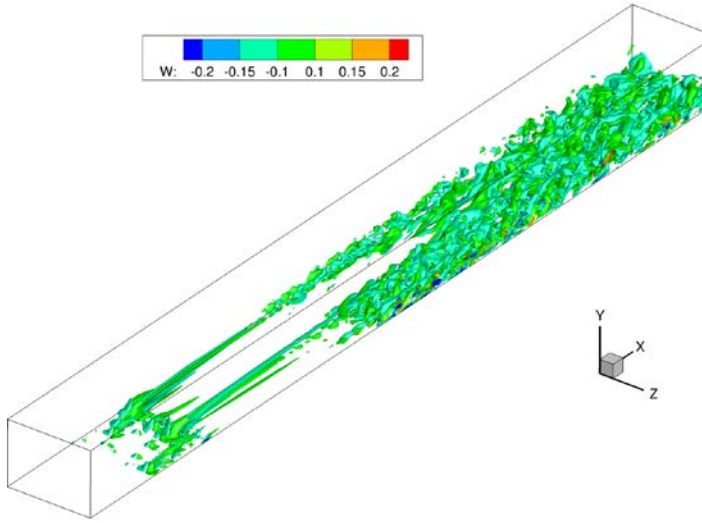


Рис. 2. Переход в сверхзвуковом пограничном слое, индуцированный шероховатостью: изоповерхности трансверсальной компоненты скорости

Литература

1. S.P. Schneider. Effects of Roughness on Hypersonic Boundary-Layer Transition. J. Spacecraft and Rockets, v. 45, 2008, pp. 193–209.
2. B.M. Wheaton, S.P. Schneider. Roughness-Induced Instability in a Hypersonic Laminar Boundary Layer. AIAA J., v. 50, 2012, pp. 1245–1256.
3. M. Choudhari, A. Norris, F. Li, C.-L. Chang, J. Edwards. Wake Instabilities behind Discrete Roughness Elements in High Speed Boundary Layers. AIAA paper 2013–0081.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ИМПЕДАНСА РЕЗОНАТОРА ГЕЛЬМГОЛЬЦА С ПОМОЩЬЮ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

О.Ю. Кустов[1], А.А. Синер[1,2], **Е.С. Федотов**[1,2], И.В. Храмцов[1]
[1]Пермский национальный исследовательский политехнический университет, г. Пермь, KustovOU@yandex.ru
[2]ОАО «Авиадвигатель», г. Пермь, Tesla.prog@rambler.ru

Шум, распространяющийся по внешним контурам авиационного двигателя, подавляется за счет облицовывания стенок каналов звукопоглощающими конструкциями (ЗПК). Степень снижения шума зависит от общей площади ЗПК и ее акустической эффективности. Возможны различные варианты увеличения эффективности звукопоглощения ЗПК. Одним из способов оценки и изучения процессов такой эффективности является численный эксперимент.

Для проведения экспериментальных исследований в Лаборатории механизмов генерации шума и модального анализа ПНИПУ была разработана установка "Интерферометр с нормальным падением волн" [1]. Отличительной особенностью установки от аналогов известных мировых производителей, которые ориентированы на строительную акустику, является наличие массивной импедансной трубы, позволяющей реализовывать уровни акустического давления до 160 дБ, что характерно для каналов авиационных двигателей. В интерферометре определение характеристик ЗПК основано на двух микрофонном методе [2]. Метод является наиболее распространенным и стандартизованным. Измерительная часть установки укомплектована аппаратурой фирмы Brüel & Kjær.

Численное моделирование основывалось на прямом решении системы уравнений Навье-Стокса (DNS) с учётом сжимаемости. В качестве геометрической модели использовалась внутренняя область интерферометра, которая представляют собой цилиндрическую трубу с резонатором Гельмгольца на одном конце и высокочастотный драйвер (динамик) на другом. Для упрощения была принята осесимметричная постановка, которая значительно сокращает требуемые ресурсы и время расчёта. Схема расчётной области представлена на рис. 1.

Работа динамика моделировалась изменением давления на границе 1 в зависимости от времени. Сигнал в зависимости от времени представляет собой "белый шум" с диапазоном частот от 500 до 3600 Гц с суммарным уровнем 130, 140 и 150 дБ.

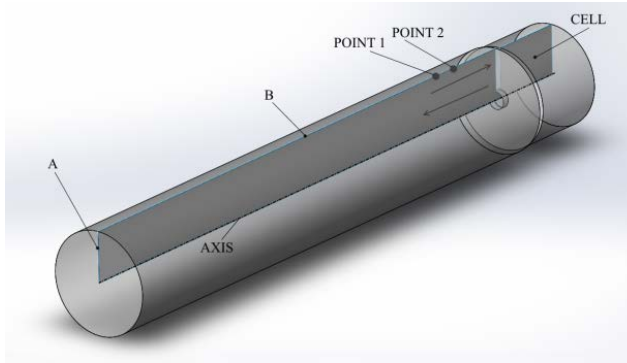
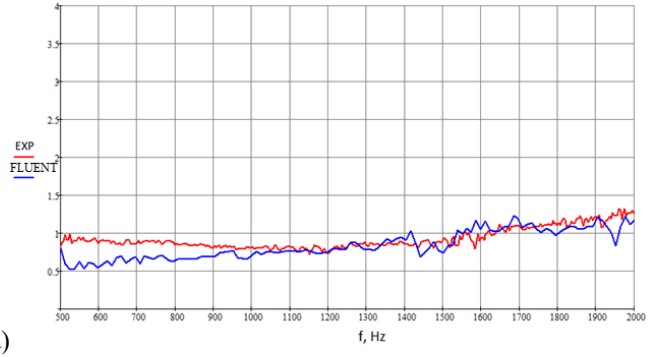
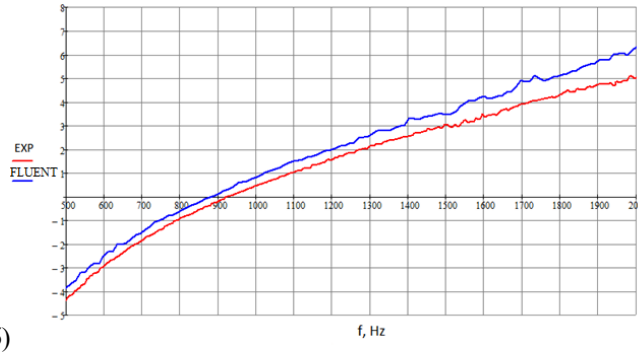


Рис. 1. Схема расчётной области



а)



б)

Рис. 2. Действительная (а) и мнимая (б) части импеданса, SPL 140 dB

Все численные расчеты также базировались на методе передаточной функции. С целью верификации эксперимента и расчетов использовалась математическая модель данного метода. Было необходимо лишь считать значения давления в точках у эксперимента и у расчетных моделей.

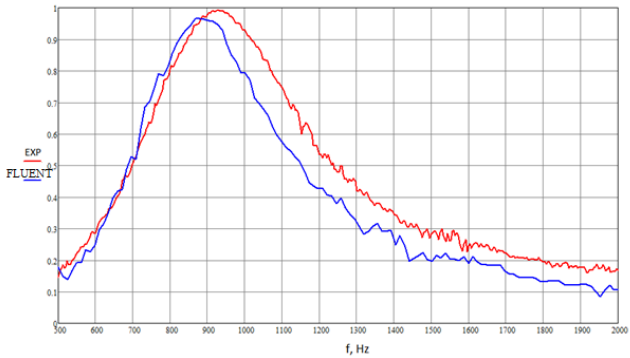


Рис. 3. Коэффициент звукопоглощения, SPL 140 dB

В ходе исследований было достигнуто хорошее совпадение экспериментальных данных с результатами расчёта (рис. 2, 3), что говорит об адекватности численного расчёта. При уровне звукового давления 150 дБ совпадение результатов расчёта с экспериментом несколько хуже, чем при 130 и 140 дБ. Это может быть вызвано очень сильным вихреобразованием в области горла резонатора, а также малым временем реализации процесса (1 секунда при численном моделировании и 10 секунд в эксперименте). Тем не менее, хорошее согласование результатов расчёта с экспериментальными данными при высоких уровнях звукового давления свидетельствует о практической значимости данной работы, так как значения уровня звукового давления 130–140 дБ имеют место в реальных образцах авиационных двигателей.

Работа выполнена при финансовой поддержке гранта Правительства РФ по постановлению № 220 “О мерах по привлечению ведущих ученых в российские образовательные учреждения высшего профессионального образования” по договору № 14.Z50.31.0032.

Литература

1. Кустов О.Ю., Пальчиковский В.В., Берсенев Ю.В., Соболев А.Ф. Разработка интерферометра с нормальным падением волн для высоких уровней акустического давления. Тезисы докладов четвертой открытой всероссийской конференции по аэроакустике, г. Звенигород, 29.09.2015 – 01.10.2015, с.79–80.
2. Chung J.Y., Blaser D.A. Transfer function method of measuring in-duct acoustic properties. I. Theory. J. of acoustical society of America, 1980. V.68, № 3.

ВЛИЯНИЕ ИЗМЕНЕНИЯ РЕЖИМА РАБОТЫ КОМПРЕССОРА НА ПУЛЬСАЦИОННУЮ СТРУКТУРУ ПОТОКА

Н.Н Ледовская

ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, krashenin@ciam.ru

Проведено экспериментальное исследование нестационарной структуры потока в моделях ступеней, компрессорных узлов современных ТРДД, имеющих различные расчетные параметры и, соответственно, различные характеристики повышению давления $\pi^* = f(G_{пр})$ и КПД $\eta^*_{ад} = f(G_{пр})$ в зависимости от расхода. На основании статистического анализа пульсаций давления и анализа структуры потока для широкого диапазона изменения окружных скоростей и расхода воздуха, а так же измеренных по тракту испытанных ступеней при различных частотах вращения от $\bar{n} = 1.0$ (расчетный режим) до 0.5 и изменении расхода воздуха: от $G_{пр\ макс}$ до $G_{пр\ мин}$ показано, что изменение режима работы компрессора оказывает существенное влияние на пульсационные процессы в компрессоре: на уровень и спектральный состав пульсаций давления, на структуру потока, на изменение эффективности, на устойчивость его работы. Приближение к границе устойчивой работы, сопровождается существенными изменениями нестационарной структуры потока, сопровождающиеся перераспределением энергии пульсаций в низкочастотную область спектра. Предложен параметр П, характеризующий повышение интенсивности пульсаций давления, являющихся следствием формирования окружной неоднородности во вращающихся лопаточных колесах.

Цель работы: исследование влияния частоты вращения и расхода воздуха на нестационарную структуру потока в рабочих колесах, выявление нестационарных эффектов, влияющих на эффективность и устойчивость работы, уровень пульсаций, в том числе вблизи границы устойчивости для поиска контролепригодного признака для опережающей диагностики возникновения потери устойчивости различного типа.

При исследовании компрессоров с целью поиска признака, пригодного для опережающей диагностики возникновения потери устойчивости течения проведено экспериментальное исследование нестационарной структуры потока в моделях 24 –х ступеней, спроектированных для использования в компрессорных узлах современных ТРДД, имеющих различные расчетные параметры и, соответственно, различные экспериментальные характеристики $\pi^*=f(G_{пр})$ и $\eta^*_{ад}=f(G_{пр})$. Для проведения работы созданы и запатентованы оригинальные инструменты, позволяющие измерять, регистрировать и обрабатывать показания датчиков пульсаций давления, исследовать аэродинамические и пульсационные характеристи-

ки потока. В том числе: цифровой регистратор, не имеющий аналогов (патент РФ 2250494), насадки для измерения пульсаций трех компонент скорости, давления Р, Р*, углов направления потока (патент РФ 143783)и температуры (методика №246).

Наибольшее внимание при проведении поиска было уделено тем участкам тракта, где возможно возникновение отрывных течений.

Исследование потери устойчивости с использованием указанных средств, а так же определение нестационарной структуры и нестационарных параметров в периферийной части рабочих колес моделей ступеней компрессоров (патент РФ 224711) показало, что во всех исследованных компрессорах при уменьшении расхода воздуха при фиксированных частотах вращения постепенно происходит значительное изменение структуры и нестационарных параметров периферийных сечений межлопаточных каналов рабочих колес, во входном канале и на выходе.

Например, в ступени – модели одноступенчатого вентилятора, как и в первой и последней ступенях КВД, при постоянной частоте вращения при уменьшении расхода воздуха происходит изменение среднеквадратичного отклонения давления по амплитуде и и его распределения по тракту ступени. При этом значительно увеличивается амплитуда пульсаций в области передней кромки на частоте следования лопаток и перераспределяется энергия пульсаций в полосу частот $\Delta f = 0 \ldots f_{рот} Z_{рот}$ где $f_{рот}$. – частота вращении ротора, а $f_{рот} Z_{рот}$ - частота следования лопаток.. В рабочем колесе постепенно теряется устойчивость течения , что проявляется в дестабилизации течения в межлопаточных каналах РК. В проточной части наблюдается и по мере дросселирования усиливается *в области передней кромки рабочего колеса окружная периодическая неоднородность, вращающаяся вместе с колесом*. Это физическое явление было обнаружено во всех исследованных компрессорах.

