

Численное моделирование вихревого нестационарного течения вязкого газа и акустических характеристик на основе открытого кода в расчетах обтекания летательных аппаратов

08, август 2013

DOI: 10.7463/0813.0605410

Калугин В. Т., Епихин А. С., Крапошин М. В., Столярова Е. Г.

УДК 533.6, 534.83

Россия, МГТУ им. Н.Э. Баумана

Россия, Москва, Национальный исследовательский центр «Курчатовский институт»

kaluginvt@mail.ru

andy_e@bk.ru

os-cfd@yandex.ru

Введение

Математическое моделирование при формировании облика летательного аппарата является актуальной и сложной задачей. Особое место занимает проблема образования вихревых структур при обтекании летательных аппаратов и их взаимодействия со стабилизирующими и управляющими поверхностями. При решении практических задач по моделированию нестационарных турбулентных течений необходимо определить закономерности их развития, распространения в пространстве и взаимодействие с обтекаемыми поверхностями. Известны случаи, когда при эксплуатации некоторых типов самолетов возникают проблемы срыва обшивки с кия самолета, а также вибрации самолета. Вследствие бафтинга пульсации давления, действующие на упругую конструкцию летательного аппарата, возбуждают вибрацию обшивки, стенок топливных баков и другие элементы летательного аппарата, приводят к колебаниям несущих поверхностей и органов управления. С другой стороны образование вихрей и распространение их в пространстве приводит к генерации акустических полей. Снижение шума в авиации и на транспорте также является актуальной задачей. Таким образом, образование, развитие и распространение вихрей оказывает существенное влияние не только на аэродинамические характеристики, но и на акустические эффекты, поэтому при расчете обтекания ЛА необходим комплексный подход.

В настоящее время, несмотря на стремительный прогресс в области экспериментальных методов исследования потоков, определение структуры обтекания трехмерных объектов и акустического шума остается сложной задачей, и требует использования дорогостоящего оборудования. При этом математическое моделирование процессов обтекания тел и аэродинамического шума является важным этапом исследования и во многих случаях служит подтверждением или опровержением гипотез, описывающих то или иное физическое явление. Таким образом, в случае сложного пространственного течения экспериментальные оценки нестационарных аэродинамических характеристик летательных аппаратов представляют значительные трудности, поэтому повышение точности и достоверности их определения целесообразно осуществлять с применением разработанных методов суперкомпьютерного моделирования вихревых течений вязкого газа. При этом проблема снижения затрат на вычисления может быть решена за счет использования свободного программного обеспечения и гибридных методов моделирования турбулентных течений.

Проведенный анализ научных исследований и публикаций показал, что в настоящее время существует широкий спектр работ, посвященных математическому моделированию и экспериментальному исследованию вихревых нестационарных турбулентных течений и генерируемыми ими акустических полей. Так в работах [1-3] подробно рассмотрена задача обтекания самолета F/A-18 и исследованию бафтинговых явлений. В работе [4] изучена проблема бафтинга килевого оперения и экспериментально исследовано образование и влияния вихрей на киль самолета. Проблемы неблагоприятного акустического воздействия авиационной техники на людей и окружающую среду, включающие проблемы снижения аэродинамического шума, уменьшения интенсивности звукового удара на местности от летательных аппаратов рассмотрены в работах [5-10].

Для проверки разработанных и вновь создаваемых методик существует ряд тестовых модельных задач вычислительной аэроакустики, например, расчет обтекания тандема цилиндров. Для данного примера доступны как результаты эксперимента, так и тестовые расчеты [11-13]. В основе этой тестовой задачи лежит эксперимент, который проводился в NASA Langley Research Center в BART (Basic Research Aerodynamic Tunnel). Другим примером является расчет обтекания тела в форме цилиндр-профиль крыла NACA0012. Для данной задачи известны как результаты эксперимента, так и тестовые расчеты [14-17].

В настоящей работе проведено численное моделирование обтекания тормозного щитка установленного на фюзеляж перспективного маневренного самолета. Дан анализ влияния тормозного щитка на динамические нагрузки килевого стабилизатора самолета и получены акустические характеристики в ближнем и дальнем следе.

1 Описание математической модели для расчета нестационарных турбулентных течений

Для моделирования вихревого нестационарного обтекания был использован открытый пакет OpenFOAM. Он применяется для численных решений задач механики сплошной среды. Обобщенное уравнение, отражающее законы сохранения в интегральной форме записывается в виде [18]:

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} \rho \phi \, d\Omega + \int_S \rho \phi \vec{V} \cdot \vec{n} \, dS = \int_{\Gamma} \Gamma \operatorname{grad} \phi \cdot \vec{n} \, dS + \int_{\Omega} q_{\phi} \, d\Omega,$$

где ϕ - обобщенная переменная $\phi = \{1, u, v, w, k, \omega, h, R\}$, ρ - плотность, u, v, w - составляющие скорости вдоль осей $0x, 0y, 0z$, h - энтальпия; Ω - конечный объем, \vec{V} - вектор скорости, dS - дифференциальный элемент площади, Γ - коэффициенты переноса, q_{ϕ} - источник член, k - турбулентная кинетическая энергия, ω - удельная скорость диссипации турбулентной энергии, R - тензор рейнольдсовых напряжений, \vec{n} - вектор нормали. Для моделирования турбулентности использовалась разработанная гибридная модель, совмещающая RANS и LES подходы.

