

7-ая всероссийская конференция

**Вычислительный эксперимент  
в аэроакустике**

17-22 сентября 2018 года  
г. Светлогорск  
Калининградская область

**Сборник тезисов**

МОСКВА – 2018

УДК 533, 534.2  
ББК 26.233

**Вычислительный эксперимент в аэроакустике:** 7-ая всероссийская конференция, г. Светлогорск Калининградской обл., 17-22 сентября 2018 г.: Сборник тезисов. – М.: ИПМ им. М.В. Келдыша, 2018. – 214 с.

ISBN 978-5-98354-045-3

В сборнике представлены аннотации докладов участников 7-ой всероссийской конференции «Вычислительный эксперимент в аэроакустике». Конференция организована Институтом прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН, Москва, при участии ЦАГИ имени профессора Н.Е. Жуковского, г. Жуковский Московской области, Балтийского федерального университета имени Иммануила Канта, Калининград, и Администрации МО «Светлогорский район». Научный форум организован при финансовой поддержке РФФИ (Проект № 18-01-20074) и Официальных спонсоров. Конференция проводится в г. Светлогорск Калининградской обл. 17-22 сентября 2018 г. Начиная с 19 сентября, Седьмая всероссийская конференция проходит совместно с Пятым международным симпозиумом “Computational Experiment in Aeroacoustics”.

УДК 533, 534.2  
ББК 26.233

Компьютерная верстка: *Дородницын Л.В.*  
Оформление обложки: *Долнина М.*

## 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,  
г. Калининград

Администрации Муниципального образования «Светлогорский район»,  
г. Светлогорск Калининградской области

## ФИНАНСОВАЯ ПОДДЕРЖКА



Российский фонд фундаментальных исследований  
(проект № 18-01-20074)

## ОФИЦИАЛЬНЫЕ СПОНСОРЫ



**SUKHOI**

ОАО «Компания «Сухой»



ФГУП ЦИАМ им. П.И. Баранова, Москва



NUMECA Russia



## **ПРОГРАММНЫЙ КОМИТЕТ**

- Б.Н. Четверушкин, председатель, акад. РАН, ИПМ им. М.В. Келдыша  
РАН, Москва
- Т.К. Козубская, зам. председателя, 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

## **ОРГАНИЗАЦИОННЫЙ КОМИТЕТ**

- Козубская Татьяна, ИПМ им. М.В. Келдыша РАН (председатель)
- 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
- Вершков Владислав, ЦАГИ им. профессора Н.Е. Жуковского
- Горобец Андрей, ИПМ им. М.В. Келдыша РАН
- Дородницын Людвиг, МГУ им. М.В. Ломоносова
- Дубень Алексей, ИПМ им. М.В. Келдыша РАН
- Ермаков Алексей, ИПМ им. М.В. Келдыша РАН
- Жданова Наталья, ИПМ им. М.В. Келдыша РАН
- Козубская Татьяна, ИПМ им. М.В. Келдыша РАН
- Примак Марина, ИПМ им. М.В. Келдыша РАН
- Соколова Лариса, ИПМ им. М.В. Келдыша РАН
- Сурначёв Михаил, ИПМ им. М.В. Келдыша РАН



## РАСЧЕТНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ПУЛЬСАЦИЙ ДАВЛЕНИЯ НА ДВИГАТЕЛЬНOM ОТСЕКЕ ГОЛОВНОЙ ЧАСТИ РАКЕТЫ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ

И.В. Абалакин<sup>1</sup>, В.Г. Бобков<sup>1</sup>, А.П. Дубень<sup>1</sup>, Т.К. Козубская<sup>1</sup>,  
С.П. Рыбак<sup>2</sup>

<sup>1</sup> Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН, Москва,  
Россия

<sup>2</sup> РКК "Энергия", г. Королев Московской области, Россия

Одной из важных задач, связанных с разработкой ракет космического назначения (РКН) является оценка нестационарных пульсаций давления на поверхности элементов космической головной части (КГЧ) (возвращаемого аппарата (ВА) и двигательного отсека (ДО)), возникающих на этапе выведения в результате взаимодействия внешнего потока с отделяемым головным блоком (ОГБ) (Рис. 1).

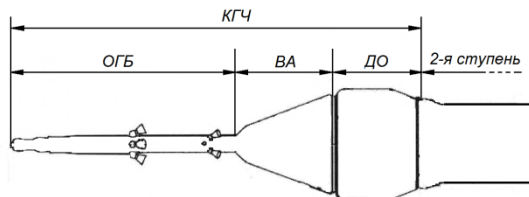


Рис. 1. Фрагмент схемы РКН

Для получения распределения пульсаций давления КГЧ расчеты должны проводиться в области, включающей кроме КГЧ также часть второй ступени (Рис. 1), влияющей на формирования течения вблизи КГЧ.

Но для расчета всех полностью детализированных элементов конфигурации КГЧ с помощью вихреразрешающего метода требуется неприемлемо большое число вычислительных ресурсов. Поэтому решение поставленной задачи производится в несколько этапов, совмещающих использование метода RANS в областях, где нестационарный поток не оказывает заметного влияния на характеристики течения в целом, и экономичный гибридный вихреразрешающий RANS-LES подход в областях с сильно выраженной нестационарной турбулентностью

Методика проведения расчетов состоит из трех этапов.

На первом этапе производится расчет на основе RANS в осесимметричной постановке. Для этого выбирается упрощенная геометрия конструктивных элементов так, чтобы выполнялись условия осевой симметрии.

Для замыкания уравнений RANS использовались однопараметрическая модель турбулентности Спаларта-Аллмареса (SA [1]) и двухпараметрическая  $k-\omega$  модель турбулентности Ментера (модель SST [2]). Целью данного расчета было выяснения общего характера течения, зависимость от используемой модели турбулентности, необходимых параметров для последующего трехмерного расчета с использованием RANS и гибридного метода IDDES [3].

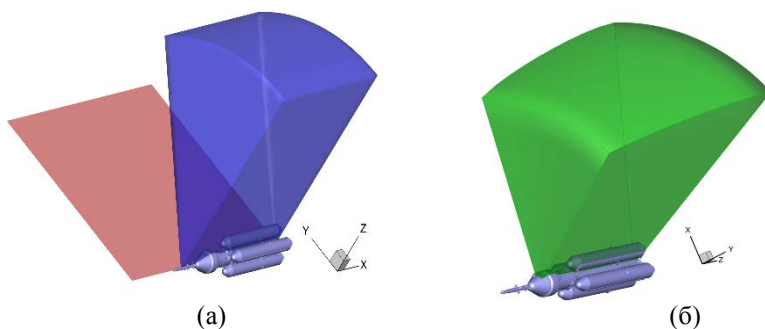


Рис. 2. Расчетные области: (а) первого и второго этапа (красное сечение и синий сектор) и (б) третьего этапа (зеленый сектор)

На втором этапе проводится расчет на основе RANS в азимутальном секторе с углом раствора  $45-90^\circ$  с использованием SA и SST моделей. Целью второго этапа было выяснение, в какой области течения расчет с использованием RANS дает неудовлетворительные результаты, и где необходимо проводить моделирование на основе гибридного метода IDDES. Характерные картины течения возле ВА и ДО показаны на рис. 3.

На третьем этапе в азимутальном секторе с углом раствора  $45^\circ$  (Рис. 2б) проведение расчета нестационарного турбулентного течения происходит с применением вихреразрешающего гибридного SA IDDES подхода. Расчетная подобласть IDDES вложена в область расчета RANS (с учетом периодичности на боковых поверхностях сектора), проведенного на втором этапе. Поэтому граничные условия на входных и выходных границах сектора IDDES-подобласти ставятся с использованием газодинамических величин, полученных в расчете на основе RANS. Кроме того, для создания разрешенных турбулентных пульсаций в пограничном слое возле поверхности ВА использовалась предложенная в работе [4] методика, основанная на генераторе синтетической турбулентности, добавляющей соответствующие пульсации скоростей в виде распределенного объемного источника.

Для проведения расчетов использовался вычислительный алгоритм, реализованный в программном комплексе NOISEtte [5], работающий на



неструктурированных вычислительных сетках. Он основан на численной схеме EBR повышенной точности. Для проведения вихререзающего моделирования использовалась ее гибридная модификация [6], эффективно сочетающая центрально-разностную, противоточную и монотонизированную WENO аппроксимацию.

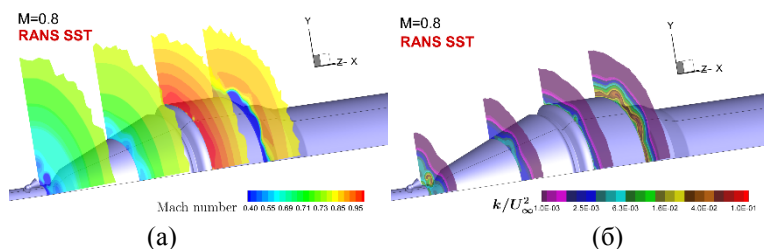


Рис. 3. Распределение локального числа Маха (а) и кинетической энергии турбулентности (б) возле ВА и ДО

Расчеты проводились для различных режимов полета, отличающихся числом Маха потока (от 0.8 до 1.3) и высотой полета (от 6.5 до 13.2 км). В докладе будут представлены результаты численного моделирования, полученные как методом RANS, так и с помощью вихререзающего подхода IDDES, а также их качественный и количественный анализ.

### Литература

1. P.R. Spalart, S.R. Allmaras. A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows. AIAA Paper 92-0439, 30th Aerospace Science Meeting, Reno, Nevada, (1992).
2. Menter, F.R. Zonal two-equation  $k-\omega$  turbulence models for aerodynamic flows. AIAA Paper, AIAA-1993-2906, (1993).
3. M.L. Shur, P.R. Spalart, M.Kh. Strelets, A.K. Travin. A hybrid RANS-LES approach with delayed-DES and wall-modeled LES capabilities. International J. of Heat and Fluid Flow, (2008), 29(6), pp. 1638-1649.
4. M. Shur, M. Strelets, A. Travin, A. Probst, S. Probst, D. Schwamborn, S. Deck, A. Skillen, J. Holgate and A. Revell. Improved Embedded Approaches. Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary, Design 134, DOI 10.1007/978-3-319-52995-0 3.
5. 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. Выч. методы и прогр., т.13, 2012, стр. 110-125.
6. Duben, A.P. and Tatiana K. Kozubskaya T.K. Jet Noise Simulation Using Quasi-1D Schemes on Unstructured Meshes. AIAA Paper 2017-3856, 23rd AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, Denver, Colorado, (2017).

## ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ЗВУКА ОТ КОЛЕБЛЮЩЕГОСЯ ЦИЛИНДРА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МЕТОДОВ ДЕФОРМИРУЕМЫХ СЕТОК И ПОГРУЖЕННЫХ ГРАНИЦ

И.В. Абалякин<sup>1</sup>, В.А. Вершков<sup>2</sup>, Н.С. Жданова<sup>1</sup>

<sup>1</sup>ИИПМ им. М.В. Келдыша РАН, г. Москва, nat.zhdanova@gmail.com

<sup>2</sup>ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, г. Жуковский, Московская область, vershkov.va@gmail.com

Интерес к исследованиям генерации звука подвижными препятствиями обусловлен их актуальностью в задачах снижения шума самолетов, вертолетов, скоростных поездов и других высокотехнологичных разработок.

В работе рассмотрено численное моделирование распространения звука от двумерного колеблющегося цилиндра радиуса  $R$ , помещённого в набегающий поток с числом Маха равным 0.2 и числом Рейнольдса равным 150. Постановка задачи взята из статьи [1]. Цилиндр, как твёрдое тело, совершает гармонические колебания поперек потока по закону движения его центра:  $y_c = A \sin(2\pi f t)$ , где  $A = 0.2$ ,  $f = 0.15$  – амплитуда и частота колебаний, соответственно. Также проведено исследование распространения звука от аналогично движущегося цилиндра, но в случае присутствия неподвижного цилиндра, расположенного вверх по потоку.

Численный расчет проведен двумя способами. В первом – движение цилиндра моделируется методом деформируемой сетки, во втором – методом погруженных границ. В обоих случаях решается система уравнений Навье-Стокса для сжимаемой среды, которая дискретизируется на неструктурированной расчетной сетке.

Метод деформируемой сетки заключается в переопределении координат узлов сетки в каждый момент времени. При этом в аппроксимации системы уравнений Навье-Стокса появляется член, отвечающий за изменение контрольного объема [2]. В рассматриваемых задачах каждый узел расчетной сетки с координатами  $\mathbf{x}_n$  движется по закону  $\mathbf{x}_n = \mathbf{x}_c F$ , где  $F$  – весовая функция, принимающая значение от 1 на поверхности цилиндра до 0 на расстоянии  $4R$  и более от центра цилиндра  $\mathbf{x}_c$  в начальный момент времени. Между этими значениями весовая функция линейно убывает в зависимости от расстояния до поверхности цилиндра.

Метод погруженных границ – это метод, позволяющий обеспечить выполнение граничного условия прилипания на поверхности твёрдого тела без построения согласованной с границей сетки. Сетка строится во всей расчётной области, включая цилиндр, а выполнение условия на гра-

ниче раздела двух сред обеспечивается источниками членами, которые добавляются в газодинамические уравнения. В работе использован метод Бринкмана штрафных функций [3], следуя которому, твердое тело рассматривается в приближении пористой среды с низкой проницаемостью и моделируется релаксационными источниками членами. Движение препятствия моделируется «перемещением» источников членов между узлами расчетной сетки.

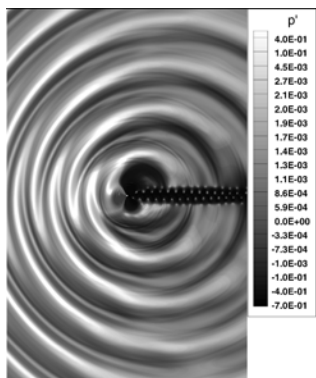


Рис. 1. Распределение пульсаций давления вокруг колеблющегося цилиндра

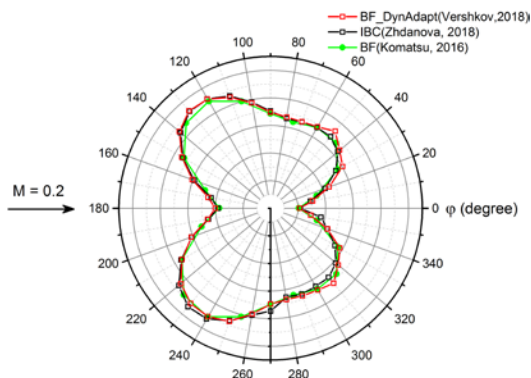


Рис. 2. Диаграмма направленности для колеблющегося цилиндра (сравнение результатов)

Результаты расчетов, проведенных двумя методами, сопоставлены между собой и с численными данными из [1]. Некоторые из полученных акустических характеристик обтекания колеблющегося цилиндра приведены на рис. 1 и 2.

## Литература

1. Komatsu R., et al. Direct numerical simulation of aeroacoustic sound by volume penalization method. *Comput. Fluids*, v.130, 2016, pp.24– 36.
2. П.А. Бахвалов, В.А. Вершков. Рёберно-ориентированные схемы на подвижных гибридных сетках в коде NOISEtte. Препринты ИПМ им. М. В. Келдыша, 2018, №127.
3. Angot Ph., Bruneau C-H. and Fabrie P. A penalization method to take into account obstacles in incompressible viscous flows. *Numer. Math.* v.81, 1999, pp. 497–520.

## **ВИХРЕРАЗРЕШАЮЩЕЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ТУРБУЛЕНТНОГО ОБТЕКАНИЯ ТЕЛ, ЗАДАННЫХ МЕТОДОМ ПОГРУЖЕННЫХ ГРАНИЦ, НА НЕСТРУКТУРИРОВАННЫХ СЕТКАХ**

И.В. Абалакин, А.П. Дубень, **Н.С. Жданова**, Т.К. Козубская

*ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, г. Москва, nat.zhdanova@gmail.com*

Использование методов вычислительной аэродинамики в промышленных приложениях требует обеспечения их применимости к моделированию течений вокруг тел с подвижными границами сложной геометрической формы при больших числах Рейнольдса. В работе предложена методика численного моделирования таких течений, основанная на совместном применении метода погруженных границ и вихреразрешающих подходов.

Метод погруженных границ (в работе используется его разновидность – метод Бринкмана штрафных функций [1]) применяется для моделирования влияния твердых тел на течение, т.е. обеспечения выполнения граничного условия на границе раздела двух сред. Это достигается добавлением источниковых членов в систему газодинамических уравнений, при этом они дискретизируются на сетке, покрывающей всю расчетную область. Таким образом, существенно упрощается моделирование обтекания препятствий сложной геометрии – не нужно строить согласованную с границей сетку. Учет движения препятствий сводится к относительно простой процедуре перераспределения источниковых членов между расчетными узлами.

Моделирования турбулентных течений при высоких числах Рейнольдса проводится в работе с помощью вихреразрешающего гибридного RANS-LES подхода DDES (Delayed Detached Eddy Simulation) последней модификации [2]. В качестве модели замыкания используется модель Спаларта-Алламараса с модифицированными источниковыми членами в соответствии с применяемым методом погруженных границ.

Численное решение задач с помощью разработанной математической модели проведено на неструктурированных гексаэдральных расчетных сетках с точечным определением переменных в узлах сетки. Для пространственной дискретизации использовалась EBR (Edge-Based Reconstruction) схема [3] повышенной точности, для интегрирования по времени – неявная схема второго порядка точности с линеаризацией по Ньютону разностной системы уравнений.

Работоспособность методики продемонстрирована на примере численного решения задачи обтекания кругового цилиндра [4] при числе Рейнольдса  $Re = 3900$  (рис. 1,а), а также тандема квадратных цилиндров [5] с  $Re = 182000$ . Анализ полученных численных результатов проводился на

основе сравнения с соответствующими экспериментальными данными, а также с результатами расчетов, полученных с использованием согласованных с границей сеток.

Также показаны результаты применения указанной выше методики в промышленном приложении – для численного моделирования обтекания каверны с расположенным на ее передней кромке дефлектором (рис. 1,б).

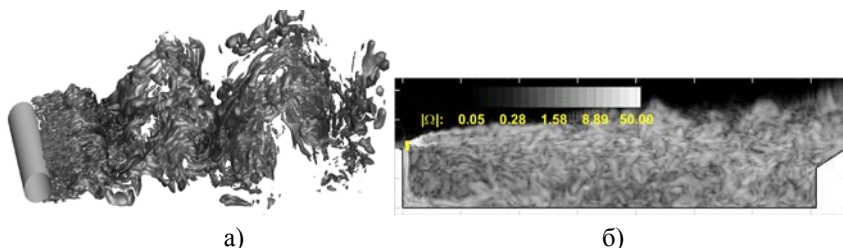


Рис. 1. Изоповерхности пульсаций компоненты скорости при обтекании цилиндра (а) и мгновенное поле модуля завихренности возле каверны с дефлектором (б)

Работа выполнена при поддержке Российского Научного Фонда, грант № 16-11-10350 (адаптация метода погруженных границ к моделированию турбулентных течений) и Министерства науки и высшего образования Проект МК-5942.2018.1 (разработка адаптивного вычислительного алгоритма для вихреразрешающего подхода).

### Литература

1. Angot Ph., Bruneau C-H. and Fabrie P. A penalization method to take into account obstacles in incompressible viscous flows. *Numer. Math.* v.81, 1999, pp. 497–520.
2. Shur M., Spalart P., Strelets M., Travin A. An enhanced version of DES with rapid transition from RANS to LES in separated flows. *Flow Turbul. Combust.* v.95(4), 2015, pp.709–737.
3. Abalakin I., Bakhvalov P., Kozubskaya T. Edge-based reconstruction schemes for unstructured tetrahedral meshes. *Int. J. Numer. Methods Fluids.* v.81(6), 2016, pp. 331–356.
4. Абалакин И.В., Дубень А.П., Жданова Н.С., Козубская Т.К. Моделирование нестационарного турбулентного течения вокруг цилиндра методом погруженных границ. *Матем. моделирование.* 30(5), 2018, с.117–133.
5. Oerlemans S. Acoustic wind tunnel tests on two-struts configuration. VALIANT project report D20. NLR. 2011.

## АНАЛИЗ ВЛИЯНИЯ НЕСТАЦИОНАРНЫХ АЭРОАКУСТИЧЕСКИХ НАГРУЗОК НА РЕСУРС КОНЦЕВЫХ ЧАСТЕЙ СТВОРОК ПОЛОСТЕЙ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Р.Г. Абдрашитов, А.В. Корнев, Д.А. Останко, О.Ю. Попов,  
А.В. Шарунов, Г.М. Логинов

ПАО «Компания «Сухой» «ОКБ Сухого», г. Москва

Одним из технических решений, используемых при создании мало-заметных авиационных боевых комплексов, является размещение авиационных средств поражений в отсеках самолёта носителя. Для реализации такого способа размещения необходимо решать проблемы обеспечения акустической усталостной прочности, вызванные повышенным воздействием неоднородного и нестационарного потока на внутренние и внешние элементы конструкции отсека, например, такие как створки.

В соответствии с весовыми ограничениями на самолёт были установлены облегчённые створки грузовых отсеков. В связи с этим, возникла необходимость оценки ресурса концевых частей створок вследствие их малой строительной толщины и повышенной вибровозбудимости из-за влияния нестационарных аэроакустических нагрузок на створку (рис. 1).

Fringe: A1.Mode 1 : Freq. = 110.58:(MAG)

Deform: A1.Mode 1 : Freq. = 110.58:

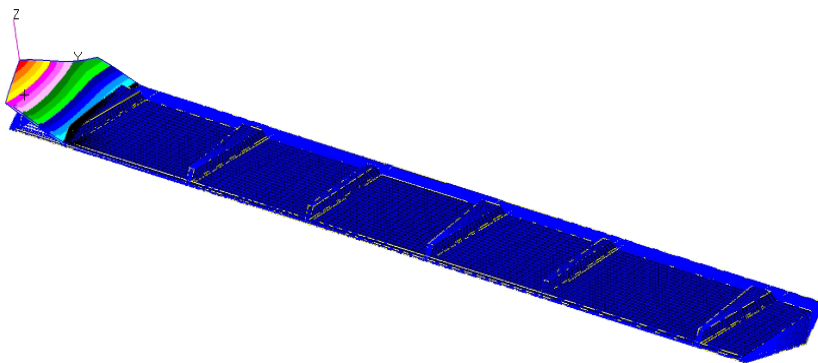


Рис. 1. Первая форма колебаний створки

Для решения данной задачи выполнен комплекс исследовательских работ, включающий: трехмерное численное моделирование нестационарного обтекания створок грузовых отсеков с учётом влияния планера; численный расчёт частотных характеристик и напряженно-деформированного состояния (НДС) законцовок створок с учётом аэроупругих явлений; на-

турные циклические испытания законцовок створок; расчёт ресурса законцовок створок с оценкой усталостной прочности конструкции.

Численное моделирование внешнего обтекания створок осуществлялось с использованием отечественного программного комплекса ЛОГОС. В аэродинамическом решателе на базе модели турбулентности Спаларта-Аллмараса реализована одна из модификаций гибридного RANS-LES метода отсоединенных вихрей – EDDES, которая и была использована в численных исследованиях. По результатам газодинамических расчетов получены зависимости пульсаций давления от времени в контрольных точках в окрестности и на поверхности створок.