Окружная неоднородность, вращающаяся вместе с РК описывается гармониками на частотах следования лопаток, а так же роторными гармониками в низкочастотной части спектра. При приближении к границе устойчивости она усиливается при всех частотах вращения. Одновременно изменяется спектральный состав амплитудных спектров в полосе частот Δf от 0 до частоты следования лопаток. Аналогичным образом ведет себя окружная неоднородность в других моделях, как КНД, так и КВД. Были исследованы отрывные течения в проточных частях различных моделей. Построение мгновенных структур течения, показало, что, например, в области за скачком уплотнения на передней кромке периферийного профиля рабочей лопатки происходит дестабилизация структуры потока, проявляющаяся в изменении от оборота к обороту расположения изобар одинакового уровня. Постепенное появление окружной неоднородности, проявляется в отличии осредненной структуры потока в сосед-

них каналах. При выбивании скачка, происходит его взаимодействие с пограничным слоем во входном канале. При этом пограничный слой перед ступенями утолщается, что сопровождается увеличением пульсаций полного и статического давления и *формированием лепестковой структуры на входе в ступени*. Течение на входе на удалении от лопаточных колес приобретает лепестковую периодическую структуру.

Как показал статистический анализ пульсаций давления, нестационарный процесс приближения к границе устойчивости сопровождается усилением в несколько раз пульсаций в области передней кромки в полосе частот 0…0.5 $f_{рот}$ $Z_{рот.}$ Этот признак был принят за основу для создания способа контроля за изменением газодинамической устойчивости.

Синхронное измерение пульсаций осевой скорости на входе и выходе насадками, оснащенными малоинерционными датчиками давления, показало, что развитие неустойчивости начинается со входа и сопровождается усилением низкочастотных колебаний потока в области передней кромки.

По результатам исследования пульсаций давления в типовой последней ступени КВД показано присутствие окружной периодической неоднородности на входе и выходе с одинаковой периодичностью в устойчиво работающей ступени.

Потеря устойчивости наступает, когда окружная неоднородность становится самостоятельно вращающейся структурой. И, например, при возникновении вращающегося срыва, в спектре пульсаций появляется гармоника вращающегося срыва $f_{ср}$ в полосе частот $12Гц < f_{ср} < f_{рот}$.

На основании обнаруженного физического явления, которое развивается до возникновении неустойчивости течения был предложен параметр

$$\mathbf{П} = \sum_{0}^{0.3\,fnz} Ai \,/\, \sum_{0}^{0.3\,fnz} Ai_{opt} \ ,$$

где

$$\sum_{0}^{0.3\,fnz} Ai$$

– сумма амплитуд роторных гармоник в полосе частот 0.3 $f_{рот}$ $Z_{рот}$ в текущей контрольной точке, а

$$\sum_{0}^{0.3\,fnz} Ai_{opt}$$

– сумма амплитуд гармоник в той же полосе частот в оптимальной точке или на рабочей линии(патент РФ №2354851). Значения параметра П в области передней кромки вращающихся колес при приближении к границе нарушения ГДУ увеличиваются в 2 -5 и более раз в зависимости от

близости режима к границе устойчивости и могут быть использованы в темпе эксперимента при проведении изолированных испытаний компрессорных узлов. Его работоспособность проверена на многоступенчатых КНД и КВД при изолированных испытаниях и в системе двигателя. Пороговое значение параметра определяется в условиях устойчивой работы компрессора.

В настоящее время создано и применяется устройство определяющее параметр П для мониторинга и контроля его значений в темпе эксперимента для опережающей диагностики изменения ГДУ и предотвращения вращающегося срыва и помпажа.

РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ МНОГОРЕЖИМНОЙ ОПТИМИЗАЦИИ ВХОДНОГО УСТРОЙСТВА СЛОЖНОЙ ПРОСТРАНСТВЕННОЙ КОНФИГУРАЦИИ, ПРЕДНАЗНАЧЕННОГО ДЛЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ИНТЕГРАЛЬНОЙ КОМПОНОВКИ

И.А. Лещенко, **Н.Ю. Юрлова**
ПАО «Туполев», г. Москва, yurlovanadia@mail.ru

Увеличение требований к современным летательным аппаратам (ЛА) приводит к необходимости поиска новых конструктивных решений. Одним из перспективных способов улучшения аэродинамических характеристик самолета является применение интегральной компоновки силовой установки. При интеграции двигателя в планер входное устройство может иметь канал сложной пространственной конфигурации с изгибами в одной или нескольких плоскостях. Как правило, в таком воздухозаборнике течение имеет сложный характер [1]. Возникающие на губе и в области изгиба канала отрывы пограничного слоя оказывают негативное влияние не только на работу двигателя, но и на аэроакустические свойства самолета.

При проектировании таких устройств используются методы математического моделирования. Такие подходы позволяют существенно сократить расходы на разработку, заменив собой дорогостоящий эксперимент. Однако опыт и интуиция исследователя, как правило, не позволяют найти самую эффективную геометрическую форму канала. Поэтому совместно с математическими методами необходимо применение современных методов оптимизации [2].

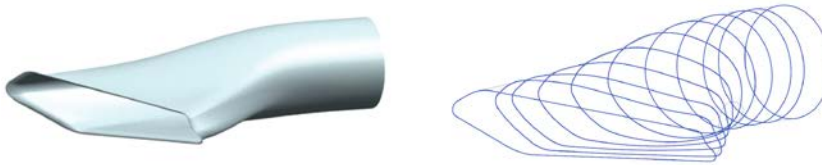


Рис. 1. Входное устройство

В данной работе представлены результаты исследования возможности применения оптимизационных методов при разработке высокоэффективного входного устройства силовой установки ЛА. Разработанная методика была использована для оптимизации дозвукового воздухозаборника интегрированного в планер летательного аппарата, выполненного по аэродинамической схеме «летающее крыло» (рис. 1).

Решение оптимизационной задачи было разделено на несколько этапов: постановка задачи, создание параметрической и расчетной модели,

запуск задачи оптимизации и обработка результатов расчета. В задаче используется шесть независимо варьируемых параметров, которые вносят изменения в геометрическую форму канала входного устройства. В качестве критериев оптимизации выбраны значения коэффициента восстановления полного давления входного устройства для двух режимов полета ЛА, при которых картины течения около воздухозаборника существенно отличаются друг от друга: крейсерский режим (M = 0.8, H = 11000 м) и взлетный режим (M = 0, H = 0 м).

В результате расчетов было получено множество Парето-оптимальных конфигураций воздухозаборника, т.е. таких, которые обеспечивают оптимальный компромисс между двумя противоречивыми целевыми функциями. При этом было найдено несколько решений, превосходящих исходный вариант на обоих режимах полета.

Таким образом, результаты, полученные при оптимизации воздухозаборника сложной пространственной конфигурации, позволяют сделать вывод о возможности применения разработанной методики для разработки высокоэффективного воздухозаборника на всех режимах полета ЛА.

Литература

1. Минин О.П., Юрлова Н.Ю. Оптимизация геометрии канала воздухозаборника сложной пространственной конфигурации, предназначенного для дозвукового ЛА. Всероссийская научно-техническая конференция «Авиадвигатели XXI века». Сборник тезисов докладов. М.: 2015. С. 155–156.
2. Egorov, I.N., Kretinin, G.V., Leshchenko, I.A. and Kuptzov,S.V. “IOSO MN Optimization Toolkit – Novel Software for Multidisciplinary Optimization”, Rio de Janeiro, May 30 – June 3, 2005.

МЕТОД РАСЧЕТА АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ВОЗДУШНОГО ВИНТА И ЕГО ОПТИМИЗАЦИЯ С УЧЕТОМ ШУМА В РАМКАХ ПАКЕТА EWT-ЦАГИ*

А.В. Лысенков

ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский Московской обл., lysenkov@tsagi.ru

Основным инструментом для получения надежных характеристик воздушных винтов (ВВ) является эксперимент в АДТ на специальных стендах. Для исследования характеристик однорядных и биротативных (в том числе типа «открытый ротор») ВВ в ЦАГИ созданы экспериментальные стенды, которые позволяют проводить испытания в широком диапазоне скоростей набегающего потока и частоты вращения исследуемого винта. В ходе эксперимента исследуются: тяговые и моментные характеристики, поле потока за винтом, распределение давления на лопасти винта (метод PSP), величины деформаций лопастей, акустические характеристики.

Кроме того, для исследования характеристик ВВ используется технология вычислительного эксперимента. Как при исследовании АДХ ЛА, так и характеристик ВВ, технология включает в себя несколько этапов: подготовка математической модели исследуемого объекта, проведение расчета с использованием многопроцессорных систем, обработка результатов. Для выполнения всех этапов в ЦАГИ создан специализированный пакет прикладных программ (ППП EWT-ЦАГИ [1]). Этот программный комплекс прошел обширную верификацию и валидацию для широкого класса задач вычислительной аэродинамики.

Для определения аэродинамических характеристик воздушных винтов в пакете прикладных программ применяется решатель RoS, который является модификацией решателя ZEUS [2, 3]. Решается система уравнений Рейнольдса, замкнутая моделью турбулентности SST, во вращающейся системе координат. Используются схемы Годунова-Колгана-Родионова и явная схема с неявным сглаживателем

$$u^{n+1} = u^n - \frac{\tau^n}{V_i}\left(\vec{F}^{\,n}_{i+\frac{1}{2}} - \vec{F}^{\,n}_{i-\frac{1}{2}}\right) + \left(-RM^{\,n}_{i-1}\Delta\vec{u}_{i-1} + RM^{\,n}_{i}\Delta\vec{u}_{i} + RM^{\,n}_{i+1}\Delta\vec{u}_{i+1}\right) - \vec{W}_{i,j,k}\,.$$

Учет вращения производится путем введения добавок к конвективным потокам и к источниковым членам. Используется точное решение Годунова задачи о распаде произвольного разрыва на вращающейся сетке. Для явной схемы добавляется дополнительное ограничение на шаг по времени.

* Доклад на английском языке.

Кроме того, модифицированы граничные условия. Реализованы различные методы организации шага по времени: глобальный, локальный, дробный и дуальный.

Решатель RoS завершает верификацию и валидацию. Результаты расчета сравниваются с экспериментальными данными и результатами расчёта, полученными с использованием коммерческого программного обеспечения.

Разработана последовательность операций, обеспечивающая автоматическую процедуру проведения оптимизационного цикла. В последовательность автоматических операций (рис. 1) входит: оптимизационный модуль, перестроение поверхностной расчетной модели, перестроение пространственной расчетной сетки, запуск расчета и вычисление интегральных характеристик.

Целевой функцией оптимизации является КПД винта на заданном режиме, управляющие параметры – угол установки четырех профилей, ограничения второго рода: тяга оптимизированного винта не должна быть меньше, чем у базового образца, а шум, оцененный в ходе оптимизации по эмпирической формуле, не должен превышать шум базового винта. Проведена оптимизация винта в двух постановках: без ограничений второго рода и с их учетом. Показано, что в случае оптимизации без ограничений удается улучшить КПД модели винта на 5%, а в случае с учетом ограничений на 1.2%.

Работа выполнена при поддержке Министерства промышленности и торговли Российской Федерации, научно-исследовательская работа «Разработка методологии расчёта аэродинамических характеристик входного устройства ТРДД большой тяги с моделированием газодинамического взаимодействия с вентилятором и компрессором» (Шифр «Воздухозаборник»).

Литература

1. V.Ya. Neyland, S.M. Bosnyakov, S.A. Glazkov, A.I. Ivanov, S.V. Matyash, S.V. Mikhailov, and V.V. Vlasenko. Conception of electronic wind tunnel and first results of its implementation. Progress in Aerospace Sciences, Vol. 37, No.2, 2001, pp. 121–145.
2. S. Bosnyakov, I. Kursakov, A. Lysenkov, S. Matyash, S. Mikhailov, V. Vlasenko, J. Quest. Computational tools for supporting the testing of civil aircraft configurations in wind tunnels. Progr. Aerospace Sci. 2008, Vol. 44, No.2, pp. 67–120.
3. E.V. Kazhan. Stability improvement of Godunov-Kolgan-Rodionov TVD scheme by a local implicit smoother, TsAGI Science Journal, Vol.43, 2012, Issue 6.

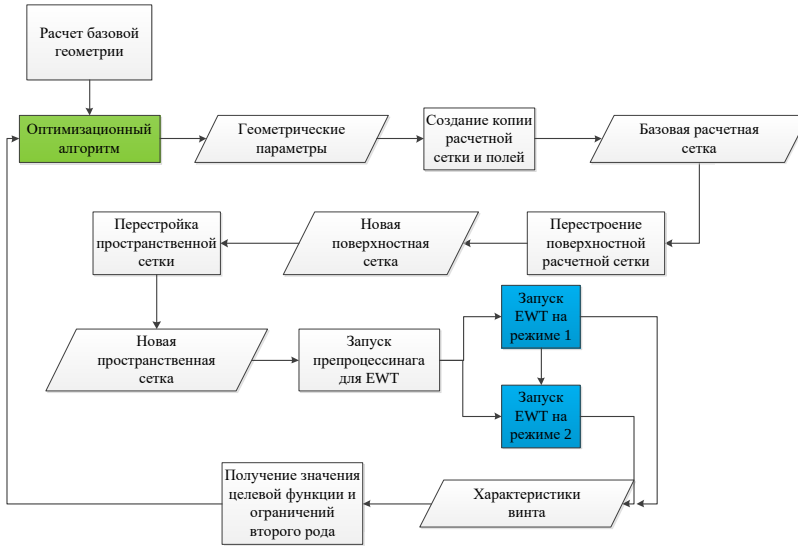


Рис. 1. Схема оптимизационного цикла

АНАЛИЗ RANS/ILES МЕТОДОМ ВЛИЯНИЯ СИНТЕТИЧЕСКИХ СТРУЙ НА УРОВЕНЬ И СПЕКТРАЛЬНЫЕ СВОЙСТВА ПУЛЬСАЦИЙ ДАВЛЕНИЯ В ТРЕХМЕРНОЙ КАВЕРНЕ ПРИ ДОЗВУКОВЫХ И СВЕРХЗВУКОВЫХ СКОРОСТЯХ ОСНОВНОГО ТЕЧЕНИЯ

Д.А. Любимов, **А.Э. Федоренко**
ЦИАМ им. П.И. Баранова, Москва,
dalyubimov@ya.ru, alena.e.fedorenko@gmail.com

Обтекание открытой полости внешним потоком часто встречается во внешней аэродинамике самолета: ниши для уборки шасси, различного вооружения и других элементов, где пульсации давления являются нежелательными. В ряде случаев каверны используются для турбулизации потока. Как видно, важным является поиск устройств, способных как уменьшать, так и увеличивать пульсационные характеристики потока.