Ключевая идея модели состоит в том, что подавляющее большинство моделей турбулентности, имеющихся в OpenFOAM в качестве выходных результатов возвращают поля турбулентной вязкости и кинетической энергии турбулентности, которые в дальнейшем могут быть использованы для вычисления длины пути смещения Прандтля, а следовательно – и для определения областей пристеночного и свободного течения потока. С другой стороны, учёт турбулентности в уравнении баланса импульса в OpenFOAM осуществляется через аппроксимацию эффективного тензора напряжений, численная реализация которого определяется на уровне каждой модели самостоятельно.

Таким образом, решение задачи совмещения RANS и LES моделей OpenFOAM на программном уровне состоит в разработке метода, позволяющего получить общую матрицу коэффициентов от двух различных моделей турбулентности, которая затем будет передана в уравнение сохранения импульса модели течения газа.

В этом случае задача связывания RANS и LES моделей, включает в себя три процедуры:

- 1) выбор RANS-модели для вычисления турбулентной вязкости;
- 2) выбор LES-модели для вычисления подсеточной вязкости;
- 3) процедура связывания параметров потока, рассчитанных с помощью модели крупных вихрей и модели осреднения по Рейнольдсу.

Модуль гибридных моделей турбулентности для переключения между RANS и LES моделями использует сравнение между интегральной величиной вихря (характерным размером ячейки) и длины смешения Прандтля.

Характерный размер ячейки, используемый далее для определения интегрального масштаба вычисляется как максимум из длин рёбер, составляющих контрольный объём. Длина пути смешивания Прандтля вычисляется через кинетическую энергию турбулентности и турбулентную вязкость по соотношению:

$$l^{Pr} = \frac{1}{0.55} v^t / \sqrt{k}$$

По найденным значениям характерного размера ячейки и длины пути смешивания Прандтля вычисляется интегральный масштаб вихря:

$$l^I = \frac{l^{Pr}}{Cd},$$

где: C - эмпирическая константа, d - характерный размер ячейки.

Далее выбирается область отсечения буферного слоя, слоя свободного течения и пристеночного по величине l^I от l^1 до l^2

Если $l^I > l^2$ — то смешанная вязкость равна подсеточной (область свободного течения, используется метод крупных вихрей)

Если $l^I \leq l^1$ — то смешанная вязкость равна турбулентной (область пристеночного течения, используется метод осреднения по Рейнольдсу)

Если $l^1 < l^I \leq l^2$ — то для вычисления смешанной вязкости применяется полуэмпирическое соотношение, которое предложено сотрудниками университета г.Ростока (Германия) [19]:

$$v^{t,b} = (v^t - v^{Sgs}) / \pi \arctan \left(-40 \frac{l^k}{l^2 - l^1} + 10 \frac{l^2 + l^1}{l^2 - l^1} + 0.5(v^t + v^{Sgs}) \right),$$

где: $l^k = \frac{l^I - l^1}{l^2 - l^1}.$

Данный метод позволяет снять существенные ограничения на размер ячейки, а также использовать комбинацию из любых RANS и LES моделей турбулентностей, реализованных в пакете OpenFOAM .

2 Описание методики расчета акустического давления и спектра шума

Анализ исходного кода OpenFOAM показал, что готового решения для расчета параметров акустического давления и спектра шума не существует. В более ранних публикациях, где проводились исследования по расчету спектра шума с использованием OpenFOAM, отсутствует информации об особенностях программной реализации методики для расчета спектра шума. В результате авторами была разработана собственная методика, основанная на использовании акустической аналогии Керла и быстрого преобразования Фурье.

Для расчета акустического давления использовалась аналогия Керла [8, 20]:

$$p'(\tilde{x}, t) = \frac{1}{4\pi c_0} \frac{x_i}{r^2} \left[\frac{\partial F_i}{\partial t} + \frac{c_0 F_i}{r} \right],$$

где c_0 – скорость звука, r – расстояние до слушателя, F_i – аэродинамическая сила.

В методику положен подход на базе гибридного метода. Сначала проводится расчет гидродинамических параметров, далее по полученным значениям поля проводится анализ акустического поля.

Для расчета значения уровня звукового давления *SPL* (Sound Pressure Level) использовалась формула:

$$SPL(dB) = 20 \log_{20} \left(\frac{p'}{2 \times 10^{-5}} \right)$$

С целью подтверждения корректности и возможности применения программы OpenFOAM, различных моделей турбулентностей и акустической аналогии были проведены тестовые расчеты, описанные в работе [21, 22].

3 Постановка задачи обтекания ЛА с тормозным щитком

Схема исследуемой конфигурации модели и расположение микрофонов показана на рис. 1.

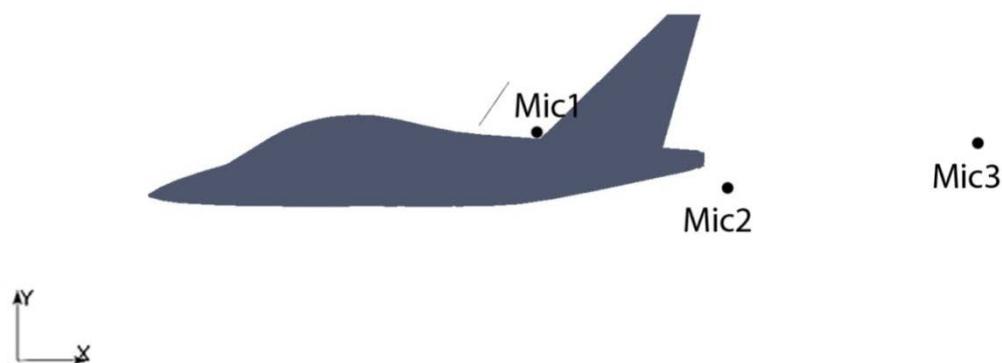


Рис. 1. Схема конфигурации модели и расположение микрофонов в задаче обтекания ЛА с тормозным щитком в сечение плоскостью xOy

Для проведения расчета создана 3D область с размерами (-6 -6 -10) (20 8 10) метра. Дополнительно выполнялось сгущение сетки к поверхности летательного аппарата, особенно в области щитка (рис. 2).