На рисунке 2 представлено поле распределения модуля завихренности в контрольной плоскости.

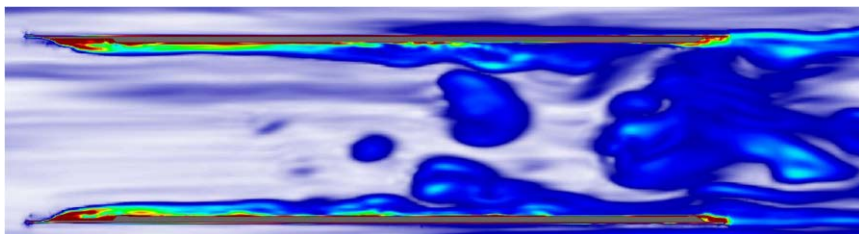


Рис. 2. Поле распределения модуля завихренности в вертикальной плоскости сечения створок

По результатам анализа расчётов определены наиболее критичные к внешним воздействиям части створок, а именно – концевые части створок. Расчёт НДС законцовок створок выполнен в программе MSC.PATRAN-NASTRAN (рис. 3, таблица 1).

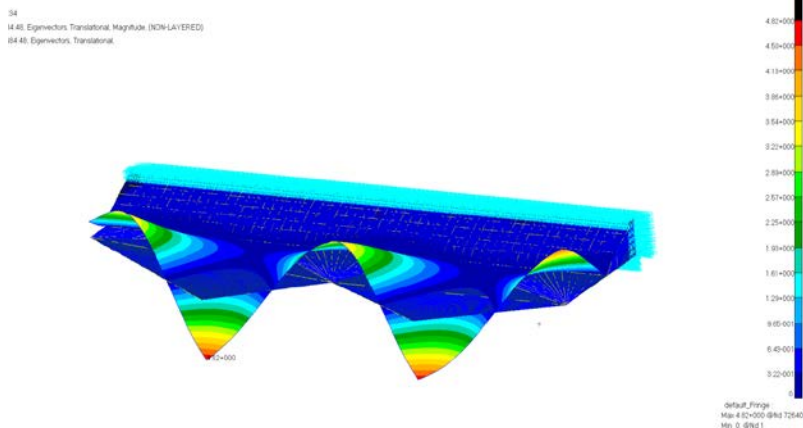


Рис. 3. 5-я форма колебаний законцовки створки

Таблица 1. Результаты расчета НДС законцовок створок

Собственная частота, Гц	Уровень виброакустического воздействия, дБ	Макс. перемещение, мм	Относительное удлинение, $\Delta l$	Напряжение, кг/мм <sup>2</sup>
118	155	$1,35 \times 10^{-3}$	$3 \times 10^{-6}$	0,03
	160	$1,2 \times 10^{-2}$	$9 \times 10^{-6}$	0,107
	165	$2,1 \times 10^{-2}$	$2,7 \times 10^{-5}$	0,33
143	155	$1,5 \times 10^{-3}$	$1,7 \times 10^{-6}$	0,019
	160	$9 \times 10^{-3}$	$5 \times 10^{-6}$	0,06
	165	$1,51 \times 10^{-2}$	$1,4 \times 10^{-5}$	0,168

Циклические испытания законцовок створок проведены на специальном динамическом стенде. Расчёт долговечности и ресурса законцовок створок произведён по разработанной в ОКБ методике на основе экспериментальных данных и аналитических методов оценки.

Для определения акустической усталостной прочности циклические испытания задней законцовки створки были проведены на динамическом стенде с приложением знакопеременной нагрузки, определённой из численного расчёта обтекания створок.

По результатам проведенных расчётно-экспериментальных работ было получено, что акустическая усталостная прочность законцовок створок грузовой полости обеспечивает выполнение требований ТТЗ, включая полеты с открытыми створками.



## МОДЕЛИРОВАНИЕ ТОНАЛЬНОГО ШУМА ЦЕНТРОБЕЖНОГО ВЕНТИЛЯТОРА

А.А. Аксенов<sup>1</sup>, А.А. Дядькин<sup>3</sup>, В.Н. Гаврилюк<sup>2</sup>, Д.В. Клименко<sup>2</sup>,  
С.П. Рыбак<sup>3</sup>, **С.Ф. Тимушев<sup>2</sup>**

<sup>1</sup>ООО «Тесис», Москва

<sup>2</sup>МАИ (НИУ), кафедра «Ракетные двигатели», Москва,

*irico.harmony@gmail.com*

<sup>3</sup>ПАО РКК «Энергия», Москва

Снижение шума вентиляторов систем кондиционирования и очистки воздуха является важной задачей по обеспечению экологических требований в кабинах пилотируемых космических летательных аппаратов.

В данной работе проводятся исследования с целью минимизация акустического излучения штатного вентилятора при заданной потребляемой мощности и создаваемом им напоре.

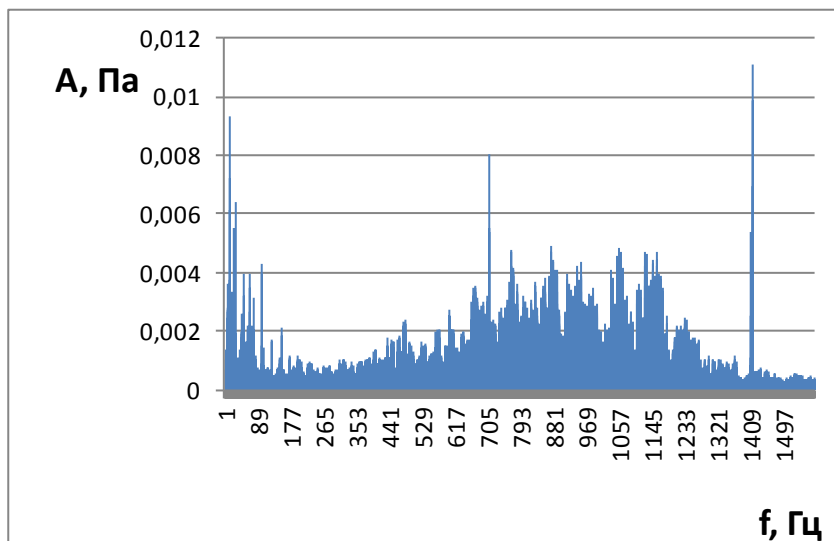


Рис. 1. Спектр шума штатного вентилятора

Экспериментальные измерения показывают, что в спектре шума вентилятора (рис. 1) доминируют дискретные составляющие на частоте следования лопаток (ЧСЛ).

Анализ течения в центробежном колесе методом дискретных вихрей [1, 2] показывает высокую степень шаговой неоднородности параметров

потока (рис. 2), что характерно для центробежных колес с низкой кинематической степенью реактивности.

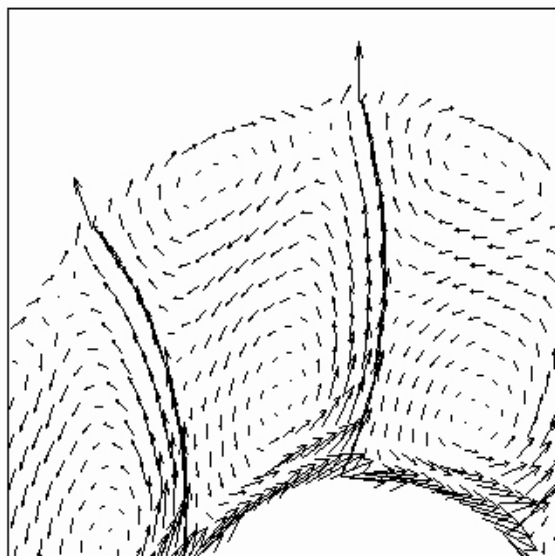


Рис. 2. Поле относительной скорости в межлопаточном канале

В работе выполнено численное моделирование трехмерного поля тонального шума экспериментального центробежного вентилятора и его сравнение с акустическими измерениями. В первом приближении источник шума моделируется на основе применения акустико-вихревой декомпозиции поля давления в двумерной модели центробежного вентилятора [3, 4]. Данные результаты показали, что амплитуда ЧСЛ на выходе центробежного колеса, в улитке центробежного вентилятора составляет около 10 Па, при этом, в выходной части улитки наблюдается резонансное усиление пульсаций давления. Численное моделирование пространственного акустического поля с учетом эффектов дифракции, интерференции и резонансных эффектов, а также взаимодействия с элементами звукопоглощающих конструкций (ЗПК) производится методом решения Фурье-преобразованного волнового уравнения [4, 5].

Это моделирование позволяет выработать рекомендации по оптимизации геометрии проточной части вентилятора, расположения и параметров элементов ЗПК, которые обеспечат снижение шума вентилятора с сохранением создаваемого напора за счет уменьшения шаговой неоднородности потока на выходе центробежного колеса и уменьшения резонансных эффектов.

При разработке метода расчета частично использовано финансирование по гранту РФФИ 17-58-560004.

### Литература

1. Serguei Timouchev, Kirill Ilhichov, Jean Tourret. Prediction Of BPF Pressure Pulsation In Centrifugal Pumps And Ventilators With Taking Into Account The Effect Of Machine Casing On Impeller Flow Parameters. 164 colloque SHF, Chatou, France, 21-22 November 2000. Published in: La Houille Blanche, No. 3/4-2001, pp.60-64
2. S. Timouchev, J. Tourret. Prediction of BPF Pressure Pulsation Field In Centrifugal Pumps And Ventilators. 4th European Conference on Turbomachinery. Florence, Italy, March 20-23, 2001. Conference Proceedings, pp. 629-638
3. S. Timouchev, K. Ilhichov, J. Tourret. Numerical Studies of BPF Pressure Pulsation In Centrifugal Ventilators. Colloque: Bruit des Ventilateurs à Basse Vitesse, Le Centre Acoustique du Laboratoire de Mécanique des Fluides et d'Acoustique de l'Ecole Centrale de Lyon, Lyon (France) 8 -- 9 November 2001/ In the collection of papers
4. А.А. Аксенов, В.Н. Гаврилюк, С.Ф. Тимушев. Численное моделирование тонального шума вентиляторов компьютерных устройств и систем кондиционирования. Акустический Журнал, 2016, том 62, № 4, с.442–450.
5. В.Н. Гаврилюк, К.И. Волосенко, А.А. Аксенов, С.Ф. Тимушев. Численное моделирование тонального шума лопаточных машин в пространстве с граничными условиями в форме комплексного акустического импеданса. СЕАА - 2016 Шестая всероссийская конференция Вычислительный эксперимент в аэроакустике. Тезисы докладов 19-24 сентября 2016 г.

## **ПРИМЕНЕНИЕ СКОШЕННОЙ СХЕМЫ В ВИХРЕРАЗРЕШАЮЩЕЙ МЕТОДИКЕ МОДЕЛИРОВАНИЯ ШУМА ВЕНТИЛЯТОРА**

**А.А. Аксенов<sup>1</sup>, С.В. Жлуктов<sup>1</sup>, К.Э. Сорокин<sup>2</sup>, Ю.В. Фишер<sup>2</sup>,  
С.П. Рыбак<sup>3</sup>**

<sup>1</sup>*ОИВТ РАН, Москва, andrey@tesis.com.ru*

<sup>2</sup>*ТЕСИС, Москва, info@flowvision.ru*

<sup>3</sup>*РКК Энергия, Москва, Sergey.Rybak@rsce.ru*

Вихреразрешающие методики расчета движения сплошной среды основаны на применении расчетных схем высокого порядка точности (более 5-го) и очень подробных расчетных сеток, которые должны разрешить вихревую структуру течения, генерирующую акустические колебания и звуковые волны. Данный подход требует применения высокопроизводительной параллельной вычислительной техники. Однако, применение схем высокого порядка точности накладывает серьезные ограничения на масштабируемость вычислительного процесса с одной стороны, с другой стороны, противоречит турбулентному, т.е. хаотичному характеру движения жидкости. Применение расчетных схем более низкого порядка точности приводит к заметной схемной диссипации, что выражается в «срезании» высоких частот акустического поля. Вместе с тем, имеется известный подход, мало используемый в CFD-расчетах, связанный с применением так называемых скошенных схем. Скошенная схема отличается от обычных тем, что информация между расчетными ячейками передается не только через грани ячеек, а также через ребра и вершины. В этом случае шаблон расчетной схемы несколько увеличивается, но не так сильно, как в схемах высокого порядка. Применение скошенной схемы позволяет уменьшить схемную диссипацию. Это положительно сказывается на разрешении мелких вихрей и уменьшает их диссипацию.

Скошенная схема реализована в программном комплексе FlowVision [1]. Данный программный комплекс основан на конечно-объемном подходе. Он генерирует и использует гексо-доминантные динамически локально адаптируемые расчетные сетки. Адаптация (измельчение и укрупнение ячеек) производится автоматически. Решение уравнений Навье-Стокса основано на алгоритме расщепления [2, 3]. Введение в алгоритм скошенной схемы потребовало модификации метода расщепления. В данном докладе описываются скошенная схема и модифицированный метод расщепления.

Возможности скошенной схемы и модифицированного метода расщепления демонстрируются на задаче о шуме бортового вентилятора космического корабля Федерация (рис. 1).

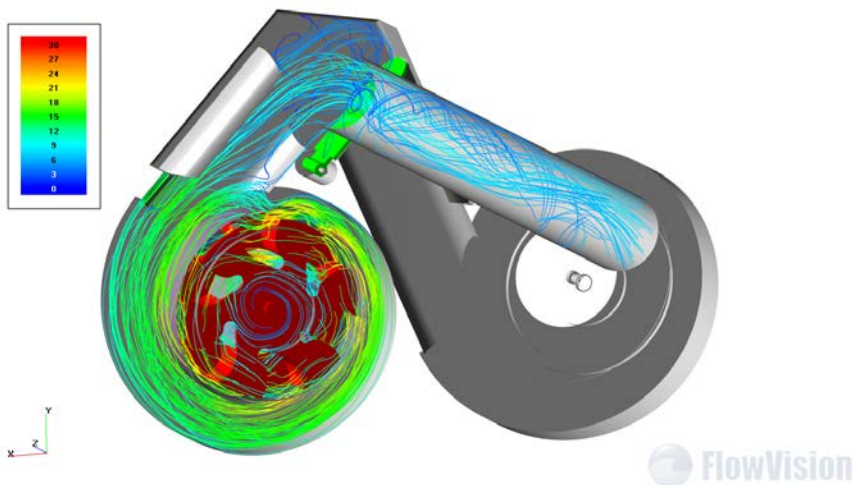


Рис. 1. Линии тока осредненного движения воздуха в вентиляторе

Задача решается в полной трехмерной постановке с применением метода скользящей сетки. Данный метод предполагает, что ротор вращается в расчетную сетку, которая вращается вместе с ним относительно неподвижной расчетной сетки. Неподвижная сетка включает корпус вентилятора, а также входную и выходную расчетные области. На рис. 1 представлены линии тока, построенные по осредненному распределению скорости воздуха. В процессе решения задачи получен акустический спектр шума вентилятора на разных удалениях от него. Результаты расчётов сравниваются с экспериментальными данными.

### Литература

1. Аксенов А.А. FlowVision: индустриальная вычислительная гидродинамика. Компьютерные исследования и моделирование, т.9, №1, с. 5–20, 2017.
2. Aksenov A.A., Zhluktov S.V., Savitskiy D.V., Bartenev G.Y., Pokhilko V.I. Simulation of 3D flows past hypersonic vehicles in FlowVision software. Journal of Physics: Conference Series, vol. 653, no. 1 (012072), 2015.
3. Белоцерковский О.М. Численное моделирование в механике сплошных сред. 2 изд. (исп. и дополн.). М., «Наука». 1994. 442 с.

## МОДЕЛИРОВАНИЕ НЕСТАЦИОНАРНОГО ТЕЧЕНИЯ, ПОЛЯ ДАВЛЕНИЯ И ДИНАМИЧЕСКИХ НАГРУЗОК В АВТОНОМНОЙ ТУРБИНЕ

А.А. Аксенов<sup>1</sup>, Р.О. Ишаев<sup>2</sup>, Д.В. Клименко<sup>3</sup>, С.Ф. Тимушев<sup>3</sup>

<sup>1</sup>ООО «Тесис», Москва

<sup>2</sup>ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша», Москва

<sup>3</sup>МАИ (НИУ), кафедра «Ракетные двигатели», Москва,  
*irico.harmony@gmail.com*

Современный тренд развития ракетно-космической техники направлен на разработку и внедрение ракетных двигателей многократного использования. Создание новых транспортных ракетно-космических систем многоразового использования предъявляет повышенные требования к надежности и ресурсу безотказной работы турбонасосных агрегатов (ТНА) жидкостных ракетных двигателей (ЖРД).

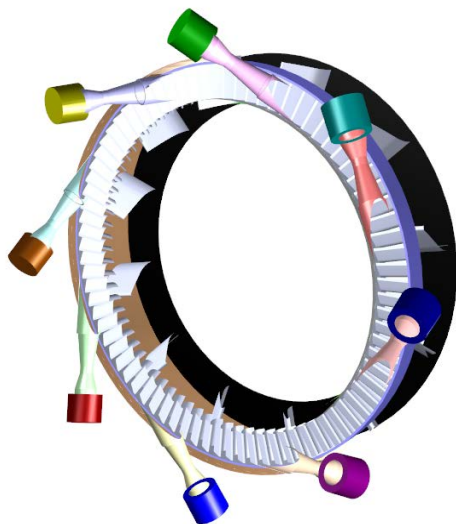


Рис. 1. Расчетная модель турбины с парциальным подводом газа

В данной работе выполнено численное моделирование нестационарного трехмерного течения в автономной турбине с парциальным подводом (рис. 1). Повышение эффективности и удельной мощности турбомашин ЖРД, выводит на передний план проблемы, обусловленные нестационарностью течения [1–3]: до 90 % отказов современных жидкостных ракетных двигателей связано с повреждениями элементов конструкции системы

подачи вследствие высокого уровня вибрации конструкции турбонасосных агрегатов подачи, прежде всего турбин и центробежных насосов.

Нестационарные явления в турбомашинах выражаются в сравнительно высоком уровне пульсаций давления и вибраций конструкции, нестационарных силах и моменте, действующих на ротор и опоры вала, колебаниях давления, которые могут при неблагоприятном сочетании конструктивных и режимных параметров вызвать резонансное усиление амплитуды колебаний давления и вибрации в проточной части турбомашины, в газовадах турбины или в магистралях системы подачи.

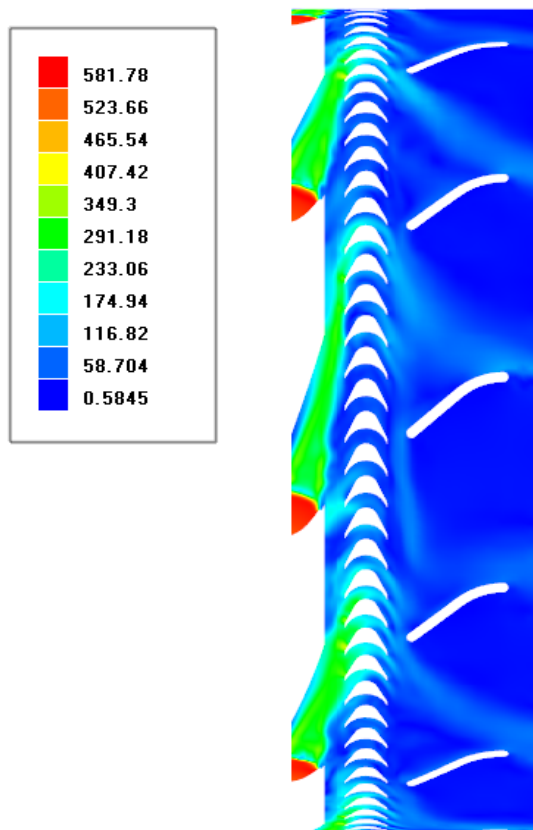


Рис. 2. Нестационарное поле скорости в проточной части турбины

Автономные турбины турбонасосных агрегатов жидкостных ракетных двигателей имеют ряд особенностей - сверхзвуковые скорости течения, парциальный подвод газа, вызывающий высокий уровень неоднородности параметров течения и пульсации давления в проточной части. Это

требует детального анализа особенностей нестационарного течения и генерации акустического поля давления для точного прогноза нестационарных нагрузок и ресурса турбины. На рис. 2 показано мгновенное распределение скорости в проточной части парциальной турбины.

Численное моделирование обеспечивает данные по генерации пульсаций давления, нестационарным нагрузкам элементов проточной части и распространении акустических возмущений.

### Литература

1. В.К. Чванов, А.М. Кашкаров, Е.Н. Ромасенко, Л.А. Толстиков Турбо-насосные агрегаты ЖРД конструкции НПО Энергомаш // в кн. Проблемы разработки агрегатов ТНА и бустерных насосов современных ЖРД. Под редакцией доктора технических наук, профессора В.К. Чванова – ISSN2079-0228 Федеральное космическое агентство Орден Ленина, Октябрьской Революции и Трудового Красного Знамени НПО Энергомаш им. академика В.П. Глушко (ГДЛ-ОКБ) 2017, 483 с.
2. Б. И. Боровский, Г.А. Емелин, Ю.И. Каналин, С.Ф. Тимушев, Л.А. Толстиков, Б. Н. Чумаченко Экспериментальное исследование влияния типа отвода на энергетические и пульсационно-вибрационные характеристики центробежного насоса // в кн. Проблемы разработки агрегатов ТНА и бустерных насосов современных ЖРД. Под редакцией доктора технических наук, профессора В.К. Чванова – ISSN2079-0228 Федеральное космическое агентство Орден Ленина, Октябрьской Революции и Трудового Красного Знамени НПО Энергомаш им. академика В.П. Глушко (ГДЛ-ОКБ) 2017, 483 с.
3. Клименко Д.В., Тимушев С.Ф., Корчинский В.В. Сравнительный анализ пульсаций давления в вариантах трубчатого направляющего аппарата шнекоцентробежного насоса жидкостных ракетных двигателей. [[http://www.mai.ru/upload/iblock/1f9/klimenko\\_timushev\\_korchinskiy\\_rus.pdf](http://www.mai.ru/upload/iblock/1f9/klimenko_timushev_korchinskiy_rus.pdf)] // Труды МАИ, выпуск 82, 2015S. Timouchev, J. Tourret, Numerical Simulation of BPF Pressure Pulsation Field In Centrifugal Pumps. 19th International Pump Users Symposium, Houston, Texas (USA) 25-28 Feb 2002. Proceedings, pp.85-105.



## ГЕНЕРАЦИЯ ТРЕХМЕРНЫХ СИНТЕТИЧЕСКИХ ТУРБУЛЕНТНЫХ ПОЛЕЙ НА ОСНОВЕ РАНДОМИЗИРОВАННОГО СПЕКТРАЛЬНОГО МЕТОДА

А.В. Александров<sup>1</sup>, Л.В. Дородницын<sup>2</sup>, А.П. Дубень<sup>1</sup>

<sup>1</sup>ИИПМ им. М.В. Келдыша РАН, Москва, alexandrov@imamod.ru

<sup>2</sup>МГУ имени М.В. Ломоносова, Москва, dorodn@cs.msu.su

В современных задачах вычислительной аэроакустики, связанных с турбулентными течениями, часто возникает необходимость использования искусственно сгенерированных турбулентных полей скорости. В частности, такие поля используют для постановки нестационарных входных условий на границе LES зоны, когда необходимо задать нестационарный по природе турбулентный поток. Использование искусственно сгенерированных турбулентных полей представляется наиболее перспективным способом постановки таких условий.

