

Вычислительная система для расчета шума сложных струй на основе метода моделирования крупных вихрей (LES)

Михаил Л. Шур, Андрей В. Гарбарук, Сергей В. Кравченко, Филипп Р. Спаларт и Михаил Х. Стрелец

Аннотация. Представлен обзор неэмпирической CFD/CAA вычислительной системы для расчета шума струй, разрабатываемой совместно группой специалистов США и России с 2002 года. Описаны ключевые элементы данной системы и рассмотрены примеры ее применения к расчету аэродинамики и шума целого ряда струйных течений, постепенно приближающихся по сложности к выхлопным струям реальных авиационных двигателей.

1 Введение

Уменьшение уровня шума, создаваемого турбулентными выхлопными струями авиационных двигателей, имеет большое практическое значение, поскольку данный тип аэродинамического шума является основной составляющей шума самолета при взлете. Неудивительно поэтому, что в течение последнего десятилетия на решение данной задачи были направлены значительные усилия. В результате был предложен и испытан ряд технических устройств, однако на сегодняшний день «целевое» значение величины снижения внешнего шума самолета на 10 EPN дБ (эффективный воспринимаемый уровень звуковых шумов в децибелах) без чрезмерного ухудшения характеристик двигателя все еще далеко не достигнуто. В определенной степени это обусловлено отсутствием надежного вычислительного инструмента для предсказания шума выхлопных струй.

В настоящей статье представлено современное состояние такого рода инструмента, созданного в процессе длительной совместной работы ученых и инженеров компании Boeing, с одной стороны, и научно-исследовательской компании Новые технологии и сервис и Санкт-Петербургского государственного политехнического университета, с другой. Речь идет об основанной на LES вычислительной CFD/CAA системе, конечной целью которой является предсказание аэродинамических характеристик и уровня шума выхлопных струй реальных авиационных двигателей с «инженерной» точностью (2-3 дБ) без использования эмпирических данных и каких-либо существенных упрощений геометрии.

Михаил Л. Шур

Санкт-Петербургский государственный политехнический университет, Санкт-Петербург, 195220,
ООО «Новые технологии и сервис», e-mail: mshur@cfb.spbstu.ru

Андрей В. Гарбарук

Санкт-Петербургский государственный политехнический университет, Санкт-Петербург, 195220,
ООО «Новые технологии и сервис», e-mail: agarbaruk@mail.ru

Сергей В. Кравченко

Корпорация Boeing, Чикаго, штат Иллинойс, 60606-1596, e-mail: svkravchenko@boeing.com

Филипп Р. Спаларт

Boeing Commercial Airplanes, Сиэтл, штат Вашингтон, 98124, e-mail: philippe.r.spalart@boeing.com

Михаил Х. Стрелец

Санкт-Петербургский государственный политехнический университет, Санкт-Петербург, 195220,
ООО «Новые технологии и сервис», Санкт-Петербург, 195220, e-mail: strelets@mail.rcom.ru

Проблема основанного на LES предсказания уровня шума, генерируемого турбулентными струями, представляет собой исключительно сложную задачу как с точки зрения вычислительной математики, так и физики. Это объясняется, главным образом, необходимостью разрешения широкого спектра турбулентных и акустических масштабов, а также сложностью связи между турбулентностью и производимым ею шумом в дальнем поле. Эти трудности усугубляются рядом нетривиальных особенностей потока, таких, например, как сложная аэродинамика струй, истекающих из сопел некруглого сечения и из двухконтурных сопел, сильная неоднородность поля температуры, наличие скачков уплотнения (в случае недорасширенных сверхзвуковых струй) и т.п. Все это определяет важность принятия ряда «стратегических» решений, от правильности которых зависит успешное решение задачи о расчет шума. К таким решениям относится выбор численного метода, конфигурации расчетной области, топологии расчетной сетки граничных условий, подсеточной (SGS) модели (если таковая используется), метода описания перехода к турбулентности, и т.д. Это же относится и к выбору оптимального способа определения шума в дальнем поле на основе результатов LES в ограниченной области.

В статье описаны наиболее важные из указанных стратегических решений, принятых при создании разработанной вычислительной системы, и представлены результаты ряда «академических» и прикладных исследований шума струй, демонстрирующие ее возможности.

2 Обзор разработанной вычислительной системы

Подробное описание вычислительного подхода, на котором основывается данная система, представлено в работах [1-3], в связи с чем в данной статье кратко описаны лишь ее отличительные особенности.