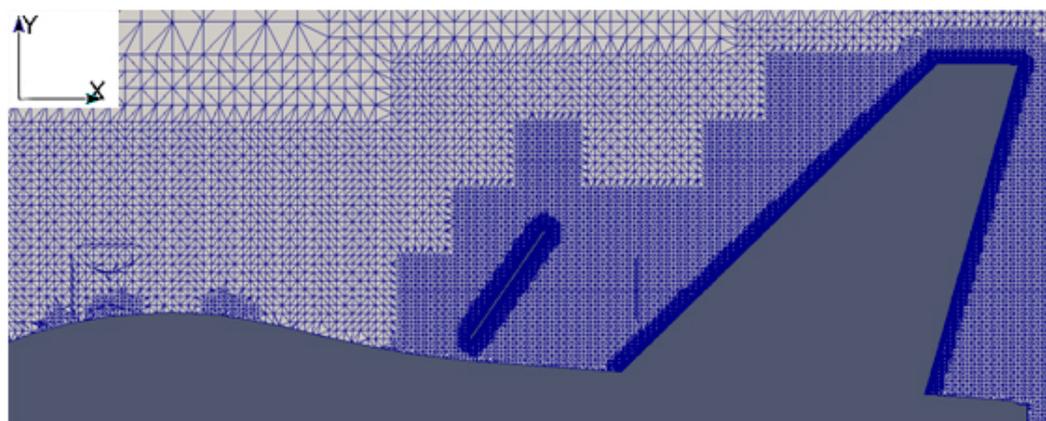


Рис. 2. Фрагмент расчетной сетки для расчета обтекания ЛА с тормозным щитком

Расчет проводился с использованием разработанной методики на неструктурированной гибридной сетке со следующими исходными данными: скорость набегающего потока $U_1=50$ м/с, кинематическая вязкость $1,5 \times 10^{-5}$ Па·с, число Рейнольдса $Re=4 \times 10^6$. В начальный момент времени все величины находятся в покое, скорость равна 0. Расчетный шаг по времени $dt = 1,5 \times 10^{-6}$ с. Число Куранта не превышало значения $Co = 0,2$. На входе в расчетную область задавался модуль вектора скорости и значения параметров моделей турбулентности исходя из степени турбулентности потока $Tu = 1\%$, на выходе — давление, для значений параметров турбулентности на стенках тормозного щитка, кия и фюзеляжа использовались пристеночные функции, а также условия прилипания и

непроницаемости. Для расчета акустического шума задавались следующие данные: скорость звука в воздухе $C = 300$ м/с и расположение микрофонов, расположенных в точке Mic1 с координатами (8 0.95 0), в точке Mic2 с координатами (12 0 0), в точке Mic3 с координатами (19 0.95 0). Параметр y^+ для пристеночной функции лежит в пределах 40-80, что соответствует накладываемым ограничениям на использование разработанной гибридной модели турбулентности.

4 Результаты решения задачи

Проведена серия расчетов с использованием разработанной гибридной модели турбулентности, построенной с применением RANS и LES методов. В качестве RANS модели турбулентности использовалась $k-\omega$ SST, для LES модели турбулентности использовалась модель одного дифференциального уравнения.

Ниже представлены, пульсации коэффициента поперечной силы $c_z = \frac{F_z}{qS}$ ($S = 1\text{м}^2$) при обтекании ЛА без тормозного щитка (рис. 3). Полученные данные показывают, что присутствуют небольшие пульсации поперечной силы, вызванные срывом вихрей с фонаря кабины самолета, а также особенностью используемой модели турбулентности. Осредненная по времени величина пульсаций составляет $c_z = \pm 0.035$.