Принято считать [1], что синтетическое турбулентное поле должно обладать статистическими свойствами близкими к тем, которые известны о реальном физическом турбулентном поле. В частности, должны совпадать одноточечные моменты первого, второго и третьего порядков, двухточечные моменты второго порядка.

Среди подходов к генерации искусственных турбулентных полей наибольшее развитие получил спектральный метод (СМ), предложенный в [2], и получивший развитие в ряде работ: например, [3, 4]. В рамках этого метода поле строится на основе суммы косинусоидальных и/или синусоидальных мод, амплитуды которых определяются на основе энергетического спектра турбулентности. Хотя стохастический выбор параметров метода лучше соответствует природе турбулентности и, тем самым, в силу приведенного выше критерия соответствия искусственно сгенерированного поля физическому, кажется более предпочтительным, наибольшее распространение получил метод с детерминированным или полудетерминированным выбором параметров.

В настоящей работе авторы развивают полностью стохастический метод генерации однородных изотропных турбулентных полей скорости, предложенный в [5] для двумерного случая, основанный на рандомизированном спектральном методе (РСМ) [6].

Свойства описанного РСМ генератора исследовались на примере искусственно сгенерированного однородного изотропного турбулентного поля в кубе с безразмерной стороной 2л. Пример реализации поля скорости и изоповерхность соответствующего Q-критерия приведены на рис. 1. Были исследованы одноточечные моменты первого, второго и третьего порядков, двухточечные пространственные корреляции и спектральное

распределение энергии в зависимости от числа испытаний  $N$ . На рис. 2 приведены энергетические спектры реализаций турбулентного поля скорости, сгенерированных с помощью спектрального метода описанного в [7] и рандомизированного спектрального метода на сетке  $32^3$ .

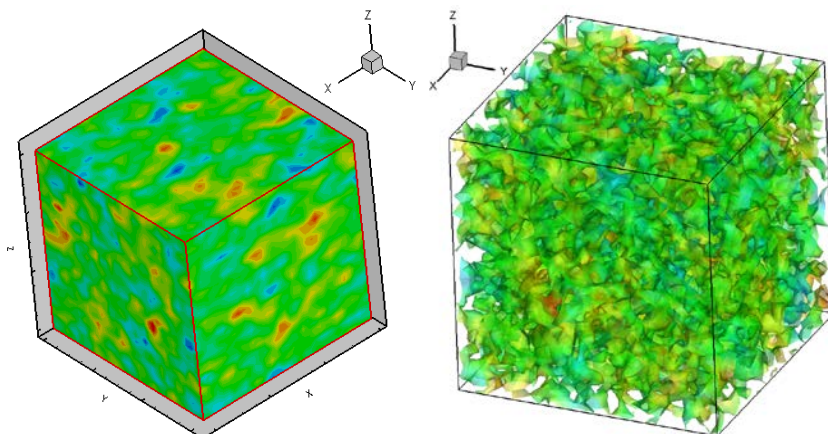


Рис. 1. Пример реализации поля скорости (слева) и Q-критерий (справа)

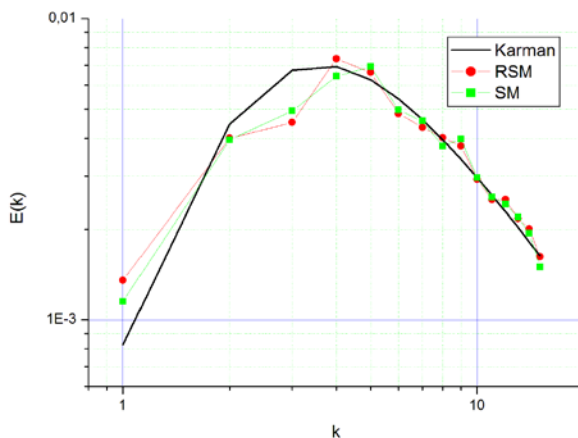


Рис. 2. Энергетический спектр полей, полученных на основе РСМ и СМ

Работа поддержана грантом РФФИ № 18-01-00726.

## Литература

1. N.S. Dhamankar, G.A. Blaisdell, and A. S. Lyrintzis Overview of Turbulent Inflow Boundary Conditions for Large-Eddy Simulations. *AIAA Journal*. Vol. 56, No. 4 (2018), pp. 1317-1334
2. R. Kraichnan. Diffusion by a random velocity field // *Phys. of fluids*, 1970, Vol.13, No.1, pp. 22–31.
3. W. Bechara, C. Bailly, P. Lafon, S.M. Candel. Stochastic approach to noise modeling for free turbulent flows // *AIAA J.*, 1994, v.32, No. 3, p.455–463.
4. A. Smirnov, S. Shi, I. Celik. Random Flow Generation Technique for Large Eddy Simulations and Particle-Dynamics Modeling // *J. Fluids Eng* 123(2), 359–371. 2001
5. И.А. Боровская, Т.К. Козубская, О. Курбанмуратов, К.К. Сабельфельд. О моделировании однородных случайных полей и сигналов и их использовании в задачах аэроакустики // *Матем. моделирование*, 2007, т.19, № 10, с. 76–88.
6. O. Kurbanmuratov, K. Sabelfeld, P.R. Kramer. Randomized Spectral and Fourier-Wavelet Methods for multidimensional Gaussian random vector fields // *Journal of Computational Physics* 245 (2013) 218–234.
7. T. Saad, D. Cline, R. Stoll, J.C. Sutherland. Scalable tools for generating synthetic isotropic turbulence with arbitrary spectra // *AIAA Journal*, 2016, v.55, No.18, pp.327–331.

## **ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ИЗЛУЧЕНИЯ ВНУТРЕННЕГО ШУМА ГТД ЧЕРЕЗ СЛОИ СМЕШЕНИЯ ВЫХЛОПНОЙ СТРУИ**

**В.Г. Александров, А.А. Осипов**

*ЦИАМ им. П.И. Баранова, Москва, aosipov@ciam.ru*

В настоящей работе проведено исследование возможностей математического моделирования акустических явлений, сопряженных с распространением тонального шума, характерного для работы авиационной турбины, через струю, истекающую из сопла двигателя в окружающее пространство в условиях внешнего обтекания мотогондолы. Основным эффектом, определяющим вклад внутреннего шума газогенератора в суммарный шум авиационного двигателя в дальнем поле, состоит в рефракции распространяющегося звукового сигнала в слое смешения струи с внешним потоком. При этом, как показывают исследования, данное явление сопровождается интенсивным взаимодействием звука с вихревыми и энтропийными неоднородностями слоя смешения струи, которое, вообще говоря, носит нелинейный характер, приводит к интенсивному энергетическому обмену между различными составляющими процесса и может существенно повлиять на распространение внутреннего шума.

Необходимо отметить, что слой смешения выхлопной струи авиационного двигателя содержит, кроме того, интенсивные пульсирующие турбулентные вихри, которые также влияют на распространение в нем звуковых волн. Однако изучение этой стороны рассматриваемого явления представляет собой самостоятельную чрезвычайно сложную проблему и выходит за рамки проведенного здесь исследования. Вопросы распространения звука через слой смешения струи представляют также значительный интерес в отношении распространения и излучения шума вентилятора вниз по потоку во внешнем контуре ГРДД и его вклада в шум двигателя в задней полусфере. Поэтому изучение рассматриваемых в настоящей работе эффектов имеет весьма широкое значение в авиационных приложениях.

В связи с упомянутыми выше проблемами целесообразно сформулировать следующую модельную задачу в рамках приближения идеального (невязкого нетеплопроводного) газа. Рассматривается дозвуковая струя, истекающая из цилиндрической трубы круглого сечения, расположенной в дозвуковом внешнем потоке. Стенка трубы имеет нулевую толщину, а давление газа при стационарном истечении струи постоянно и одинаково в струе и во внешнем потоке. В этом случае струя вне трубы сохраняет цилиндрическую форму, а при разных величинах скорости потока в струе и вне ее граница струи является цилиндрической поверхностью тангенциального разрыва.

Распространение звука из открытого конца трубы в случае идеального газа сопряжено с рефракцией волн на колеблющейся границе струи, представляющей собой поверхность контактного разрыва. Представляет значительный интерес вопрос о том, как изменится картина рефракции при распространении волн в реальном нестационарном слое смешения струи с внешним потоком в вязком газе. Для изучения этого вопроса была рассмотрена модифицированная постановка задачи в рамках модели идеального газа, в которой на границе струи размещался однородный в направлении оси струи сдвиговый слой заданной толщины, примыкающий к границе струи и обеспечивающий непрерывный переход между значениями скорости газа в струе и во внешнем потоке в поперечном сечении потока. В трубе на расстоянии одного калибра выше по потоку от ее открытого среза расположен источник модального звука, генерирующий распространяющуюся по потоку волну заданной радиально-тангенциальной моды. Основная цель выполненных в данной работе расчетов состояла в изучении влияния сдвигового поля скорости потока на распространение в нем модального акустического сигнала и его направленность при излучении из открытого конца трубы.

Вычисления проводились в расчетной области в пределах сферической границы, в середине которой располагается исследуемый объект. Вне центральной сферической расчетной области, располагался сеточный буфер, обеспечивавший отсутствие отражения приходящих на эту границу возмущений, индуцируемых внутри расчетной области моделируемым нестационарным процессом. С внутренней стороны сечения трубы, генерирующего звук, располагался локальный сеточный буфер, обеспечивающий безотражательное поглощение возмущений, распространяющихся внутрь трубы от ее открытого конца. В плоскости заднего поперечного сечения трубы иницировался сдвиговый слой внешнего потока, распространяющийся вниз по потоку до границы расчетной области.

Особенности излучения звука в струе демонстрируются диаграммами направленности излучения по амплитуде колебаний акустического давления. Представлены результаты расчетов, иллюстрирующие особенности формирования направленности излучения модального звука в случаях тангенциального разрыва скорости или слоя смешения на границе струи. Рассмотрено влияние неоднородностей слоя смешения в окружном направлении, что может быть следствием влияния каких-то элементов конструкции, расположенных в выхлопном канале проточного тракта, таких как стойки, пилоны, шевроны и т.п. Иллюстрируется зависимость картины излучения внутреннего шума от радиальной неоднородности профиля температуры (или плотности) потока в слое смешения струи.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (код проекта 17-01-00126).

## **ВЛИЯНИЕ ПОДХОДА К МОДЕЛИРОВАНИЮ ТУРБУЛЕНТНОСТИ НА ТОЧНОСТЬ ПРЕДСКАЗАНИЯ УРОВНЯ ШУМА ВЕНТИЛЯТОРА В ДАЛЬНЕМ ПОЛЕ**

**Н.В. Архарова, К.Р. Пятунин**

*ПАО «ОДК-Сатурн», г. Рыбинск, kirill.pyatunin@uec-saturn.ru*

Одним из приоритетных направлений стратегии развития Объединенной двигателестроительной корпорации является увеличение доли гражданской продукции в общем портфеле заказов и выход на международные рынки. Однако в условиях высокой конкуренции на рынке гражданских авиаперевозок необходимо уделять внимание не только технологическому совершенству силовых установок, но и их экологическим характеристикам. Вступление в силу в 2017 г Главы 14 стандарта ICAO по шуму пассажирских самолетов на местности означает новый виток по принуждению производителей к активной работе по снижению шума, поэтому производители авиадвигателей и самолетов должны действовать в данном направлении совместно.

Разработка современных авиационных двигателей – это комплексный процесс, который характеризуется высокой мультидисциплинарностью. Учет всех противоречивых требований по высоким удельным параметрам, уровню безопасности, экологичности, эргономичности и экономической эффективности в условиях сжатых сроков вывода продукции на рынок возможен только при опережающей обработке всех технических решений средствами вычислительного эксперимента.

Для того, чтобы на самых ранних стадиях проектирования спрогнозировать уровень шума авиационного двигателя необходимо иметь виртуальную модель, отражающую изменение акустических характеристик основных его узлов при изменении облика. Такая модель с одной стороны должна обладать достаточной точностью для адекватного отражения малых конструктивных изменений и получения близких к реальным уровней шума, а с другой стороны должны обладать достаточной робастностью и скоростью получения результатов.

В данной работе представлены результаты обработки промышленной методики расчета шума вентиляторной ступени авиационного двигателя с высокой степенью двухконтурности. Показано сравнение результатов расчета шума вентилятора в дальнем поле с использованием одномерной полумпирической методики, а также результаты расчета на основе модального состава генерируемого шума. Также представлена оценка влияния используемых подходов к моделированию турбулентности (RANS, DES, SAS SST) на модальный состав и общий уровень шума. Проанализирована точность разработанной методики путем сопоставления расчетного уровня

звукового давления с экспериментальными значениями, полученными в работах [1, 2] по отдельным гармоникам.

Описанный подход используется при оценке шума узлов лопаточных машин (вентиляторы, компрессоры низкого давления, турбины низкого давления), разрабатываемых ПАО «ОДК-Сатурн» в рамках кооперации с другими предприятиями ОДК по созданию перспективных авиационных двигателей гражданского назначения.

### **Литература**

1. Коржнев В.Н., Милешин В.И., Почкин Я.С, Халецкий Ю.Д. и др. Экспериментальные исследования аэродинамических и акустических характеристик двухконтурного модельного вентилятора С180-2 с подпорными ступенями на стенде Ц-3А. Научно технический отчет ИЦАМ, 2011.
2. Rossikhin A., Pankov S., Brailko I., Mileschin V. Numerical investigation of high bypass ratio fan tone noise, GT2014-26354, ASME Turbo Expo 2014, Dusseldorf, Germany, June 16-20, 2014.
3. Rossikhin A., Pankov S. 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.

## АНАЛИЗ ВЛИЯНИЯ НЕОДНОРОДНОГО НАБЕГАЮЩЕГО ПОТОКА НА СПЕКТРАЛЬНЫЕ СВОЙСТВА И УРОВЕНЬ ПУЛЬСАЦИЙ ДАВЛЕНИЯ В СВЕРХЗВУКОВОМ ВОЗДУХОЗАБОРНИКЕ С ПОМОЩЬЮ RANS/ILES-МЕТОДА

Р.Ш. Аюпов, Л.А. Бендерский, Д.А. Любимов

ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», г. Москва, [khajiitt@mail.ru](mailto:khajiitt@mail.ru)

При эксплуатации летательных аппаратов возможны ситуации, когда в набегающем потоке распределение тех или иных параметров неоднородное. Неоднородность поля температуры в набегающем потоке может возникать при попадании в воздухозаборник горячего следа двигателя другого летательного аппарата. Для правильного определения безопасности эксплуатации летательного аппарата требуется знать поведение узлов его силовой установки, в том числе в условиях неоднородного набегающего потока перед воздухозаборником.

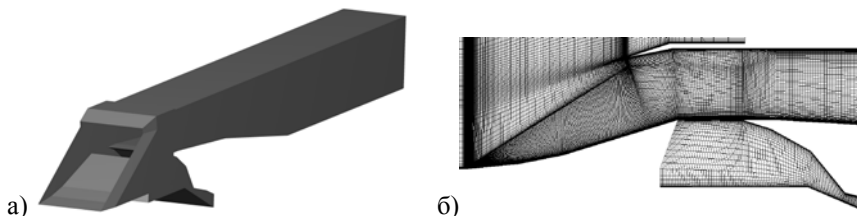


Рис. 1. а) Общий вид геометрии ВЗ, б) фрагмент расчетной сетки в продольном сечении в окрестности полости для слива пограничного слоя

В настоящей работе с помощью комбинированного RANS/ILES-метода высокого разрешения [1] было исследовано течение в сверхзвуковом воздухозаборнике (ВЗ) смешенного сжатия прямоугольного поперечного сечения с расчетным числом Маха 2, геометрия которого соответствовала исследованной экспериментально в [2] (рис. 1), в условиях однородного набегающего потока и при наличии неоднородного поля температуры. Высота входа ВЗ 0.1 м, длина — 1.1 м. Расчеты выполнены для числа Маха однородного набегающего потока 2 на расчетной сетке, состоящей из 4.5 млн. ячеек. На входной сверхзвуковой границе расчетной области фиксировались все параметры течения. На выходе из диффузора ВЗ задавалось статическое давление. Дросселирование на сверхкритических режимах осуществлялось изменением статического давления на выходе; на помпажных режимах расчеты проводились для варианта ВЗ, к выходному сечению диффузора было пристыковано сопло Лавалья. Дросселирование осуществлялась изменением площади критического сечения.



Для однородного набегающего потока при числе Маха 2 ( $P = 31$  кПа,  $T = 178$  К,  $U = 535$  м/с) отличие приведенного расхода на границе устойчивой работы в расчете от эксперимента составило 0.7% (рис. 2(а)). На сверхкритических режимах работы данного воздухозаборника при  $\sigma > 0.92$  внутренний прямой скачок находится над полостью слива вблизи горла и при незначительных различиях течения в расчете и в эксперименте выходит наружу, что наблюдается в расчете, в силу объективной невозможности в расчете абсолютно точного воссоздания экспериментальных геометрии и граничных условий выход прямого скачка из горла произошел раньше, чем в эксперименте.

В ходе расчетов было изучено влияние формы и размеров области с неоднородным набегающим потоком и повышения температуры в ней на интенсивность акустического воздействия на стенки каналов ВЗ и спектральные свойства пульсаций давления. Было рассмотрено три варианта распределения температуры в набегающем потоке: в первом из них на половине воздухозаборника статическая температура набегающего потока была повышена на  $\Delta T = 10$  К (среднее по потоку число Маха  $M_{cp} = 1.97$ ), во втором на половине — на  $\Delta T = 15$  К ( $M_{cp} = 1.96$ ), в третьем на четверти ширины ВЗ — на  $\Delta T = 20$  К ( $M_{cp} = 1.97$ ). Кроме того, изучено течение при повышении статической температуры всего потока на  $\Delta T = 5$  К, что соответствует числу Маха набегающего потока 1.97.

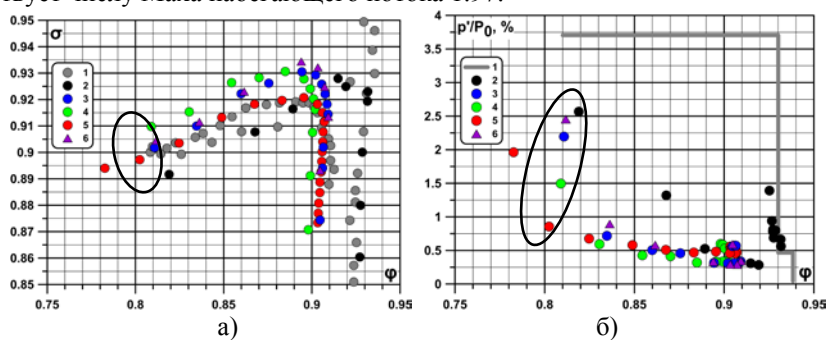


Рис. 2. а) Дроссельная характеристика ВЗ при различных конфигурациях набегающего потока, б) пульсации в выходном сечении ВЗ; 1 — эксперимент, однородный поток [2], 2 — однородный поток, 3 — на половине ширины  $\Delta T = 10$  К, 4 — на половине ширины  $\Delta T = 15$  К, 5 — на четверти ширины  $\Delta T = 20$  К, 6 — во всем течении  $\Delta T = 5$

Для анализа спектральных свойств пульсаций давления на стенках канала ВЗ было помещено 29 датчиков (рис. 3), расположенных аналогично тем, что были в эксперименте [2]: на клине и боковой стенке сверхзвукового диффузора, на обечайке над полостью слива, в полости слива и в

начале дозвукового диффузора после системы слива. На рис. 2(б) представлена зависимость средних по сечению выхода из диффузора ВЗ пульсаций статического давления. Для сравнения приведены значения, полученные в эксперименте датчиками на стенках канала в выходном сечении. Видно, что размер области неоднородности и величина повышения температуры влияют на устойчивость работы ВЗ. При большом повышении температуры с увеличением дросселирования пульсации растут менее интенсивно. В случае, когда область неоднородности занимает четверть ширины ВЗ резкое усиление пульсаций происходит при большем дросселировании.

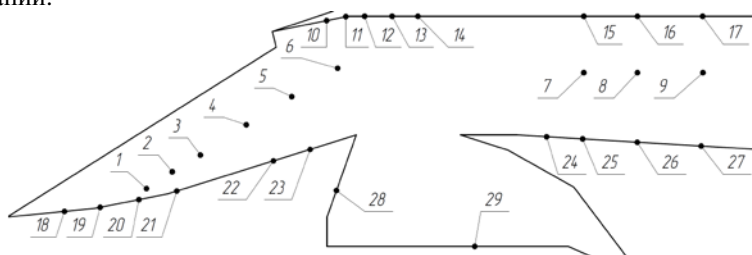


Рис. 3. Расположение датчиков в канале ВЗ

В работе также было исследовано влияние дросселирования и неоднородности температуры входного потока на интегральный уровень пульсаций давления на стенках ВЗ в местах расположения датчиков. На рис. 4(а) показан интегральный уровень пульсаций давления на стенках в датчиках, для помпажных режимов с одинаковой степенью дросселирования при различных внешних условиях. Соответствующие точки на рис. 2 обведены эллипсами. Пониженный уровень пульсаций давления на первых двух клиньях (датчики 18–20) торможения потока вызван тем, что выбитая ударная волна большую часть цикла помпажа находится на третьем клине. Как и на рис. 2(б), наблюдается снижение уровня пульсаций давления при появлении неоднородности поля температуры.

По зависимости давления в датчике №7 от времени на рис. 4(б) можно оценить частоту помпажа и связь пульсационных свойств с неоднородностью температуры. Для однородного потока на числе Маха 2 частота помпажа соответствует примерно 25 Гц ( $Sh \approx 0.0047$ ). При среднем числе Маха отличном от 2 частота колебаний существенно не изменяется. Однако, и это важно для практических приложений, наличие неоднородности и ее размеры влияют на амплитуду колебаний: при однородном потоке они наибольшие, при повышении температуры в четверти потока на  $\Delta T = 20$  К — низкочастотные колебания слабо различимы (рис. 4б).