Что касается численного метода, то описываемая система реализована в рамках CFD кода общего назначения NTS [4], разработанного для решения уравнений Навье-Стокса на многоблочных структурированных сетках с использованием многопроцессорных компьютеров. Метод представляет собой неявную схему второго порядка точности по времени с суб-итерациями. Пространственная аппроксимация невязких составляющих векторов потоков базируется на методе расщепления разностей векторов потоков Ro_u . При этом в области турбулентного течения и ближнего акустического поля используется гибридная схема, представляющая собой “взвесь” симметричной схемы 4-го порядка и противопоточной схемы 5-го порядка, а вне этой области применяется чисто противопоточная схема. Вес противопоточной части гибридной схемы выбирается таким образом, чтобы поддерживать численную диссипацию на минимальном уровне, достаточном для предотвращения неустойчивости численного решения, обусловленной нелинейностью уравнений, неравномерностью сетки и другими причинами.

Основным элементом алгоритма, используемого для описания струй со скачками уплотнения, является простой и надежный метод, обеспечивающий автоматическое локальное включение ограничителей потоков. Этот метод позволил в значительной степени примирить между собой противоречащие друг другу требования, предъявляемые к алгоритмам сквозного счета для расчета течений со скачками и к алгоритмам, предназначенным для разрешения турбулентных структур в рамках LES. Тем самым он позволил впервые удовлетворительно предсказать спектральные и интегральные характеристики шума в дальнем поле, создаваемого недорасширенными струями в широком диапазоне степени нерасчетности [3, 5, 6].

Сетки, используемые в расчетах, состоят из двух перекрывающихся блоков (для повышения эффективности параллелизации вычислений вводятся также дополнительные искусственные блоки). Внутренний декартов блок вводится для исключения сингулярности цилиндрических координат на оси струи, а внешний блок (О-типа) обеспечивает эффективный контроль плотности сетки и, в частности, позволяет сгущать ее узлы в тонком сдвиговом слое у кромки сопла, что является исключительно важным для разрешения мелкомасштабной турбулентности и, следовательно, высокочастотной части спектра шума.

Одним из ключевых элементов системы является оригинальная двухэтапная процедура расчета, в рамках которой на первом этапе производится совместный расчет характеристик потока в соплах и в струе с использованием осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса (RANS), а на втором – LES течения только в струе. Данный подход продемонстрировал способность адекватного учета влияния геометрии сопла и параметров пограничных слоев на его выходе на течение в струе без экстремальных вычислительных затрат, необходимых для проведения полного LES в сопле и струе [7].

Для моделирования турбулентности на втором (LES) этапе вычислений наш текущий выбор состоит в деактивации подсеточной модели (SGS). Иными словами, мы полагаемся на численную диссипацию используемой слегка противопоточной схемы, что вполне согласуется с “духом” LES вдали от твердых поверхностей. Несмотря на приближенность данной стратегии, она обеспечивает быстрый вторичный переход к турбулентности в сдвиговых слоях струи, что является ключевой предпосылкой для точного предсказания характеристик шума при реальных (т.е. высоких) числах Рейнольдса. Отметим, что при таких числах Рейнольдса

Вычислительная система, использующая метод моделирования крупных вихрей (LES) для расчета характеристик шума сложных реактивных струй

3

более строгий подход, состоящий в разрешении мелких турбулентных структур, населяющих пограничные слои на стенках сопел и служащих «затравкой» для перехода в сдвиговом слое, пока не достигим даже при использовании самых мощных современных суперкомпьютеров (см., например, работу [8]). Отметим также, что возможный альтернативный приближенный подход (LES струи с использованием «явной» подсеточной модели в сочетании с внесением искусственных возмущений в поток на срезе сопла), который применяется во многих исследованиях, отвергнут нами во избежание появления паразитных шумов и введения ряда произвольных «подгоночных» параметров. В этой связи следует обратить внимание на то, что результаты, полученные нами без возбуждения потока, несомненно, выигрывают от того, что при высоких числах Рейнольдса пограничные слои во входном сечении струи оказываются очень тонкими. Это приводит к сокращению нереалистичной переходной области и ослабляет коррелированность турбулентности слоев смешения в азимутальном направлении.