Перспективными в этом смысле являются так называемые синтетические струи (synthetic jet) – благодаря своей компактности, независимости от рабочего тела и незаметности в отключенном состоянии. Их работа сводится к чередующимся циклам выдува газа в поток из замкнутой полости за счет изменения ее объема с последующим всасыванием в нее низкоэнергетического внешнего потока. Полость сообщается только с внешним течением, поэтому суммарный по времени расход газа равен нулю. Синтетические струи с успехом используются для управления отрывными течениями. Известны примеры использования синтетических струй для управления течением в каверне [1]. Выраженный турбулентный характер течения в каверне и необходимость расчета турбулентных пульсаций, в первую очередь пульсаций давления, требуют применения вихреразрешающих подходов [2]. По этой причине был использован RANS/ILES метод высокого разрешения[3].

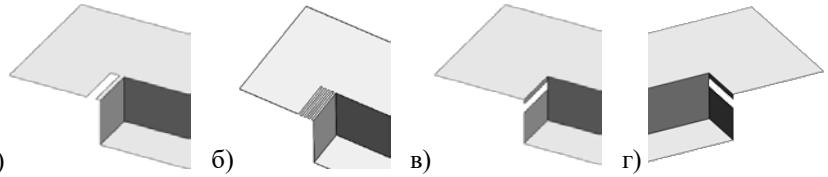


Рис. 1. Варианты расположения целей для выхода синтетических струй: а), б) – перед каверной (варианты №№1–6), в) – внутри на передней стенке (варианты №№9–15), г) – внутри на задней стенке (варианты №№16–22)

Была рассмотрена каверна, известная в литературе как M219, для которой отношение длины (L) к высоте (D) L/D=5, а ширина равнялась глу-

бине. Расчеты выполнялись на структурированной сетке, содержащей 2.6×10^6 ячеек (в каверне – 3.4×10^5). Было рассмотрено два режима внешнего течения M_0=0.85 и M_0=1.5 при числах Re, вычисленном по глубине каверны и скорости внешнего потока, 1.4×10^6 и 2.4×10^6, соответственно.

В настоящей работе было исследовано четыре варианта расположения щелей для выхода синтетических струй. Схематично положения щелей для их выхода показаны на рис. 1. Для вариантов с одной щелью ее ширина была 0.1D, расстояние до края каверны составляло 0.1D. Для варианта четырех щелей ширина каждой из них была равна 0.05D, расстояние между их центрами равнялось 0.15 D, а расстояние от ближайшей к каверне струи до ее края составляло 0.05 D.

Режимные параметры синтетических струй представлены в таблице 1. Варианты №№1–8 соответствуют расположению щелей для выхода синтетических струй перед каверной (№6 – четыре струи). Варианты №№9–15 – внутри каверны на передней стенке, №№16–22 – внутри каверны на задней стенке.

Таблица 1

Амплитуда струи q, м/с	50			100				
Частота струи f, Гц	100	200	300	100	200		300	1000
№ варианта	1	2	3	4	5	6	7	8
	9	10	11	12	13		14	15
	16	17	18	19	20		21	22

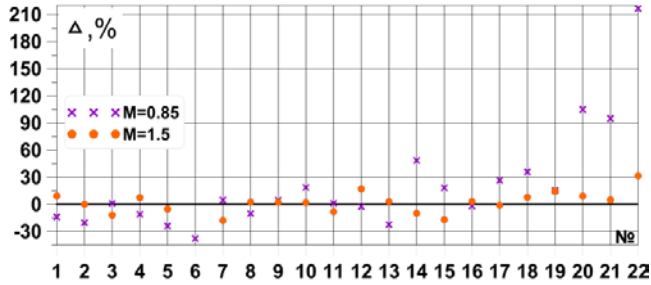


Рис. 2. Изменение уровня пиковых значений пульсаций давления для разных вариантов синтетических струй

Синтетические струи оказывают сильное влияние на течение в каверне и могут, как уменьшать, так и увеличивать уровень турбулентных пульсации. И это определяется, как их положением, так и режимными параметрами. Скорость внешнего потока оказывает существенное влияние на течение в каверне. Следствием этого является разное воздействие синтетических струй на течение в каверне при разных M_0. Это наглядно видно на рис. 2, где показано изменение пиковых значений пульсаций стати-

ческого давления на задней стенке каверны для всех исследованных вариантов синтетических струй.

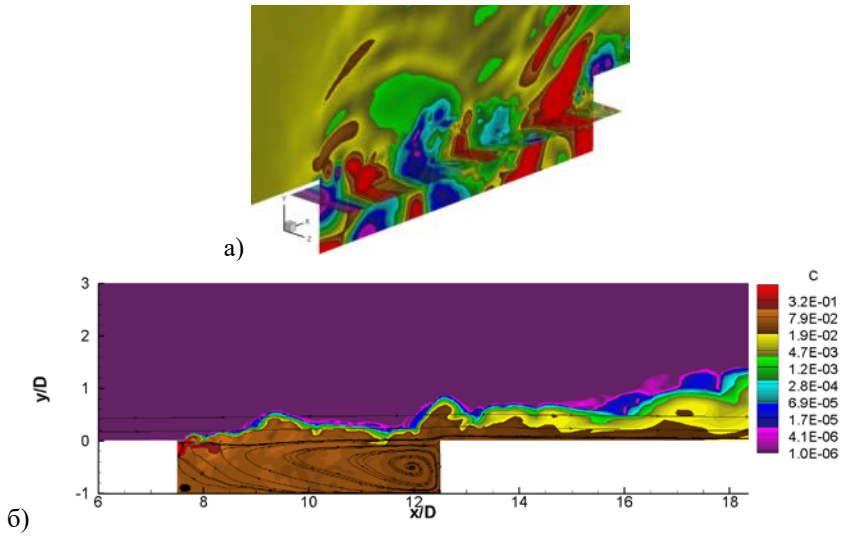


Рис. 3. Мгновенные поля статического давления (а), пассивной примеси и линии тока осредненного течения (б) для варианта №14

Интересно влияние на течение в каверне синтетической струи №14 при M_0=0.85. В этом случае синтетическая струя, расположенная на передней стенке каверны, вызывает интенсивные внутренние волны давления, которые отражаются от задней стенки и выходят в поток (рис. 3,а). Наблюдаются также низкочастотные колебания слоя смешения и пограничного слоя за каверной (рис. 3,б). Происходит сильная перестройка течения в каверне.

На рис. 4 и 5 представлены узкополосные спектры для вариантов синтетических струй, которые оказывали наибольшее влияние на уровень пиковых значений на задней стенке каверны. Значения частот мод собственных колебаний хорошо совпадали с результатами эксперимента и результатами, полученными по формуле Росситера для M_0=0.85 [4]. Для сверхзвукового же внешнего течения наблюдалось отличие в среднем на 20%.

Для M_0=0.85 4 струи перед каверной (вариант №6) снижают в точке с координатами (x=0.25D, y=1D, x=0) уровень второй и третьей мод собственных колебаний на 21 и 30 дБ, соответственно. Однако на рис. 4,а видны большая амплитуда колебаний на частоте синтетической струи и ее гармоники. Высокочастотная струя на задней стеке каверны (вариант

№22) увеличивает вторую моду на нижней стенке каверны на 3 дБ, но снижает

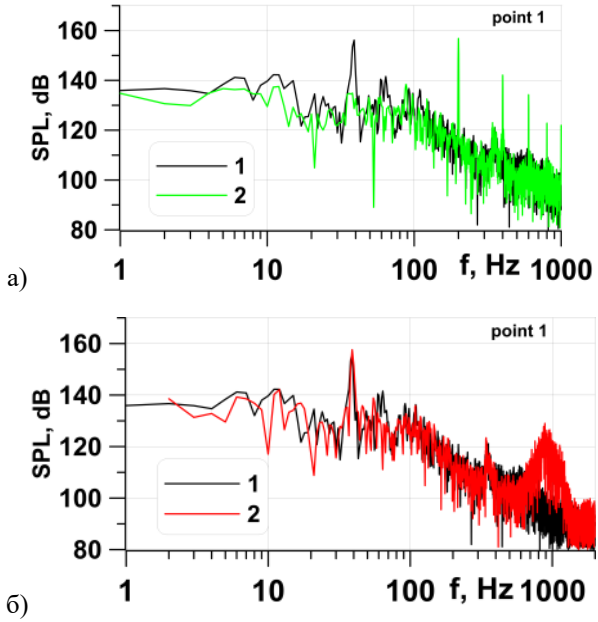


Рис. 4. Узкополосные спектры для M_0=0.85 для вариантов:
а) 1–без струй, 2–№ 6, б) 1–без струй, 2–№22

третью на 14 дБ (рис. 4,б). Кроме того, она приводит к подъему SPL в широком диапазоне частот в окрестности частоты синтетической струи. Набольшая ширина диапазона частот, где наблюдается подъем, локализована около передней стенки, при удалении от нее эта область сужается. Указанный подъем в начале нижней стенки для частоты струи f=1000Гц составляет 26 дБ.

Анализ узкополосных спектров пульсаций давления на стенках каверны для M_0=1.5 показал следующее. Синтетическая струя перед каверной №7, которая наиболее эффективно снижает пульсации давления на задней стенке каверны, также снижает SPL у всех разрешенных мод собственных колебаний, как на нижней, так и на задней стенках каверны (рис. 5,а). Например, в точке с координатами (x=0.25D, y=1D, x=0) третья мода снижается на 10дБ. Тем не менее, при 300 Гц наблюдается собственная частота струи в 166 дБ. Расположенная на передней стенке каверны синтетическая струя №12 дает наибольшее увеличение пульсаций на задней стенке (см. рис. 2). В то же время на рис. 5б видно, что она уменьшает третью и четвертую моды на нижней стенке на 7 дБ. При этом на задней

стенке наблюдается подъем в области частот ниже 20 Гц, это и могло вызвать увеличение интегрального уровня пульсаций на задней стенке.

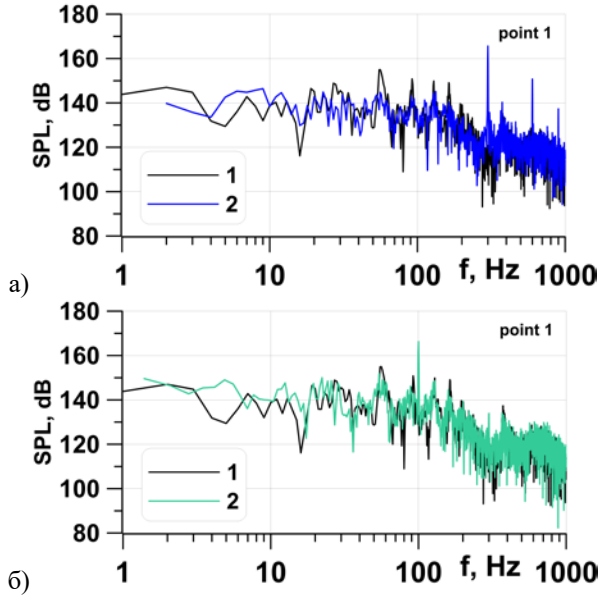


Рис. 5. Узкополосные спектры при M_0=1.5 для вариантов:
а) 1–без струй, 2–№7, б) 1–без струй, 2–№12

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

Литература

1. Takahashi H., Liu F., Palaviccini M., Oyarzun M., Griffin J., Ukeiley L., Cattafesta L. Progress on Active Control of Open Cavities. AIAA Paper. 2011. № 2011-1221.
2. Nayyar P., Barakos G.N., Badcock K.J. Analysis and Control of Weapon Bay Flows. 2005. RTO-MP-AVT-123.NATO RTO.
3. Любимов Д.А. Разработка и применение метода высокого разрешения для расчета струйных течений методом моделирования крупных вихрей. ТВТ. 2012. Т. 50. № 3. С. 450–466.
4. P. Nayyar, G.N. Barakos, K.J. Badcock. Analysis and Control of Transonic Cavity Flow UsingDES and LES. American Institute of Aeronautics and Astronautics Paper 2005-5267, 35th AIAA Fluid Dynamics Conference, June 6–9, Toronto, Ontario.

АНОМАЛЬНОЕ УСИЛЕНИЕ ЗВУКА ПРИ ПЕРЕХОДЕ ЧЕРЕЗ КОСУЮ УДАРНУЮ ВОЛНУ*

И.С. Меньшов[1], К. Китамура[2]
[1]*ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, Москва, imen57@mail.ru, menshov@kiam.ru*
[2]*Национальный Университет Йокогама, Йокогама, kitamura@ynu.ac.jp*

Настоящая работа посвящена проблеме взаимодействия малых возмущений в форме плоской звуковой монохроматической волны с плоским косым скачком. В однородном постоянном потоке газа возможны 3 типа малых возмущений. Один представляет собой изоэнтропическую акустическую волну, распространяющуюся со скоростью звука относительно газа. Два других – вихревая и энтропийная волны, которые движутся со скоростью среды. Взаимодействие этих волн с ударной волной приводит в общем случае к генерации волн всех трех типов за ударным скачком.