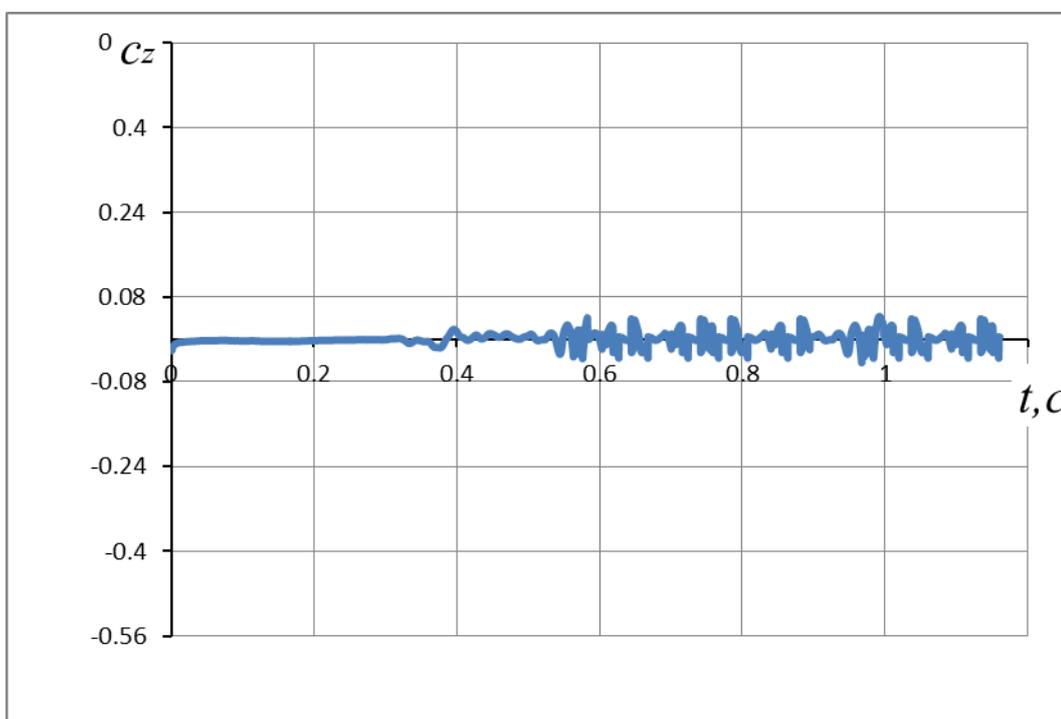


Рис. 3. Пульсации коэффициента поперечной силы при обтекании кия без тормозного щитка

При использовании тормозного щитка величина пульсаций коэффициента поперечной силы значительно возрастает. Проведен анализ влияния тормозного щитка на динамические нагрузки на килевой стабилизатор самолета. При использовании тормозного щитка величина пульсаций коэффициента поперечной силы значительно возрастает. Получено, что динамические нагрузки на киль, вызванные тормозным щитком, в 6 раз больше, чем пульсации силы при отсутствии тормозного щитка (Рис. 4). Это происходит из-за того, что вихри, которые образуются за тормозным щитком, проходят над килем ЛА и вызывают пульсации аэродинамических сил (Рис. 5, Рис. 6). Осредненная по времени величина пульсаций в таком случае составляет $c_z = \pm 0.27$. Результаты расчета хорошо согласуются с данными полученными в работе [22].

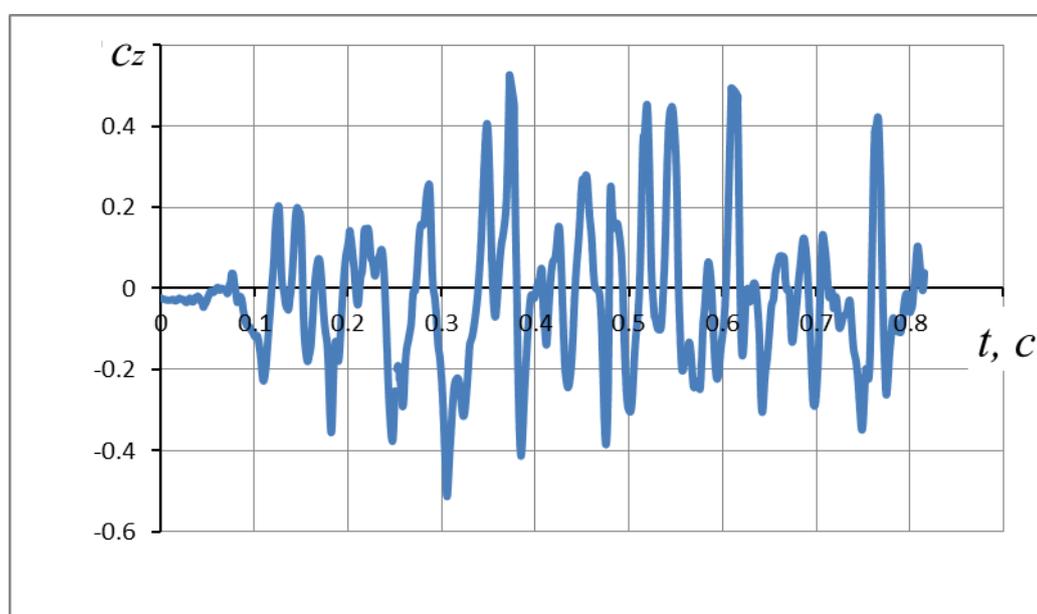


Рис. 4. Пульсации коэффициента поперечной силы при обтекании киля высокотурбулентным потоком, формируемым тормозным щитком

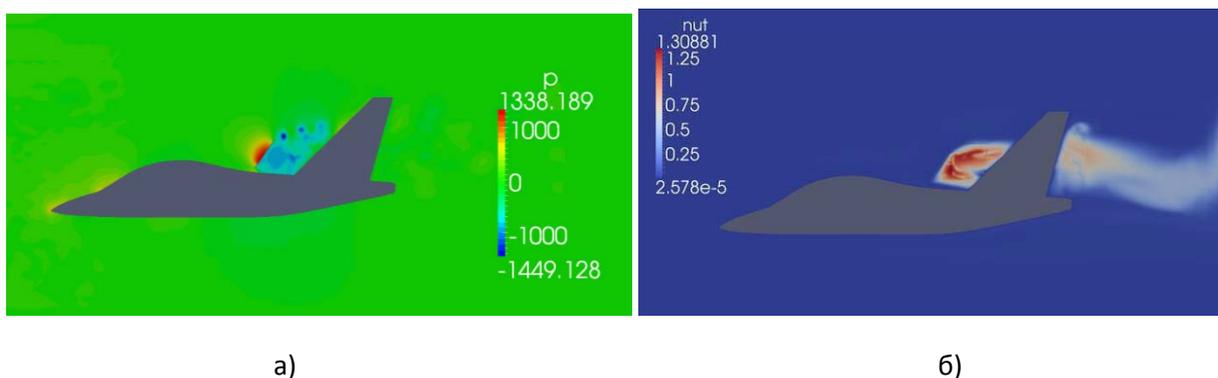


Рис. 5. Мгновенная структура поля давления (а) и турбулентной вязкости (б) в плоскости xOy (вид сбоку)