Наконец, что касается расчета шума, создаваемого турбулентной струей в дальнем поле, то для этого используется акустическая аналогия Лайтхилла в форме интегрального метода Фокса Вильямса - Хокинга (FWH) с проницаемыми контрольными поверхностями. В отличие от метода Кирхгоффа, который в принципе также представляется возможной практической опцией, FWH метод позволяет располагать контрольную поверхность в непосредственной близости от зоны турбулентности (в невязкой, но нелинейной ближней области). Это обеспечивает возможность ограничить область мелкой сетки, необходимой для разрешения турбулентности, именно этой турбулентной зоной и, тем самым, минимизировать снижение точности расчета распространения звуковых волн до достижения ими контрольной поверхности, что особенно важно для высокочастотных волн в области, примыкающей к соплу.

Контрольные FWH поверхности имеют форму расширяющейся трубки с «закрывающим» диском, расположенным вниз по потоку. Этот диск неизбежно пересекается турбулентными структурами струи, что очевидно противоречит допущению об отсутствии внешних квадрупольных, используемому в поверхностной версии FWH метода. Возникающая в результате погрешность кардинально снижается за счет соответствующей замены переменных (см. [1, 3]), которая оказывается гораздо более эффективной, чем простое исключение диска из поверхностного интеграла, то есть использование «открытых» контрольных поверхностей, как это делается во многих исследованиях шума струй на основе FWH.

3 Текущие возможности системы

Вычислительная система, вкратце описанная выше, достигла в настоящее время высокого уровня достоверности в широком диапазоне режимных и геометрических параметров струй, что подтверждается многочисленными примерами расчетов аэродинамики и турбулентности струй и генерируемого ими шума, представленными в работах [1, 2, 5-7, 9, 10].

Что касается режимных параметров, то как показано в этих исследованиях, система способна предсказывать уровень шума дозвуковых и сверхзвуковых выхлопных струй во всем температурном диапазоне, представляющем интерес для гражданской авиации. Применительно к простым круглым струям это проиллюстрировано на Рис. 1 и 2, где показаны результаты расчетов [1, 7] для холодной дозвуковой ($M=0.9$) струи и горячей звуковой сильно недорасширенной струи соответственно.

В частности, Рис. 1 демонстрирует ясно выраженную тенденцию к сеточной сходимости расчетных спектров уровня звукового давления (УЗД) и к улучшению их согласования с результатами измерений при измельчении сетки. Важно отметить также, что на самой мелкой сетке, содержащей около 23 миллионов ячеек (такие сетки вполне доступны уже в настоящее время), используемый подход обеспечивает надежный расчет спектров вплоть до чисел Струхала, построенных по диаметру струи, равных примерно 12. Это значение вплотную приближается к диапазону $St=15-20$, представляющему практический интерес (отметим, что на самой грубой из использованных сеток с числом ячеек 1.7 млн. максимальное разрешимое число $St=2$). Это свидетельствует о физической адекватности и о вычислительной эффективности предлагаемой стратегии моделирования. В целом, полученные результаты позволяют заключить, что недоступный пока из-за чрезмерных вычислительных затрат более строгий подход (совместное LES-моделирование течения в сопле и в струе), автоматически обеспечивающий наличие разрешенной турбулентности в пограничном слое на выходе из сопла, не является незаменимым.

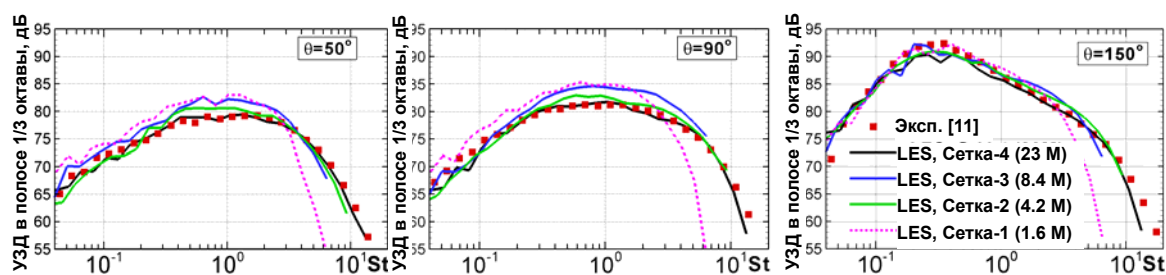


Рис. 1. Влияние сетки на 1/3-октавные спектры шума холодной реактивной струи с числом Маха $M=0,9$

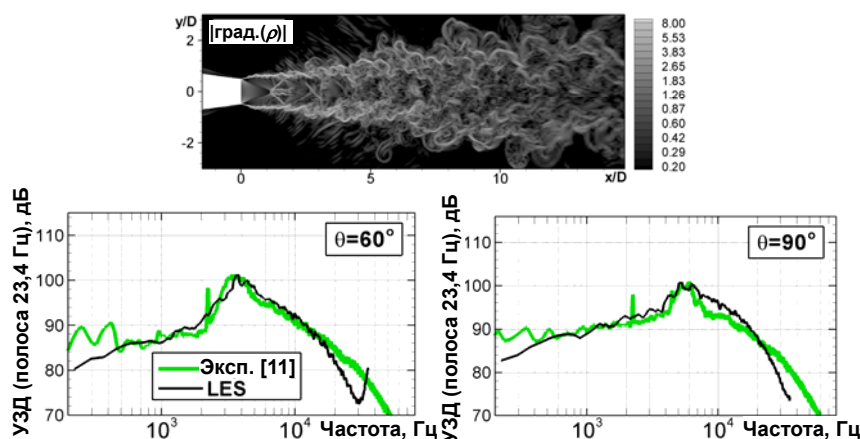


Рис. 2. Мгновенное поле градиента плотности (“вычислительная шпирен-фотография”) и спектры узкополосного шума горячей околзвучковой недорасширенной струи.

На Рис. 2 представлены результаты расчетов сильно недорасширенной струи со скачками уплотнения. Из него видно, что спектральные характеристики шума такой струи, включая его широкополосную составляющую, обусловленную ударно-волновыми ячейками, также определяются достаточно точно. Это служит косвенным доказательством того, что в ходе моделирования правильно описываются основные черты взаимодействия скачков уплотнения с турбулентностью (см. верхнюю рамку на рисунке).

Что касается геометрических характеристик выхлопных систем, которые рассчитывались с использованием разработанной вычислительной системы, то в настоящее время наиболее сложными из них являются двухконтурные сопла со смещенными срезами и внешним центральным телом, которые весьма близки к реальным выхлопным системам современных турбовентиляторных авиационных двигателей. Кроме того, система широко использовалась для изучения эффективности различных устройств, способствующих уменьшению уровня шума, таких, например, как лопатки, отклоняющие струю вентилятора, шевронные сопла, скошенные сопла и микро-струи, вдуваемые в основную струю [2, 6, 7, 9]. Некоторые примеры расчетов характеристик потока и шума для таких «сложных» струй представлены на Рис. 3 и 4. Однако полные промышленные компоновки, включающие установленный на самолете двигатель с пилоном, крыло и закрылки, пока не рассматривались.

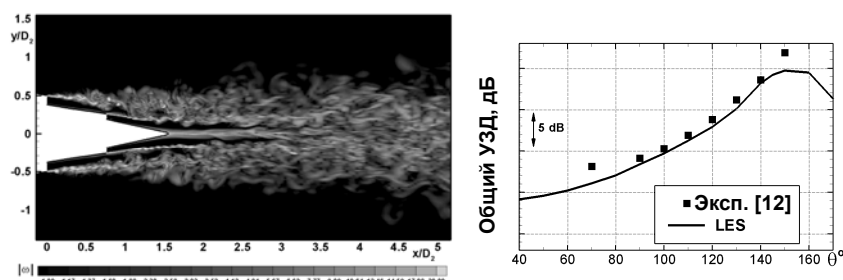


Рис. 3. Мгновенная завихренность в меридиональной плоскости и диаграмма направленности интегрального шума двухконтурной выхлопной системы с внешним центральным телом.

Вычислительная система, использующая метод моделирования крупных вихрей (LES) для расчета характеристик шума сложных реактивных струй

5

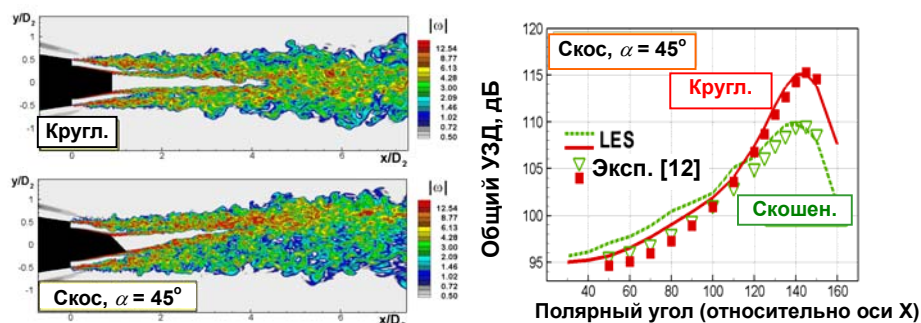


Рис. 4. Влияние скошенности среза сопла на мгновенную завихренность и диаграмму направленности интегрального шума струи из двухконтурного сопла при числе Маха спутного потока $M=0,2$.

Как видно из этих рисунков, даже при использовании относительно грубых сеток (до 5 миллиона узлов) точность разработанной вычислительной системы приближается к «целевому» диапазону 2-3 дБ как для интегрального шума, так и для его спектральных характеристик (не показаны) вплоть до чисел Струхала, построенных по диаметру, в диапазоне от 3 до 5, в зависимости от параметров струи.

Таким образом, можно заключить, что на данном этапе проблемы, связанные с надежным предсказанием уровня шума реактивных струй, представляются в значительной степени решенными, и что главным препятствием на пути к достижению неограниченных возможностей, предоставляемых описываемым методом, является недостаточная производительность компьютеров. Другие проблемы, решение которых требует пристального внимания в ходе дальнейших исследований, включают улучшение описания процесса перехода к турбулентности в сдвиговых слоях струй в рамках разработанного двухэтапного RANS-LES подхода и расширение его возможностей на случаи реальных промышленных выхлопных систем с пилонами, тепловыми экранами, вентиляционными отверстиями и т.д.

Литература

1. Shur, M.L., Spalart, P.R., Strelets, M.Kh. (2005): Noise Prediction for Increasingly Complex Jets. Part I: Methods and Tests. Part II: Applications. *Int. J. Aeroacoustics*, **4**, p. 213-266.
2. Shur, M.L., Spalart, P.R., Strelets, M.Kh., Garbaruk, A.V. (2007): Analysis of Jet-Noise-Reduction Concepts by Large-Eddy Simulation *Int. J. Aeroacoustics*, **6**, p. 243-285.
3. Spalart, P.R., Shur, M.L. (2008): Variants of the Ffowcs Williams-Hawkings Equation and Their Coupling with Simulations of Hot Jets. *Int. J. Aeroacoustics*, **8**, p. 477-492.
4. Shur, M., Strelets, M., Travin, A. (2004): High-Order Implicit Multi-Block Navier-Stokes Code: Ten-Years Experience of Application to RANS/DES/LES/DNS of Turbulent Flows. Invited lecture at 7th Symposium on Overset Composite Grids and Solution Technology, October 5–7, 2004, Huntington Beach, CA.
5. Viswanathan, K., Shur, M. L., Spalart, P. R., Strelets, M. Kh. (2007): Comparisons between Experiment and Large-Eddy Simulation for Jet Noise. *AIAA Journal*, **45**, p. 1952-1966.
6. Viswanathan, K., Shur, M. L., Spalart, P. R., Strelets, M.Kh. (2008): Flow and Noise Predictions for Single and Dual-Stream Beveled Nozzles. *AIAA Journal*, **46**, p. 601-626.
7. Shur, M. L., Spalart, P. R., Strelets, M. Kh. (2010): LES-Based Evaluation of a Microjet Noise Reduction Concept in Static and Flight Conditions. *Proceedings of IUTAM Symposium on Computational Aero-Acoustics for Aircraft Noise Prediction* <http://www.southampton.ac.uk/~gabard/IUTAM/programme.html>.
8. Uzun, A., Hussaini, M. Y. (2009): Simulation of Noise Generation in Near-Nozzle Region of a Chevron Nozzle Jet. *AIAA Journal*, **47**, p. 1793-1810.
9. Shur, M. L., Spalart, P. R., Strelets, M. Kh., Garbaruk, A. V. (2006): Further Steps in LES-Based Noise Prediction for Complex Jets. *AIAA Paper*, AIAA-2006-0485.
10. Shur, M. L., Spalart, P. R., Strelets, M. Kh. (2010): LES-Based Noise Prediction for Shocked Jets in Static and Flight Conditions. *AIAA Paper*, AIAA-2010-3840.
11. Viswanathan, K. (2004): Aeroacoustics of Hot Jets. *Journal of Fluid Mechanics*, **516**, p. 39–82.
12. Callender, B., Gutmark, E., Martens, S. (2005): Far-field acoustic investigation into chevron nozzle mechanisms and trends. *AIAA Journal*, **43**, p. 87-95.
13. Viswanathan, K. (2006): An Elegant Concept for Reduction of Jet Noise from Turbofan Engines. *Journal of Aircraft*, **43**, p. 616-626.