Задача взаимодействия звука с ударной волной исследовалась в нескольких работах. Д.И. Блохинцев [1] решил задачу для случая нормального падения звуковой волны на нормальную ударную волну в совершенном идеальном газе. J. Brillouin [2] рассмотрел задачу косого падения звука на фронт нормальной ударной волны, но получил ошибочные результаты. Эти результаты в дальнейшем были исправлены В.М. Конторовичем [2], где также было построено решения для случая произвольного уравнения состояния.

В докладе обсуждаются результаты теоретического и численного анализа взаимодействия плоской звуковой волны с косым скачком. Основные результаты следующие.

(1) Регулярное преломление звуковой волны на фронте ударной волны существует при условии, что угол падения не превосходит некоторого критического значения. За пределами этого угла линейная теория решения не дает.

(2) Усиление акустического поля за ударной волной ведет себя в зависимости от числа Маха перед скачком как $O(M^2)$.

(3) При приближении угла падения к критическому значению коэффициент усиления акустического поля резко начинает расти и ведет себя по порядку величины как $O(M^3)$.

Приводятся также результаты прямого численного моделирования задачи и сравнение с результатами линейной теории.

Работа поддержана РФФИ в рамках проекта № 15-51-50023_Я.

* Доклад на английском языке.

Литература

1. Блохинцев Д.И. Движущийся приемник звука. ДАН СССР. 1945. Т.47, № 1, с. 22–25.
2. J. Brillouin. J. Acustica, v.5, p. 149, 1955.
3. V.M. Kontorovich. Sov. Phys. JETP, v. 33, p.1180, 1958.

РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ТОНАЛЬНОГО ШУМА БИРОТАТИВНОГО ВЕНТИЛЯТОРА

Я.М. Дружинин, В.И. Милешин, **А.А. Россихин**
ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, rossikhin@ciam.ru

Одной из перспективных компоновочных схем авиационных двигателей является схема ТРДД высокой степени двухконтурности с биротативным вентилятором. Такие двигатели обладают высокой топливной эффективностью. В то же время им свойственен ряд недостатков. В частности для них характерны более высокие уровни шума, чем для аналогичных по характеристикам турбовентиляторных двигателей с однорядным вентилятором.

В данной работе описываются расчетные исследования тонального шума модельного биротативного вентилятора на режиме «посадка» (одном из трех сертификационных режимов по нормам ИКАО). Исследования проводились с помощью 3D методики нестационарного расчеса взаимодействия венцов, реализованной в программном комплексе ЦИАМ 3DAS.

Метод, используемый в программном комплексе, базируется на решении линейных или нелинейных уравнений Эйлера для возмущений поверх вязкого стационарного среднего поля течения в системе отсчета вращающихся венцов. Взаимодействие между венцами турбомашины обеспечивается с помощью специальных интерфейсов типа «скользящие сетки». Эти интерфейсы передают нестационарные акустические (а также вихревые и энтропийные) возмущения и неоднородности среднего поля течения через границу между расчетными областями для различных венцов, тем самым обеспечивая непрерывность полных параметров течения при переходе через границу.

Дискретизация уравнений по пространству в рамках используемого метода построена на основе метода конечных объемов и с использованием обобщенной на метод конечных объемов аэроакустической DRP (Dispersion Relation Preserving Scheme) схемы четвертого порядка. Для дискретизации уравнений по времени применяется явная оптимизированная 4-х шаговая схема Рунге-Кутта (LDDRK – Low Dissipation and Dispersion Runge-Kutta Schemes) второго порядка.

Для расчета излучения в дальнее поле используется полуаналитическая методика, основанная на уравнении Фокс Вильямса – Хоукингса.

В работе представлено сравнение результатов акустического расчета (диаграмм направленности в дальнем поле для наиболее интенсивных тонов взаимодействия) с имеющимися экспериментальными данными.

О МОНОТОННОСТИ И СИЛЬНОЙ МОНОТОННОСТИ РАЗНОСТНЫХ СХЕМ

В.В. Остапенко[1,2]

[1]*ИГиЛ СО РАН, Новосибирск , nzyuzina1992@gmail.com*

[2]*Новосибирский государственный университет, ostapenko_vv@ngs.ru*

В классической работе [1], широко известной в связи со схемой распада разрыва, для явных двухслойных по времени разностных схем

$$u_j^{n+1} = \sum_k c_k u_{j+k}^n, \qquad (1)$$

было введено понятие монотонности, означающее, что схема каждое монотонное по j разностное решение u_j^n переводит на $(n+1)$-ый временной слой с сохранением свойства монотонности, получен критерий монотонности $c_k \geq 0$ разностной схемы (1) и показано, что среди линейных разностных схем нет монотонных схем повышенного порядка аппроксимации. Дальнейшее развитие теории разностных схем сквозного счета для гиперболических систем законов сохранения в значительной степени было направлено на преодоление этого «запрета Годунова». В результате были разработаны различные классы разностных схем сквозного счета, в которых повышенный порядок аппроксимации на гладких решениях и монотонность (при аппроксимации линейной системы и скалярного закона сохранения) достигались за счет нелинейной коррекции потоков, приводящей к нелинейности этих схем даже при аппроксимации линейного уравнения переноса. Перечислим основные классы таких схем которые сокращенно будем называть NFC (Nonlinear Flux Correction) схемами: FCT-схемы [2], MUSCL-схемы [3], TVD-схемы [4], ENO-схемы [5], NED-схемы [6], WENO-схемы [7], [8] CABARET-схемы [9]-[12]. Основное достоинство этих схем заключается в том, что они с высокой точностью локализуют ударные волны, при отсутствии существенных нефизических осцилляций.

Однако для гарантированной точности разностной схемы в гладких частях аппроксимируемого обобщенного решения необходимо не только отсутствие в этих частях осцилляций самого разностного решения, но и отсутствие осцилляций у его разностных производных. Поскольку классическая монотонность разностной схемы [1] не обеспечивает выполнения этого более сильного требования [13]-[16], введем понятие сильной монотонности разностной схемы (1).

Определение 1. *Сеточная функция* u_j *имеет на целочисленном отрезке* $[k,l]$ *обобщенный локальный экстремум, если выполнены условия:*

$$u_j = const \quad \forall j \in [k,l]; \quad (u_k - u_{k-1})(u_l - u_{l+1}) > 0.$$

Если $u_k > u_{k-1}$ и $u_l > u_{l+1}$, то будем говорить об обобщенном локальном максимуме, а если $u_k < u_{k-1}$ и $u_l < u_{l+1}$, то будем говорить об обобщенном локальном минимуме.

Определение 2. *Разностная схема (1) является сильно монотонной, если она каждое сеточное решение u_j^n, имеющее по j не более одного обобщенного локального экстремума, переводит на $(n+1)$-ом временном слое в сеточное решение u_j^{n+1}, также имеющее по j не более одного обобщенного локального экстремума.*

Следующая теорема [13] усиливает классический критерий монотонности разностных схем (1), полученный С.К. Годуновым [1].

Теорема 1. *Для того, чтобы разностная схема (1) была сильно монотонной, необходимо и достаточно, чтобы ее коэффициенты c_k удовлетворяли условиям*

$$c_k \geq \sqrt{c_{k-1}c_{k+1}} \quad \forall k, \quad \forall l > k: \; c_k c_l > 0 \; \Rightarrow \; c_j > 0 \; \forall j \in [k,l].$$

Следующее определение обобщает понятие сильной монотонности разностной схемы на случай произвольного числа обобщенных локальных экстремумов.

Определение 3. *Разностная схема (1) имеет k-ый порядок сильной монотонности, где $k \geq 1$, если она каждое сеточное решение u_j^n, имеющее по j не более k обобщенных локальных экстремумов, переводит на $(n+1)$-ом временном слое в сеточное решение u_j^{n+1}, также имеющее по j не более k обобщенных локальных экстремумов.*

Из определения 3 следует, что первый порядок сильной монотонности схемы (1) означает ее сильную монотонность в смысле определения 2. Из теоремы 1 следует, что для того, чтобы трехточеченая симметричная по пространству разностная схема

$$u_j^{n+1} = c_{-1}u_{j-1}^n + c_0 u_j^n + c_1 u_{j+1}^n \qquad (2)$$

имела первый порядок сильной монотонности необходимо и достаточно. чтобы ее коэффициенты удовлетворяли неравенствам

$$c_{-1} \geq 0, \quad c_0 \geq \sqrt{c_{-1}c_1} \quad c_1 \geq 0.$$

Следующая теорема [14] для трехточеченой схемы (2) дает критерий ее сильной монотонности *k*-го порядка при $k \geq 2$.

Теорема 2. *Для того, чтобы разностная схема (2) имела k-ый порядок сильной монотонности, где $k \geq 2$, необходимо и достаточно, чтобы ее коэффициенты c_k удовлетворяли неравенствам*

$$c_{-1} \geq 0, \quad c_0 \geq a_k\sqrt{c_{-1}c_1}, \quad c_1 \geq 0,$$

в которых $a_k = b_{k1}$ *– первая компонента положительного решения* $(b_{k1}, b_{k2}, ..., b_{kk})$, $b_{ki} > 0 \ \ \forall i$, *алгебраической системы k-го порядка*

$$x_{k1} = x_{ki}^{-1} + x_{k,i+1} = x_{kk}^{-1}, \quad i = 1, 2, ..., k-1.$$

Последовательность a_k, входящая в условие этой теоремы, строго монотонно возрастает и имеет предел $\lim a_k = 2$. Первые четыре члена этой последовательности можно получить в явном виде

$$a_1 = 1, \quad a_2 = \sqrt{2}, \quad a_3 = \frac{1}{2}\left(\sqrt{5}+1\right), \quad a_4 = \sqrt{3}.$$

Разностную схему (1) имеющую *k*-ый порядок сильной монотонности при всех $k \geq 0$ назовем *абсолютно монотонной*, поскольку она каждую сеточную функцию u_j^n (независимо от числа ее обобщенных локальных экстремумов) переводит в функцию u_j^{n+1}, у которой количество этих локальных экстремумов не больше, чем у функции u_j^n.

Для NFC-схем аналогом абсолютной монотонности является NED-свойство разностной схемы [6]. В общем случае из монотонности или TVD-свойства NFC-схемы не следует ее абсолютная монотонность или NED-свойство. В работе [15] для монотонных разностных схем (в том числе, для TVD-схемы Хартена [4]), аппроксимирующих квазилинейный скалярный закон сохранения, были получены условия их сильной монотонности. В работе [16] эти результаты были обобщены на случай разностной аппроксимации систем законов сохранения. В работе [17] показано, что из монотонности CABARET-схемы [10], которая имеет место [12] при числе Куранта $r \leq 0.5$, следует ее абсолютная монотонность.

Работа выполнена при финансовой поддержке Российского национального фонда (грант № 16-11-10033).

Литература

1. Годунов С.К. Разностный метод численного расчета разрывных решений уравнений гидродинамики. Матем. Сборник., т. 47, 1959, с. 271–306.
2. Boris, J.P., Book, D.L., Hain, K. Flux-corrected transport. II. Generalzations of the Method. Comput. Math. Math. Phys., v. 18, 1975, pp. 248–283.
3. Van Leer B. Toward the ultimate conservative difference scheme. V. A second order sequel to Godunovs method. J. Comp. Phys., v. 32, 1979, pp. 101–136.
4. Harten A. High resolution schemes for hyperbolic conservation laws. J. Comp. Phys., v. 49, 1983, pp. 357–393.
5. Harten A., Osher S. Uniformly high-order accurate nonoscillatory schemes. SIAM J. Numer. Anal., v. 24, 1987, pp. 279–309.

6. Nessyahu H., Tadmor E. Non-oscillatory central differencing for hypebolic conservation laws. J. Comp. Phys., v. 87, 1990, pp. 408–463.
7. Liu X.D., Osher S., Chan T. Weighted essentially non-oscillatory schemes. J. Comp. Phys., v. 115, 1994, pp. 200–212.
8. Jiang G.S., Shu C.W. Efficient Implementation of Weighted ENO Schemes. J. Comp. Phys., v. 126, 1996, pp. 202–228.
9. Iserles A. Generalized leapfrog methods. IMA J. Numer. Anal., v. 6, 1986, pp. 381–392.
10. Головизнин В.М. Балансно-характеристический метод численного решения уравнений газовой динамики. Докл. АН, т. 403, 2005, с. 1–6.
11. Karabasov S.A., Goloviznin V.M. Compact accurately boundary adjusting high-resolution technique for fluid dynamics. J. Comp. Phys., v. 228, 2009, pp. 7426–7451.
12. Остапенко В.В. О монотонности балансно-характеристической схемы. Матем. моделир., т. 21, 2009, с. 29–42.
13. Остапенко В.В. О монотонности разностных схем. Сиб. матем. журнал, т. 39, 1998, с. 1111–1126.
14. Остапенко В.В. О сильной монотонности трехточечных разностных схем. Сиб. матем. журнал, т. 39, 1998, с. 1357–1367.
15. Остапенко В.В. О сильной монотонности нелинейных разностных схем. Ж. вычислит. матем. и матем. физики, т. 38, 1998, с. 1170–1185.
16. Остапенко В.В. О сильной монотонности разностных схем для систем законов сохранения. Ж. вычислит. матем. и матем. физики, т. 39, 1999, с. 1687–1704.
17. Остапенко В.В. О сильной монотонности схемы кабаре. Ж. вычислит. матем. и матем. физики, т. 52, 2012, с. 447–460.

КОМБИНИРОВАННЫЙ ДИСКРЕТНЫЙ МЕТОД МКЭ/МГЭ ДЛЯ РЕШЕНИЯ ВНЕШНИХ ЗАДАЧ РАССЕЯНИЯ В АКУСТИКЕ*

Ж. Поблет-Пуиг[1], **А.В.Шанин**[2]

[1]*Universitat Politècnica de Catalunya, Barcelona, Spain, jordi.poblet@upc.edu*

[2]*МГУ имени М.В.Ломоносова, физический факультет, a.v.shanin@gmail.com*

Ранее авторами был предложен «комбинированный метод CFIE-BAE» для решения внешних задач рассеяния в акустике [1,2]. Аббревиатура CFIE означает, что в данной версии метода граничных интегральных уравнений используется техника “combined-field integral equations”, а аббревиатура BAE соответствует методу «граничных алгебраических уравнений». Предложенный комбинированный метод представлял собой метод граничных интегральных уравнений (МГЭ), в реализации которого удалось избавиться от его характерных недостатков. Дискретная природа BAE позволяет избежать вычисления интегралов, а для подавления фиктивных резонансов используется техника CFIE.

Однако предложенный метод CFIE–BAE все-таки обладал важным недостатком. Поскольку моделирование происходило в исходно дискретизованном пространстве, форма рассеивателя должна была быть собрана из элементарных «кирпичиков» кубической формы, поэтому гладкие рассеиватели (сферы, цилиндры и др.) описывались с недостаточной точностью. Авторы поставили перед собой задачу преодолеть этот недостаток метода. В данной работе представлен усовершенствованный метод.

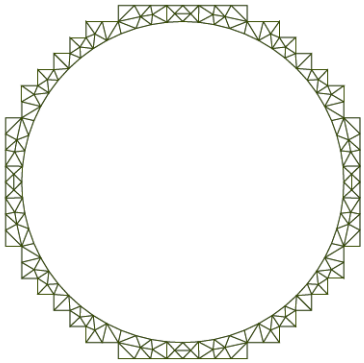


Рис. 1. Пример иррегулярной 2D сетки, вписывающей круглый рассеиватель в регулярную сетку из квадратов

* Доклад на английском языке.

Усовершенствованный метод устроен следующим образом. В области, внешней по отношению к рассеивателю, сетка разбивается на две подсетки: бесконечную регулярную сетку и относительно маленькую иррегулярную. Последняя нужна затем, чтобы точнее вписать форму рассеивателя в регулярную (состоящую из «кирпичиков») сетку. Волновой процесс на иррегулярной сетке моделируется методом конечных элементов (МКЭ). Рассмотрим в качестве примера рассеяние на акустически твердом круге (рис. 1). Регулярная сетка занимает все пространство снаружи и состоит из квадратов. Очевидно, число узлов иррегулярной сетки невелико (порядка периметра рассеивателя, отнесенного к шагу регулярной сетки).

К иррегулярной сетке применяется метод конечных элементов. Внутренняя граница описывается естественным (неймановским) граничным условием. Для внешней границы формулируется нелокальное граничное условие, представляющее собой математическое выражение того факта, что в рассеянном поле отсутствуют волны, приходящие из бесконечности. Общая форма такого условия есть

$$\Pi L u = D u \,, \qquad (1)$$

где u – вектор значений полевой переменной, L – матрица оператора МКЭ на сетке (формулировка МКЭ есть

$$L u = f \qquad (2)$$

для внутренних узлов сетки), Π – оператор ограничения на внешнюю границу, D – матрица, играющая роль DtN-оператора на внешней границе.

Оператор D строится путем применения метода CFIE-BAE, описанного в [1,2], а именно, путем реализации дискретного аналога МГЭ в версии CFIE. Уравнение (2) с граничным условием (1) решается относительно вектора узловых значений. Постобработка позволяет найти диаграмму направленности поля.

Авторы выражают благодарность программе Euro-Russian Academic Network-Plus program (грант 2012-2734/001-001-EMA2). Кроме того, Ж. Поблет-Пуиг благодарит за финансовую поддержку Generalitat de Catalunya (грант 2014-SGR-1471). А.В. Шанин был поддержан грантом НШ7062.2016.2 и грантом РФФИ 14-02-00573.

Литература

1. J. Poblet-Puig, A.V. Shanin, V.Yu.Valyaev, BEM method initially based on FEM approximation. International workshop “Computational experiment in aeroacoustics”, September 19-22 2012, Svetlogorsk, Russia, p.105.
2. J. Poblet-Puig, V.Yu. Valyaev, and A.V. Shanin, Suppression of spurious frequencies in scattering problems by means of boundary algebraic and combined field equations. J. Integr. Eq. Appl. v.27, 2015, pp.233–272.

ИСКУССТВЕННАЯ ВЯЗКОСТЬ В МЕТОДАХ СКВОЗНОГО СЧЕТА ДЛЯ БОРЬБЫ С ЧИСЛЕННОЙ НЕУСТОЙЧИВОСТЬЮ ТИПА «КАРБУНКУЛ»

А.В. Родионов, И.Ю. Тагирова
РФЯЦ-ВНИИЭФ, Саров, E-mail: avrodionov@rambler.ru

Многие популярные методы сквозного счета, базирующиеся на точном или приближенном решении задачи Римана (например, схема Годунова, схема Роу, схема HLLC), подвержены феномену «карбункула», который также называют ударно-волновой неустойчивостью [1, 2]. Известные методы решения этой проблемы не являются универсальными: они ориентируются только на методы приближенного решения задачи Римана и представляют собой либо их модификации, либо их различные комбинации в зависимости от локальных условий течения.

Недавно авторами данной работы был предложен новый метод решения проблемы «карбункула» [3, 4], являющийся внешним по отношению к конкретной схеме и не меняющий алгоритм расчета «невязких» потоков. Идея метода заключается в следующем: на фронте УВ в базовый метод решения уравнений Эйлера добавляется некоторое количество диссипации в форме правых частей уравнений Навье-Стокса, но с заменой коэффициента молекулярной вязкости на коэффициент искусственной вязкости. Предложенное выражение для коэффициента искусственной вязкости согласуется с [5], но имеет отличительные черты: обобщение на многомерность, введение «пороговой» величины и добавление искусственной теплопроводности.

В данной работе новый подход к подавлению «карбункул»-неустойчивости находит свое развитие: используемая ранее формула для коэффициента искусственной вязкости корректируется, на модельных задачах типа задачи Кёрка [2] выбираются входящие в нее свободные коэффициенты и проводится всестороннее тестирование нового метода.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект № 15-01-06224).

Литература

1. Peery K.M., Imlay S.T. Blunt body flow simulations. AIAA Paper 88-2924, 1988.
2. Quirk J.J. A contribution to the great Riemann solver debate. Int. J. Numer. Meth. Fluids, v.18, 1994, pp.555–574.

3. Родионов А.В., Тагирова И.Ю. Искусственная вязкость в схемах типа Годунова как метод подавления «карбункул»-неустойчивости. ВАНТ, серия: Математическое моделирование физических процессов, 2015, вып.2, с. 3–11.
4. Родионов А.В., Тагирова И.Ю. Применение искусственной вязкости для борьбы с «карбункул»-неустойчивостью в схемах типа Годунова. Математическое моделирование, том 27, №10, 2015, с. 47–641.
5. von Neumann J., Richtmyer R.D. A method for the numerical calculation of hydrodynamic shocks. J. Appl. Phys., 1950, v.21, pp.232–237.

ДВУХУРОВНЕВОЕ РАСПАРАЛЛЕЛИВАНИЕ ДЛЯ ОПТИМИЗАЦИИ ВЫЧИСЛЕНИЙ НА СУПЕРКОМПЬЮТЕРЕ ПРИ РАСЧЕТЕ ЗАДАЧ ГАЗОВОЙ ДИНАМИКИ

А.А. Рыбаков

Межведомственный суперкомпьютерный центр РАН - филиал ФГУ ФНЦ НИИСИ РАН, Москва, rybakov@jscc.ru

Численные расчеты задач газовой динамики как правило связаны с большим объемом вычислений, поэтому при использовании суперкомпьютеров важную роль имеет как скорость вычислений, так и оптимальность загрузки вычислительных мощностей. При использовании часто используемых в расчетах блочно-структурированных сеток с достаточно большим количеством блоков можно добиться близкого к равномерному распределения блоков сетки по вычислительным узлам суперкомпьютера. При этом отдельный узел суперкомпьютера должен обрабатывать несколько блоков сетки, а взаимодействие между узлами осуществляется с помощью технологии MPI.

Внутри вычислительного узла обработка отдельного блока сетки выполняется с применением распараллеливания на несколько потоков с помощью OpenMP. Однако программный код обработки блока может содержать и последовательные участки. Таким образом, при последовательной обработке блоков сетки внутри вычислительного узла возникают потери производительности, связанные с простоем вычислительных мощностей. Выходом из данной ситуации служит использование двухуровневого распараллеливания внутри вычислительного узла. На первом уровне осуществляется распараллеливание по блокам, на втором - распараллеливание вычислений для одного конкретного блока (рис. 1).

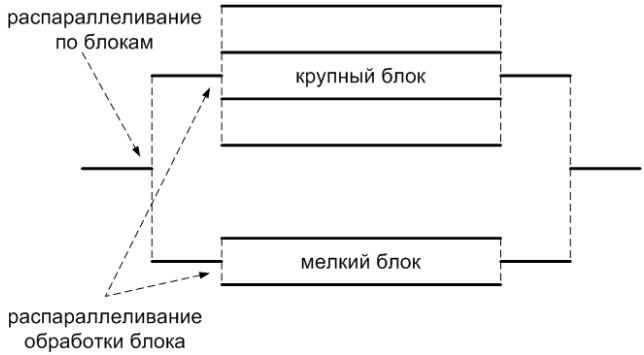


Рис. 1. Двухуровневая схема распараллеливания вычислений внутри вычислительного узла суперкомпьютера

Для сбалансированной по времени обработки блоков сетки внутри одного вычислительного узла степень распараллеливания блока должна зависеть от его размера, то есть блок большего размера должен обрабатываться большим количеством потоков, чем меньший по размеру блок. Однако этого не достаточно. На рис. 2 показана ситуация, когда бесконтрольное расположение последовательных и параллельных секций обработки двух блоков внутри вычислительного узла приводит в появлению обширных зон низкой загрузки вычислительных мощностей.

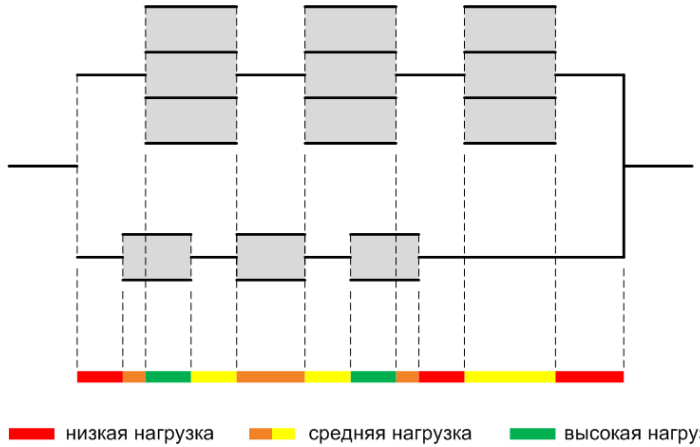


Рис. 2. Иллюстрация низкой загрузки вычислительных мощностей при параллельной обработке двух блоков сетки

Выходом из данной ситуации является управление выполнением отдельных участков обработки блока для достижения более плотной загрузки вычислительных мощностей. Назовем вычисления по обработке одного блока сетки процедурой. Каждая конкретная процедура состоит из последовательности участков, которые мы будем называть атомами. Для каждого атома известна продолжительность его последовательного выполнения и оптимальное количество потоков в которых он может быть выполнен параллельно. Исполнение атома происходит непрерывно и не может быть приостановлено. Атомы одной процедуры исполняются друг за другом. Тогда жадная стратегия выделения ресурсов для выполнения всех процедур может выглядеть следующим образом: каждая процедура начинает выполняться в отдельном потоке, каждый готовый к выполнению атом каждой процедуры ждет освобождения необходимого ему количества потоков для параллельного выполнения, резервирует потоки, производит вычисления, после чего освобождает потоки. Схема выполнения отдельного атома приведена ниже:

```
void ExeAtom::GreedyExe(int *free_threads)
{
    int need_threads = <необходимое количество потоков>;
    bool is_start = false;

    while (true)
    {
        while (*free_threads < need_threads) <нулевое ожидание>;

        #pragma omp critical
        {
            if (*free_threads >= need_threads)
            {
                is_start = true;
                *free_threads -= need_threads;
            }
        }

        if (!is_start) continue;

        ParallelExe();

        #pragma omp critical
        {
            *free_threads += need_threads;
        }

        break;
    }
}
```

Данная стратегия может быть ослаблена, если разрешить атому использовать меньшее количество потоков, чем нужно ему для оптимального параллельного исполнения.

Для оценки эффективности жадной стратегии планирования исполнения атомов была выбрана модель процедуры с весом k, состоящая из трех параллельных атомов продолжительностью k^2/10 и оптимальным количеством потоков k, и двух последовательных атомов продолжительностью 1/10. При этом параллельные атомы в процедуре чередуются с последовательными. На рис. 3 приведены результаты запусков разных наборов процедур на процессоре Intel Xeon с 16 потоками. Жадная стратегия исполнения атома представлена с разными порогами снижения общего количества потоков исполнения (например порог 25% означает, что атом может попытаться выполниться не на оптимальном количестве потоков, а на количестве потоков на 25% меньшем от оптимального, что позволит начать исполнение раньше). Для сравнения приведены данные идеального исполнения процедур, когда общее количество потоков равно бесконечности.

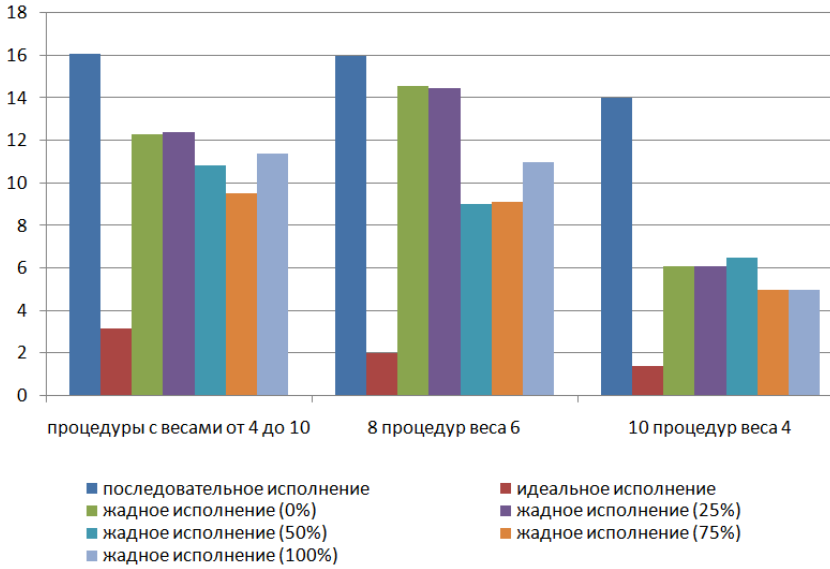


Рис. 3. Результаты сравнения разных стратегий выполнения наборов процедур для процессора с 16 потоками

Из рис. 3 видно, что применение жадной стратегии исполнения процедур приводит к существенному снижению общего времени работы по сравнению с последовательным исполнением процедур. Особенно это актуально для запуска большого количества процедур с маленькими весами. Данная стратегия позволяет более компактно располагать обработку мелких блоков сетки в вычислительном узле, снижая общее время расчета.

Литература

1. J. Blazek. Computational fluid dynamics: principles and applications. Elsevier, 2001.
2. M. Farrashkhalvat, J.P. Miles. Basic structured grid generation with an introduction to unstructured grid generation. Butterworth-Heinemann, 2003.
3. К. Хьюз, Т. Хьюз. Параллельное и распределенное программирование с использованием C++. Вильямс, 2004.
4. M. Queen. Parallel programming in C with MPI and OpenMP. Mc-Grow Hill, 2004.
5. R. Chandra, R. Menon, L. Dagum, D. Kohr, D. Maydan, J. McDonald. Parallel programming in OpenMP. Morgan Kaufmann, 2000.

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ДЛЯ СОЗДАНИЯ И ПРОВЕРКИ МЕТОДОВ АКУСТИЧЕСКОГО МОДАЛЬНОГО АНАЛИЗА

М.П. Старцева[1], **А.А. Синер**[1,2,3]
[1]*АО «Авиадвигатель», Пермь, siner@avid.ru*
[2]*ПНИПУ, Пермь*
[3]*ПГНИУ, Пермь, asiner@mail.ru*

Экспериментальный анализ звуковых полей, генерируемых авиационным двигателем, является одной из важнейших и сложнейших задач авиационной акустики. Основная сложность задачи заключается в большом количестве акустических мод, излучаемых двигателем. Основная часть эффективно переносящих энергию акустических мод генерируется вентиляторной ступенью двигателя. Наиболее перспективным методом анализа звуковых полей, генерируемых вентиляторной ступенью, является модальный анализ в воздухозаборном канале и в канале наружного контура. Для отработки методов модального анализа в настоящей работе развивается специальная математическая модель.

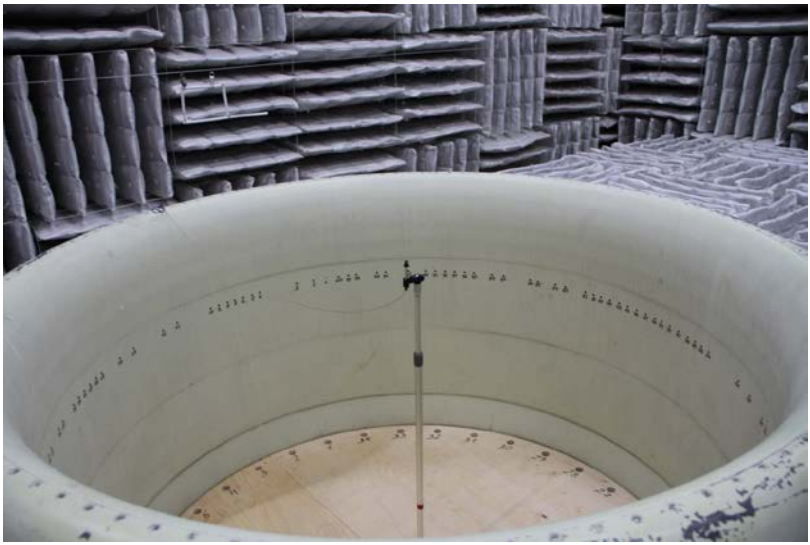


Рис. 1. Экспериментальная установка генерации и регистрации мод: расположение массива микрофонов в воздухозаборном канале

Математическая модель, разрабатываемая в данной работе, представляет собой расчет распространения звука в воздухозаборном канале

авиационного двигателя (рис. 1) с использованием уравнений Навье–Стокса и численных схем высокого порядка точности.

$$\frac{\partial U}{\partial t}+A_x\frac{\partial U}{\partial x}+A_y\frac{\partial U}{\partial y}+A_z\frac{\partial U}{\partial z}=F^v$$

– уравнение Навье–Стокса для совершенного газа. $U=(\rho\, u\, v\, w\, p)^T$ – вектор примитивных переменных,

$$A_x=\begin{pmatrix} u & \rho & 0 & 0 & 0\\ 0 & u & 0 & 0 & 1/\rho\\ 0 & 0 & u & 0 & 0\\ 0 & 0 & 0 & u & 0\\ 0 & \gamma p & 0 & 0 & u \end{pmatrix},\ A_y=\begin{pmatrix} v & \rho & 0 & 0 & 0\\ 0 & v & 0 & 0 & 1/\rho\\ 0 & 0 & v & 0 & 0\\ 0 & 0 & 0 & v & 0\\ 0 & 0 & \gamma p & 0 & v \end{pmatrix},$$

$$A_z=\begin{pmatrix} w & \rho & 0 & 0 & 0\\ 0 & w & 0 & 0 & 1/\rho\\ 0 & 0 & w & 0 & 0\\ 0 & 0 & 0 & w & 0\\ 0 & 0 & 0 & \gamma p & w \end{pmatrix},$$

$$F^v=\begin{pmatrix} 0\\ \frac{1}{\rho}\left(\frac{\partial \tau_{xx}}{\partial x}+\frac{\partial \tau_{yx}}{\partial y}+\frac{\partial \tau_{zx}}{\partial z}\right)\\ \frac{1}{\rho}\left(\frac{\partial \tau_{xy}}{\partial x}+\frac{\partial \tau_{yy}}{\partial y}+\frac{\partial \tau_{zy}}{\partial z}\right)\\ \frac{1}{\rho}\left(\frac{\partial \tau_{xz}}{\partial x}+\frac{\partial \tau_{yz}}{\partial y}+\frac{\partial \tau_{zz}}{\partial z}\right)\\ (\gamma-1)\left[k\left(\frac{\partial^2 T}{\partial x^2}+\frac{\partial^2 T}{\partial y^2}+\frac{\partial^2 T}{\partial z^2}\right)\right]+\tau_{xx}\frac{\partial u}{\partial x}+\tau_{yy}\frac{\partial v}{\partial y}+\tau_{zz}\frac{\partial w}{\partial x}+\\ +\tau_{xy}\left(\frac{\partial v}{\partial x}+\frac{\partial u}{\partial y}\right)+\tau_{xz}\left(\frac{\partial w}{\partial x}+\frac{\partial u}{\partial z}\right)+\tau_{xy}\left(\frac{\partial w}{\partial y}+\frac{\partial v}{\partial z}\right) \end{pmatrix},$$

$T = p / (\rho R)$ – температура, R – газовая постоянная воздуха: R=287.1;

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

– компоненты тензора вязких напряжений, где $u_i=\{u,v,w\}$, $x_i=\{x,y,z\}$.

Для генерации звукового поля используется кольцевой массив точечных источников, размещенных внутри канала на фиксированном радиусе. В расчете моделируется распространение отдельной акустической моды внутри канала двигателя. Для генерации акустической моды в точечных источниках задаются периодические сигналы давления с определенной амплитудой и сдвигом фазы.

$$P(\varphi) = A_1 \cos(m_1\varphi - \theta_1) + A_2 \cos(m_2\varphi - \theta_2) +$$
$$+ i\left[A_1 \sin(m_1\varphi - \theta_1) + A_2 \sin(m_2\varphi - \theta_2)\right]$$
$$\overset{об}{x} = A_1 \cos(m_1\varphi - \theta_1) + A_2 \cos(m_2\varphi - \theta_2)$$
$$\overset{об}{y} = A_1 \sin(m_1\varphi - \theta_1) + A_2 \sin(m_2\varphi - \theta_2)$$
$$A = \sqrt{x^2 + y^2}$$
$$\theta = \begin{cases} arctg\dfrac{y}{x}, & если\ x > 0 \\ \pi + arctg\dfrac{y}{x}, & если\ x < 0,\ y \geq 0 \\ -\pi + arctg\dfrac{y}{x}, & если\ x < 0,\ y < 0, \\ \dfrac{\pi}{2}; & x = 0,\ y > 0 \\ -\dfrac{\pi}{2}; & x = 0,\ y < 0 \end{cases}$$

где m_1, m_2 – окружной номер 1 и 2 мод соответственно;

A_1, A_2 – амплитуда 1 и 2 мод соответственно;

φ – угол установки динамиков (рад);

θ_1, θ_2 – начальная фаза 1 и 2 мод соответственно.

Возникшее в канале расчетное звуковое поле анализируется известной экспериментальной методикой модального анализа. Полученные расчетные амплитуды мод сравниваются с экспериментальными, полученными в заглушенной камере ПНИПУ с применением аналогичного кольцевого генератора мод.

По результатам анализа формулируются направления дальнейшего развития представленной модели, обсуждается план дальнейших исследований в области модального анализа шума вентиляторной ступени.

О ЕДИНСТВЕННОСТИ РЕШЕНИЙ ЗАДАЧИ О СТАЦИОНАРНОЙ ДИФФУЗИИ В НЕСЖИМАЕМОМ ТУРБУЛЕНТНОМ ПОТОКЕ

М.Д. Сурначёв

ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, Москва, peitsche@yandex.ru

Рассматривается вопрос о существовании и единственности решений эллиптических задач вида

$$Tu = -\mathrm{div}\left(\nabla u + A\nabla u\right) = f \in H^{-1}(\Omega), \quad u \in H_0^1\left(\Omega\right), \tag{1}$$

где Ω есть ограниченная липшицева область в $\mathbf{R}^n$, а матрица A кососимметрична, $A_{ij} = -A_{ji}$. Решением задачи (1) будем называть такую функцию $u \in H_0^1\left(\Omega\right)$, что интегральное тождество

$$Q(u,\varphi) := \int_\Omega \left(\nabla u + A\nabla u\right)\nabla\varphi\, dx = \left(f,\varphi\right) \tag{2}$$

выполнено для любой $\varphi \in C_0^\infty\left(\Omega\right)$.

Задача (1) тесно связана с задачей

$$Lu = -\mathrm{div}\left(\nabla u + au\right) = f \in H^{-1}(\Omega), \quad u \in H_0^1\left(\Omega\right), \tag{3}$$

с соленоидальным векторным полем a. Соленоидальность здесь понимается в смысле распределений, то есть

$$\int_\Omega a\nabla\varphi\, dx = 0 \quad \text{для всех} \quad \varphi \in C_0^\infty\left(\Omega\right).$$

Решением задачи (3) называется функция $u \in H_0^1\left(\Omega\right)$ такая, что интегральное тождество

$$\int_\Omega \left(\nabla u + au\right)\nabla\varphi\, dx = \left(f,\varphi\right) \tag{4}$$

выполнено для любой $\varphi \in C_0^\infty\left(\Omega\right)$.

При условии гладкости матрицы A или векторного поля a задачи (1) и (3) эквивалентны. В одну сторону это получается простым дифференцированием второго члена в (1), при этом имеем $a = \mathrm{div}\, A$, а в другую сторону это является следствием теоремы векторного анализа о восстановление векторного поля по заданному ротору (напр., [1]), в размерности больше трёх – теоремы Пуанкаре о замкнутых формах. Таким образом, если матрица A не дифференцируема, то задачу (1) можно понимать как задачу о стационарной диффузии в несжимаемом потоке, скорость которого определена лишь в смысле распределений.

С помощью приближения матрицы A ограниченными кососимметрическими матрицами и переходом к пределу несложно показать, что задача (1) разрешима при условии

$$A \in L^2(\Omega). \tag{5}$$

Решения, полученные таким путём, назовём аппроксимационными. Аналогично, с помощью приближений векторного поля a ограниченными соленоидальными легко устанавливается существование решений задачи (3) при условии

$$a \in L^{2n/(n+2)}(\Omega), \quad n > 2, \quad a \in L\log^{1/2} L(\Omega), \quad n = 2. \tag{6}$$

Однако единственность решений задач (1) и (3) при условиях (5), (6) не гарантирована [2].

Для аппроксимационных решений задач (1) и (3) справедливо энергетическое неравенство

$$\int_\Omega |\nabla u|^2 \, dx \le (f, u). \tag{7}$$

Оказывается, что бывают и неаппроксимационные решения, для которых имеет место "противоестественное" энергетическое неравенство

$$\int_\Omega |\nabla u|^2 \, dx > (f, u). \tag{8}$$

Такие решения не могут быть получены аппроксимацией. Соответствующие примеры были построены В.В. Жиковым [2].

Для задачи (1) известно условие единственности, заключающееся в принадлежности коэффициентов матрицы A пространству BMO функций с ограниченным средним колебанием:

$$f \in BMO \quad \text{если} \quad \sup \frac{1}{|B|}\int_B |f - f_B| dx < \infty, \quad \text{где} \quad f_B = \frac{1}{|B|}\int_B f \, dx,$$

а точная верхняя грань берётся по всем шарам $B \subset \mathbf{R}^n$. При этом форма $Q(u,\varphi)$, заданная в (2), ограничена на гладких функциях в норме $H_0^1(\Omega) \times H_0^1(\Omega)$, т.е.

$$|Q(u,\varphi)| \le C\left(\int_\Omega |\nabla u|^2 \, dx\right)^{1/2} \left(\int_\Omega |\nabla \varphi|^2 \, dx\right)^{1/2}, \quad u, \varphi \in C_0^\infty(\Omega),$$

оператор T можно продолжить до ограниченного из $H_0^1(\Omega)$ в $H^{-1}(\Omega)$. Этот результат опирается на теорию пространств Харди [3]. Существование и единственность решения немедленно получаются из леммы Лакса-Мильграма. В работе В.Г. Мазьи и И.Е. Вербицкого [4] было показано, что это условие "почти необходимо", то есть если форма $Q(u,\varphi)$ ограничена в норме $H_0^1(\Omega)$, то оператор эквивалентен оператору с матрицей из BMO.

Нами доказан следующий результат.

Теорема. *Если выполнено условие*

$$\Gamma := \lim_{p\to\infty} \frac{1}{p}\|A\|_{L^p(\Omega)} < \infty, \qquad (9)$$

то решение задачи (1) с любой $f \in H^{-1}(\Omega)$ *единственно, и имеет место энергетическое равенство*

$$\int_\Omega |\nabla u|^2 \, dx = (f, u). \qquad (10)$$

Можно показать, что функции, удовлетворяющие условию (9), имеют мажоранту из BMO. Условие (9) близко к условию экспоненциальной суммируемости $\exp(\gamma |A|) \in L^1(\Omega)$, с величиной γ порядка $(\Gamma e)^{-1}$. При условии (9) решение единственно, а ограниченности оператора из $H_0^1(\Omega)$ в $H^{-1}(\Omega)$ может и не быть.

Литература

1. Быховский Э.Б., Смирнов Н.В. Об ортогональном разложении пространства вектор-функций, квадратично суммируемых по заданной области, и операторах векторного анализа. Тр. МИАН СССР. 1960. Т.59. С. 5–36.
2. Жиков В.В. Замечания о единственности решения задачи Дирихле для эллиптических уравнений второго порядка с младшими членами. Функциональный анализ и его приложения, т.38, 2004, вып. 3, с.15–28.
3. Coifman R., Lions P. L., Meyer Y., Semmes S. Compensated compactness and Hardy spaces. J. Math. Pures et Appl. 1993. Vol. 72. P. 247–286.
4. Mazya V.G., Verbitskiy I.E., Form boundedness of the general second-order differential operator. Comm. Pure Appl. Math. 2006. Vol. 59. No. 9. P. 1286–1329.

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ТОНАЛЬНОГО ШУМА ЛОПАТОЧНЫХ МАШИН В ПРОСТРАНСТВЕ С ГРАНИЧНЫМИ УСЛОВИЯМИ В ФОРМЕ КОМПЛЕКСНОГО АКУСТИЧЕСКОГО ИМПЕДАНСА*

С.Ф. Тимушев[1], В. Н. Гаврилюк[1], К.И. Волосенко[1], А.А. Аксенов[2]
[1]*Кафедра «Ракетные двигатели» Московского авиационного института (НИУ), Москва, Россия, irico.harmony@gmail.com*
[2]*ООО ТЕСИС, Москва, Россия, andrey@tesis.com.ru*

Снижение уровня шума с целью минимизации его негативного воздействия на жизнедеятельность человека в открытом пространстве, жилых, офисных и производственных помещениях, культурных и культовых заведениях, салонах автомобилей, поездов, самолетов и космических аппаратов, и т.п. становится все более актуальной задачей. В развитых странах этому уделяется постоянное внимание, что отражается в значительном ужесточении требований по ограничению уровня шумов в соответствие со стандартами ISO [1,2].

Для практического решения этой задачи предлагается новый высокоэффективный метод численного моделирования 3-мерных тональных акустических полей на частотах следования лопаток и их высших и комбинационных гармониках, создаваемых лопаточными машинами в компьютерных устройствах, системах кондиционирования и в авиационных двигателях. Этот метод базируется на прямом решении методом конечных объемов Фурье-преобразованного конвективного волнового уравнения [5], описывающего адиабатическое распространение звука в безвихревом и термодинамически однородном стационарном потоке и записывающегося относительно образа Фурье возмущения давления в виде

$$\frac{1}{c^2}\left(i\omega + U_k \frac{\partial}{\partial x_k}\right)^2 p = \frac{\partial^2 p}{\partial x_k^2} + F \quad , \qquad 1)$$

где c – адиабатическая скорость звука, U_k – осредненная скорость потока, F – источниковый член, определяемый из энергетического соотношения

$$\frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_S \int_{-\infty}^{+\infty} p(\omega - \xi) u_n(\xi) d\xi \cdot dS = W_l \delta(\omega - \omega_l) \qquad 2)$$

методом простой итерации в процессе совместного решения (1, 2). Здесь S – поверхность, окружающая источник звуковых возмущений на расстоя-

* Доклад на английском языке.

нии затухания создаваемых источником вихревых возмущений, ω_l есть l-я частота следования лопаток, W_l – известная звуковая мощность на частоте l, полученная акустико-вихревым методом [8, 9].

Граничные условия для (1) на звукопоглощающих границах записываются в комплексной импедансной форме, учитывающей как активную, так и реактивную составляющую граничного импеданса.

Снижение воздействия шума достигается путем пространственного перераспределения тонального звука, которое обеспечивает его многократное уменьшение в зонах преимущественного нахождения людей. Для этого наиболее эффективным техническим средством являются многослойные сотовые звукопоглощающие конструкции (ЗПК) [3], которые могут устанавливаться как на внутренних поверхностях источников шума, так и на стенах, потолках и перегородках помещений. Оптимальные параметры ЗПК и их расположение определяются посредством многопараметрических численных расчетов пространственных звуковых полей для каждой из интересующих тональных компонент с использованием созданного метода [4].

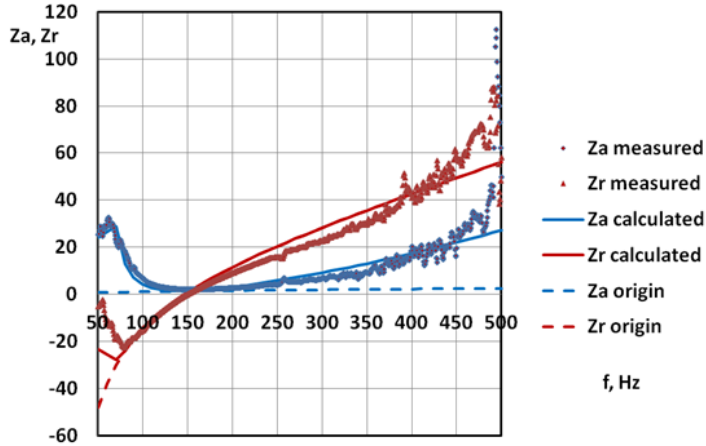


Рис. 1. Удельный импеданс ЗПК; измерения и расчеты с использованием новой, модифицированной модели ЗПК Мунина, и оригинальной модели

Практическая задача управления шумовыми полями может быть эффективно решена только при условии корректной постановки импедансных граничных условий на внешних поверхностях ЗПК. В данной работе предлагается новая полуэмпирическая модель однослойной ЗПК, которая базируется на оригинальной модели Мунина [6] и полученных новых экспериментальных данных для пластины из гипсокартона и оргстекла с различной толщиной, диаметром отверстий и относом. Измерения произво-

дились в импедансной трубе согласно стандарту ISO 10534 -2:1998. В измерительной установке использована калиброванная пара микрофонов. В трубе возбуждается белый шум, сигналы с установленных микрофонов записываются в файл и подвергаются последующей компьютерной обработке с применением корреляционного метода.

На рис. 1 представлены полученные экспериментальными данные и расчеты активной Za и реактивной Zr составляющих удельного импеданса с использованием оригинальной модели Мунина (origin) и предложенной здесь новой, модифицированной модели (calculated) для случая пластины из гипсокартона со степенью перфорации F = 0.0025, диаметром отверстия d = 5 мм, толщиной t = 12 мм и относом h = 20 мм.

Возможности нового расчетного метода проиллюстрированы на примерах расчета подавления тонального шума с частотой 222.5 Гц в комнате с перегородкой [4], а также моделирования установки на стене реверберационной комнаты сотовой ЗПК с заданным импедансом [10].

Предложенный метод позволяет определить оптимальные параметры ЗПК, обеспечивающие минимальное звуковое излучение на заданной частоте. Это показано в табл.1 на примере снижения тонального шума газотурбинной установки на частоте 2100 Гц на 5.39 дБ при использовании ЗПК с удельным импедансом Z=4.0-4.0i.

Im Z \ Re Z	0.8	2	4	6	8
1			–3.52		
–0.5	–2.82	–3.94	–4.35	–4.04	–3.60
–2			–5.13		
–4			**–5.39**		
–5			–4.99		
–8			–3.08		

Таблица 1. Снижение мощности звукового излучения дВ в функции от удельного импеданса ЗПК Z

Время счета одного варианта на сетке с числом ячеек 662544 на процессоре i7 составляет 44 минуты.

Литература

1. ISO 3740-1980 Acoustics – Determination of sound power levels of noise sources – Guidelines for the use of basic standards and for the preparation of noise test codes.

2. ISO 11690-1 (1996), ‘Acoustics – Recommended practice for the design of low-noise workplaces containing machinery – Part 1: Noise-control strategies’.
3. Синер А.А. Методика выбора звукопоглощающих конструкций для турбомашин на основе математического моделирования. – Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук, 2010.
4. A.A. Aksenov, V.N. Gavrilyuk and S.F. Timushev. Numerical Simulation of Tonal Fan Noise of Computers and Air Conditioning Systems. ISSN 1063_7710, Acoustical Physics, 2016, Vol. 62, No. 4, pp. 447–455. © Pleiades Publishing, Ltd., 2016. Original Russian Text © A.A. Aksenov, V.N. Gavrilyuk, S.F. Timushev, 2016, published in Akusticheskii Zhurnal, 2016, Vol. 62, No. 4, pp. 442–450.
5. J.M. Tyler, T.G. Sofrin, Axial flow compressor noise studies. Transactions of the society of automotive engineers, Vol.70, 1962, pp. 309–332.
6. А.Г. Мунин, В.М. Кузнецов, Е.А. Леонтьев, Аэродинамические источники шума - М.: Машиностроение, 1981. – 248 с.
7. Аксенов А.А. Дядькин А.А., Кутин В.А., Москалёв И.В., Сушко Г.Б., Харченко С.А. Решение больших задач вычислительной гидродинамики на СКИФ МГУ с помощью FlowVision. Материалы Всероссийской научной конференции «Научный сервис в сети ИНТЕРНЕТ: решение больших задач», Новороссийск 09/2008, с.22–27.
8. Артамонов К.И. Термогидроакустичекая устойчивость. – М.: Машиностроение, 1982.
9. Timouchev S., Tourret J., Pavic G., Aksenov A. Numerical 2-D and 3-D methods for computation of internal unsteady pressure field and near-field noise of fans (Conference Paper) Noise Control Engineering Journal, Vol.54, Issue 1, January 2006, Pages 15–20.
10. V.N. Gavrilyuk, S.F. Timushev, A.A. Aksenov, Efficient Numerical Method for Spatial Tonal Noise Computation. International Conference on the Methods of Aerophysical Research, June 27 – July 3, 2016, Perm, Russia: Abstracts. Pt. II, pp. 74–75.

РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК АКУСТИЧЕСКОГО ПОЛЯ ЗАКРУЧЕННОЙ СТРУИ

П.Д. Токталиев, А.К. Миронов

Центральный Институт Авиационного Моторостроения им. П.И. Баранова, Москва, Россия, pavel_d_m@mail.ru

Большинство современных камер сгорания турбореактивных авиационных двигателей используют закрутку потока за фронтовой плитой для интенсификации смешения, однако, ряд закономерностей, в том числе условия и механизм вторичной потери устойчивости закрученной струей, до сих пор остаются не определенными в полной мере. Исследования закрученных турбулентных струй показывают, что при интенсивности закрутки больше единицы, закрученная струя создаёт интенсивное акустическое излучение в виде дискретных тонов. В отличие от обычной турбулентной струи, шум которой является широкополосным, закрученная струя, создает тональный шум. Таким образом, закрученная струя представляет собой удобный объект исследования акустического поля, поскольку в спектре пульсаций давления и скорости имеется выраженная частота.

В работе, в продолжение работ [1-2], представлены результаты расчетов и экспериментов аэродинамических и акустических характеристик затопленной закрученной струей с умеренным значением параметра закрутки. Расчеты выполнены с использованием гибридного RANS-LES подхода - модификации метода отсоединенных вихрей (Improved Delayed Detached Eddy Simulation-IDDES) [3]. Для расчета шума в дальнем поле использована интегральная формулировка метода Фокса-Уильямса-Хокингса.

В работе проанализирована зависимость результатов расчетов от геометрических характеристик присоединенной области. Также проведен сравнительный анализ влияния формулировок описания пристеночной области в IDDES на амплитудные и фазовые характеристики пульсаций давления и скорости в ближнем поле струи. Для верификации расчетов проведены экспериментальное исследование структуры течения и акустического поля закрученной струи с высокой интенсивностью закрутки. Исследованы осредненные и нестационарные характеристики течения в струе. Исследование проведено на основе термоанемометрических, микрофонных и PIV методов измерений скорости и пульсаций скорости и давления.

Литература

1. С.Ю. Крашенинников, А.К. Миронов, П.Д. Токталиев, Д.Л. Захаров, В.П. Маслов. Исследование нестационарных процессов, свойств течения и тонального акустического излучения закрученной струи. Изв.РАН. МЖГ. 2014. №1. С.61–74.
2. С.Ю. Крашенинников, А.К. Миронов, Д.Е. Пудовиков, П.Д. Токталиев. Исследование образования звуковых волн, создаваемых турбулентными струями. Изв.РАН. МЖГ, 2015, №2, с.57–75.
3. M.S. Gritskevich, A.V. Garbaruk, J. Schutze, F.R. Menter. Development of DDES and IDDES Formulations for the k-ω Shear Stress Transport Model. Flow, Turbulence and Combustion. 88(3). 431–449. 2012.

СОЛИТОНЫ ПЕРЕГРИНА, ВОЛНЫ УБИЙЦЫ И НОВЫЕ СВЯЗИ МЕЖДУ ИНТЕГРИРУЕМЫМИ ВОЛНОВЫМИ УРАВНЕНИЯМИ

А.А. Юрова[1], **А.В. Юров**[2]
[1]*КГТУ, Калининград, yurov@freemail.ru*
[2]*БФУ им. И. Канта, Калининград, AIUrov@kantiana.ru*

Развитие теории интегрируемых иерархий привело к открытию большого количества «солитонных чудес»: бесконечное число законов сохранения, пары Лакса, преобразования Дарбу-Бэклунда, суперсимметрия, одевающие цепочки, билинейный формализм Хироты, свойство Пенлеве, алгебры Каца-Муди, вершинные операторы. До сих пор отсутствует унифицированный взгляд, позволяющий увидеть все эти объекты, как следствия некоторой единой структуры. Одна из идей связана со следующим удивительным наблюдением: изоспектральные симметрии позволяют не только строить точные решения, но и устанавливают связи между интегрируемыми иерархиями. Стоит отметить и соответствие между моделями НУШ (нелинейного уравнения Шредингера) и цепочками Тоды, которое генерируется преобразованиями Шлезингера. В свете сказанного, возникает естественная гипотеза о том, что все солитонные уравнения являются, в определенном смысле (который еще следует строго определить) калибровочно эквивалентными друг другу.

Недавно появился новый аргумент в пользу этого предположения: изучение солитонов Перегрина (волн-убийц) в модели НУШ позволило установить неожиданную связь между, казалось бы, совершенно не связанными моделями: нелинейным уравнением Шредингера и уравнениями Кадомцева-Петвиашвили (двумерным интегрируемым обобщением знаменитого уравнения КдФ). Мы обсуждаем эту связь, а также задачу построения двумерных волн-убийц в рамках модели Дэви-Стюартсона 1.

ОПЫТ ПРИМЕНЕНИЯ МЕТОДА БОЛЬШИХ ВИХРЕЙ К ЗАДАЧЕ О ВИХРЕВОМ СЛЕДЕ ЗА САМОЛЁТОМ

И.С. Босняков[1, 2], Г.Г. Судаков[1]

[1]*Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского (ЦАГИ), Жуковский, Россия, e-mail: bossig@yandex.ru*

[2]*Московский физико-технический институт (государственный университет), Долгопрудный, Россия*

Постановка задач об эволюции вихревого следа за самолетом сильно варьируется как по структуре, так и по ключевым параметрам, определяемым режимом полёта. Можно условно выделить две группы задач: полет на эшелоне и полет вблизи поверхности земли. Вихревой след за самолетом на эшелоне формируется, в основном, концевыми вихрями крыльев с очень малым радиусом ядра (~0.2-0.5м). Вблизи земли ситуация изменяется, т.к. появляются выпущенные закрылки, которые генерируют дополнительные вихри, а также изменяют радиус ядра концевых вихрей до величин порядка 1.5-3.5м. Это принципиально меняет структуру потока. Кроме того, из-за разных скоростей полета и плотности воздуха на различных высотах изменяется циркуляция вихрей следа, хоть и не очень сильно.

В настоящем докладе задачи решаются численно, в нелинейной постановке с помощью метода больших вихрей LES [1]. Исследования выполняются с применением комплекса прикладных программ фирмы ANSYS. Задействованы схемы второго порядка точности по пространству и времени, при этом потребовалось привлечь значительные ресурсы. Потребное время для одного варианта расчёта оценивается 3-мя неделями непрерывного счета на компактной супер-ЭВМ с применением плотной расчетной сетки с числом ячеек порядка 100 миллионов.

Проведено предварительное тестирование. Оно включило в себя оценку диссипативных свойств численного метода и достоверности результатов расчета на примере задач, имеющих аналитические или эталонные решения. Среди таких задач следует указать случай диссипации однородной и изотропной турбулентности. Также обсуждены различные пути построения расчетной сетки и адаптации задачи к архитектуре располагаемой вычислительной системы. При этом особое внимание уделено вопросу достоверности результатов в тех случаях, когда схемная вязкость может исказить физические свойства задачи.

Часть доклада посвящена обсуждению результатов, полученных с помощью инженерных методологий. Проведено сопоставление численных и приближенных решений, и сделаны выводы по точности используемых инженерных моделей.

В результативной части представлены данные об эволюции вихревого следа с течением времени. Выполнена серия практически важных расчетов, в которых в начальный момент времени задаётся след за большим самолётом, определяемый с помощью инженерной модели [2], и фоновая атмосферная турбулентность. Исследованы два существенно разных случая: 1) однородная и изотропная атмосфера на эшелоне и 2) приземный пограничный слой с боковым градиентным ветром. Выполнен анализ и сопоставление расчетных и экспериментальных данных.

Работа поддержана Министерством образования и науки Российской Федерации в рамках Федеральной программы рамках федеральной целевой программы «Исследования и разработки по приоритетным направлениям развития научно-технологического комплекса России на 2014 - 2020 годы». Соглашение о предоставлении субсидии от «18» ноября 2015 г. № 14.628.21.0005, уникальный идентификатор проекта: RFMEFI62815X0005.

Литература

1. Волков К.Н., Емельянов В.Н. Моделирование крупных вихрей в расчётах турбулентных течений, М.: ФИЗМАТЛИТ, 2008.
2. Shen S. H., Ding F., Han J., Lin Y. L., Arya S. P., Proctor F. H. Numerical modeling studies of wake vortices: real case simulations, 1999, AIAA Paper 0755.

Авторский указатель

Абалакин И.В., 10, 14, 17
Абдрашитов Р.Г., 20, 25
Аксёнов А.А., **30**, 224
Аникин В.А., 10, 166
Аношкин А.Н., 31
Архиреева Е.Ю., 25
Асфандияров Д.Г., 34
Бакланов В.С., **37**
Баракос Дж.Н. / Barakos, G.N., 41
Бартенев Г.Б., 30
Батраков А.С., 41
Бахвалов П.А., 10, 14, **47**
Белоус А.А., 45
Беляев И.В., **50**, 53, **171**
Бендерский Л.А., **54**, 58, 65, 68
Берсенев Ю.В., 50, 73
Бобков В.Г., **10**
Богданов А.Н., **74**
Боженко А.Н., 41
Бондаренко А.А., **76**
Босняков И.С., **231**
Босняков С.М., 80, **82**
Бурдаков Р.В., 50, 85
Быков А.И., 86
Валиев Х.Ф., 88
Вискова Т.А., 50
Волков А.В., **91**
Володченкова К.Б., 155
Волосенко К.И., 224
Воронцов В.И., 166
Гаврилюк В.Н., 224
Гарбарук А.В., **95**
Гарипова Л.И., 41
Гладилин А.В., 100
Глотов В.Ю., 34
Головизнин В.М., **34**
Голубев А.Ю., **103**
Горбушин А.Р., 82
Грачёва А.В., 107
Громов В.В., 166
Губанов Д.А., 113, 118
Гурбатов С.Н., 122
Данилин А.В., 34
Даньков Б.Н., 25, 124, 128
Дегтярёв В.В., **132**
Демин И.Ю., **122**
Денисов С.Л., **136**
Диесперов В.Н., 74
Доронина О.А., **14**
Дружинин Я.М., 205
Дубень А.П., **17**, 124, **143**
Дядькин А.А., 95
Евдокимов И.Е., **147**
Елизарова Т.Г., **149**
Епихин А.С., 147, **153**
Еременко В.О., 53
Ершов В.В., 50
Жданова Н.С., 14, 17, 124
Жлуктов С.В., 30
Жук В.И., 74
Жучков Р.Н., 155
Зайцев М.А., 34
Зайцев М.Ю., **166**
Замтфорт Б.С., 171
Запрягаев В.И., **113**, **118**
Зиновьев В.Н., 157
Зюзина Н.А., **161**
Калугин В.Т., 153
Калугин М.Д., 147
Канаев А.А., 34
Киселев Н.П., 118
Китамура К. / Kitamura, K., 203
Ковыркина О.А., 161
Козубская Т.К., 10, 14, 17, 47, **124**, 143
Колегов Р.Н., **165**
Комкин А.И., **86**
Кондаков В.Г., 34
Копьев В.Ф., **7**, 166, 171
Корнев А.В., 20
Корольков А.И., **45**
Коротаев В.С., 25
Косенко А.П., 25
Крапошин М.В., 147

Крашенинников С.Ю., 54, **58**
Крицкий Б.С., 175
Кудрявцев А.Н., **178**, **183**
Кудряшов И.Ю., 128
Кундасев С.Г., 118
Курсаков И.А., 82
Кустов О.Ю., 50, 186
Кусюмов А.Н., 41
Лебига В.А., **157**
Ледовская Н.Н., **189**
Лещенко И.А., 193
Луцкий А.Е., **128**
Лысенков А.В., **195**
Любимов Д.А., 65, **68**, 198
Любимова Т.П., 165
Ляпунов С.В., 91
Ляхов П.Ф., 76
Макаров А.Ю., **65**
Макаров В.Е., 107
Матяш С.В., 82
Медведев Ю.В., 171
Меньшов И.С., **203**
Милешин В.И., 140, 205
Миргазов Р.М., **175**
Миронов А.К., 58, 228
Миронов Д.С., 157
Миронов М.А., 86, **100**
Михайлов С.А., 41
Михайлов С.В., **80**, 82
Осипов А.А., **88**, 107
Остапенко В.В., 161, **206**
Остриков Н.Н., 45, 136
Пак, А.Ю., 157
Пальчиковский В.В., 50, 73
Панков С.В., 140, 204
Панов С.Н., 37
Паньков А.А., 31
Пахов В.В., **41**
Пивоваров А.А., 118
Писарев П.В., **31**
Поблет-Пуиг Ж. / Poblet-Puig, J., 210
Подаруев В.Ю., 80
Попов, О.Ю., **25**
Прончатов-Рубцов Н.В., 122
Пьянков К.С., 88
Родионов А.В., **212**
Россихин А.А., **140**, **205**
Рыбак С.П., 95
Рыбаков А.А., **214**
Синер А.А., 73, 85, 132, 165, 186, **218**
Соловьев А.В., 34
Сон Э.Е., 30
Старцева М.П., 218
Степанов Р.П., 41
Стёпина Е.В., **85**
Стрелец М.Х., 95, 143
Стрельцов О.К., 25
Стряпунина А.А., 85
Судаков Г.Г., 231
Сурначёв М.Д., **221**
Тагирова И.Ю., 212
Танненберг И.Д., **20**
Тимушев С.Ф., **224**
Титарев В.А., **53**
Токталиев П.Д., **228**
Травин А.И., 171
Трошин А.И., 80
Уткина А.А., **155**
Федоренко А.Э., **198**
Федотов Е.С., **186**
Хотяновский Д.В., 178, 183
Храмцов И.В., **73**, 186
Чевагин А.Ф., 82
Честных А.О., 68
Чучкалов И.Б., 25
Шанин А.В., 45, **210**
Широков И.А., 149
Шорстов В.А., **107**
Шур М.Л., 95, 143, 171
Юрлова Н.Ю., **192**
Юров А.В., **230**
Юрова А.А., **193**, 230
Якобовский М.В., 76
Яковлев Е.А., 88

Для заметок

Научное издание

Шестая всероссийская конференция

ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫЙ ЭКСПЕРИМЕНТ
В АЭРОАКУСТИКЕ

Сборник тезисов

19-24 сентября 2016 г.
г. Светлогорск
Калининградская область

Компьютерная верстка: *Дородницын Л.В.*
Оформление обложки: *Горобец А.В.*

Подписано в печать 05.09.2016. Формат 60x84/16. Усл. печ. л. 13,6. Тираж 140 экз. Заказ С-5.

ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, 125057, Москва, Миусская пл., 4