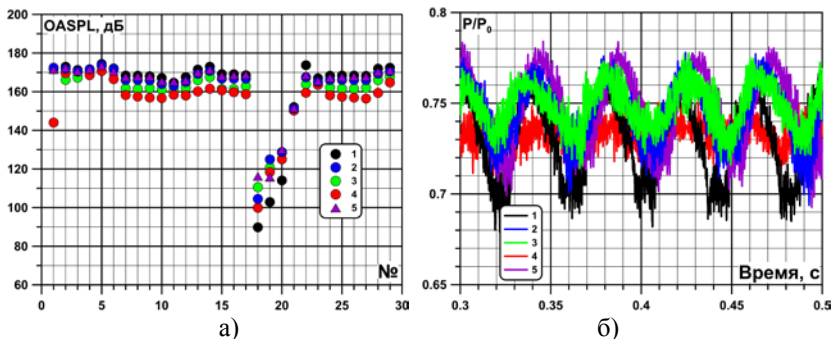


Рис. 4. а) Интегральный уровень пульсаций давления в датчиках на стенках, б) статическое давление в датчике №7 от времени. 1 — однородный поток, 2 — на половине ширины  $\Delta T=10$  К, 3 — на половине ширины  $\Delta T=15$  К, 4 — на четверти ширины  $\Delta T=20$  К, 5 — во всем течении  $\Delta T=5$  К

Объяснением служит рис. 2(б), на котором хорошо видно, что на режимах с неоднородной температурой на входе граница помпажа сдвигается в сторону большего дросселирования. Возникающее на границах зоны с неоднородностью слои смешения стабилизируют течение в канале ВЗ и препятствуют развитию помпажа. Интересно, что на снижение пульсаций влияет положение зоны с неоднородной температурой.

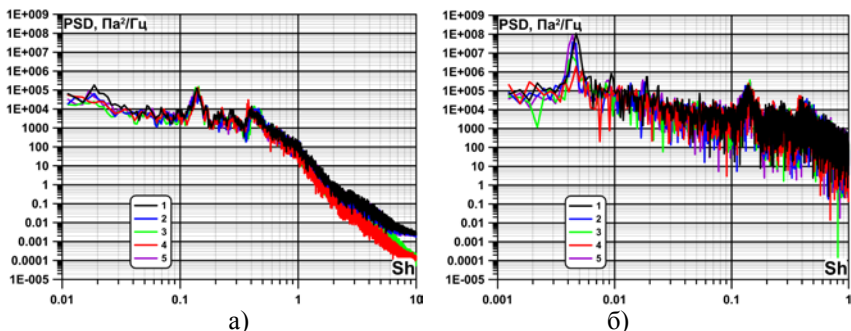


Рис. 5. Спектральная плотность мощности в датчике №7. 1 — однородный поток, 2 — на половине  $\Delta T=10$  К, 3 — на половине  $\Delta T=15$  К, 4 — на четверти  $\Delta T=20$  К, 5 — во всем течении  $\Delta T=5$  К

При спектральном анализе сигнала в датчике №7 (рис. 5) для всех внешних условий становятся видны еще 2 дискретные частоты: на  $Sh \approx 0.15$  (800 Гц) и  $Sh \approx 0.4$  (2140 Гц). Для частот из диапазона на рис. 5 PSD почти не зависит от внешних условий, таким образом, разница в интенсивности

пульсаций в выходном сечении в первую очередь связана с помпажными колебаниями. Из-за осреднения небольших временных интервалов на рис. 5(а) хорошо видны высокие частоты, но некорректные значения для низких. Низкочастотная часть спектра показана рис. 5(б) без обработки, отчетливо различимы дискретные частоты у  $Sh=0.004-0.005$ .

Работа выполнена при поддержке гранта РФФИ №18-08-00271.

### 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. Trapier S., Duveau P., Sebastien Deck S. Experimental Study of Supersonic Inlet Buzz // AIAA J. 2006. V. 44. № 10. P. 2354.

## **АКТУАЛЬНЫЕ ПРОБЛЕМЫ АЭРОАКУСТИКИ: КАКИЕ СПЕКТРЫ ОБЕЩАЮТ САМОЛЕТЫ С ДВИГАТЕЛЯМИ НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ**

**В.С. Бакланов**

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

Бурное развитие двигателестроения позволило создание целого ряда двигателей увеличенной степени двухконтурности (8,5 – 12). Семейство двигателей Leap, TRENT 1000, TRENT XWB, GE9X, ПД-14 и семейство двигателей типа PW1000G определило новый этап развития гражданской авиации и позволило проводить как модернизацию однопроходных массовых самолетов (типа B737, A320), занимающих 80% парка магистральных самолетов и популярных самолетов другого класса – B777 и A330, так и создание ряда новых самолетов.

Самолеты, оснащенные такими двигателями, могут успешно выполнять новые шумовые стандарты (гл. 14 ICAO), обеспечить снижение вредных выбросов и существенное (12 – 15 %) повышение топливной эффективности.

Повышенная степень двухконтурности двигателя приводит не только к значительному увеличению акустической мощности вентилятора, но и к изменению спектра шума, где при существенном снижении шума струи, определяющую роль занимает шум вентилятора, излучаемого из передней и задней полусфер силовой установки.

С увеличением диаметра вентилятора концы лопаток вращаются со сверхзвуковой скоростью, генерируя ударные волны. Взаимодействие ударных волн с колесом вентилятора образует полигармонический ряд дискретных составляющих вокруг основных частот следования лопаток (первая и вторая гармоники), отличающихся на частоту вращения вала вентилятора, названный «пилообразным шумом» [1].

Поэтому шум, излучаемый из воздухозаборников двигателей большой степени двухконтурности в дальнее поле (шум на местности) и по направлению к стенке фюзеляжа, состоит из многократных тонов более низких частот, что отмечается и в спектре шума переднего пассажирского салона при испытании новых двигателей на самолета-демонстратора QTD1 - B777 с двигателями TRENT 800 [1,2].

Одна из необходимых мер борьбы с ударными волнами – снижение окружной скорости вентилятора, что требует снижения частоты вращения вала вентилятора. Вибрационный спектр турбовентиляторных двигателей существенно расширяется со сдвигом в низкочастотный диапазон вследствие пониженной частоты вращения ротора вентилятора, особенно в случае применения редуктора (рис. 1) [3, 4].

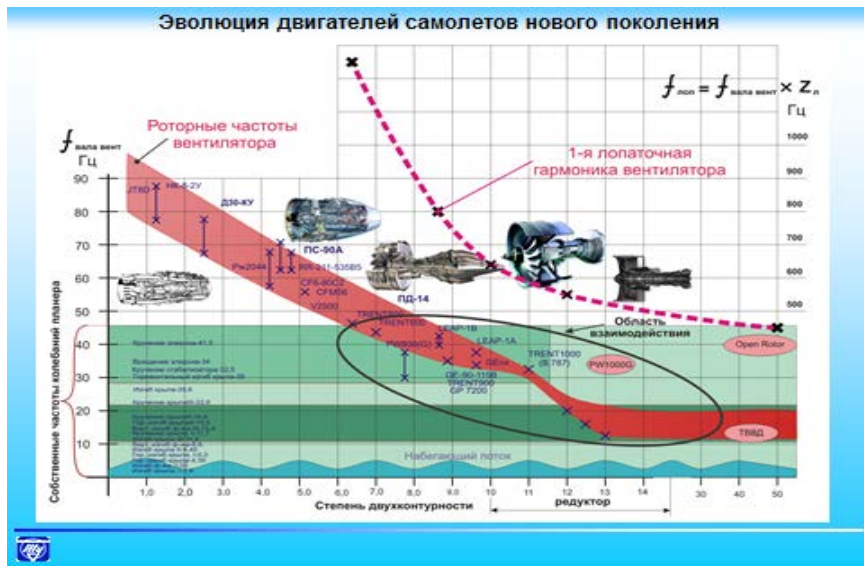


Рис. 1. Частоты вращения вала вентилятора двигателя и собственные частоты планера самолета (слева), лопаточные частоты вентилятора (справа) в процессе эволюции двигателей [4]

1-ая лопаточная гармоника шума вентилятора снижается в 1,5 – 2 раза (до 600 Гц) не только за счет снижения частоты вращения вала вентилятора, но и уменьшения числа широкохордных лопаток (например, для GE9X с 22 до 16). Уровень этих составляющих в большой степени определяется условиями на входе в вентилятор (возможностью генерирования аэродинамического дисбаланса длинных лопаток вентилятора).

Эти составляющие и будут определять спектр динамического воздействия двигателей, передаваемый через узлы крепления на конструкцию планера.

Для планера современного самолета характерно наличие нескольких десятков собственных форм колебаний в низкочастотной части спектра (рис. 1); взаимодействие некоторых из них с возмущающим воздействием силовой установки может привести к генерированию в кабинах самолетов дискретных низкочастотных составляющих шума высокого уровня (рис. 2) [3, 4].

Акустическое поле гермокабины претерпевает существенное изменение с применением двигателей большой двухконтурности [5, 6].

Это подтверждено исследованиями на самолёте-демонстраторе QTD2 (B-777 с двигателями GE90-115B, степень двухконтурности кото-

рых равна 8,7), где низкочастотные составляющие возвышаются в общем спектре на 30-40 дБ (рис.2) [5].

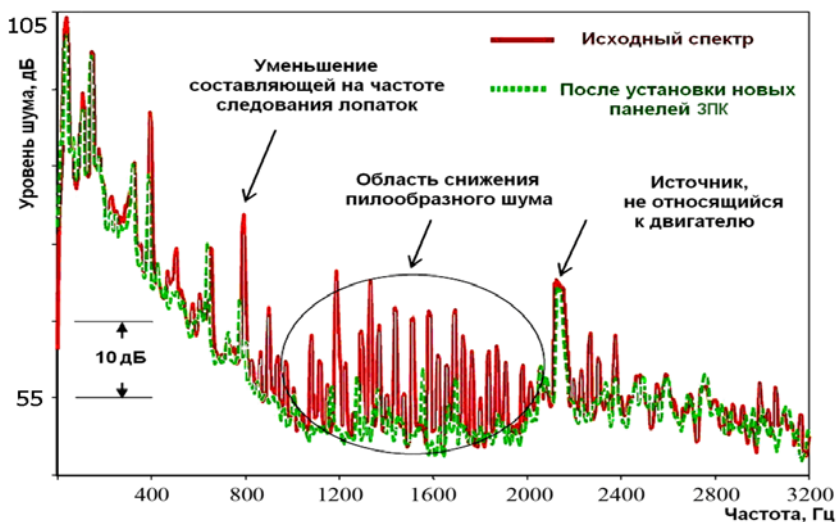


Рис. 2. Спектр шума в передней части кабины самолета-демонстратора QT2 - B777 300ER с двигателями GE90-115B, степень двухконтурности – 8.7 [5]

Итак, силовая установка самолетов с двигателями повышенной степени двухконтурности будет излучать:

- **из передней полусферы** шум вентилятора на гармониках лопаточной частоты, пониженной в 1,5 – 2 раза, и длинный ряд гармоник «пилообразного» шума (сравните спектр рис. 2),

- **из задней полусферы** шум вентилятора на гармониках лопаточной частоты, пониженной в 1,5 – 2 раза, шум струи газогенератора, обогащенный высокочастотными составляющими многоступенчатой турбины низкого давления безредукторных двигателей и спектром вибрационного горения камеры сгорания, работающей на бедных смесях для решения проблемы выбросов.

**Решение проблем структурного шума** низкочастотной части спектра потребует создания нового поколения крепления двигателей (видимо, с встроенными низкочастотными блоками виброизоляции или пьезоэлектрическими актуаторами) [6].

Защита от облучения передней части гермокабины потребует улучшения виброизолирующих свойств борта фюзеляжа.

**Решение проблем шума на местности**, видимо, потребует переноса внимания с традиционных методов (установки низкочастотных ЗПК, от

которых требуется повышенная высота) на методы борьбы с шумом в источнике (широкохордные лопасти вентилятора, технология блиск, актуаторы) [7, 8].

### Литература

1. Uellenberg S., “Buzzsaw Noise Predictions for Modern Turbofans”, AIAA- 2004-3000.
2. Shivashankara B. Recent Advances in Aircraft Noise Reduction and Future Technology Needs.// International Symposium: Which technologies for future aircraft noise reduction? //Proc., Arcachon, France, 9-11 October, 2002.
3. Бакланов В.С. Анализ виброакустических процессов в турбореактивном двигателе и других агрегатах силовой установки по результатам исследования частотных характеристик системы «двигатель-крепление-планер» // Ученые записки ЦАГИ, т **XLI**, 2010 №1. С.78-85.
4. Baklanov V.S. Interaction of power plant with airframe of new generation aircraft, // EUCASS book series advances in aerospace sciences.2012.Volume **4**. Progress in Propulsion Physics. P.395-416.
5. Nesbitt E., Jia Yu, Quiet Technology Demonstrator 2 Intake Liner Design and Validation. // Proc. 12th AIAA/CEAS Aeroacoustic Conference, 2006, Cambridge, Massachusetts.
6. Бакланов В. С. Роль структурного шума в гермокабине самолета от вибрационного воздействия двигателей нового поколения. // Акустический журнал, 2016, т **62**. № 4. С.451-456.
7. Eugene Kors Roadmap Brick for Aircraft Noise Reduction. // Int. Conf. Greener Aviation : Clean Sky breakthroughs. Belgium. Brussels. 2014.
8. Marcus Smith. Integrated Propulsion System Design Summar. // Int. Conf. Greener Aviation : Clean Sky breakthroughs. Belgium. Brussels. 2014.



## **ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ВИБРОПРОВОДИМОСТИ И ЗВУКОИЗОЛИРУЮЩЕЙ СПОСОБНОСТИ ФЮЗЕЛЯЖНЫХ ПАНЕЛЕЙ САМОЛЕТА В ДИФФУЗНОМ ЗВУКОВОМ ПОЛЕ**

**Д.В. Барышева, Г.В. Паранин, А.Г. Яштуин**

*ПАО «Корпорация «Иркут», г. Москва, Dariya.barysheva@irkut.com*

Шум в салоне самолета и кабине экипажа является одной из важных характеристик пассажирского самолета, определяющих его конкурентную способность и возможность эксплуатации. В свою очередь вибрации, проходящие по конструкции самолета в полете, могут служить источником шума на борту самолета, а также способствовать развитию усталостных трещин. Поэтому умение моделировать процесс распространения вибраций и шумопоглощение может помочь увеличивать комфорт и ресурс самолета.

В качестве одной из мер снижения вибрации используется вибропоглощающее покрытие. Для борьбы с авиационным шумом, проходящим через конструкцию самолета, применяют теплозвукоизоляцию.

Статья посвящена численному определению вибропроводимости и звукоизолирующей способности фюзеляжных панелей самолета в диффузном звуковом поле. В работе с помощью метода конечных элементов воспроизведены определение виброчастотного отклика конструкции и эксперимент в реверберационной камере. Также произведено моделирование вибропоглощающего покрытия и теплозвукоизоляции и проведена оценка их влияния на вибропроводимость и звукоизоляцию конструкции. В качестве программных продуктов для решения задачи использовались LMS.Virtual Lab (Siemens) и Nastran.

В рамках данной работы были исследованы возможности численного моделирования для решения двух классов задач:

1. Анализ распространения вибраций по авиационной конструкции, в том числе анализ путей прохождения энергии по конструкции (т.е. вклад отдельных источников нагружения в общий отклик конструкции) и исследование влияния колебаний на различных собственных частотах и формах конструкции на решение задачи (дает возможность исследовать вклад отдельных частот в общий отклик конструкции), а также моделирование вибропоглощающего покрытия.
2. Определение характеристик шумопоглощения авиационной панели в заданном диапазоне частот, моделирование теплозвукоизоляционного покрытия для снижения шума (для анализа свойств теплозвукоизоляции использовалось виртуальное моделирование

эксперимента по определению акустических свойств при помощи импедансного канала).

Также в работе приведены результаты предварительной верификации математических моделей по результатам экспериментальных исследований, проведенных НИО-9 ФГУП «ЦАГИ».

### **Литература**

1. Мунин А.Г., Ефимцов Б.М., Кудисова Л.Я. и др. Авиационная акустика, ч.2. Шум в салонах пассажирских самолетов. – М.: Машиностроение, 1986.
2. K.J. Bathe. Finite Element Procedures in Engineering Analysis. Prentice Hall, Englewood Cliffs, New Jersey, 1982.
3. LMS International. Numerical Acoustics. Theoretical Manual.

## **СРАВНЕНИЕ МЕТОДОВ АППРОКСИМАЦИИ ГРАДИЕНТОВ В СХЕМАХ СЕМЕЙСТВА WENO**

С.В. Бахнэ<sup>1</sup>, С.М. Босняков<sup>1,2</sup>, С.В. Михайлов<sup>1,2</sup>, **А.И. Трошин**<sup>1,2</sup>

<sup>1</sup>Московский физико-технический институт, г. Долгопрудный

<sup>2</sup>ФГУП ЦАГИ, г. Жуковский

В большинстве работ, посвященных вихререзающим расчетам турбулентных течений, основное внимание уделяется точности аппроксимации конвективных потоков. Диффузионные потоки часто вычисляются по центрально-разностной схеме второго порядка точности. Однако аппроксимация диффузионных потоков может играть заметную роль при вычислении подсеточных напряжений (LES), напряжений Рейнольдса и источниковых членов модели турбулентности (гибридные RANS/LES-методы) и вязких напряжений (DNS).

В докладе рассматриваются различные методы аппроксимации градиентов параметров, входящих в диффузионные потоки и источниковые члены системы уравнений [1]. Выводится порядок точности схем на равномерных и неравномерных сетках, проводится тестирование схем на одномерном уравнении диффузии.

Три наиболее точные из рассмотренных схем сравниваются в вихререзающих расчетах турбулентных течений: задаче Тейлора–Грина (число Рейнольдса 1600, режим DNS) и задаче о распаде изотропной турбулентности (подсеточная модель из модели SST-DES). Демонстрируются возможности уточненных аппроксимаций градиентов по снижению ошибки решений.

Работа выполнена при поддержке гранта РФФИ 18-08-01436 А.

### **Литература**

1. В.В. Власенко. О математическом подходе и принципах построения численных методологий для пакета прикладных программ EWT-ЦАГИ. Труды ЦАГИ, №. 2671, 2007, с. 20–85.

## **ЧИСЛЕННЫЙ РАСЧЕТ ГЕНЕРАЦИИ ЗВУКА ВЕНТИЛЯТОРНОЙ СТУПЕНЬЮ АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ**

**В.Г. Белов, В.В. Дегтярев, А.А. Синер**

*АО «ОДК-Авиадвигатель», г. Пермь, [vl.a.deg.322@gmail.com](mailto:vl.a.deg.322@gmail.com)*

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 радиального зазора на уровень звукового давления в дальнем акустическом поле и модальный состав шума, генерируемого вентиляторной ступенью вперед на высоких и низких режимах. Для выполнения расчетов используются коммерческие пакеты ANSYS CFX и ANSYS FLUENT широко применяемые в авиационной отрасли.

Объектом исследования является вентиляторная ступень двигателя, включающая вентилятор, спрямляющий аппарат (СА) наружного контура и направляющий аппарат (НА) внутреннего контура, режимы – посадочный и взлетный.

Рассматриваются методические вопросы расчетов на высоких режимах (взлетный) в ANSYS FLUENT с использованием сеточной адаптации: различные критерии адаптации и их пороговые значения, численные схемы. Так как размер расчетной сетки для задачи в полной постановке составляет  $\approx 100$  млн элементов, для ускорения на данном этапе работ расчеты проводятся в секторной постановке  $20^\circ$ .

В пакете ANSYS CFX выполняются расчеты генерации звука вентиляторной ступенью авиационного двигателя в полной постановке  $360^\circ$  с различными радиальными зазорами (без зазора, 0.2 мм, 0.6 мм) на посадочном режиме. Также разрабатывается методика расчета генерации шума на высоких режимах (набор высоты, взлет). Анализируется влияние величины радиального зазора на модальный состав генерируемого звука, а также на диаграмму направленности акустического излучения.

На основе проведенного анализа в работе формулируются рекомендации по дальнейшему развитию методов расчета шума генерируемого вентиляторной ступенью.

## **ИССЛЕДОВАНИЕ МОДАЛЬНОГО СОСТАВА ШУМА ВЕНТИЛЯТОРА АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ НА МОДЕЛЬНОМ ГЕНЕРАТОРЕ И В СОСТАВЕ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ**

**Ю.В. Берсенева, Р.В. Бурдаков, Н.А. Городкова**

*АО «ОДК-Авиадвигатель», Пермь, chursin@avid.ru*

Для снижения пролетного шума существующих и проектируемых самолетов, оснащенных ТВРД, необходимо понимание процессов образования и распространения авиационного шума. Основным источником пролетного шума современных самолетов является двигатель. В свою очередь, шум двигателя определяется множеством источников, таких как струя, компрессор низкого давления, компрессор высокого давления, камера сгорания, вентилятор. На современном этапе развития технологии проектирования ТВРД максимальный вклад в общий уровень шума вносит вентилятор. Шум вентилятора обладает преимущественно тональными составляющими, связанными с частотами следования лопаток вентилятора и их гармониками на различных режимах работы двигателя. Таким образом, система звукопоглощения воздухозаборника должна обеспечивать максимальное поглощение звука на указанных частотах. Согласно современным исследованиям звукопоглощающие конструкции (ЗПК) должны подбираться исходя из модального состава шума вентилятора, а не максимума коэффициента звукопоглощения. Вместе с тем измерение модального состава представляет собой сложную процедуру, требующую отдельного исследования в лабораторных условиях при наличии источника с задаваемыми и контролируемыми параметрами.

Для отработки методики измерения модального состава и изучения его влияния на звукопоглощение при размещении в воздухозаборнике различных типов ЗПК была создана установка генерации мод. Установка состояла из тридцатиточечного источника звука, установленного на специально изготовленную платформу, и канала, состоящего из трех участков экспериментального воздухозаборника: участок ЗПК, корпус микрофонов и воздухозаборник авиационного двигателя. В участке микрофонов выполнены размещения линейного и кольцевого массива микрофонов. Расположение кольцевого массива предусмотрено в двух положениях по краям линейного массива. Были проведены испытания в различных вариантах сборки экспериментального воздухозаборника: участок микрофонов; участок микрофонов и входное устройство; участок ЗПК, участок микрофонов и входное устройство. Для каждого варианта испытания проводились при двух положениях кольцевого массива. Регистрация сигналов звукового давления с микрофонов проводилась по 130 каналам одновременно.

Задавались одиночные моды, а также их различные комбинации. На данном этапе исследований, для извлечения вращающихся звуковых мод без учета радиальных, использовался только кольцевой массив микрофонов. В работе представлены результаты обработки полученных данных.

Исследование структуры звукового поля вентилятора двигателя было продолжено на открытом испытательном стенде, при помощи установки на авиационный двигатель участка ЗПК, корпуса микрофонов и воздухозаборника.

Полученные в рамках описываемого исследования данные в дальнейшем планируется использовать для отработки извлечения модального состава шума с учетом радиальных составляющих, а также они могут быть использованы для верификации моделей распространения звука в воздухозаборнике авиационного двигателя.

## **ИССЛЕДОВАНИЯ РЕАКТИВНОГО СОПЛА ВРД С РЕЗОНАТОРОМ – УСИЛИТЕЛЕМ ТЯГИ**

**В.И. Богданов, Д.В. Кувтырев, Д.С. Ханталин**

*ПАО «ОДК-Сатурн», г. Рыбинск, hantalin\_ktm@mail.ru*

Можно ожидать значительного увеличения тяговой эффективности реактивного двигателя при пульсирующем высокочастотном истечении газа из сопла. Источником высокочастотных колебаний газа в истекающей струе является сферический газодинамический резонатор - усилитель тяги реактивного двигателя.

По экспериментальным данным (НТЦ имени А. Люльки) прирост тяги в резонаторе при определенном сочетании механико-геометрических соотношений в потоке, в сравнении с тягой идеального сопла с полным расширением, может достигать 100% [1]. Такое увеличение тяговой эффективности происходит вследствие возрастания усилия на тяговых стенках в результате присоединения дополнительных масс газа, как в основной струе, так и из окружающей среды.

В настоящей работе представлены результаты расчетных исследований сопла ВРД с резонатором с привлечением современных методов численного анализа и подходов к моделированию и разрешению турбулентности. Исследуется влияние внешнего обтекания на интегральные характеристики сопла и на структуру течения в сопле.

Полученные предварительные результаты расчетов позволяют сделать вывод об эффективности применения резонатора в соплах ВРД в качестве усилителя тяги.

### **Литература**

1. Марчуков А.Ю., Бармин О.В., Тарасов А.И. Высокочастотный бесклапанный пульсирующий двигатель. Концепция и результаты испытаний единого тягового модуля-демонстратора. ТО № 056.505.001.ТО. ОАО «НПО «Сатурн» НТЦ им. А. Люльки. В/ч 46151. Москва, 2004. самолетов и вертолетов. – М.: Машиностроение, 1986.

## ИССЛЕДОВАНИЕ ЗВУКОВОГО ПОЛЯ В АКУСТИЧЕСКОЙ КАМЕРЕ АДТ Т-1К С ПОМОЩЬЮ МЕТОДА ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНОСТЕЙ МАКСИМАЛЬНОЙ ДЛИНЫ

А.Н. Боженко<sup>1</sup>, С.Л. Денисов<sup>2</sup>

<sup>1</sup>КНИТУ-КАИ, Казань, ANBozhenko@kai.ru

<sup>2</sup>НИМК ЦАГИ, Москва, Россия, stanislav.denisov@tsagi.ru

В данной работе представлены результаты экспериментальных исследований звукового поля в акустической камере АДТ Т-1К с точки зрения оценки вкладов паразитных отражений в измеряемый звуковой сигнал. Акустическая камера АДТ Т-1К сформирована вокруг открытой рабочей части аэродинамической трубы малых скоростей Т-1К и предназначена для проведения измерений акустических характеристик вертолетных винтов (рис. 1).

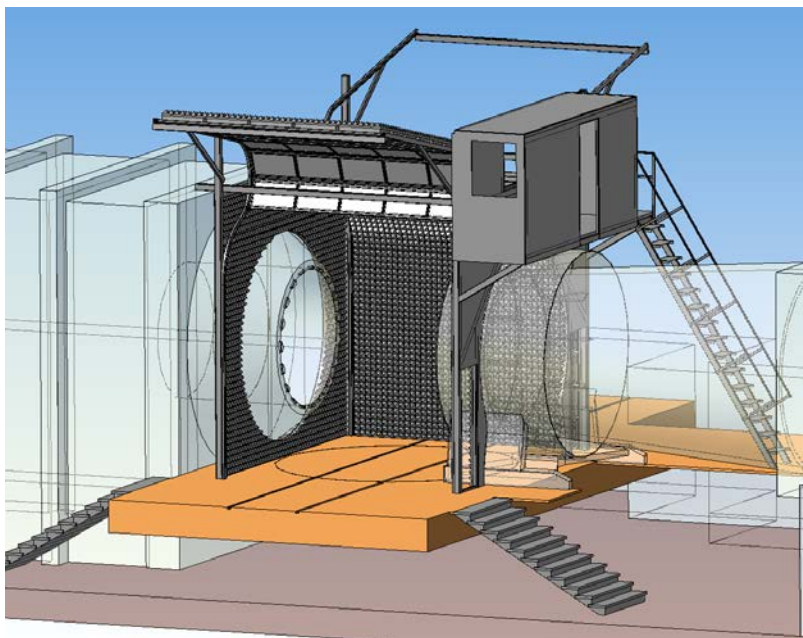


Рис. 1. Общий вид акустической камеры АДТ Т-1К

Для проведения акустических измерений в рабочей части трубы организовано закрытое помещение типа акустической камеры (рис. 1), стены, пол и потолок которого обладают звукопоглощающими свойствами.



При этом стены камеры, расположенные справа и слева по потоку, выполнены в виде створок, поднимаемых с использованием электропривода.

Стенки акустической камеры имеют комбинированную двухслойную конструкцию. Первый слой состоит из резонаторов Гельмгольца (рис. 2), оптимизированных для частоты акустического излучения 100 Гц. Эта частота была получена из предварительных испытаний акустической камеры и обусловлена рабочими характеристиками вентилятора аэродинамической трубы. Второй слой состоит из пирамидальных меламиновых панелей (рис.3), которые оптимизированы для снижения шума в диапазоне частот 1-4 КГц.

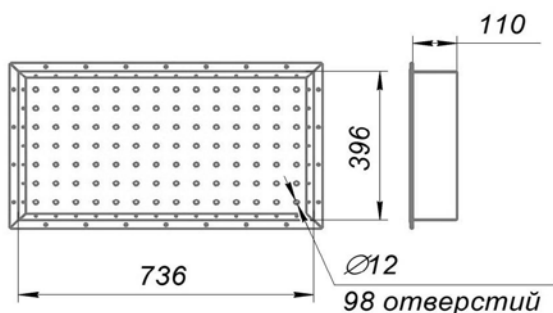


Рис. 2. Звукоизолирующая панель с резонаторами Гельмгольца

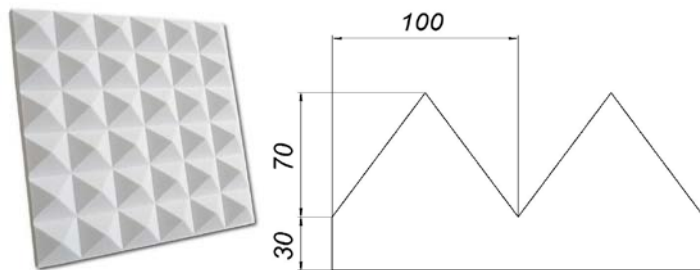


Рис. 3. Общий вид меламиновой панели (слева) с размерами отдельной пирамиды (справа)

Согласно первоначальной концепции проекта, такая комбинированная конструкция стенок камеры должна обеспечивать максимальное снижение шума в низкочастотной части спектра от 50 до 100 Гц, где располагаются как пики собственных частот аэродинамической трубы, так и пиковые значения шума вертолетного винта. Из-за конструктивных особенностей акустической камеры только потолок и боковые стенки камеры имеют двухслойную структуру. Торцевые стенки акустической камеры

оклеены меламинавым звукопоглощающим материалом, а линолеумный пол во время проведения акустических измерений закрывается матами с меламинавым материалом.

Одним из методов, позволяющих исследовать распределение звукового поля с точки зрения влияния паразитных отражений на измеряемый звуковой сигнал, является метод последовательностей максимальной длины [1]. Результатом измерений, выполненных с помощью метода последовательностей максимальной длины, является импульсный отклик, позволяющий с высокой степенью точности определить и идентифицировать паразитные вклады от различных рассеивающих и отражающих элементов исследуемой системы в измеряемый сигнал [2]. В данной работе проводится развитие и обобщение предложенного в [3,4] метода анализа звукового поля, выполненного для открытого стенда, на случай заглушенной камеры АДТ Т-1К.

Для анализа полученных экспериментальных данных было выполнено моделирование импульсного отклика. Прямой импульс моделировался сферической волной, излучаемой точечным источником, а отраженные импульсы – сферическими волнами, отраженными от абсолютно жесткой поверхности. На рис. 4 представлено сравнение расчетных и экспериментальных импульсных откликов на одном из микрофонов, измеренных в акустической камере АДТ Т-1К.

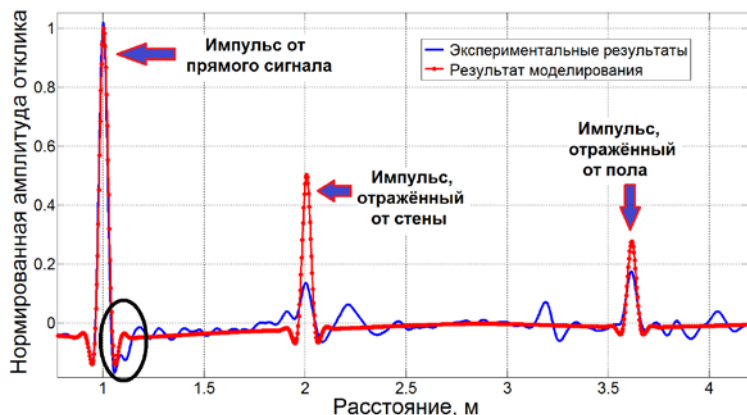


Рис. 4. Сравнение расчетных и экспериментальных импульсных откликов для акустической камеры АДТ Т-1К

Анализ данных, представленных на рис. 4, показывает хорошее совпадение результатов моделирования с экспериментом для прямого импульса. Небольшое расхождение, обведенное черным, обусловлено особенностями крепления микрофона к штативу. В то же время, амплитуда и

форма импульса, отраженного от стены, значительно отличаются от расчётной, что связано с тем, что покрытая меламином и оснащенная резонаторами Гельмгольца стена не является абсолютно жесткой. Импульс, отраженный от линолеумного пола близок по форме к расчётному, однако его амплитуда ниже, что также свидетельствует о том, что пол не является абсолютно жёсткой конструкцией.

Из рис. 4 хорошо видно, что применение пирамидального меламинового покрытия и резонаторов Гельмгольца позволило обеспечить уменьшение амплитуды отраженных сигналов до 6,5 раз относительно амплитуды прямого сигнала, что следует признать очень хорошим результатом.

Тщательный анализ результатов экспериментальных исследований акустической камеры АДТ Т-1К, выполненных с помощью метода последовательностей максимальной длины при различных положениях микрофонов и створок камеры, позволяют сделать вывод, что сформированная в рабочей части аэродинамической трубы Т-1К акустическая камера пригодна для проведения аэроакустических измерений, в частности для измерения шума вертолётных винтов.

Данная работа выполнена в рамках реализации проектной части государственного задания 9.1577.2017/4.6 «Численное и физическое моделирование аэродинамических и аэроакустических характеристик винтокрылых несущих систем перспективных летательных аппаратов».

### Литература

1. А.В. Шанин, В.Ю. Валяев. Метод последовательностей максимальной длины в акустическом эксперименте // Акустический журнал. 2011. Т.57, № 3. С. 420-425.
2. С.Л. Денисов, А.И. Корольков. Исследование экранирования шума с помощью метода последовательностей максимальной длины в приложении к задачам авиационной акустики // Акустический журнал. 2017. Т. 63. № 4. С. 1-17.
3. 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. Т. 62. № 6. С. 725-730.
4. С.Ю. Макашов, М.Ю. Зайцев, С.Л. Денисов. Приложение MLS-эксперимента для идентификации и возможности снижения нежелательных отражений при проведении экспериментов в аэроакустике // Материалы 5-й открытой всероссийской конференции по аэроакустике. – М.: Изд-во ЦАГИ, 2017. С. 142-144.

## ИССЛЕДОВАНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ КОМПОНОВКИ МАЛОШУМНОГО РЕГИОНАЛЬНОГО САМОЛЕТА С ЛАМИНАРНЫМ КРЫЛОМ МАЛОЙ СТРЕЛОВИДНОСТИ

А.Л. Болсуновский, Н.Н. Брагин, Н.П. Бузоверя, Н.А. Пушин,  
И.Л. Чернышев

*ЦАГИ, г. Жуковский, МО*

Проектирование аэродинамических компоновок малошумных самолетов накладывает ограничения не только экономического характера, но и экологического. Важную роль начинают играть ограничения по выбросу вредных веществ в атмосферу и шуму на местности. Резервы по снижению шума двигателя не бесконечны, и ряд экспертов полагают, что дальнейшее продвижение может быть достигнуто за счет экранирования шума двигателя элементами планера, в частности крылом. Компоновки с расположением двигателей над задней кромкой крыла привлекают внимание многих исследователей, в том числе и в ЦАГИ.

Применение крыла малой стреловидности позволяет рассчитывать на естественную ламинаризацию обтекания (ЕЛО). Вместе с тем, использование современных сверхкритических профилей позволяет не снижать при этом крейсерское число Маха  $\sim 0.78$ .

К преимуществам такого БМС следует отнести:

- возможное снижение сопротивления на 4-5% за счет ЕЛО крыла;
- уменьшение веса крыла за счет малой стреловидности;
- снижение риска попадания посторонних предметов в двигатель;
- отсутствие ограничений на диаметр и степень двух-контурности двигателей с соответствующими дивидендами в топливной эффективности и шуме;
- экранирование крылом шума от вентилятора;
- отсутствие усиления шума при отклонении закрылков;
- отсутствие разрывов механизации передней кромки;
- снижение длины стоек шасси с соответствующим выигрышем в весе;
- снижение шума от шасси за счет укорочения основных стоек.

Среди недостатков: увеличение шума внутри пассажирской кабины, увеличенный риск разгерметизации салона при обрыве лопаток турбины и вентилятора, утяжеление Т-образного оперения, возможные проблемы аэроупругости при заднем расположении двигателя.

В данной работе приведены результаты расчетно-экспериментальных исследований компоновки малошумного регионального самолета с двигателями над задней кромкой ламинарного крыла, полученные за последнее время в ЦАГИ. Показано, что

предлагаемые технические решения позволят поднять аэродинамическую и весовую эффективность предлагаемой схемы и, в конечном счете, повысить ее конкурентоспособность в сравнении с классическими аналогами.

## **ВАЛИДАЦИЯ СОЛВЕРА DDES НА БАЗЕ РАЗРЫВНОГО МЕТОДА ГАЛЕРКИНА ДЛЯ ЗАДАЧ ТЕЧЕНИЙ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ВЫСОКОПРОИЗВОДИТЕЛЬНОЙ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОЙ ТЕХНИКИ**

И.С. Босняков, С.М. Босняков, В.В. Власенко, **А.В. Волков**,  
С.В. Михайлов, В.Ю. Подаруев, А.И. Трошин

*Центральный аэрогидродинамический институт (ЦАГИ), 140180, Москов-  
ская обл., Жуковский, Россия*

В настоящей работе представлены текущие результаты разработки высокопроизводительного солвера LES/DDES в ЦАГИ. Солвер базируется на методе DG и направлен на моделирование нестационарных аэродинамических турбулентных течений. Это исследование проводится в рамках европейского проекта TILDA. Цель проекта - предложить методы и подходы, сочетающие современные и эффективные численные схемы высокого порядка с инновационными подходами к LES и DNS с целью разрешить все существенные особенности течения на десятках тысяч процессоров, за время расчета, не превышающее нескольких дней.

Будет представлена валидация разрывного метода Галеркина (PMG, DG), предназначенного для нестационарных вычислений. Явная 5-шаговая устойчивая схема Рунге-Кутты 4 порядка используется в сочетании с глобальным и дробным шагами по времени. Функциональный базис образован ортонормированными в физическом пространстве полиномами порядка  $K$  вплоть до 5, которые формально дают порядок  $K+1$  точности схемы. Для вязких потоков принимается подход Bassi-Rebay 2. Моделирование по методу отсоединенных вихрей (DDES, 2006) используется в сочетании с оригинальной формулировкой законов стенки.

В качестве тестовых случаев для валидации использовались вихрь Тейлора-Грина, течение на «периодических холмах» (тест ERCOFTAC), осесимметричная струя из сопла NASA и двухконтурное шумоглушающее сопло TILDA. Результаты включают сравнение точности результатов и расчетных затрат, показана эффективная масштабируемость разработанной программы при расчёте на 10 000 ядер процессоров.

Текущие исследования являются продолжением работы, проделанной в рамках европейского проекта IDIHOM FP7, в котором был разработан параллельный DG-код, ориентированный на установившиеся аэродинамические течения. Этот код использовал схему четвертого порядка точности для решения уравнений RANS с явной алгебраической моделью напряжений Рейнольдса. Марш по времени выполнялся неявной схемой, ускоренной алгоритмом  $hp$ -мультигрида с сеточными  $h$ -уровнями и полиномиальными  $p$ -уровнями. В отличие от этого, представленный в настоя-

щее время код предназначен для нестационарного моделирования, разрешающего крупномасштабные турбулентные движения. Это подразумевает использование более простых моделей напряжений подсеточного масштаба, точных по времени схем и расширения эффективной работы на ещё большее количество ядер ЦП. В настоящее время мы полагаемся на явные схемы, изучая возможности их ускорения, например, методом дробного шага по времени и подходами к функциям стенки. По сравнению с кодом IDIНОМ мы увеличили максимальный пространственный порядок точности схемы от 4 до 6.

## **МОДЕЛИРОВАНИЕ БОЛЬШИХ ВИХРЕЙ (LES/DES) С ПОМОЩЬЮ РАЗРЫВНОГО МЕТОДА ГАЛЁРКИНА ВЫСОКОГО ПОРЯДКА**

**И.С. Босняков, А.В. Волков, Д.А. Гаджиев, А.И. Трошин**

*Центральный аэрогидродинамический институт (ЦАГИ), 140180,  
Жуковский, Московская обл., Россия, igor.bosnyakov@yandex.ru*

В основе разрывного метода Галёркина (РМГ) лежит алгоритм, позволяющий хранить внутри ячейки разложение функции по выбранному базису. Можно построить пример, когда выбор конкретного базиса позволяет получить точное решение аэродинамической или акустической задачи. Однако в большинстве случаев приходится иметь дело с приближенными решениями, при этом выбор конкретного базиса накладывает ограничения на точность такого приближения.

Как показывает практика, наибольшую эффективность РМГ показывает при решении задач для течений без особенностей в условиях свободной турбулентности вдали от твёрдых стенок. Таким образом, можно ожидать наибольшей эффективности РМГ в задачах, решаемых методами LES/DES. К таким задачам можно отнести эволюцию дальнего вихревого следа за самолётом.

Применение LES/DES означает решение уравнений для осредненных по пространству величин. В свою очередь представление решения в виде полиномов высокого порядка в РМГ делает процедуру фильтрации неочевидной. Обычное понимание параметров как осредненных по всей ячейке несправедливо. В работе на модельной задаче показано, что метод высокого порядка точности позволяет разрешать масштабы вихрей меньших, чем размер ячейки сетки. Поэтому для методов высокого порядка точности предложена специальная методика калибровки констант подсеточных моделей турбулентности.



## ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ СТРУИ ИЗ ДВУХКОНТУРНОГО СОПЛА С ПОМОЩЬЮ РАЗЛИЧНЫХ ВИХРЕРАЗРЕШАЮЩИХ ПОДХОДОВ НА НЕСТРУКТУРИРОВАННЫХ СЕТКАХ

С.М. Босняков<sup>1</sup>, А.В. Волков<sup>1</sup>, А.П. Дубень<sup>2</sup>, В.И. Запругаев<sup>3</sup>,  
Т.К. Козубская<sup>2</sup>, С.В. Михайлов<sup>1</sup>, **А.И. Трошин<sup>1</sup>**, В.О. Цветкова<sup>2</sup>

<sup>1</sup>ЦАГИ, г. Жуковский, МО, bosnyakov@tsagi.ru

<sup>2</sup>ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, г. Москва, Alexey.Duben@gmail.com

<sup>3</sup>ИТПМ СО РАН, г. Новосибирск, zapr@itam.nsc.ru

В работе представлены результаты расчетов струи, истекающей из двухконтурного сопла, с помощью различных вычислительных алгоритмов, реализующих вихреразрешающие подходы с использованием численных методов повышенной точности на неструктурированных сетках.

Рассматриваемая конфигурация [1] представляет собой двухконтурное сопло с дозвуковым режимом истечения из внутреннего контура (перепад давлений  $NPR_1 = 1.72$ , максимальное число Маха на срезе  $0.86 \pm 0.02$ ) и сверхзвуковым из внешнего ( $NPR_2 = 2.25$ , недорасширенная струя с числом Маха на срезе 1.0). В оба контура подается холодный воздух с температурой торможения  $T_0 = 269$  К. Характерное число Рейнольдса, посчитанное по внешнему диаметру сопла, составляет  $Re = 3 \cdot 10^6$ . Течение является осесимметричным с точностью до влияния поддерживающих пилонов, установленных внутри сопла. В расчетах пилоны не моделировались.

В докладе представлены результаты расчетов данного течения с помощью трёх вычислительных алгоритмов, разрабатываемых в ЦАГИ и ИПМ им. М.В. Келдыша РАН. В обеих группах расчеты проводились на базе вихреразрешающего гибридного RANS-LES-подхода с моделью DDES и поправкой на ускорение развития слоев смешения.

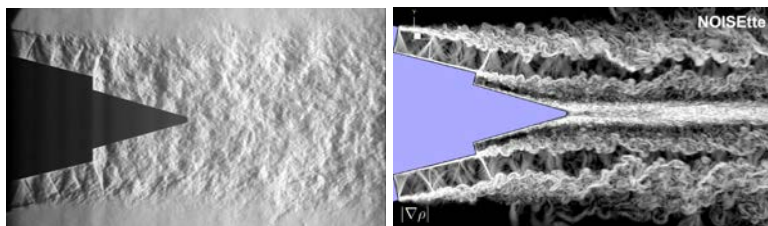


Рис. 1. Визуализация течения струи из двухконтурного сопла: эксперимент (слева) и расчет NOISEtte (справа).

В ЦАГИ использовались собственные коды ZEUS [2] и Zoom [3], реализующие, соответственно, конечно-объемный и конечно-элементный

методы. В конечно-объемном методе использовалась реконструкция WENO5 вдоль сеточных линий. Диссипативность схемы регулировалась выбором стабилизирующего коэффициента в формуле Роу для потоков через грани ячеек. Расчеты проводились на сетке с числом ячеек 15 млн. В качестве конечно-элементного метода был взят разрывный метод Галеркина (PMG) с кусочно-кубическим представлением решения для всех переменных. Расчет по PMG проведен на сетке 200 тыс. ячеек, что приблизительно соответствует мощности 4 млн ячеек в конечно-объемном подходе.

В ИПМ им. М.В. Келдыша РАН численное моделирование струи проводилось с помощью программного комплекса NOISEtte [4]. Вихре-разрешающий подход реализуется с использованием гибридной версии численной схемы EBR, эффективно сочетающей центрально-разностную, противопоточную и монотонизированную WENO аппроксимацию на расширенных реберно-ориентированных шаблонах. Для проведения расчета использовалась неструктурированная сетка, состоящая из 26.6 млн узлов.

В докладе представлены результаты расчетов с помощью различных методик, проведено их сопоставление с экспериментальными данными и между собой. На основе сравнительного анализа выполнена оценка возможностей рассмотренных алгоритмов для корректного воспроизведения сложных струйных течений с точки зрения оптимального сочетания точности воспроизведения и необходимых для этого вычислительных затрат.

Работа частично поддержана Министерством науки и высшего образования (Проект МК-5942.2018.1).

## Литература

1. Киселев Н.П., Запрягаев В.И., Кундасев С.Г., Пивоваров А.А. Структура течения в начальном участке высокоскоростной струи, истекающей из модельного двухконтурного сопла. Сборник трудов XXIV Всероссийского семинара «Струйные, отрывные и нестационарные течения», Новосибирск, 11-13 ноября 2015, стр. 82-83.
2. Власенко В.В., Кажан Е.В., Матяш Е.С., Михайлов С.В., Трошин А.И. Численная реализация неявной схемы и различных моделей турбулентности в расчетном модуле ZEUS. Труды ЦАГИ, вып. 2735, 2015, стр. 5-49.
3. Босняков С.М., Михайлов С.В., Подаруев В.Ю., Трошин А.И. Нестационарный разрывный метод Галеркина высокого порядка точности для моделирования турбулентных течений. Мат. моделирование, т. 30, № 5, 2018, стр. 37-56.
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. Выч. методы и прогр., т. 13, 2012, стр. 110-125.

## ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ СВЕРХЗВУКОВОГО ПОТОКА ЗА ОБРАТНЫМ УСТУПОМ МЕТОДАМИ RANS И LES

С.М. Босняков<sup>1</sup>, А.П. Дубень<sup>2</sup>, Т.К. Козубская<sup>2</sup>, С.В. Матяш<sup>2</sup>, С.В. Михайлов<sup>1</sup>, М.Ф. Енгулатова<sup>1</sup>

<sup>1</sup>ЦАГИ им. Н.Е. Жуковского, г. Жуковский, МО, bosnyakov@tsagi.ru

<sup>2</sup>ИИПМ им. М.В. Келдыша РАН, г. Москва, Alexey.Duben@gmail.com

В рамках программы сотрудничества ЦАГИ-РАН А.А. Желтоводным получены экспериментальные данные [1], которые позволили провести валидацию применяемых в настоящее время расчетных методов. Исследовался обратный уступ с углом скоса  $-45^\circ$ , обтекаемый сверхзвуковым потоком с  $M=2.9$ . Число Рейнольдса, посчитанное по высоте уступа, равнялось  $4.9 \cdot 10^6$ .

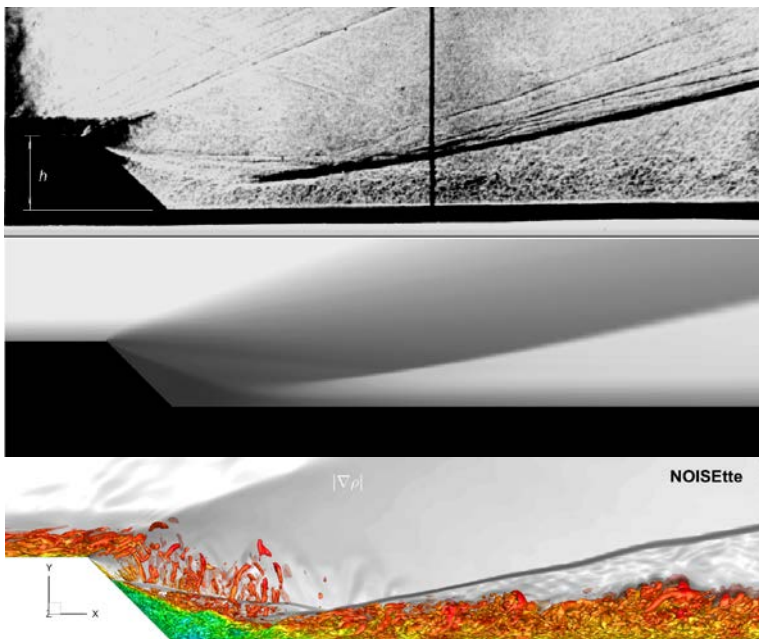


Рис. 1. Картина течения возле обратного уступа: эксперимент (сверху), RANS (в центре), IDDES (снизу)

Показано, что в рамках подхода RANS ни один из методов не дает приемлемой точности решения внутри отрывной зоны. Предложенные [1] настройки модели турбулентности SST позволили уменьшить ошибку

расчета до 20% в случае клина сжатия. Но в случае клина разрежения указанные настройки не сработали.

Рассмотрены два расчета: 1) методом RANS [1]; 2) методом IDDES. Уделено внимание не только проблеме правильного предсказания точки (линии) начала отрыва пограничного слоя, но и точки (линии) его присоединения. Отмечено, что в обоих случаях хорошо воспроизводится структура течения за пределами отрывной зоны, см. рис. 1. В частности, правильно рассчитываются положение и углы наклона скачков уплотнения, а также волн разрежения,

Используемые для вихреразрешающего моделирования вычислительный алгоритм [2] основан на численной схеме EBR повышенной точности, эффективно сочетающей центрально-разностную, противопоточную и монотонизированную WENO аппроксимацию. Для создания разрешенных турбулентных пульсаций в пограничном слое перед уступом используется предложенная в работе [3] методика, основанная на генераторе синтетической турбулентности, добавляющей соответствующие пульсации скоростей в виде распределенного объемного источника.

В докладе представлен подробный анализ полученных результатов и сопоставления двух методов с экспериментом

Работа частично поддержана Российским фондом фундаментальных исследований (Проекты РФФИ 18-08-01436 и 18-31-00368).

### Литература

1. Босняков С.М., Волков А.В, Власенко В.В., Енгулатова М.Ф., Матяш С.В., Михайлов С.В., Бабулин А.А.. Точность расчета отрывных зон с применением различных дифференциальных моделей турбулентности при сверхзвуковом обтекании пространственного клина торможения. //Книга "Результаты фундаментальных исследований в прикладных задачах авиастроения", Издательство "Наука", Москва, 2016, стр. 240-251.
2. 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. Выч. методы и прогр., т.13, 2012, стр. 110-125.
3. M. Shur, M. Strelets, A. Travin, A. Probst, S. Probst, D. Schwamborn, S. Deck, A. Skillen, J. Holgate and A. Revell. Improved Embedded Approaches. Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary, Design 134, DOI 10.1007/978-3-319-52995-0\_3.

## АНАЛИЗ МЕТОДА МОДАЛЬНОЙ ДЕКОМПОЗИЦИИ ЗВУКОВОГО ПОЛЯ В КАНАЛЕ С ПОМОЩЬЮ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОГО ЭКСПЕРИМЕНТА

Р.В. Бурдаков, М.П. Старцева, А.А. Синер

АО «ОДК-Авиадвигатель», Пермь, [burdakof@avid.ru](mailto:burdakof@avid.ru), [startseva-mp@avid.ru](mailto:startseva-mp@avid.ru),  
[siner@avid.ru](mailto:siner@avid.ru)

Проблемы снижения авиационного шума продолжают оставаться актуальными и составляют важную часть общих проблем обеспечения экологической безопасности. 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.

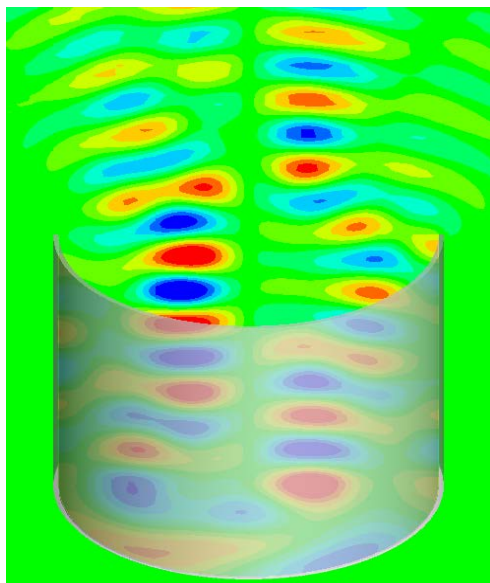


Рис. 1. Цилиндрический воздухозаборный канал

Математическая модель, разрабатываемая в данной работе, представляет собой расчет распространения звука в воздухозаборном канале авиационного двигателя с использованием уравнений Навье-Стокса и численных схем высокого порядка точности.

Объектом исследования являлся цилиндрический воздухозаборный канал (рис. 1). Для генерации звукового поля использовалась вся нижняя поверхность внутри данного канала, на которой задавалось нестационарное давление в виде комбинации акустических мод. Регистрация мод производилась в точках кольцевого массива и на полных сечениях внутри канала, расположенных на одном расстоянии от нижней поверхности. Метод с регистрацией мод на полных сечениях позволяет выявить все моды, генерируемые внутри канала, поскольку использует полную информацию в сечении, а точечные замеры имитируют реальные экспериментальные замеры.

В данной работе представлен расчет распространения звука в цилиндрическом воздухозаборном канале. Приведены результаты расчетов канала с разными комбинациями мод, а также представлено сравнение разложений на моды по точечным замерам и по полным сечениям внутри канала. На основе представленного анализа выявлены проблемные места в методе экспериментальной модальной декомпозиции и намечены пути их устранения.

## ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ НЕЛИНЕЙНОГО АКУСТИЧЕСКОГО ИМПЕДАНСА ОТВЕРСТИЙ

А.И. Быков<sup>1</sup>, А.И. Комкин<sup>1</sup>, М.А. Миронов<sup>1,2</sup>

<sup>1</sup>Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана,  
Москва, *akomkin@mail.ru*

<sup>2</sup>Акустический институт им. Андреева, Москва, *mironov\_ma@mail.ru*

Акустический импеданс отверстия при высоких уровнях звукового давления исследовался экспериментально в большом числе работ (см. напр. [1–6]). Теоретическим основанием для интерпретации результатов экспериментов служит закон Бернулли для стационарного потока через отверстия. Распространение этого закона на осциллирующие течения в отверстиях дает, в частности, линейную зависимость действительной части акустического импеданса отверстия от амплитуды колебательной скорости в отверстии и независимость ее от диаметра отверстия. Однако внимательный анализ экспериментальных результатов показал, что диаметр отверстия существенным образом влияет на поведение импеданса при высоких уровнях звукового давления.

Целью данной работы является получение надежных экспериментальных данных, демонстрирующих влияние диаметра отверстия перегородки на его акустический импеданс при высоких уровнях звукового давления. Она продолжает исследования авторов [5, 6] в этом направлении

Измерения проведены в импедансной трубе с внутренним диаметром  $d = 99$  мм методом двух микрофонов. Использовались 1/4-дюймовые конденсаторные микрофоны *PSB 482C05*. Источником звука служил динамик Веута 12М1100 мощностью 400 Вт. Для возбуждения динамика использовался узкополосный ЛЧМ-сигнал с шириной полосы 10 Гц и центральной частотой  $f_0 = 150$  Гц. Амплитуда ЛЧМ-сигнала варьировалась, так что уровни звукового давления в импедансной трубе могли изменяться в диапазоне от 85 дБ до 155 дБ. С измерительной стороны импедансной трубы устанавливались перегородки толщиной 2 мм с осесимметричными отверстиями, диаметры которых варьировались от 3 мм до 20 мм. Сигналы с микрофонов подвергались спектральному анализу с помощью анализатора *V&K PHOTON+*, по результатам которого методом передаточной функции [17] определялся коэффициент отражения звуковой волны от перегородки  $R$ , а потом и безразмерный акустический импеданс отверстия в перегородке. Колебательная скорость в отверстии вычислялась по измененным давлениям на микрофонах.

В результате проведенных исследований было установлено, что особенность поведения мнимой части нелинейного импеданса отверстия, выраженной в терминах его присоединенной длины, состоит в следующем: с ростом звукового давления (точнее амплитуды колебательной скорости в отверстии) происходит резкое снижение присоединенной длины отверстия с выходом на новый стационарный уровень, как это уже описывалось в работе [5]. Небольшое отличие по сравнению с результатами работы [5] состоит в том, что значение этого нового порогового уровня несколько повышается при очень больших значениях колебательной скорости, соответствующих диапазону звуковых давлений от 135 до 155 дБ.

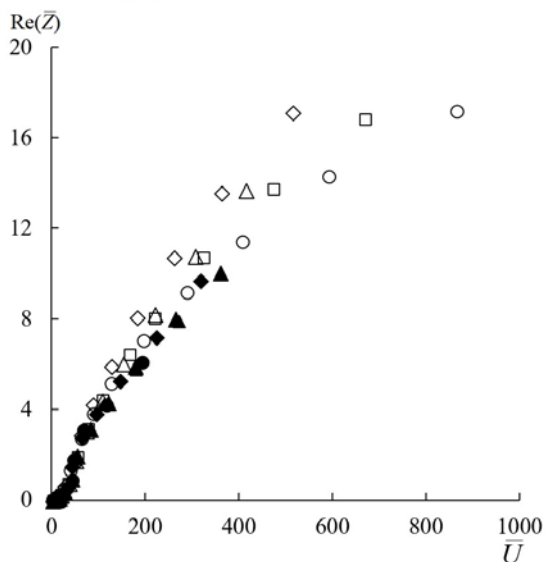


Рис. 1. Действительная часть безразмерного импеданса при различных диаметрах отверстия:  $\circ$  – 3 мм,  $\square$  – 4 мм,  $\diamond$  – 5 мм,  $\triangle$  – 7 мм,  $\bullet$  – 10 мм,  $\blacksquare$  – 12 мм,  $\blacklozenge$  – 15 мм,  $\blacktriangle$  – 20 мм

Зависимости действительной части безразмерного акустического импеданса от колебательной скорости в отверстии для различных диаметров отверстия приведены на рис. 1. Здесь  $\text{Re}(\bar{Z}) = \text{Re}(Z)l_0/(\rho c d_0)$ , где  $Z$  – импеданс отверстия,  $\rho$  – плотность воздуха,  $c$  – скорость звука в воздухе,  $d_0$  – диаметр отверстия в перегородке, мм;  $l_0$  – единичный размер,  $10^3$  мм;  $\bar{U} = U/(\omega \nu)^{0.5}$ , где  $U$  – амплитуда колебательной скорости в отверстии,  $\omega = 2\pi f_0$ ,  $\nu$  – кинематическая вязкость воздуха.



Полученные результаты показывают, что при высоких значениях колебательной скорости в отверстии приведенные зависимости носят явный нелинейный характер. Кроме того, они не сливаются в одну линию при нормировании импеданса на диаметр отверстия, как это имеет место при меньших значениях колебательной скорости в отверстии [6].

### Литература

1. Sivian L.J. Acoustic impedance of small orifices // J. Acoust. Soc. Am. 1935. V. 7, № 3. P 94–101.
2. Ingard U. On the theory and design of acoustic resonators // J. Acoust. Soc. Am. 1953. V. 25, № 6. P. 1037–1061.
3. Ingard U., Ising H. Acoustic nonlinearity of an orifice // J. Acoust. Soc. Am. 1967. V. 42, № 1. P. 6–17.
4. Dickey N.S., Selamet A., Novak J.M. The effect of high-amplitude sound on the attenuation of perforated tube silencer // J. Acoust. Soc. Am. 2000. V.108, № 5. P. 1068-1081.
5. Комкин А.И., Быков А.И., Миронов М.А. Инерционная присоединённая длина отверстия при высоких уровнях звукового давления // Акустический журнал 2018. Т. 64. №3. С. 296-301.
6. Комкин А.И., Быков А.И., Миронов М.А. Акустическое сопротивление отверстия при высоких уровнях звукового давления // Акустический журнал 2018. Т. 64. №4. (в печати).

## ПРОГРАММНЫЙ КОМПЛЕКС NUMESA ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ ГАЗОДИНАМИКИ И АКУСТИКИ

Д.В. Ворошнин, О.В. Маракуева, А.С. Муравейко

ООО «Нумеса», Санкт-Петербург, [contact@numesa-ru.com](mailto:contact@numesa-ru.com)

На сегодняшний момент CFD-моделирование применяется при решении многих практически важных задач, выступая в качестве альтернативы натурного эксперимента. Преимущество вычислительных методов перед экспериментом заключается в значительной экономии ресурсов и времени, обеспечении большого количества выходных данных, что позволяет проводить более тщательный и детальный анализ.

В рамках коммерческого программного продукта *Numesa* реализовано несколько специализированных модулей для решения задач гидро- и газодинамики, вибро- и аэроакустики, аэроупругости и др.

Специализированный модуль *Fine/Turbo* служит для решения задач газовой динамики турбомашин. Явный трехмерный структурированный решатель позволяет решать широкий круг задач вычислительной газовой динамики методом конечных объемов за счёт реализации большого набора граничных условий, моделей турбулентности, физических моделей. При этом он обладает очень высокой скоростью вычислений и низким потреблением оперативной памяти, что достигается за счет использования геометрического многосеточного метода.

*Fine/Open* – неструктурированный решатель, предназначенный для моделирования внешних и внутренних течений.

Оценка нестационарных течений и акустических характеристик важна еще на стадии проектирования турбомашин, но стандартные методы моделирования нестационарного «ротор-статор» взаимодействия Domain Scaling и Phase Lagged чрезвычайно ресурсоемки и, как правило, не применимы для решения реальных задач турбомашиностроения на современном уровне развития вычислительной техники.

В обоих решателях реализован метод нелинейного гармонического анализа (NLH), который предполагает решение осреднённых уравнений Навье - Стокса с включением пульсационных составляющих, связанных с «ротор-статор» взаимодействием. Существенным преимуществом метода являются: возможность в кратчайшие сроки получить нестационарное решение, расчет производится в одном межлопаточном канале каждого венца, уменьшается влияние положения границы ротор-статор на решение. NLH метод применяется при анализе нестационарных явлений, моделировании входной неравномерности, анализе нестационарных нагрузок на элементы лопаточных машин, в качестве начальных данных для акустического анализа и т.д.

Модуль *FINE™/Acoustics* предназначен для решения задач аэро- и виброакустики. Модуль включает в себя несколько методов: FEM/BEM подходы, метод Ffowcs Williams-Hawkings, полная интеграция с нелинейным гармоническим методом NLH, FlowNoise (DSNG) - прогнозирование широкополосного шума, производимого изотропной турбулентностью, на базе CFD RANS расчета и др.

Качество моделирования при решении задач газовой динамики и акустики зависит в том числе и от дискретной модели рассматриваемого объекта. *Numeca* предлагает ряд своих сеточных генераторов.

Создание структурированных сеток в ручном режиме чрезвычайно трудоемко. *AutoGrid5* предназначен для автоматического построения высококачественных блочно-структурированных гексаэдральных расчетных сеток проточной части лопаточных машин. *AutoGrid5* обладает высоким уровнем автоматизации, что обеспечивается техникой использования специальных шаблонов, такой подход позволяет быстро создавать расчетные сетки высокого качества для любого типа турбомашин с учетом различных геометрических особенностей. Весь процесс построения сеток распараллеливается.

Уникальные технологии, заложенные в сеточном генераторе *HEXPRESS/Hybrid*, позволяют автоматически строить гексадоминантные неструктурированные конформные сетки (тетра или полностью гекса) для одного или нескольких расчетных доменов с разрешением пристеночного слоя. Преимущества *HEXPRESS/Hybrid*:

- оперативность и автоматизация при перестроении сеток в батч-режиме, что многократно ускоряет процесс перестроения новых сеток для измененных геометрий;

- процесс построения сеток в *HEXPRESSTM/Hybrid* полностью распараллеливается;

- возможность строить сетки для геометрий с серьезными изъянами, щелями и т.д., что в целом на порядок сокращает временной этап построения сеток при работе с реальными геометриями. *HEXPRESSTM/Hybrid* имеет встроенный инструмент автоматического поиска и ликвидации геометрических изъянов.

*HEXPRESSTM/Hybrid* это идеальный инструмент для построения сеток большой размерности, сложнейшей топологии геометрий в самые кратчайшие сроки.

*HEXPRESS* – сеточный генератор, автоматически создающий гексаэдральные сетки высокого качества для сложных геометрических объектов.

## Литература

1. D. Japikse. Introduction to Turbomachinery. Concepts ETI, Inc., 1997.
2. C. Hirsch. Numerical Computation of Internal & External Flows: the Fundamentals of Computational Fluid Dynamics, Second edition. Elsevier, 2007.
3. NUMECA Int., "Flow Integrated Environment", User Manual, Numeca Int., Brussels, Belgium, 2014.
4. Кампсти Н. Аэродинамика компрессоров: Пер. с англ. — М.: Мир, 2000. — 688 с.

## МОДЕЛИРОВАНИЕ НЕСТАЦИОНАРНЫХ ЭФФЕКТОВ В ОСЕВОМ КОМПРЕССОРЕ

Д.В. Ворошнин, **О.В. Маракуева**, А.С. Муравейко

ООО «Нумека», Санкт-Петербург, [contact@numeca-ru.com](mailto:contact@numeca-ru.com)

Для расчета шума многоступенчатых турбомашин необходимо учитывать аэродинамическое взаимодействие между различными венцами, которое приводит к возникновению пульсаций потока. В спектре данных пульсаций доминируют дискретные составляющие, формирующие тональный шум. Моделирование течения с использованием полной нестационарной постановки URANS занимает значительное время и требует больших вычислительных ресурсов. Применение упрощённых методов, таких как нелинейный гармонический метод NLH, реализованный в ПК *Numeca Fine/Turbo*, может существенно ускорить процесс оценки нестационарных явлений в тракте турбомашин, в том числе и для проведения дальнейшего акустического анализа.

Целью работы является сравнение результатов подходов URANS и NLH при исследовании нестационарных явлений в многоступенчатом осевом компрессоре для оценки эффективности использования гармонического метода.

Рассматриваемый объект – четыре ступени, выделенные из двенадцатиступенчатого осевого компрессора. Количество лопаток скорректировано для обеспечения кратности между венцами, что позволяет сократить количество моделируемых межлопаточных каналов при использовании URANS подхода (Рис.1).

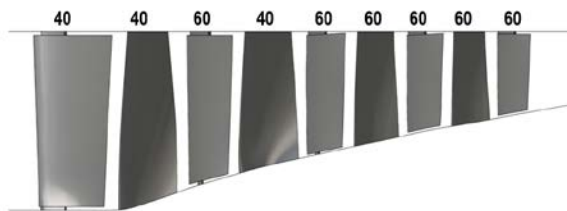


Рис.1. Четырехступенчатый осевой компрессор.

Применялись следующие методы:

- URANS;
- NLH basic: в каждом венце учитываются возмущения только от соседних к нему венцов. Проведено три расчета данным подходом: каждое возмущение описывалось 3-мя, 5-ю и 7-ю гармониками;

– NLH multi rank 2: учитываются возмущения от соседних венцов и венцов, расположенных через один; 3 гармоники на каждое возмущение.

Интегральные параметры, полученные всеми методами, учитывающими нестационарные эффекты, отлично согласуются друг с другом (Рис. 2). Стационарная постановка Mixing Plane предсказывает завышение отношения полных давлений и занижение КПД.

В периферийной области первой рабочей лопатки реализуется сильный пульсирующий отрыв потока, одинаково моделирующийся как с помощью URANS, так и с помощью NLH метода.

Проведено сравнение распределения статического давления на интерфейсах ротор-статор для URANS и NLH подходов. Между входным направляющим аппаратом и рабочей лопаткой первой ступени данные отлично согласуются, также незначительна разница и между направляющим аппаратом второй ступени и рабочей лопаткой третьей ступени.

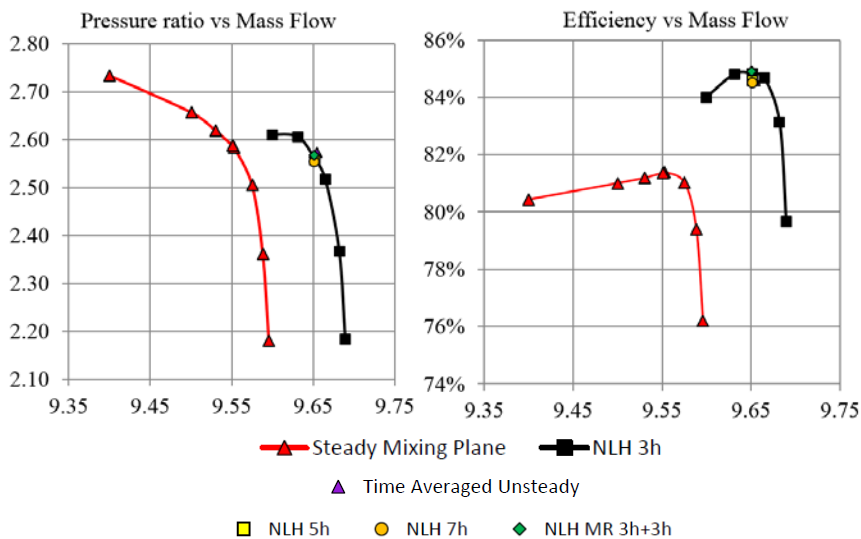


Рис.2. Интегральные характеристики.

На интерфейсе между направляющим аппаратом третьей ступени и рабочим колесом четвертой ступени разница существенна (Рис. 3). В полной нестационарной постановке присутствует мгновенная окружная неравномерность, в то время как NLH метод в силу постановки не может смоделировать подобные явления, т.к. они являются следствием разного количества лопаток в первых двух ступенях.

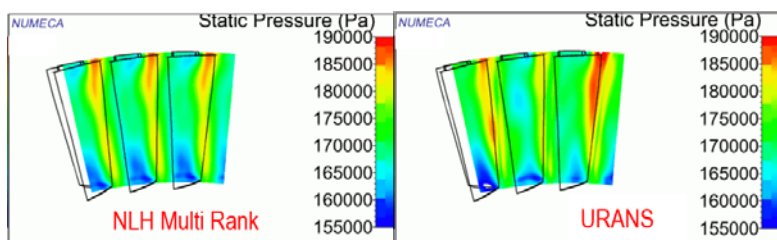


Рис.3. Распределение статического давления на входе в рабочую лопатку четвертой ступени.

Проведен анализ пульсаций давления в точках на передних кромках трех лопаток направляющего аппарата второй ступени. Если распределение давления в данных трех точках наложить друг на друга с учетом сдвига фаз, то в случае полного нестационарного подхода все кривые будут значительно отличаться, что подтверждает факт наличия неравномерности. В случае же NLH multi rank кривые практически совпадут.

В процессе исследования показано, что интегральные параметры NLH совпадают с результатами URANS с большой точностью, занижение КПД в постановке Mixing Plane является результатом математического осреднения, что ведет к появлению дополнительных ошибок. NLH не позволяет моделировать окружающую неравномерность, связанную с взаимодействием всех венцов, но в реальных машинах возникновение неоднородности данного типа маловероятно.

### Литература

1. D. Japikse. Introduction to Turbomachinery. Concepts ETI, Inc., 1997.
2. C. Hirsch. Numerical Computation of Internal & External Flows: the Fundamentals of Computational Fluid Dynamics, Second edition. Elsevier, 2007.
3. NUMECA Int., "Flow Integrated Environment", User Manual, Numeca Int., Brussels, Belgium, 2014.

## РАСЧЁТНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ И АЭРОАКУСТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ВЕНТИЛЯТОРА

Д.В. Ворошнин<sup>1</sup>, А.С. Муравейко<sup>2</sup>

<sup>1</sup>ООО "НУМЕКА", Санкт-Петербург, d.voroshnin@numeca-ru.com

<sup>2</sup>ООО "НУМЕКА", Санкт-Петербург, a.muraveiko@numeca.ru

В работе создана трёхмерная газодинамическая модель модельного вентилятора – Advanced Noise Control Fan (ANCF) [1, 2, 3]. Ступень вентилятора разработана в NASA для исследования влияния различных конструктивных особенностей на характеристики шума.

Трёхмерные газодинамические расчёты выполнены в ПО NUMECA FINE/Turbo v.11.2. Задача решалась с использованием нелинейного гармонического (NLH) метода [4]. Данные по газодинамическому эксперименту взяты в [2]. геометрическая модель получена от Dr. Daniel L. Sutliff из NASA Glenn Research Center.

Профиля полного и статического давлений на входе в ступень хорошо согласуются с экспериментальными (рис. 1). Отмечены заметные различия в распределении углов в сечении за ступенью между расчётными и экспериментальными данными.

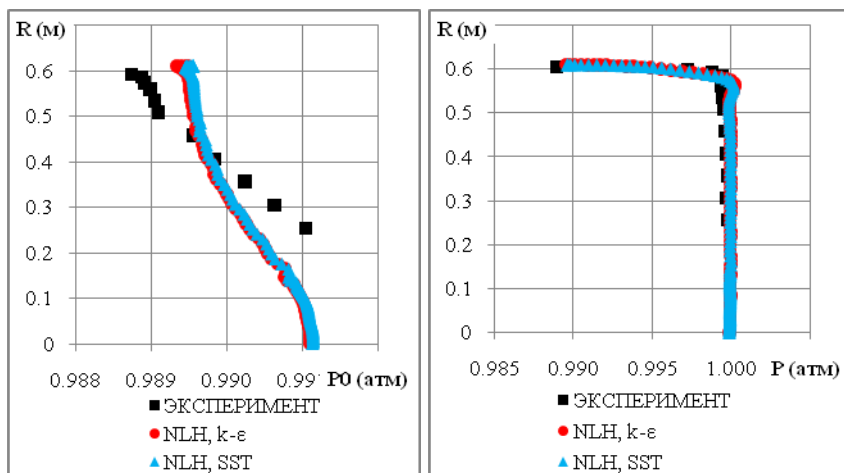


Рис. 1. Осреднённые профили полного и статического давления в сечении на входе в ступень



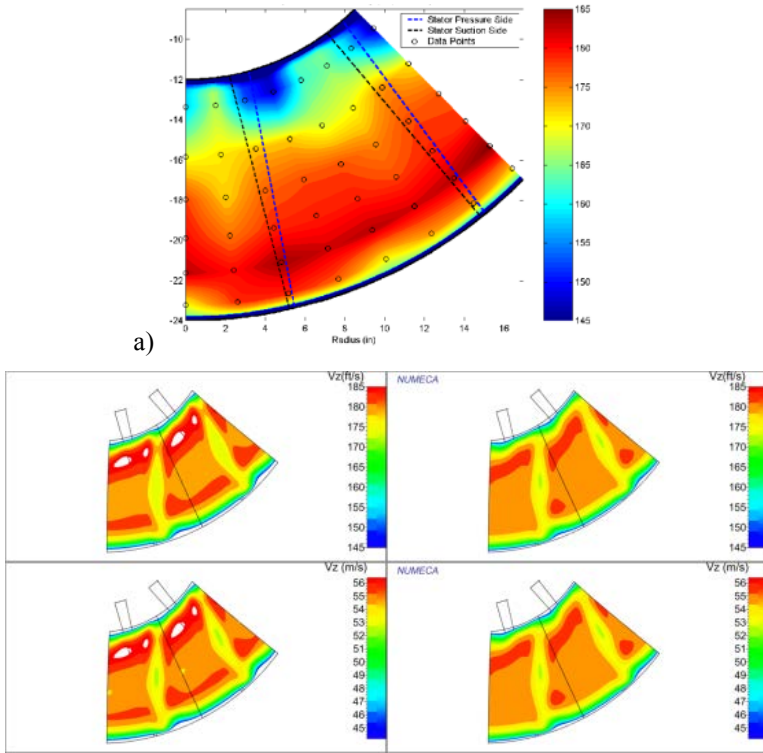


Рис. 2. Экспериментальное (а) и расчётные (б) поля осевой компоненты скорости в четвёртом сечении: слева –  $k-\epsilon$  модель, справа – SST модель; сверху – фт/с, снизу – м/с

Присутствуют различия между экспериментальными и расчётными полями осевой компоненты скорости в сечении за ступенью (рис. 2). Описаны особенности геометрии и течения, сделан вывод, что численное решение является более корректным. Поле с SST моделью чуть более равномерное по сравнению с  $k-\epsilon$  моделью, максимумы скорости меньше.

Данные по акустическому эксперименту взяты из [3] и получены от Dr. Daniel L. Sutliff из NASA Glenn Research Center. Шум измерялся с помощью массива из 15-ти микрофонов, расположенных по окружности, первый микрофон находится на оси вращения вентилятора, последний - под углом  $90^\circ$  к оси. На основе результатов трёхмерных газодинамических расчётов проведено моделирование тонального шума вентилятора в ПО FINE/Acoustics v.7.1. Проведено сопоставление расчётного уровня звукового давления с экспериментальным по трём гармоникам (рис. 3). Решение на основе SST модели ближе к максимальным экспериментальным

значениям уровня звукового давления для всех трёх частот. В анализе на основе решения, полученного обеими моделями, для третьей частоты прогнозируется локальный экстремум, но при этом он смещён примерно на 10 градусов относительно экспериментального.

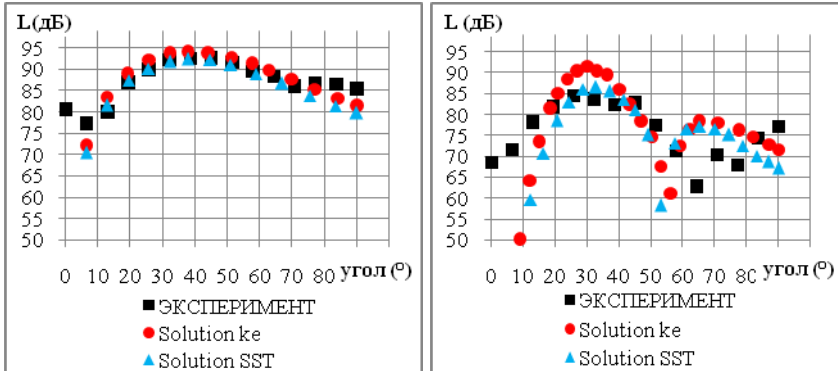


Рис. 3. Уровень звукового давления: слева – первая гармоника, справа – третья гармоника

### Литература

1. Loew, R.A., Lauer, J.T., McAllister, J., and Sutliff, D.L., “The Advanced Noise Control Fan,” NASA/TM—2006-214368, also AIAA-2006-3150, Nov 2006.
2. McAllister, J., Loew, R.A., Lauer, J.T., Sutliff, D.L., (2009). “The Advanced Noise Control Fan Baseline Measurements”, AIAA Paper No. 2009-0624.
3. Richard F. Bozak, Jr. (2009). “The Advanced Noise Control Fan Aerodynamic Performance”, NASA/TM—2009-215807
4. Vilmin, S., Lorrain, E., and Hirsch, Ch., 2006, “Unsteady Flow Model across the Rotor/Stator Interface Using the Nonlinear Harmonic Method”, ASME paper GT-2006-90210.

## РАСЧЕТНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ РАСПРЕДЕЛЕНИЯ ДАВЛЕНИЯ И ПУЛЬСАЦИЙ ДАВЛЕНИЯ НА ПОВЕРХНОСТИ ПИЛОТИРУЕМОГО ТРАНСПОРТНОГО КОРАБЛЯ ПРИ ОТДЕЛЕНИИ ГОЛОВНОГО БЛОКА

А.В. Гарбарук<sup>1</sup>, М.Х. Стрелец<sup>1</sup>, М.Л. Шур<sup>1</sup>, А.А. Дядькин<sup>2</sup>,  
С.П. Рыбак<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого,  
Санкт-Петербург, Россия, [agarbaruk@mail.ru](mailto:agarbaruk@mail.ru)

<sup>2</sup>РКК "Энергия", г. Королев Московской области, Россия

Одной из многих сложных задач, возникающих при проектировании пилотируемых транспортных кораблей (ПТК), является расчет нестационарных воздействий на их элементы – возвращаемый аппарат (ВА) и двигательный отсек (ДО) – со стороны турбулентного потока, формирующегося в зазоре между ВА и обтекателем ДО (ОДО) в процессе экстренного отделения головного блока от ракеты носителя (РН).

Решение данной задачи возможно лишь на основе вихререзающих подходов к описанию турбулентности (например, метода моделирования крупных вихрей – LES), поскольку традиционные методы расчета, базирующиеся на решении осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса (RANS), не позволяют получить информацию об амплитудно-частотных характеристиках турбулентных пульсаций давления. Однако расчет обтекания полной конфигурации ПТК методом LES требует огромных (пока недоступных) вычислительных затрат. В связи с этим возникает необходимость построения более экономичных гибридных RANS-LES методов, позволяющих достаточно точно решить рассматриваемую задачу с использованием существенно меньших вычислительных ресурсов, доступных уже в настоящее время. Именно такой метод предложен и реализован в данной работе.

Этот метод базируется на следующей двухэтапной процедуре.

На первом (вспомогательном) этапе производится RANS расчет обтекания отделяемого головного блока (ОГБ) и фрагмента РН с ОДО и ДО (рис. 1). При этом процесс разделения ОГБ и РН рассчитывается в квазистационарном приближении, а для замыкания уравнений RANS используется двухпараметрическая полуэмпирическая  $k-\omega$  модель турбулентности Ментера (модель SST [1]) с поправкой на кривизну линий тока [2]. С учетом того, что осредненное течение имеет четыре плоскости симметрии, RANS-расчет проводится в азимутальном секторе с углом раствора  $45^\circ$ .

На втором этапе с помощью вихререзающего метода SA DDES [3] производится расчет представляющего основной интерес нестационарного турбулентного течения в подобласти, “встроеной” в RANS-область

и включающей лишь часть ВА, ОДО с ДО и зазор между ними (см. рис. 1). При этом граничные условия на свободных границах DDES-подобласти ставятся с использованием полей газодинамических величин на этих границах, полученных на первом (RANS) этапе расчета. В отличие от RANS, DDES-расчет выполняется в полной ( $360^\circ$ ) области по азимутальному направлению, поскольку в рамках вихререзающих подходов к моделированию турбулентности использование условий симметрии, справедливых для осредненного течения, является неоправданным. Важной особенностью этого этапа расчета является также использование усовершенствованной версии DDES [4], в которой подсеточный линейный масштаб турбулентности адаптирован к слоям смешения ( $\Delta = \Delta_{SLA}$  [4]), что обеспечивает быстрое формирование развитой трехмерной турбулентности в отрывающемся от поверхности ВА слое смешения.

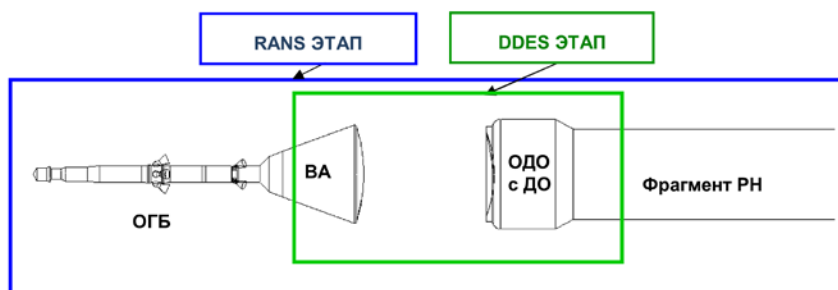


Рис. 1. Схемы расчетных областей, используемых на RANS- и DDES-этапах расчета

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 DDES используется модификация неявной схемы расщепления разностей векторов потоков  $Pou$  [6]. При этом для расчета невязких составляющих векторов потоков в RANS применяется противопоточная схема третьего порядка, а в DDES – “взвесь” центрально-разностной схемы 4-го порядка и противопоточной схемы 3-го порядка. Вязкие составляющие потоков аппроксимируются на обоих этапах расчета с использованием симметричной схемы второго порядка точности. Интегрирование по времени осуществляется с помощью неявной трехслойной схемы 2-го порядка с внутренними итерациями по псевдо-времени.

В расчетах использовалась многоблочная сетка типа “Chimera”, число ячеек которой зависит от расстояния между ВА и ОДО и составляет около 15 и 30 миллионов в RANS и DDES расчетах соответственно.

Расчеты выполнены для девяти режимов полета, отличающихся значением числа Маха потока/высоты полета ( $M = 0.8-1.5$ ;  $h = 6.5-15$  км) и расстоянием между ВА и ОДО ( $dX/D = 0.5-2.5$ ,  $D$  – диаметр миделя ВА). Некоторые результаты этих расчетов представлены на рис. 2 и 3.

Так, на рис. 2 представлен пример мгновенного поля модуля завихренности в меридиональной плоскости в зазоре между ВА и ОДО для одного из рассмотренных режимов течения. Он наглядно иллюстрирует сложную структуру течения в этой области, которое включает слой смешения, сходящийся с кромки ВА и взаимодействующий с экраном ДО, и обширную зону рециркуляции за днищем ВА. Как видно из увеличенного фрагмента поля завихренности, разрешаемые на используемой сетке трехмерные вихревые структуры (“турбулентные вихри”) формируются в слое смешения практически мгновенно после его отрыва от поверхности ВА. Это является крайне важным для обеспечения точности расчета в целом и свидетельствует об эффективности использования адаптированного к слоям смешения подсеточного масштаба  $\Delta_{SLA}$  и достаточно низкой диссипативности построенной разностной схемы.

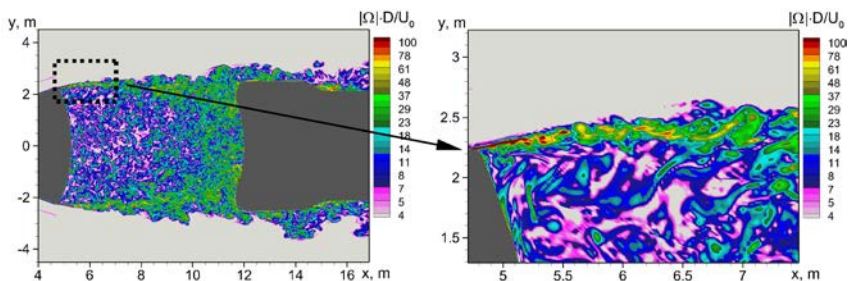


Рис. 2. Мгновенное поле модуля завихренности в меридиональной плоскости из DDES-расчета при  $M=1.5$  и  $dX/D = 1.5$

Что касается пульсаций давления на поверхности элементов ПТК, определение которых являлось основной целью расчета, то для всех режимов полета наиболее сильные пульсации наблюдаются на поверхности экрана ДО. Соответствующие радиальные распределения являются сильно неравномерными (см. рис. 3а) и имеют выраженные максимумы в окрестности кромки экрана (при  $r \approx 2.4$  м), т.е. в области “падения” на него интенсивных вихревых структур слоя смешения, сходящего с ВА. Величины указанных максимумов сравнительно слабо зависят от режима полета и не превышают 169 дБ. В противоположность этому, спектральный состав пульсаций давления существенно зависит от числа Маха полета и стадии отделения ОГБ от РН (расстояния между ВА и ДО). В частности, при трансзвуковых скоростях полета на начальном этапе разделения

( $dX/D = 0.5$ ) наблюдается “резонансный” режим, для которого характерно наличие в спектре ярко выраженных тонов с амплитудой, превышающей уровень широкополосного сигнала более чем на 30 дБ (рис. 3в). Отметим, что в соответствующих спектрах присутствует несколько тонов, частоты которых отвечают частотам первых двух или трех мод стоячих акустических волн, формирующихся в зазоре между ВА и ДО. На более поздних стадиях разделения ОГБ и РН ( $dX/D \geq 1.0$ ) расчеты предсказывают реализацию “нерезонансных” режимов, в которых спектры пульсаций давления являются широкополосными (см. рис. 3б). Все эти спектры имеют максимальный уровень пульсаций в области низких частот, что, по-видимому, связано с глобальными азимутальными колебаниями потока в следе ВА.

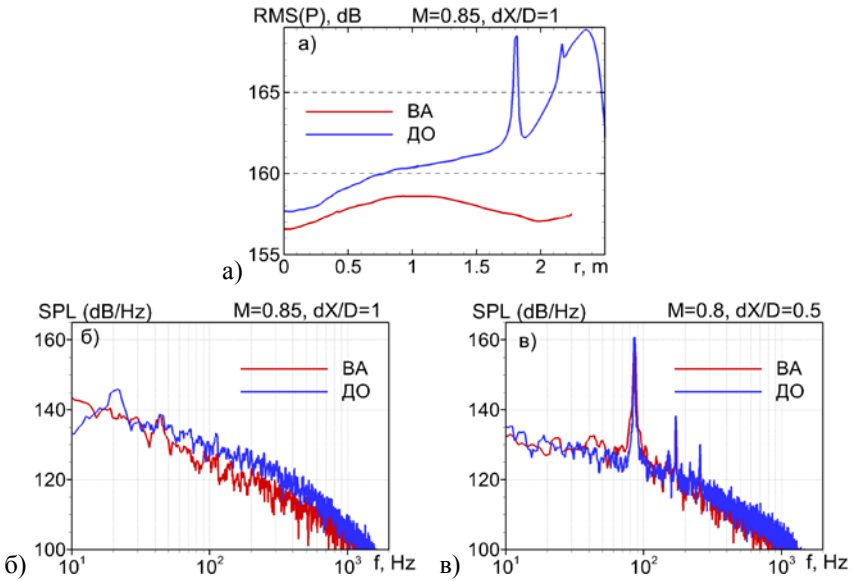


Рис. 3. Примеры радиального распределения среднеквадратичных пульсаций давления (а) и спектров мощности пульсаций давления при  $y=z=0$  (б, в) на поверхности днища ВА и экрана ДО

### Литература

1. Menter, F.R. Zonal two-equation  $k-\omega$  turbulence models for aerodynamic flows. AIAA Paper, AIAA-1993-2906, 1993.
2. Smirnov, P.E., Menter, F.R. Sensitization of the SST Turbulence Model to Rotation and Curvature by Applying the Spalart–Shur Correction Term. Journal of Turbomachinery, 2009. v. 131, No. 4, 041010.

3. Spalart, P.R., Deck, S., Shur, M.L., Squires, K.D., Strelets, M.Kh., Travin, A. A New Version of Detached-eddy Simulation, Resistant to Ambiguous Grid Densities. *Theoretical and Computational Fluid Dynamics*, 2006, v. 20, N. 3, p. 181–195.
4. Shur M.L., Spalart, P.R., Strelets, M.Kh., Travin, A.K. An enhanced version of DES with rapid transition from RANS to LES in separated flows. *Flow, Turbulence and Combustion*, 2015, v. 95. p. 709–737.
5. Shur M.L., Strelets M.K., Travin A.K. High-Order Implicit Multi-Block Navier-Stokes Code: Ten-Year Experience of Application to RANS/DES/LES/DNS of Turbulence. 7<sup>th</sup> Symposium on Overset Composite Grids and Solution Technology, 2004. ([https://cfd.spbstu.ru/agarbaruk/doc/NTS\\_code.pdf](https://cfd.spbstu.ru/agarbaruk/doc/NTS_code.pdf))
6. Roe, P.L. Approximate Riemann Solvers, Parameter Vectors and Difference schemes. *Journal of Computational Physics*, 1981, v. 46, p. 357-378.

## АЭРОАКУСТИЧЕСКОЕ ВЗАИМОДЕЙСТВИЕ В СВЕРХЗВУКОВОЙ СТРУЕ ПРИ НАЛИЧИИ ТОНКОЙ ПРЕГРАДЫ

Д.А. Губанов<sup>1,2</sup>, В.И. Запрягаев<sup>1</sup>, Н.П. Киселев<sup>1</sup>

<sup>1</sup>ИТПМ СО РАН им С.А. Христиановича, Новосибирск, Gubanov@itam.nsc.ru

<sup>2</sup>Новосибирский государственный университет, Новосибирск

Работа посвящена исследованию влияния наличия тонкой преграды в потоке сверхзвуковой струи на её характеристики. Интерес к данному явлению вызван тем, что во время выполнения зондовых измерений параметров потока высокоскоростных струй было отмечено, что при погружении в поток струи пилона с приемником давления в акустическом шуме струи появляются тональные составляющие, величина которых зависит от степени погружения пилона в поток струи и его расстояния от среза сопла. В частности, при исследовании пульсаций в потоке струи  $M_a=1$ ,  $N_{pr}=4$  были обнаружены области на оси струи с аномально высоким уровнем пульсаций. На осредненных шлирен-фотографиях, выполненных во время этого эксперимента, было отмечено, что в “аномальных” зонах происходит колебание всей ударно-волновой структуры струи (размытие висячего скачка уплотнения и диска Маха, рис. 1, б). Эти пульсации связываются с влиянием поддерживающего зонд пилона.

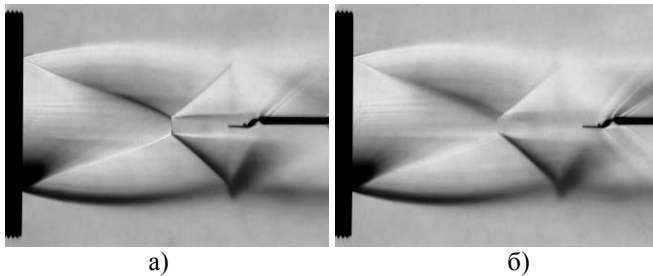


Рис. 1. Осредненные шлирен-изображения течения струи  $M_a=1$ ,  $N_{pr}=4$  из сопла  $D_a=30$  мм при зондировании потока датчиком термоанемометра; устойчивая (а) и пульсирующая (б) ударно-волновая структура струи

Чтобы подтвердить гипотезу влияния пилона и прояснить механизм данного явления был поставлен эксперимент на Вертикальной струйной установке ИТПМ СО РАН (рис. 2, а). К траверсе, позволяющей осуществлять перемещение вдоль оси сопел, истекающей из конвергентного сопла Витошинского  $M_d=1$  и профилированного  $M_d=2$  с выходными диаметрами  $D_a=30$  мм, с контролем значения координаты с шагом в 60 мкм, крепился заостренный к одному из углов пилон на поддерживающей боковой балке.



Пилон устанавливался вплотную к срезу сопла и траверса приводилась в движение одновременно с непрерывной записью шума струи микрофоном МК-221 Microtech Gefell 20 Гц-20 кГц, установленном в дальнем акустическом поле на расстоянии  $r/D_a=40$  под углом  $50^\circ$  к оси струи. Остановка траверсы синхронизировалась с окончанием записи акустического шума струи. Реализация обрабатывалась оконным БФП (полоса частот – 39 Гц, разница в координате пилона между началом и концом окна Фурье – 56 мкм). В результате строились спектрограммы шума струи в зависимости от продольной координаты тонкой преграды.

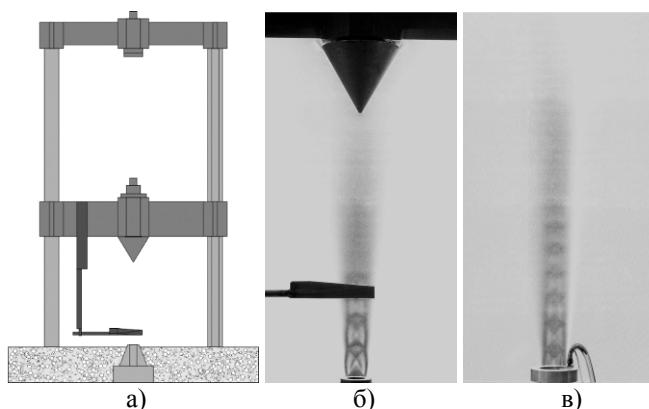


Рис. 2. Схема экспериментальной установки (а), растровая визуализация течения струи  $M_a=1$ ,  $N_{pr}=4$  при полном погружении пилона при  $z=130$  мм (б), струя при наличии вдува шести микроструй  $M_{aj}=1$ ,  $N_{prj}=4,2$  (в)

Спектрограмма шума невозмущенной струи  $M_a=1$ ,  $N_{pr}=4$  при перемещении траверсы без преграды представлена на рис. 3. Спектр шума для каждого расстояния представляет из себя типичный шум сверхзвуковой струи, состоящий из шума смешения, ударно-волнового шума и дискретного тона с обертонами на частоте около 4 кГц.

При вводе в поток струи тонкой преграды (рис. 2, б) основные изменения в акустическом шуме струи (рис. 4, а) заключаются в перестройке дискретной частоты и в увеличении низкочастотного шума (при  $z>190$  мм). Частота дискретного тона меняется в узком значении частот с изменением  $z$ . Существуют положения преграды при  $z<170$  мм для которых тональный шум отсутствует, для  $z>170$  мм происходит периодическое переключение тона с 4 кГц на 3,3 кГц (предполагается, что эти возмущения могут существовать в виде разных пространственных мод).

Известно, что искусственные продольные вихри приводят к подавлению дискретного тона в сверхзвуковых струях путем разрыва обратной акустической связи [1, 2], замыкающейся через акустические возмущения,

идущие от струи к области с наибольшей чувствительностью к возмущениям вблизи среза сопла. В целях подтверждения наличия такого механизма при вводе тонкой преграды в струю был использован микросопловой насадок, состоящий из шести равноудаленных друг от друга конических микросопел  $M_{aj}=1$  с диаметром выходного отверстия  $d_{aj}=0,7$  мм, через которые по нормали выдувался воздух в поток основной струи.

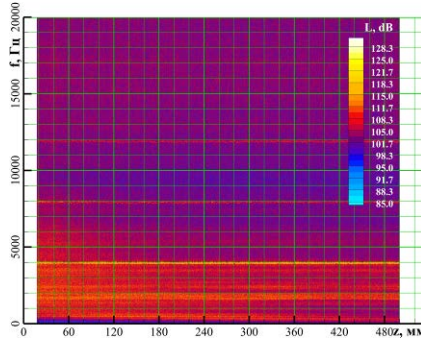


Рис. 3. Спектрограммы шума в дальнем акустическом поле невозмущенной сверхзвуковой недорасширенной струи  $M_a=1$ ,  $N_{pr}=4$  при перемещении траверсы без преграды

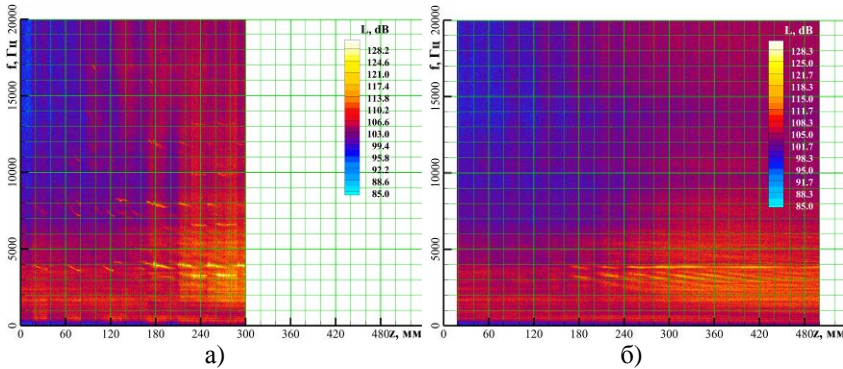


Рис. 4. Спектрограммы шума в дальнем акустическом поле сверхзвуковой струи  $M_a=1$ ,  $N_{pr}=4$  при (а) полном погружении пилона, (б) при полном погружении пилона и наличии нормального вдува 6 микроструй

Использовался вдув шести микроструй  $M_{aj}=1$ ,  $N_{prj}=4,2$ ,  $d_{aj}=0,7$  мм, чья интенсивность подбиралась таким образом, чтобы при расстоянии  $z=180$  мм подавлялся дискретный тон (рис. 4, б, рис. 5).

Установлено, что вдув микроструй  $M_{aj}=1$ ,  $N_{prj}=4,2$  приводит к подавлению дискретных составляющих шума на расстоянии  $z<170$  мм. При

этом по результатам растровой визуализации (рис. 2, в) длина грибовидных структур от вдува микроструй составляет около 172 мм. Для больших  $z$  дискретный тон существует одновременно при нескольких частотах (рис. 5,  $z=180$  мм), что можно объяснить тем, что после исчезновения грибовидных структур от вихрегенератора внешняя поверхность струи разделена на несколько независимых участков, в каждом из которых может существовать своя пространственная мода колебаний. Тон при  $\approx 3,2$  кГц отслеживает изменение длины акустического резонатора изменением своей частоты в диапазоне 3-3,4 кГц.

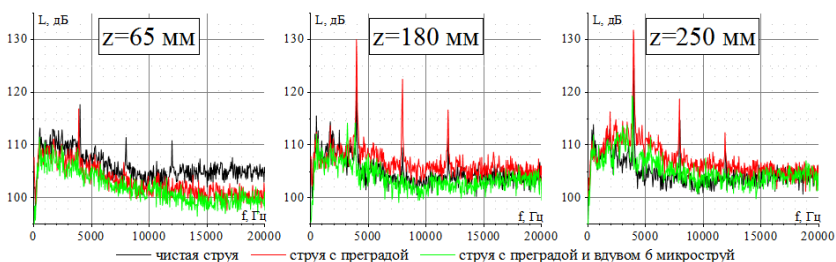


Рис. 5. Осредненные спектры шума невозмущенной сверхзвуковой недорасширенной струи  $M_a=1$ ,  $N_{pr}=4$ , при наличии полностью погруженного пилона, а также с преградой и нормальным вдувом шести микроструй в дальнем акустическом поле на различных расстояниях  $z$

Данное влияние вихрегенераторов на шум струи с тонкой преградой доказывает, что возмущения от пилонa передаются через обратную связь, посредством акустических колебаний, распространяющихся от пилонa в окружающем пространстве. Схожие эффекты зафиксированы и для сверхзвуковой перерасширенной струи  $M_a=2$ ,  $N_{pr}=5$ . Для недорасширенной струи  $M_a=2$ ,  $N_{pr}=12$  влияния ввода пилонa не обнаружено.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта №18-38-00183.

## Литература

1. Alvi F.S., Shih C., Elavarasan R., Garg G., Krothapalli A. Control of Supersonic Impinging Jet Flows Using Supersonic Microjets. AIAA journal, Vol. 41, No. 7, 2003.
2. Киселев Н.П., Запрыгаев В.И., Губанов Д.А. Влияние вихрегенератора на диаграмму направленности акустического излучения сверхзвуковых струй. Ученые записки ЦАГИ, Т. 45, № 2, 2014. С. 107-117.

## **ЭВОЛЮЦИЯ ИНТЕНСИВНЫХ АКУСТИЧЕСКИХ ШУМОВ. АСИМПТОТИЧЕСКОЕ ПРЕДСТАВЛЕНИЕ (ЧИСЛЕННЫЙ АНАЛИЗ)**

С.Н. Гурбатов, **И.Ю. Демин**, А.В. Тюрина

*Нижегородский государственный университет им. Н.Н. Лобачевского,*

*Нижний Новгород, demin@rf.unn.ru, phdem56@gmail.com*

Приведен обзор результатов численного моделирования интенсивных акустических шумов волн в недиспергирующих средах. Рассмотрены численные методы решения на стадии формирования развитых разрывов, т.е. представлены асимптотические решения интегро-дифференциальных уравнений для интенсивных начальных условий, носящих случайный характер. Результаты численного моделирования эволюции интенсивных акустических шумовых волн рассмотрены для различных методов решения: спектральное представление, метод быстрого преобразования Лежандра, метод опускания параболы и т.д.

Показано, что физическая причина различия в эволюции шумов и периодических сигналов связана с тем, что для синусоидального возмущения период волны сохраняется, а для шумов многократное слияние разрывов приводит к увеличению характерного масштаба случайной волны. На спектральном языке это различие объясняется следующим образом: для тонального возмущения нелинейность приводит только к генерации высших гармоник, которые на поздней стадии затухают и асимптотически основной является первая гармоника; напротив, для шумового же сигнала нелинейное взаимодействие приводит к генерации "разностных медленно затухающих, низкочастотных компонент.

Для подтверждения данного утверждения проведено аналитическое и численное исследование распространение интенсивных шумовых акустических волн с неплоской геометрией на стадии формирования развитых разрывов. Показано, что спектр шумовых волн на больших расстояниях от источника, когда нелинейные эффекты становятся пренебрежимо малыми, будет иметь универсальную автомодельную форму. При этом амплитуда спектра определяется единственной константой  $D_\infty = D_\infty(\varepsilon, R_0)$  (крутизной спектра в нуле), зависящей от двух безразмерных параметров: обратного акустического числа Рейнольдса  $\varepsilon$  и безразмерного радиуса  $R_0$ .

Показано, что на плоскости безразмерных параметров  $(\varepsilon, R_0)$  существуют четыре области, в каждой из которых зависимость  $D_\infty$  от безразмерных параметров универсальна. С помощью численного моделирования найдены численные коэффициенты перед этими константами.

Работа выполнена при поддержке гранта РФФ, проект №14-12-00882.

## **ЧИСЛЕННЫЙ РАСЧЕТ РАСПРОСТРАНЕНИЯ ЗВУКА В КАНАЛАХ АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ**

В.В. Дегтярев, А.А. Синер, **Е.В. Степина**, А.А. Стряпунина

*АО "ОДК-Авиадвигатель", Пермь, [siner@avid.ru](mailto:siner@avid.ru)*

Для создания методологии выбора звукопоглощающих конструкций (ЗПК) применяемых для гашения шума в каналах двигателя требуется развить методы численного расчета распространения звука в каналах ГТД с использованием импедансных граничных условий.

В данной работе представлены результаты расчетов распространения звука в каналах авиационного двигателя с жесткой и импедансной стенкой. Для расчета среднего стационарного поля течения используется коммерческий пакет ANSYS FLUENT, для расчета генерации шума вентиляторной ступени – ANSYS CFX, для выполнения акустических расчетов – MSC ASTRAN. В силу невозможности выполнения акустических расчетов в MSC ASTRAN на имеющихся ресурсах, на сетках порядка 20 млн. элементов, был проведен ряд расчетов для определения наиболее оптимальной постановки задачи. Расчеты проводились в осесимметричной и в полной 3D постановках, отдельно для распространения звука в переднее поле из воздухозаборника и в заднее поле из канала наружного контура двигателя, а также их совместное излучение звука. Для задания характеристик источника звука использовались модальные граничные условия, полученные по результатам нестационарных газодинамических расчетов вентиляторной ступени. Кроме того, в работе оценивается влияние пилона на распространение звука. Для удобства анализа результаты приведены в виде диаграмм направленности звука в дальнем акустическом поле.

На основе проведенного анализа в работе формулируется методика расчета распространения звука в каналах авиационного двигателя.

## **О МОДЕЛИРОВАНИИ АКУСТИКИ ТУРБУЛЕНТНЫХ СТРУЙ НА НЕСТРУКТУРИРОВАННЫХ СЕТКАХ**

**А.П.Дубень, Т.К. Козубская**

*Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН, Москва, Россия, kozubskaya@imamod.ru*

Турбулентные струи являются часто встречающимися и принципиально значимыми объектами в авиационных приложениях. Точность их математического моделирования определяет корректность расчёта аэродинамических и акустических характеристик всей конструкции в целом. В общем случае произвольной сложной конфигурации исследуемого объекта удобно пользоваться неструктурированными сетками. Однако, как известно, численные алгоритмы, работающие на неструктурированных сетках, не всегда могут обеспечить требуемую точность моделирования особенно таких тонких и сложных явлений, какими являются, например, акустические характеристики турбулентных струй. Происходит это, главным образом, из-за высокой численной диссипации традиционных «неструктурированных» методов, реализованных в большинстве коммерческих пакетов. Методы же очень высокой точности (в частности, разрывный метод Галеркина, алгоритмы, основанные на полной полиномиальной реконструкции, спектральные методы и др.) на сегодняшний день являются чрезвычайно «дорогими» с вычислительной точки зрения и недостаточно развиты для их широкого применения. Последнее особенно касается задач с разрывами.

В данной работе для расчёта акустики турбулентных струй мы применили алгоритм, основанный на экономной EBR схеме [1], чья повышенная точность на неструктурированных сетках достигается за счёт квазиодномерных реконструкций потоковых переменных на расширенных рёберно-ориентированных шаблонах. Соответствующий «неструктурированный» метод реализован в исследовательском коде NOISEtte ИПМ им. М.В. Келдыша РАН.

На первом этапе исследований упомянутый «неструктурированный» алгоритм применялся для расчёта акустики турбулентных струй на структурированных сетках, учитывающих особенности струйных течений. Рассматривалось 2 известных тестовых случая: 1) затопленная ненагретая круглая дозвуковая струя с параметрами  $Re_D=1.1 \cdot 10^6$ ,  $M_{jet}=0.9$ ; 2) затопленная горячая недорасширенная круглая струя с параметрами  $NTR=2.97$ ,  $Re_D=1.27 \cdot 10^6$ ,  $NPR=3.86$ . Ближнее поле струи считалось при помощи последней модификации метода DDES [2], предлагающей способ адаптивно-

го снижения диссипации в начальных областях слоёв смешения для ускорения «численного перехода» к развитому турбулентному течению.

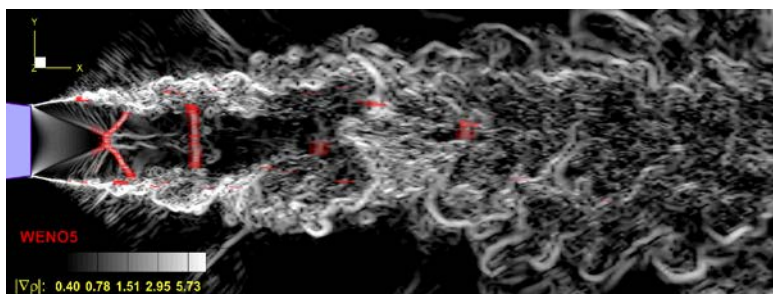


Рис. 1. Мгновенное поле завихренности затопленной горячей недорасширенной круглой струи.

В обоих случаях, как по осредненным переменным в ближнем поле, так и по акустике дальнего поля были получены удовлетворительные результаты, вполне сравнимые с данными расчётов с использованием структурированных алгоритмов повышенной точности. На рис. 1 представлено мгновенное поле завихренности затопленной горячей недорасширенной круглой струи. Красным цветом выделены места, где динамически включалась WENO-EBR схема [3]. Подробно результаты расчёта и их анализ представлены в [4].

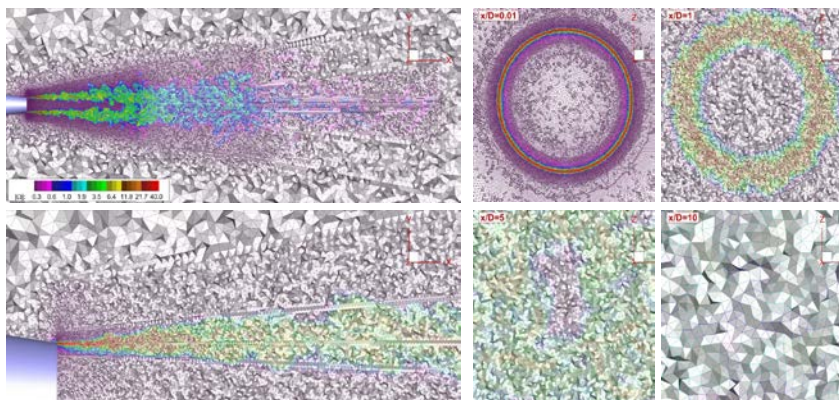


Рис. 2. Структура используемых сеток

На втором этапе исследований акустика той же самой дозвуковой круглой струи моделировалась с использованием расчётов на полностью

неструктурированных тетраэдральных сетках. Структура используемых сеток показана на рис. 2.

Результаты моделирования струи на сетках данного типа вполне неплохо согласуются с имеющимися экспериментальными данными и численными результатами других авторов по аэродинамическим и турбулентным характеристикам в ближнем поле. Однако полученные акустические характеристики в дальнем поле оказались менее обнадеживающими. На рис. 3 представлены треть-октавные спектры для различных углов наблюдателя, полученные на двух неструктурированных сетках размером 6.1 млн узлов (36.8 млн тетраэдров) и 26.9 млн узлов (161.3 млн тетраэдров). Результаты на соответствующих сетках отмечены красной и синей линиями соответственно. Зеленым цветом представлены результаты, полученные на структурированной сетке, состоящей из 8.87 млн узлов.

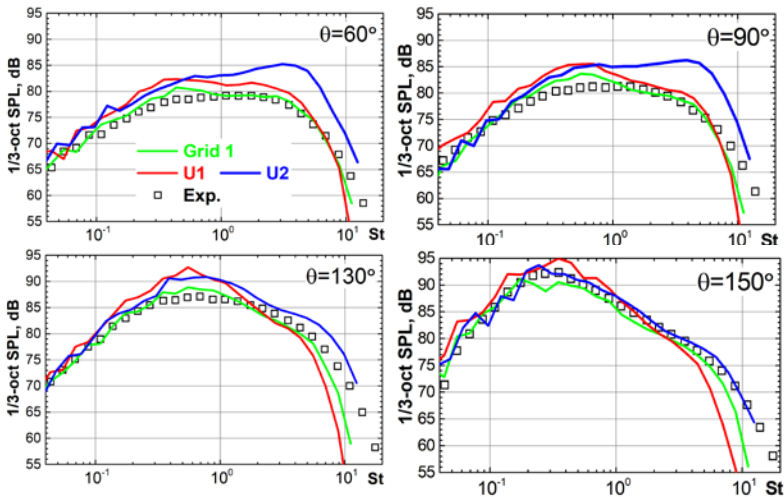


Рис. 3. Треть-октавные спектры для разных углов наблюдателя.

На рисунке видны заметные превышения мощности излучения в спектре для углов наблюдателя 60 и 90, примерно начиная с числа Струхала 2. При этом, неожиданно худшие результаты даёт сетка с лучшим разрешением. На наш взгляд этот эффект связан с генерацией так называемого ложного шума, возникающего при деформации разрешенных турбулентных структур. Дальнейшие работы будут направлены на поиск средств предотвращения возникающих паразитных численных явлений.

Представленные исследования были инициированы Проектом Российского научного фонда 14-11-00060, далее поддерживались Российским



фондом фундаментальных исследований (Проект 15-01-07911). В настоящее время они продолжаются.

### Литература

1. Abalakin, I., Bakhvalov, P. and Kozubskaya, T. (2016), Edge-based reconstruction schemes for unstructured tetrahedral meshes, *Int. J. Numer. Meth. Fluids*, