Math-Net.Ru

All Russian mathematical portal

E. V. Koromyslov, M. V. Usanin, A. A. Siner, Computation of aircraft engine fan noise generation with high-order numerical methods on Graphic Processing Units, *Vestn. Udmurtsk. Univ. Mat. Mekh. Komp. Nauki*, 2017, Volume 27, Issue 4, 618–633

DOI: <https://doi.org/10.20537/vm170411>

Use of the all-Russian mathematical portal Math-Net.Ru implies that you have read and agreed to these terms of use

<http://www.mathnet.ru/eng/agreement>

Download details:

IP: 3.81.55.215

April 26, 2023, 14:00:11

УДК 533.6

© *Е. В. Коромыслов, М. В. Усанин, А. А. Синер***РАСЧЕТ ГЕНЕРАЦИИ ШУМА ВЕНТИЛЯТОРА АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ МЕТОДАМИ ВЫСОКОГО ПОРЯДКА НА ГРАФИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОРАХ¹**

В работе проводился расчет генерации шума вентилятора турбореактивного двухконтурного авиационного двигателя (ТРДД) для различных режимов его работы с помощью собственного программного пакета GHOST CFD, реализованного для графических процессоров (ГПУ). Программный пакет основан на схемах типа DRP (Dispersion Relation Preserving), имеющих высокий порядок аппроксимации и высокую разрешающую способность. Для интегрирования по времени также использовалась оптимизированная схема типа LDDRK (Low Dispersion and Dissipation Runge–Kutta). Для моделирования турбулентности использовался неявный метод крупных вихрей с релаксационной фильтрацией (LES-RF). В качестве ротор-статор-интерфейса применялись пересекающиеся (CHIMERA) сетки. Ускорение за счет использования ГПУ, по сравнению с обычным центральным процессором, составило до порядка 12–20 раз, при этом было достигнуто приемлемое время счета. Расчеты в GHOST CFD проводились в постановке «вентилятор — спрямляющий аппарат наружного контура (СА) с полными колесами лопаток». Результаты расчетов сравнивались как с экспериментальными данными, так и с результатами аналогичных расчетов в коммерческом программном пакете ANSYS CFX. При этом в части расчетов в ANSYS CFX учитывался и направляющий аппарат внутреннего контура (НА).

Ключевые слова: аэроакустика, ТРДД, тональный шум, широкополосный шум, вентилятор, DRP, LDDRK, ГПУ.

DOI: [10.20537/vm170411](https://doi.org/10.20537/vm170411)

Введение

Как известно, нормы по шуму самолетов постоянно ужесточаются. В связи с этим высокоточное моделирование шума авиационного двигателя становится все более актуальной проблемой. Одним из основных источников шума двигателя являются вращение вентилятора и его взаимодействие со спрямляющим и направляющим аппаратами наружного и внутреннего контуров (рис. 1).

Несмотря на то что существуют различные полуэмпирические, а также упрощенные методики определения шума вентилятора, эти методики слабо или совсем не применимы для новых дизайнов двигателей (которые могут иметь, к примеру, неоднородное распределение лопаток спрямляющего аппарата). В связи с этим требуется моделирование вентилятора в полной постановке (с полным колесом лопаток). Данная постановка в общем случае включает в себя расчет генерации шума в ближнем поле с последующим моделированием его распространения в дальнее поле. В данной работе рассматривается первая из этих задач — генерация шума.

Для оценки общего уровня шума (включающего как тональную, так широкополосную составляющую) необходимо использовать вихреразрешающий подход. При этом требуется применение схем высокого порядка точности и высокого разрешения для описания генерации и распространения звуковых волн в расчетной области.

В качестве примера таких схем можно выделить схемы типа DRP (Dispersion Relation Preserving) [1, 2], оптимизированные таким образом, что их точность сохраняется для малого

¹Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства образования и науки РФ (уникальный идентификатор работ (проекта) RFMEFI57417X0145, соглашение № 14.574.21.0145 от 26.09.2017 г.) в рамках федеральной целевой программы «Исследования и разработки по приоритетным направлениям развития научно-технологического комплекса России на 2014–2020 годы».

количества точек дискретизации на длину волны. Данные схемы требуют высоких вычислительных затрат, что, в совокупности с использованием подробных расчетных сеток и размером рассматриваемой области, дает длительное время счета. Для возможности расчетов генерации шума вентилятора в приемлемые сроки в данной работе предлагается использовать графические процессоры (ГПУ). За счет большого числа ядер (сотни и тысячи) и своей архитектуры ГПУ существенно (до порядка и более) превосходят обычные центральные процессоры (ЦПУ) по максимальной вычислительной мощности. В данной работе используется собственный параллельный газодинамический программный пакет GHOST CFD [3], реализованный на графических процессорах.

Рис. 1. Моделирование шума вентилятора. Цифрами обозначены лопасти вентилятора (1), направляющего аппарата внутреннего контура (2) и спрямляющего аппарата наружного контура (3)

§ 1. Уравнения и схемы

В качестве определяющих уравнений в GHOST CFD используются уравнения Навье–Стокса для совершенного газа в примитивных переменных.

$$\begin{aligned} & \frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial U}{\partial \xi} \frac{\partial \xi}{\partial t} + \frac{\partial U}{\partial \eta} \frac{\partial \eta}{\partial t} + \frac{\partial U}{\partial \zeta} \frac{\partial \zeta}{\partial t} + \left(A_x \frac{\partial \xi}{\partial x} + A_y \frac{\partial \xi}{\partial y} + A_z \frac{\partial \xi}{\partial z} \right) \frac{\partial U}{\partial \xi} + \\ & + \left(A_x \frac{\partial \eta}{\partial x} + A_y \frac{\partial \eta}{\partial y} + A_z \frac{\partial \eta}{\partial z} \right) \frac{\partial U}{\partial \eta} + \left(A_x \frac{\partial \zeta}{\partial x} + A_y \frac{\partial \zeta}{\partial y} + A_z \frac{\partial \zeta}{\partial z} \right) \frac{\partial U}{\partial \zeta} = F^v, \end{aligned}$$

где $U = (\rho \ u \ v \ w \ p)^T$ — вектор примитивных переменных, $\xi = \xi(x, y, z, t)$, $\eta = \eta(x, y, z, t)$, $\zeta = \zeta(x, y, z, t)$ — расчетная система координат, введенная таким образом, что значения координат ξ , η , ζ в узлах структурированной расчетной сетки совпадают со значениями индексов (i, j, k) данных узлов.

$$A_x = \begin{pmatrix} u & \rho & 0 & 0 & 0 \\ 0 & u & 0 & 0 & \frac{1}{\rho} \\ 0 & 0 & u & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & u & 0 \\ 0 & \gamma p & 0 & 0 & u \end{pmatrix}, \quad A_y = \begin{pmatrix} v & 0 & \rho & 0 & 0 \\ 0 & v & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & v & 0 & \frac{1}{\rho} \\ 0 & 0 & 0 & v & 0 \\ 0 & 0 & \gamma p & 0 & v \end{pmatrix}, \quad A_z = \begin{pmatrix} w & 0 & 0 & \rho & 0 \\ 0 & w & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & w & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & w & \frac{1}{\rho} \\ 0 & 0 & 0 & \gamma p & w \end{pmatrix}.$$

Данные уравнения решаются методом конечных разностей на криволинейных структурированных многоблочных расчетных сетках. Для аппроксимации производных по пространству используется схема DRP 4-го порядка точности с 13-точечным шаблоном [2]. В силу своего центрального шаблона данная схема является недиссипативной и, кроме того, в силу своей оптимизации сохраняет достаточную точность вплоть до дискретизации в 3.36 точек на длину волны [2].

Вязкие слагаемые имеют вид

$$F^v = \begin{pmatrix} 0 \\ \frac{1}{\rho} \left(\frac{\partial \tau_{xx}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yx}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zx}}{\partial z} \right) \\ \frac{1}{\rho} \left(\frac{\partial \tau_{xy}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yy}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zy}}{\partial z} \right) \\ \frac{1}{\rho} \left(\frac{\partial \tau_{xz}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yz}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zz}}{\partial z} \right) \\ (\gamma - 1) \left[\kappa \left(\frac{\partial^2 T}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial z^2} \right) + \tau_{xx} \frac{\partial u}{\partial x} + \tau_{yy} \frac{\partial u}{\partial y} + \tau_{zz} \frac{\partial u}{\partial z} + \right. \\ \left. + \tau_{xy} \left(\frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial x} \right) + \tau_{xz} \left(\frac{\partial w}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial z} \right) + \tau_{yz} \left(\frac{\partial w}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial z} \right) \right] \end{pmatrix},$$

где $T = P/\rho R$ — температура, R — индивидуальная газовая постоянная используемого газа (в работе использовался воздух, $R = 287,1$), $\frac{\partial \xi}{\partial x}$, $\frac{\partial \eta}{\partial x}$, $\frac{\partial \zeta}{\partial x}$, ... — метрические коэффициенты, τ_{ij} — компоненты тензора вязких напряжений:

$$\tau_{ij} = \mu \left[\left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \right],$$

где $u_i = \{u, v, w\}$, $x_i = \{x, y, z\}$.

Необходимо отметить, что, в силу отсутствия диссипации, для обеспечения устойчивости схемы DRP применяется узкополосная фильтрация [2]. Данная фильтрация удаляет из решения высокочастотную составляющую, недостаточно разрешенную схемой. Кроме того, такая фильтрация фактически диссипирует мелкомасштабные вихревые структуры в течении и рассматривается как одна из реализаций неявного метода крупных вихрей (метод крупных вихрей с релаксационной фильтрацией, LES-RF) [4, 5].

Для интегрирования по времени в работе используется 6-шаговая явная оптимизированная схема Рунге–Кутты 4-го порядка (LDDRK) [6]. Данная схема, подобно DRP, оптимизирована для уменьшения дисперсионных ошибок. При этом в ней хранится только 2 слоя переменных (подход Low Storage [7]), что уменьшает размер необходимой оперативной памяти вычислительной машины.

Использование неконсервативной постановки в GHOST CFD обусловлено прежде всего вычислительной сложностью рассматриваемой задачи. Алгоритмы расчетов для неконсервативного случая требуют меньше оперативной памяти вычислительной машины, а также имеют меньшее количество операций, что ведет к общему ускорению расчетов. При этом в случае отсутствия разрывов решения данные постановки эквивалентны.

Следует отметить, что в общем случае течение в рассматриваемой задаче может быть и трансзвуковым. В таком случае используется специальная Shock-Capturing-фильтрация [8], при этом следует использовать уравнения Навье–Стокса в консервативной форме.

Для реализации ротор-статор-интерфейса в GHOST CFD использовались перекрывающиеся (CHIMERA) сетки [9]. При этом шаблон вблизи границы пересечения такой сетки уменьшался с 13- до 9-точечного (с сохранением порядка схемы). В качестве метода интерполяции были выбраны полиномы Лагранжа 2-го порядка. Выбор 2-го порядка полиномов объясняется

высокой вычислительной сложностью: если в шаблон для интерполяции 2-го порядка входит 27 точек, то для 3-го их потребуется уже 64, а для 5-го — 125. При этом усложняется интерполяция вблизи границ расчетной области и блоков сетки. Все это, в совокупности с низкой эффективностью алгоритмов интерполяции на ГПУ (в силу того, что ближайшие к интерполируемым точки могут располагаться далеко друг от друга), делает применение полиномов высокого порядка для интерполяции малоприменимым с практической точки зрения. Для минимизации влияния локального уменьшения порядка, интерполяция в GHOST CFD производится в 4 точках с обеих сторон перекрытия CHIMERA-сетки, также возможно локальное уменьшения размера ячеек вблизи перекрытия. Само пересечение сеток при этом обычно располагается на достаточно большом расстоянии от «генераторов» мелкомасштабных пульсаций (в рассматриваемой задаче это лопасти вентилятора, СА и НА).

Для уменьшения отражения от выходной границы расчетной области был использован поглощающий слой (Absorbing Sponge Zone, ASZ) [10], в котором пульсации давления по отношению к заданному на выходе постепенно гасятся.

§ 2. Применение ГПУ

Реализация программного пакета GHOST CFD для ГПУ осуществлялась с помощью стандартной библиотеки CUDA [11], которая позволяет запускать расчетные процедуры на графических процессорах компании Nvidia и имеет ряд преимуществ над аналогами (OpenCL, OpenACC). Весь расчет полностью проходил на ГПУ, при этом обмен данными между ГПУ и ЦПУ происходил только во время инициализации и записи результатов. Расчет может быть запущен на нескольких ГПУ, расположенных на различных узлах вычислительного кластера. При этом для обмена данными между ГПУ на одном узле используется технология GPUDirect, на разных — стандартный интерфейс MPI. Ускорение для 1 графического процессора по сравнению с 1 центральным составляет порядка 12–20 раз (ГПУ Nvidia Tesla M2090 по сравнению с 8 ядрами Intel Xeon E5-2680). На рис. 2 показаны графики эффективности распараллеливания для GHOST CFD при использовании до 8 ГПУ.

Сплошная и штриховая линия на графиках соответствуют слабой (Weak) и сильной (Strong) масштабируемости GHOST CFD. При исследовании слабой масштабируемости размерность сетки увеличивалась пропорционально числу используемых ГПУ. Таким образом, нагрузка на каждый ГПУ оставалась одинаковой. На рис. 2 можно видеть, что эффективность распараллеливания при этом оставалась порядка 100%. При исследовании сильной масштабируемости использовалась сетка размерностью порядка 11 миллионов ячеек, которая не менялась при увеличении числа ГПУ. Эффективность распараллеливания при этом падала, но оставалась достаточно высокой как минимум для 4 ГПУ. Для сравнения на рис. 2 представлены также производительность и эффективность распараллеливания для различных решенных ранее с помощью GHOST CFD задач: моделирования истечения струй из сопла, исследованного в рамках европейского проекта JEAN, а также конического сопла (Conical). Размерность сеток для данных задач составляла порядка 12 миллионов ячеек.

§ 3. Постановка задачи

В работе рассматривалась модельная вентиляторная ступень авиационного двигателя. Принципиальная схема расчетной области для задачи о генерации шума вентилятора представлена на рис. 3. При этом для большинства расчетов лопасти направляющего аппарата внутреннего контура не учитывались с целью уменьшения объема сетки. Размер расчетной сетки без направляющего аппарата (грубая сетка) составлял порядка 28 млн ячеек. Более подробная во всей области сетка с направляющим аппаратом (подробная сетка) имела размер порядка 65 млн ячеек. Расчеты на грубой сетке проводились как в GHOST CFD, так и в коммерческом пакете ANSYS CFX. При этом для подробной сетки расчеты проводились только в ANSYS CFX. На входе задавалось полное давление, на выходе — статическое. Расчеты проводились для двух режимов — низкого и высокого, моделирующих режимы работы двигателя при

Рис. 2. Производительность (слева) и эффективность распараллеливания (в процентах) (справа) для различных задач в GHOST CFD. Производительность P определялась по формуле $P = M \cdot S$, где M — количество ячеек сетки (в миллионах), S — скорость расчета (в шагах по времени в секунду)

посадке и взлете самолета, соответственно. Поскольку лопадки вентилятора рассматривались без радиальных зазоров, то для улучшения устойчивости счета в GHOST CFD на стенках задавалось условие скольжения. В противном случае взаимодействие в плотную расположенных неподвижной периферии и вращающейся лопадки приводило к численной неустойчивости, что связано с высоким порядком применяемых схем. Кроме того, в связи с отсутствием моделирования пристенка, на лопатках спрямляющего аппарата наружного контура также задавалось условие проскальзывания во избежание нефизичного увеличения размера пограничного слоя. Лопатки вентилятора считались с условием прилипания.

Рис. 3. Принципиальная схема расчетной области для вентилятора

При расчетах в ANSYS CFX использовался uRANS-подход для моделирования турбулентности с моделью $k - \epsilon$ и схемами 2-го порядка по пространству и времени.

Эксперимент по измерению шума рассматриваемого вентилятора проводился в Центральном институте авиационного моторостроения (ЦИАМ), Москва. В эксперименте было получено звуковое давление на различных углах вдали от вентилятора. Для расчета шума в дальнем поле в работе использовалась модальная декомпозиция [12] с последующим расчетом распространения. При этом во время расчета поля скорости, давления и плотности записывались на нескольких сечениях, расположенных до вентилятора и после спрямляющего аппарата наруж-

ного контура (обозначены красными линиями на рис. 3). Впоследствии с помощью пакета MSC Software ASTRAN по этим данным проводилось разложение полей в сечениях на моды [13]. Эти моды задавались как граничные условия при расчете шума в дальнем поле. Расчеты для дальнего поля проводились в частотной области в осесимметричной постановке также с помощью ASTRAN.

§ 4. Результаты

Рис. 4. Распределение пульсаций давления (в Паскалях) в сечении перед вентилятором для подробной сетки в ANSYS CFX (слева) и грубой в GHOST CFD (справа) для низкого (сверху) и высокого (снизу) режимов

На рис. 4 представлены распределения пульсаций давления в осевом сечении для модального разложения перед вентилятором для расчетов в GHOST CFD и ANSYS CFX. Видно, что в результатах, полученных с помощью ANSYS CFX, как для низкого, так и для высокого режимов наблюдается явная осевая симметричность решения, при этом пульсаций наблюдается крайне мало, что объясняется использованием uRANS-подхода для моделирования турбулентности и низким порядком используемой схемы. Для GHOST CFD на низком режиме видна значительная неравномерность пульсаций, вызванная влиянием турбулентных вихрей, генерирующих широкополосный шум. На высоком режиме наблюдается картина, близкая к ANSYS CFX. Такое поведение на высоком режиме вызвано тем, что он является трансзвуковым, и ударные волны, образующиеся на периферии, препятствуют образованию и распространению существенных турбулентных пульсаций.

Рис. 5. Распределение осевой скорости (в м/с) в цилиндрическом сечении для низкого режима в расчетах на подробной сетке в ANSYS CFX (слева) и грубой в GHOST CFD (справа)

На рис. 5 представлены распределения осевой скорости в радиальном сечении для низкого режима в GHOST CFD и ANSYS CFX. На рисунке хорошо прослеживаются турбулентные следы за лопатками вентилятора. Для ANSYS CFX эти следы выглядят сглаженными в силу применяемого подхода uRANS, при этом можно видеть их эволюцию за лопатками спрямляющего аппарата. Для GHOST CFD в следах видны вихревые структуры, при этом их эволюция за СА практически не прослеживается визуально в силу значительной турбулизации всего течения.

Рис. 6. Распределение осевой скорости (в м/с) в цилиндрическом сечении для высокого режима в расчетах на подробной сетке в ANSYS CFX (слева) и грубой в GHOST CFD (справа)

На рис. 6 представлены распределения осевой скорости в радиальном сечении для высокого режима в GHOST CFD и ANSYS CFX. Для высокого режима здесь наблюдается картина, подобная рис. 5, но в данном случае для GHOST CFD пульсаций меньше, а эволюция следов лопаток вентилятора за СА уже начинает прослеживаться. Кроме того, видно, что для GHOST CFD в данном расчете «след» от ударной волны перед вентилятором распространяется дальше, чем для ANSYS CFX в силу высокого порядка применяемых схем. Необходимо отметить, что на рис. 4–6 сравнение результатов на грубой сетке в GHOST CFD проводилось с результатами на подробной сетке в ANSYS CFX. Такое сравнение было проведено с целью продемонстрировать наличие в GHOST CFD широкополосной составляющей даже на грубой сетке в силу используемого LES-подхода, которая не проявляется и на подробной сетке в ANSYS CFX в силу подхода uRANS.

Модальное разложение проводилось в сечениях перед вентилятором и после спрямляющего аппарата. Для разложения использовались нестационарные поля давления за один оборота

Рис. 7. Уровни звукового давления в дальнем поле на низком режиме для различных расчетов и эксперимента на первой частоте следования лопаток в передней (слева) и задней (справа) полусферах

вентилятора. Уровни звукового давления на первой и второй частотах следования лопаток (то есть частоте, равной частоте вращения вентилятора, умноженной на количество лопаток и в 2 раза большей частоте) для низкого режима, полученные в различных расчетах и эксперименте, представлены на рис. 7 и 8 соответственно.

Рис. 8. Уровни звукового давления в дальнем поле на низком режиме для различных расчетов и эксперимента на второй частоте следования лопаток в передней (слева) и задней (справа) полусферах

Для рассматриваемой модели вентилятора соотношение количества его лопаток с количеством лопаток СА\НА, как это характерно для вентиляторов авиационных двигателей в целом, подобрано так, чтобы тональный шум на первой частоте следования подвергался так называемому явлению отсечки [12], то есть не распространялся. Таким образом на первой частоте следования лопаток должен проявляться только широкополосный шум. На рис. 7 видно, что в задней полусфере (то есть за вентилятором, на углах от 90° до 160°) расчеты в ANSYS CFX значительно (примерно на 20 дБ) занижают уровень шума, в силу того, что подход uRANS позволяет моделировать только тональный шум, который на данной частоте фактически отсутствует.

В передней полусфере (перед вентилятором, на углах от 0° до 90°) уровни шума в расчетах ANSYS CFX также занижены, но не так сильно. Для GHOST CFD в задней полусфере наблюдается хорошее согласие с экспериментом, в то время как в передней полусфере шум получается завышенным.

На второй частоте следования лопаток для данного вентилятора явление отсечки отсутствует, в силу чего проявляется тональная составляющая шума, и уровень звукового давления, полученный с помощью ANSYS CFX, получается высоким. В задней полусфере, как и для

первой частоты, наблюдается достаточно хорошее согласие результатов GHOST CFD с экспериментом, при этом расчет на такой же (грубой) сетке в ANSYS CFX дает более существенное завышение пика вблизи 130° , что улучшается на более подробной сетке.

Рис. 9. Модальный состав шума на первой частоте следования лопаток в случае низкого режима для расчета на грубой сетке в GHOST CFD (сверху) и ANSYS CFX (снизу) в передней (слева) и задней (справа) полусферах. Зеленые точечные линии — уровни различных мод, синяя сплошная — сумма всех мод, черная с маркерами — экспериментальные данные

В передней полусфере, как и на первой частоте следования лопаток, для GHOST CFD наблюдается завышение. Причину завышения шума в передней полусфере для GHOST CFD можно определить, проведя анализ его модального состава (рис. 9). На рис. 9 представлен вклад различных окружных мод в суммарную направленность шума (уровень звукового дав-

Рис. 10. Модальный состав шума на первой частоте следования лопаток в случае низкого режима для расчета на грубой сетке в GHOST CFD (сверху) и ANSYS CFX (снизу) в передней (слева) и задней (справа) полусферах. Зеленые точечные линии — уровни различных мод, синяя сплошная — сумма всех мод, черная с маркерами — экспериментальные данные

ления в зависимости от угла) на первой частоте следования лопаток в GHOST CFD и ANSYS CFX. Каждая из показанных на графиках зеленых линий представляет собой направленность для суммы радиальных акустических мод с одинаковым окружным номером. Поскольку для частоты следования лопаток в данной задаче тональный шум отсекается, то представленные на рис. 9 моды связаны как с широкополосной составляющей, так и с взаимодействием вентилятора с разделительным носиком (находится между лопатками СА и НА на рис. 3), различными отражениями и численными эффектами. Поскольку широкополосная составляющая в ANSYS

CFX не моделировалась, то уровень шума в задней полусфере для данного пакета существенно занижен. В свою очередь, в GHOST CFD этот шум остается, и его уровень близок к экспериментальному. Для ANSYS CFX в передней полусфере уровень шума несколько растет, поскольку шум от взаимодействия с разделительным носиком распространяется в основном в переднюю полусферу. Также это может быть связано с различными численными эффектами, отражением от границ и несовершенством обработки (метод модального разложения лучше всего работает в узких кольцевых каналах, таких, как канал за лопатками СА, и хуже — с кольцевыми каналами большой толщины, таких, как образуемый коком перед вентилятором и периферией).

Для GHOST CFD в передней полусфере, кроме названных выше предположительных источников шума, добавляется и широкополосная составляющая. На рис. 5 видно, что на лопатках вентилятора на низком режиме образуются существенные отрывы, приводящие к образованию достаточно крупных вихрей. Данные вихри могут значительно усиливать широкополосную составляющую шума, генерируя моды с низкими окружными номерами, которые как раз распространяются под небольшими углами к оси вентилятора. Предположительно это и влияет на повышение широкополосного шума в передней полусфере для GHOST CFD, которое ведет к завышению общего его уровня. В данном случае, по-видимому, требуется более подробная расчетная сетка, на которой вихри вблизи отрыва у лопаток вентилятора могут быть лучше разрешены.

Предположение о широкополосной природе завышения шума в передней полусфере для GHOST CFD подтверждает и модальный состав на второй частоте следования лопаток, представленный на рис. 10. На второй частоте следования в шум добавляется тональная составляющая от взаимодействия вентилятора и спрямляющего аппарата наружного контура, показанная на рисунке сплошной красной линией. Тональная составляющая, как видно из рисунка, доминирует для GHOST CFD в задней полусфере, и, в силу логарифмического характера суммирования мод, практически полностью определяет общий уровень шума. Кроме того, ее уровень сопоставим как с уровнем, полученным в ANSYS CFX, так и с экспериментальными данными.

В передней полусфере для GHOST CFD уровень тональной составляющей близок к уровню ANSYS CFX. Уровни остальных мод в основном значительно превышают тональную составляющую и близки к уровням мод, составляющих широкополосный шум на первой частоте следования лопаток как качественно, так и количественно. Данная близость уровней мод служит дополнительным подтверждением гипотезы об их широкополосном происхождении.

Рис. 11. Уровни звукового давления в дальнем поле на высоком режиме для различных расчетов и эксперимента на первой частоте следования лопаток в передней (слева) и задней (справа) полусферах

На рис. 11 представлены уровни звукового давления на первой частоте следования лопаток для высокого режима, полученные в различных расчетах и эксперименте. Для высокого режима моделирование в ANSYS CFX проводилось только на подробной сетке.

Из рисунка видно, что на первой частоте следования в случае высокого режима резуль-

таты обоих пакетов практически эквивалентны и плохо согласуются с экспериментом вблизи крайних углов (0° и 160°). В силу явления «отсечки» для первой частоты тональный шум отсутствует, а широкополосный достаточно мал, что хорошо видно на рис. 4 и 6. Таким образом, в эксперименте проявлялся шум ударный волн, который в рамках данной работы не рассматривается.

Рис. 12. Уровни звукового давления в дальнем поле на высоком режиме для различных расчетов и эксперимента на первой частоте следования лопаток в передней (слева) и задней (справа) полусферах

На рис. 12 представлены уровни звукового давления на второй частоте следования лопаток для высокого режима. Как и для низкого режима, видно достаточно хорошее согласие результатов GHOST CFD с экспериментом в задней полусфере. В передней полусфере уровень шума в расчетах GHOST CFD занижается. Для ANSYS CFX уровни шума одинаково завышены в обеих полусферах.

Как и ранее, для выявления причин занижения шума в передней полусфере на второй частоте следования лопаток для GHOST CFD рассмотрим его модальный состав, представленный на рис. 13. Для высокого режима в тональном шуме добавляется дополнительная мода от взаимодействия вентилятора и НА.

При расчетах в GHOST CFD использовалась грубая сетка, в которой присутствовали только лопатки вентилятора и СА, таким образом тональный шум от взаимодействия вентилятора и НА не мог появиться в силу отсутствия лопаток НА, что и объясняет занижение общего уровня в передней полусфере. Данная особенность хорошо видна на рис. 13, где мода от взаимодействия вентилятора и НА для GHOST CFD находится на уровне остального широкополосного шума. В то же время, мода от взаимодействия вентилятора и СА для GHOST CFD хорошо прослеживается, и имеет уровень, близкий к экспериментальному (в задней полусфере) и уровню данной моды в ANSYS CFX.

Для GHOST CFD расчеты проводились на 4 ГПУ Nvidia Tesla M2090, при этом время расчета одного оборота вентилятора составляло порядка 1,5 суток. Расчеты в ANSYS CFX проводились на 80 ядрах Intel Xeon E5-2680 для грубой сетки со скоростью порядка 6 суток/оборот и на 180 ядрах для подробной сетки со скоростью 15 суток/оборот. Размер шага по времени в расчетах с помощью GHOST CFD выбирался из условия Куранта. При этом количество шагов на один оборот вентилятора составляло порядка 100 000. В ANSYS CFX, в силу неадекватности решателя по времени, размер шага подбирался исключительно из условия разрешения необходимых частот. При этом количество шагов на оборот для ANSYS CFX составляло 2500. Для обеспечения установления течения и записи результатов проводился расчет трех оборотов вентилятора в случае ANSYS CFX и порядка 5–7 в случае GHOST CFD.

§ 5. Заключение

В данной работе были применены методы высокого порядка в реализации для графических процессоров при расчете генерации шума вентилятора авиационного двигателя. Результаты,

Рис. 13. Модальный состав шума на второй частоте следования лопаток в случае высокого режима для расчета на грубой сетке в GHOST CFD (сверху) и подробной сетке в ANSYS CFX (снизу) в передней (слева) и задней (справа) полусферах. Зеленые точечные линии — уровни различных мод, красная сплошная — мода взаимодействия вентилятора и СА, синяя сплошная — мода взаимодействия вентилятора и НА, черная штриховая — сумма всех мод, черная с маркерами — экспериментальные данные (справа) полусферах. Зеленые точечные линии — уровни различных мод, синяя сплошная — сумма всех мод, черная с маркерами — экспериментальные данные

полученные в собственном программном пакете GHOST CFD, были сопоставлены с результатами коммерческого пакета ANSYS CFX и экспериментами. В целом качественная картина была воспроизведена достаточно хорошо, при этом количественно получено завышение уровня шума, причины которого проанализированы с точки зрения модального состава. Также была описана широкополосная составляющая, которая отсутствовала при расчетах в коммерческом пакете. Предположительно именно эта составляющая, в силу ее недостаточной разрешенности сеткой, повлияла на повышение уровня шума в передней полусфере. Несмотря на значитель-

но меньший размер шага по времени, скорость расчета одного оборота вентилятора с грубой сеткой (~28 миллионов ячеек) в GHOST CFD на 4 ГПУ была быстрее в 4 раза по сравнению с аналогичной постановкой в ANSYS CFX на 80 ядрах центрального процессора Intel Xeon. При этом суммарное время счета для грубой сетки в GHOST CFD на 4 ГПУ составляло порядка полутора недель, для грубой сетки в ANSYS CFX на 80 ядрах ЦПУ — порядка месяца, для подробной сетки на 180 ядрах ЦПУ — порядка 2 месяцев.

Для дальнейшей работы может быть рекомендовано проведение расчетов на более подробных сетках, включающих и лопатки НА внутреннего контура, а также расчетов с более высоконапорными режимами работы вентилятора, для которых вклад широкополосного шума несколько уменьшается. Сами экспериментальные данные также подлежат дальнейшему изучению и уточнению.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Tam C.K.W., Webb J.C. Dispersion–relation–preserving finite difference schemes for computational acoustics // *Journal of Computational Physics*. 1993. Vol. 107. Issue 2. P. 262–281. DOI: [10.1006/jcph.1993.1142](https://doi.org/10.1006/jcph.1993.1142)
2. Bogey C., Bailly C. A family of low dispersive and low dissipative explicit schemes for flow and noise computations // *Journal of Computational Physics*. 2004. Vol. 194. Issue 1. P. 194–214. DOI: [10.1016/j.jcp.2003.09.003](https://doi.org/10.1016/j.jcp.2003.09.003)
3. Koromyslov E., Siner A., Usanin M., Gomzikov L., Bolshagin N. GPU-accelerated high order structured CFD solver for engineering purpose (GHOST CFD) // GPU Techonology Conference-2014, 2014. http://on-demand.gputechconf.com/gtc/2014/poster/pdf/P4133_grid_turbomachinery_jet_nozzle.pdf
4. Fauconnier D., Bogey C., Dick E. On the performance of relaxation filtering for large-eddy simulation // *Journal of Turbulence*. 2013. Vol. 14. Issue 1. P. 22–49. DOI: [10.1080/14685248.2012.740567](https://doi.org/10.1080/14685248.2012.740567)
5. Bogey C., Bailly C. Computation of a high Reynolds number jet and its radiated noise using large eddy simulation based on explicit filtering // *Computers and Fluids*. 2006. Vol. 35. Issue 10. P. 1344–1358. DOI: [10.1016/j.compfluid.2005.04.008](https://doi.org/10.1016/j.compfluid.2005.04.008)
6. Berland J., Bogey C., Bailly C. Optimized explicit schemes: matching and boundary schemes, and 4th-order Runge–Kutta algorithm // 10th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. 2004. DOI: [10.2514/6.2004-2814](https://doi.org/10.2514/6.2004-2814)
7. Stanescu D., Habashi W.G. 2N-storage low dissipation and dispersion Runge–Kutta schemes for computational acoustics // *Journal of Computational Physics*. 1998. Vol. 143. Issue 2. P. 674–681. DOI: [10.1006/jcph.1998.5986](https://doi.org/10.1006/jcph.1998.5986)
8. Bogey C., de Cacqueray N., Bailly C. Self-adjusting shock-capturing spatial filtering for high-order non-linear computations // 14th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. 2008. DOI: [10.2514/6.2008-2968](https://doi.org/10.2514/6.2008-2968)
9. Chesshire G., Henshaw W.D. Composite overlapping meshes for the solution of partial differential equations // *Journal of Computational Physics*. 1990. Vol. 90. Issue 1. P. 1–64. DOI: [10.1016/0021-9991\(90\)90196-8](https://doi.org/10.1016/0021-9991(90)90196-8)
10. Israeli M., Orszag S.A. Approximation of radiation boundary conditions // *Journal of Computational Physics*. 1981. Vol. 41. Issue 1. P. 115–135. DOI: [10.1016/0021-9991\(81\)90082-6](https://doi.org/10.1016/0021-9991(81)90082-6)
11. CUDA Zone. <https://developer.nvidia.com/cuda-zone>
12. Tyler J.M., Sofrin T.G. Axial flow compressor noise studies // SAE Technical Paper 620532. 1962. DOI: [10.4271/620532](https://doi.org/10.4271/620532)
13. Ovenden N.C., Rienstra S.W. In-duct matching strategies. Final report and conclusions // TurboNoiseCFD Workpackage 2 Part of Deliverable D2.4. 2002. <http://www.win.tue.nl/analysis/reports/rana02-26.pdf>

Коромыслов Евгений Васильевич, к. ф.-м. н., инженер, Пермский государственный национальный исследовательский университет, 614990, Россия, г. Пермь, ул. Букирева, 15.

E-mail: keltrivera@gmail.com

Усанин Михаил Владимирович, к. т. н., начальник бригады, АО «ОДК-Авиадвигатель», 614990, Россия, г. Пермь, Комсомольский пр., 93.

E-mail: usanin@avid.ru

Синер Александр Александрович, к. т. н., доцент, Пермский государственный национальный исследовательский университет, 614990, Россия, г. Пермь, ул. Букирева, 15.

E-mail: asiner@mail.ru

E. V. Koromyslov, M. V. Usanin, A. A. Siner

Computation of aircraft engine fan noise generation with high-order numerical methods on Graphic Processing Units

Citation: *Vestnik Udmurtskogo Universiteta. Matematika. Mekhanika. Komp'yuternye Nauki*, 2017, vol. 27, issue 4, pp. 618–633 (in Russian).

Keywords: aeroacoustics, turbofan, tonal noise, broadband noise, fan, DRP, LDDRK, GPU.

MSC2010: 76H05, 76F65

DOI: [10.20537/vm170411](https://doi.org/10.20537/vm170411)

The present paper considers the computation of noise generation by aircraft engine fan for different operating parameters with an in-house solver for Graphic Processing Units (GPUs), called GHOST CFD (GPU High Order Structured). The solver is based on DRP (Dispersion Relation Preserving) schemes which have a high order of approximation and a high resolution. An Optimized LDDRK (Low Dispersion and Dissipation Runge-Kutta) scheme was utilized for time integration. Large Eddy Simulation based on Relaxation Filtering (LES-RF) was used for the turbulence modeling. The solver implements overset (“CHIMERA”) meshes which were used as rotor-stator interface treatment. The speedup gained from GPUs utilization was about 12-20 times compared to modern 8-core CPU, allowing computations to be performed in a reasonable time period. The computations with GHOST CFD were performed in full annulus formulation with fan and outlet guide vane (OGV) blades. The results were compared with the experimental data as well as the results of similar computations in the commercial ANSYS CFX solver some of which also included inlet guide vane (IGV) blades.

REFERENCES

1. Tam C.K.W., Webb J.C. Dispersion–relation–preserving finite difference schemes for computational acoustics, *Journal of Computational Physics*, 1993, vol. 107, issue 2, pp. 262–281.
DOI: [10.1006/jcph.1993.1142](https://doi.org/10.1006/jcph.1993.1142)
2. Bogey C., Bailly C. A family of low dispersive and low dissipative explicit schemes for flow and noise computations, *Journal of Computational Physics*, 2004, vol. 194, issue 1, pp. 194–214.
DOI: [10.1016/j.jcp.2003.09.003](https://doi.org/10.1016/j.jcp.2003.09.003)
3. Koromyslov E., Siner A., Usanin M., Gomzikov L., Bolshagin N. GPU-accelerated high order structured CFD solver for engineering purpose (GHOST CFD), *GPU Techonology Conference-2014*, 2014.
http://on-demand.gputechconf.com/gtc/2014/poster/pdf/P4133_grid_turbomachinery_jet_nozzle.pdf
4. Fauconnier D., Bogey C., Dick E. On the performance of relaxation filtering for large-eddy simulation, *Journal of Turbulence*, 2013, vol. 14, issue 1, pp. 22–49. DOI: [10.1080/14685248.2012.740567](https://doi.org/10.1080/14685248.2012.740567)
5. Bogey C., Bailly C. Computation of a high Reynolds number jet and its radiated noise using large eddy simulation based on explicit filtering, *Computers and Fluids*, 2006, vol. 35, issue 10, pp. 1344–1358.
DOI: [10.1016/j.compfluid.2005.04.008](https://doi.org/10.1016/j.compfluid.2005.04.008)
6. Berland J., Bogey C., Bailly C. Optimized explicit schemes: matching and boundary schemes, and 4th-order Runge–Kutta algorithm, *10th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*, 2004.
DOI: [10.2514/6.2004-2814](https://doi.org/10.2514/6.2004-2814)
7. Stanescu D., Habashi W.G. 2N-storage low dissipation and dispersion Runge–Kutta schemes for computational acoustics, *Journal of Computational Physics*, 1998, vol. 143, issue 2, pp. 674–681.
DOI: [10.1006/jcph.1998.5986](https://doi.org/10.1006/jcph.1998.5986)

8. Bogey C., de Cacqueray N., Bailly C. Self-adjusting shock-capturing spatial filtering for high-order non-linear computations, *14th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*, 2008. DOI: [10.2514/6.2008-2968](https://doi.org/10.2514/6.2008-2968)
9. Chesshire G., Henshaw W.D. Composite overlapping meshes for the solution of partial differential equations, *Journal of Computational Physics*, 1990, vol. 90, issue 1, pp. 1–64. DOI: [10.1016/0021-9991\(90\)90196-8](https://doi.org/10.1016/0021-9991(90)90196-8)
10. Israeli M., Orszag S.A. Approximation of radiation boundary conditions, *Journal of Computational Physics*, 1981, vol. 41, issue 1, pp. 115–135. DOI: [10.1016/0021-9991\(81\)90082-6](https://doi.org/10.1016/0021-9991(81)90082-6)
11. CUDA Zone. <https://developer.nvidia.com/cuda-zone>
12. Tyler J.M., Sofrin T.G. Axial flow compressor noise studies, *SAE Technical Paper 620532*, 1962. DOI: [10.4271/620532](https://doi.org/10.4271/620532)
13. Ovenden N.C., Rienstra S.W. In-duct matching strategies. Final report and conclusions, *TurboNoiseCFD Workpackage 2 Part of Deliverable D2.4*, 2002. <http://www.win.tue.nl/analysis/reports/rana02-26.pdf>

Received 24.11.2017

Koromyslov Evgenii Vasil'evich, Candidate of Physics and Mathematics, Engineer, Perm State National Research University, ul. Bukireva, 15, Perm, 614990, Russia.

E-mail: keltrivera@gmail.com

Usanin Mikhail Vladimirovich, Candidate of Engineering, Head of Work Group, Aviadvigatel Stock Company, Komsomolskii pr., 93, Perm, 614990, Russia.

E-mail: usanin@avid.ru

Siner Aleksandr Aleksandrovich, Candidate of Engineering, Associate Professor, Perm State National Research University, ul. Bukireva, 15, Perm, 614990, Russia.

E-mail: asiner@mail.ru