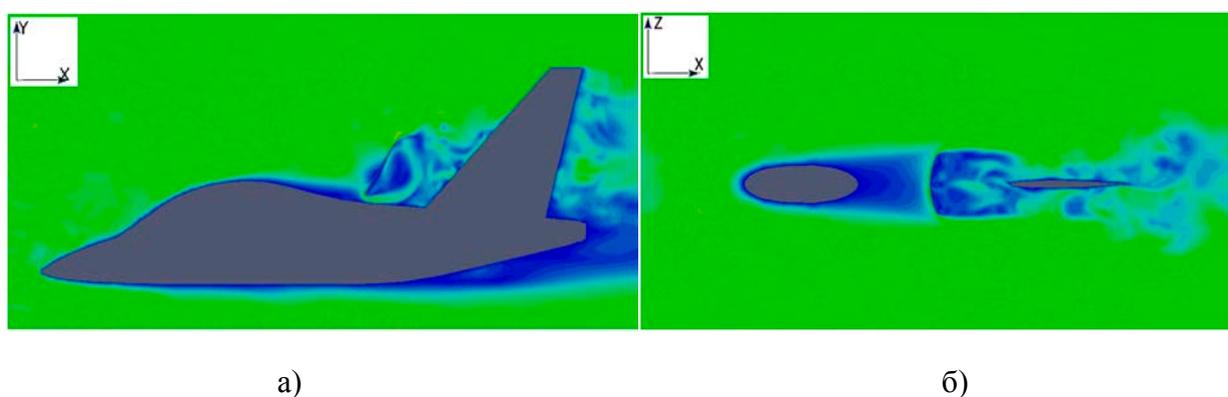


Рис. 6. Мгновенная структура обтекания тормозного щитка: а – в плоскости xOy (вид сбоку), б – в плоскости xOz (вид сверху)

Для сравнения результатов расчета рассмотрен эксперимент, проведенный в ЦАГИ, по результатам которого динамическая нагрузка, вызванная тормозным щитком, на киль самолета в 7 раз больше. По результатам работы установлено, что при использовании тормозного щитка величина пульсаций коэффициента поперечной силы, воздействующей на килевой стабилизатор самолета, при скорости движения $u_{\infty}=50$ м/с в 6-7 раз больше, чем при отсутствии тормозного щитка. Видно, что данные эксперимента и расчетов совпадают на приемлемом уровне для инженерной практики. Также результаты численного моделирования хорошо совпадают по частотам пиковых нагрузок на килевом стабилизаторе с работой [1].

По данным, полученным при моделировании турбулентного течения, получены спектры шума для указанных расчетных точек (Рис. 7).

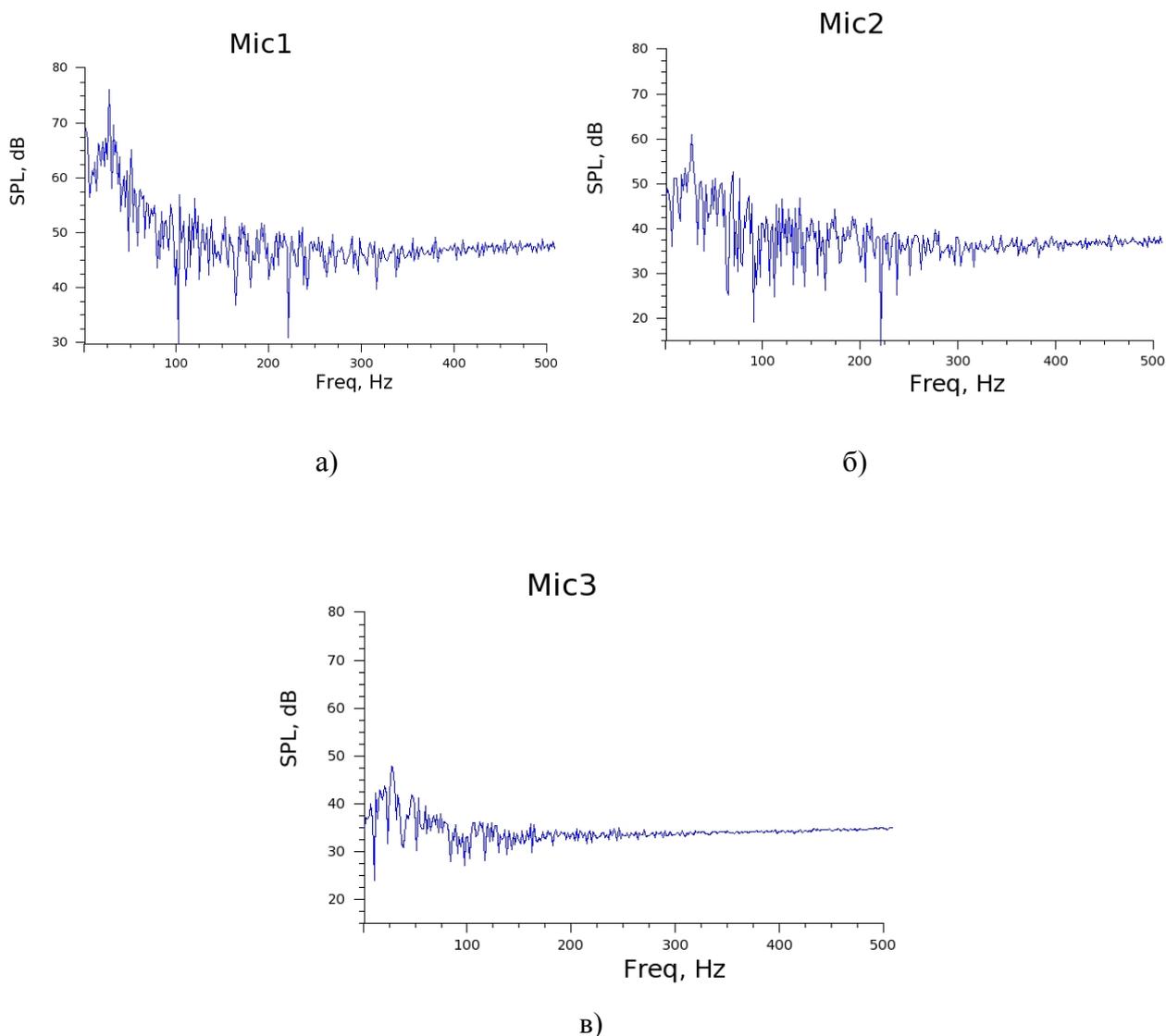


Рис. 7. Спектр шума в расчетных точках Mic1 – (а), Mic2 – (б), Mic3 – (в)

Видно, что уровень звукового давления при обтекании ЛА для указанных начальных условий в ближнем и дальнем следе составляет 50-75 дБ. Следует отметить, что акустический шум от шасси самолета составляет порядка 70 дБ [23], а от работающих двигателей вблизи ЛА около 140дБ [24]. Таким образом, акустическое воздействие при нестационарном вихревом обтекании тормозного щитка, установленного на фюзеляж самолет, является существенным и этот факт необходимо учитывать при проектировании летательных аппаратов.

Заключение

Использование разработанной гибридной модели турбулентности позволило получить структуры обтекания конфигурации ЛА, аэродинамические характеристики и

спектры шума для указанных расчетных точек. Применимость модели турбулентности к моделированию нестационарных вихревых структур дает возможность проводить детальный анализ бафтинговых эффектов при различных скоростях обтекания. Продемонстрирована работоспособность разработанной методики для тел приближенных к реальной конфигурации ЛА, с числами Рейнольдса порядка 10^7 .

Результаты проведенных в данной работе исследований по изучению возможности численного моделирования вихревых нестационарных турбулентных течений газа и генерируемых ими акустических полей позволяют говорить о принципиальной возможности применения методов математического моделирования и суперкомпьютерных технологий для решения широкого круга научных задач авиационной промышленности.

Разработанные методики позволяют с удовлетворительной точностью моделировать нестационарные турбулентные потоки газа и акустические процессы, происходящие при обтекании тел, а применение суперкомпьютерных технологий значительно сокращает время, затрачиваемое на исследования.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации.

Список литературы

1. Breitsamter C., Schmid A. Airbrake-Induced Fin-Buffer Loads on Fighter Aircraft // Journal of Aircraft. 2008. Vol. 45, no. 5. P. 1619-1630.
2. Moses R.W., Shah G.H. Correlation of Fin Buffet Pressures on an F/A-18 with Scaled Wind-Tunnel Measurements // CEAS/AIAA/ICASE/NASA Langley International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics 1999, Williamsburg, Virginia, June 22-25, 1999.
3. Moses R.W., Pendleton E. A Comparison of Pressure Measurements between a Full-Scale and a 1/6-Scale F/A-18 Twin Tail during Buffet // AGARD Report 815. Florence, Italy, September 4-5, 1996. P. 6-1 to 6-12.
4. Phillips S., Lambert C., Gursul I. Effect of a trailing-edge jet on fin buffeting // Proc. of the 1st Flow Control Conference, 24-26 June 2002, St. Louis, Missouri.
5. Мунин А.Г., Кузнецов В.М., Леонтьев Е.А. Аэродинамические источники шума. М.: Машиностроение, 1981. 248 с.
6. Авиационная акустика. В 2 т. Т. 1 /под ред. А.Г. Мунина. М.: Машиностроение, 1986. 238 с.
7. Гиневский А.С., Власов Е.В., Каравосов Р.К. Акустическое управление турбулентными струями. М.: Физматлит, 2001. 240 с.

8. Goldstein M.E. Aeroacoustics. McGraw-Hill Book Company, Inc., New York, 1976.
9. Вахитов Ш.Я., Ковалгин Ю.А., Фадеев А.А., Щевьев Ю.А. Акустика. М.: Горячая линия–Телеком, 2009. 660 с.
10. Кузнецов В.М. Основы теории шума турбулентных струй. М.: Физматлит, 2008. 240 с.
11. Doolan C.J. Flow and Noise Simulation of the NASA Tandem Cylinder Experiment using OpenFOAM // 15th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. AIAA–2009–3157. P. 1-22.
12. Weinmann M., Sandberg R.D., Doolan C.J. Flow and Noise Predictions for a Tandem Cylinder Configuration Using Novel Hybrid RANS/LES Approaches // 16th CEAS/AIAA Aeroacoustics Conference, Stockholm, Sweden, 2010. AIAA Paper 2010-3787.
13. Khorrami M.R., Choudhari M.M., Lockard D.P., Jenkins L.N., McGinley C.B. Unsteady Flowfield around Tandem Cylinders as Prototype Component Interaction in Airframe Noise // AIAA Journal. August 2007. Vol. 45, no. 8. P. 1930-1941.
14. Jacob M., Boudet J., Casalino D., Michard M. A rod-airfoil experiment as benchmark for broadband noise modeling // J. Theoret. Comput. Fluid Dynamics. 2005. Vol. 19. P.171-196.
15. Greschner B., Thiele F., Jacob M. C., Casalino D. Prediction of sound generated by a rod-airfoil configuration using EASM DES and the generalised Lighthill /FW-H analogy // Computers & Fluids. 2008. Vol. 37. P. 402-413.
16. Giret J.-C., Sengissen A., Moreau S., Sanjosé M. Prediction of the sound generated by a rod-airfoil configuration using a compressible unstructured LES solver and a FW-H analogy // AIAA Paper. 2009. P. 1-18.
17. Giret J.-C., Moreau S., Boussuge J.-F. Uncertainty quantification of the far-field noise from a rod-airfoil configuration // Proceedings of the Summer Program. Center for Turbulence Research, 2012. P. 261-270.
18. Weller H.G., Tabor G., Jasak H., Fureby C. A tensorial approach to computational continuum mechanics using object oriented techniques // Computers in Physics. 1998. Vol. 12, no. 6. P. 620-631.
19. Шевчук И.В., Корнев Н.В. Опыт использования OpenFOAM для решения инженерных задач в университете Ростова. Режим доступа: <http://www.unicluster.ru/conf/2012/docs/203-experience-using-OpenFOAM-University-Rostock.pdf> (дата обращения 18.07.2013).
20. Curle N. The influence of solid boundaries on aerodynamic sound // Proc. Roy. Soc. London. 1955. Vol. A231. P. 505-514.
21. Крапошин М.В., Сибгатуллин И.Н., Стрижак С.В. Расчет параметров обтекания и акустического шума тандема цилиндров // Наука и образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электрон. журн. 2013. № 9. DOI: [10.7463/0913.0602256](https://doi.org/10.7463/0913.0602256)

22. Епихин А.С., Калугин В.Т., Чернуха П.А. Влияние вихрей на аэродинамические характеристики стабилизирующих поверхностей при дозвуковом обтекании летательных аппаратов // Инженерный журнал: наука и инновации : электронное издание. 2012. № 7. Режим доступа: <http://engjournal.ru/catalog/eng/teormech/288.html> (дата обращения 01.09.2013).
23. Naval Research Advisory Committee : Report on Jet Engine Noise Reduction, April 2009. 62 p.

Numerical modeling of vortex non-steady flow field of viscous gas and acoustic characteristics based on the open source project for calculating the flow around aircraft

08, August 2013

DOI: 10.7463/0813.0605410

Kalugin V.T., Epihin A.S., Kraposhin M.V., Stolyarova E.G.

Bauman Moscow State Technical University, 105005, Moscow, Russian Federation
Russia, Moscow, National Research Centre «Kurchatov Institute»

kaluginvt@mail.ru

andy_e@bk.ru

os-cfd@yandex.ru

This paper shows the possibility of using the open source CFD software package OpenFOAM and developed methods for calculating unsteady vortex flow fields and acoustic fields in studying the flow around aircraft. Numerical calculations of aerodynamic characteristics of an airbrake mounted on the fuselage of an aircraft were conducted. A hybrid model of turbulence using RANS and LES approaches was defined. Curle's acoustic analogy was used for calculation. Flow fields of the aircraft and acoustic performance were obtained. Pulsations acting on the tail fin induced by an airbrake were also analyzed. It was determined that pulsations of a lateral force on the fin of an aircraft caused by airbrake was 6 times more than pulsations in absence of the airbrake; and the sound pressure level was more than 50 dB.

Publications with keywords: [acoustic analogy](#), [open source CFD software package OpenFOAM](#), [hybrid model of turbulence](#), [vortex unsteady flowfield](#), [aircraft with an airbrake](#), [fin](#), [coefficient of lateral force](#), [aeroacoustics](#), [sound pressure level](#)

Publications with words: [acoustic analogy](#), [open source CFD software package OpenFOAM](#), [hybrid model of turbulence](#), [vortex unsteady flowfield](#), [aircraft with an airbrake](#), [fin](#), [coefficient of lateral force](#), [aeroacoustics](#), [sound pressure level](#)

References

1. Breitsamter C., Schmid A. Airbrake-Induced Fin-Buffer Loads on Fighter Aircraft. *Journal of Aircraft*, 2008, vol. 45, no. 5, pp. 1619-1630.

2. Moses R.W., Shah G.H. Correlation of Fin Buffet Pressures on an F/A-18 with Scaled Wind-Tunnel Measurements. *CEAS/AIAA/ICASE/NASA Langley International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics 1999*, Williamsburg, Virginia, June 22-25, 1999.
3. Moses R.W., Pendleton E. A Comparison of Pressure Measurements between a Full-Scale and a 1/6-Scale F/A-18 Twin Tail during Buffet. *AGARD Report 815*. Florence, Italy, September 4-5, 1996, pp. 6-1 to 6-12.
4. Phillips S., Lambert C., Gursul I. Effect of a trailing-edge jet on fin buffeting. *Proc. of the 1st Flow Control Conference*, 24-26 June 2002, St. Louis, Missouri.
5. Munin A.G., Kuznetsov V.M., Leont'ev E.A. *Aerodinamicheskie istochniki shuma* [Aerodynamic sources of noise]. Moscow, Mashinostroenie, 1981. 248 p.
6. Munin A.G., ed. *Aviatsionnaya akustika. V 2 t. T. 1* [Aviation acoustics. In 2 vols. Vol. 1]. Moscow, Mashinostroenie, 1986. 238 p.
7. Ginevskiy A.S., Vlasov E.V., Karavosov R.K. *Akusticheskoe upravlenie turbulentnyimi struyami* [Acoustic control of turbulent jets]. Moscow, Fizmatlit, 2001. 240 p.
8. Goldstein M.E. *Aeroacoustics*. McGraw-Hill Book Company, Inc., New York, 1976.
9. Vakhitov Sh.Ya., Kovalgin Yu.A., Fadeev A.A., Shchev'ev Yu.A. *Akustika* [Acoustics]. Moscow, Goryachaya liniya-Telekom, 2009. 660 p.
10. Kuznetsov V.M. *Osnovy teorii shuma turbulentnykh struy* [Basics of the theory of noise of turbulent jet]. Moscow, Fizmatlit, 2008. 240 p.
11. Doolan C.J. Flow and Noise Simulation of the NASA Tandem Cylinder Experiment using OpenFOAM. *15th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*. AIAA-2009-3157, pp. 1-22.
12. Weinmann M., Sandberg R.D., Doolan C.J. Flow and Noise Predictions for a Tandem Cylinder Configuration Using Novel Hybrid RANS/LES Approaches. *16th CEAS/AIAA Aeroacoustics Conference*, Stockholm, Sweden, 2010, AIAA Paper 2010-3787.
13. Khorrami M.R., Choudhari M.M., Lockard D.P., Jenkins L.N., McGinley C.B. Unsteady Flowfield around Tandem Cylinders as Prototype Component Interaction in Airframe Noise. *AIAA Journal*, August 2007, vol. 45, no. 8, pp. 1930-1941.
14. Jacob M., Boudet J., Casalino D., Michard M. A rod-airfoil experiment as benchmark for broadband noise modeling. *J. Theoret. Comput. Fluid Dynamics*, 2005, vol. 19, pp.171-196.
15. Greschner B., Thiele F., Jacob M. C., Casalino D. Prediction of sound generated by a rod-airfoil configuration using EASM DES and the generalised Lighthill /FW-H analogy. *Computers and Fluids*, 2008, vol. 37, pp. 402-413.
16. Giret J.-C., Sengissen A., Moreau S., Sanjosé M. Prediction of the sound generated by a rod-airfoil configuration using a compressible unstructured LES solver and a FW-H analogy. *AIAA Paper*, 2009, pp. 1-18.
17. Giret J.-C., Moreau S., Boussuge J.-F. Uncertainty quantification of the far-field noise from a rod-airfoil configuration. *Proceedings of the Summer Program*. Center for Turbulence Research, 2012, pp. 261-270.

18. Weller H.G., Tabor G., Jasak H., Fureby C. A tensorial approach to computational continuum mechanics using object oriented techniques. *Computers in Physics*, 1998, vol. 12, no. 6, pp. 620-631.
19. Shevchuk I.V., Kornev N.V. *Opyt ispol'zovaniya OpenFOAM dlya resheniya inzhenernykh zadach v universitete Rostoka* [Experience of using OpenFOAM to solve engineering problems at the University of Rostock]. Available at: <http://www.unicluster.ru/conf/2012/docs/203-experience-using-OpenFOAM-University-Rostock.pdf> , accessed 18.07.2013.
20. Curle N. The influence of solid boundaries on aerodynamic sound. *Proc. Roy. Soc. London*, 1955, vol. A231, pp. 505-514.
21. Kraposhin M.V., Sibgatullin I.N., Strizhak S.V. Raschet parametrov obtekaniya i akusticheskogo shuma tandema tsilindrov [Calculating parameters of flow and acoustic noise for a tandem of cylinders]. *Nauka i obrazovanie MGTU im. N.E. Baumana* [Science and Education of the Bauman MSTU], 2013, no. 9. DOI: [10.7463/0913.0602256](https://doi.org/10.7463/0913.0602256)
22. Epikhin A.S., Kalugin V.T., Chernukha P.A. Vliyanie vikhrey na aerodinamicheskie kharakteristiki stabiliziruyushchikh poverkhnostey pri dozvukovom obtekanii letatel'nykh apparatov [Vortex Interference on the Aerodynamic Properties of Stabilizing Surfaces at Aircraft Subsonic Flow]. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii* [Engineering Journal: Science and Innovation], 2012, no. 7. Available at: <http://engjournal.ru/catalog/eng/teormech/288.html> , accessed 01.09.2013.
23. *Naval Research Advisory Committee : Report on Jet Engine Noise Reduction*, April 2009. 62 p.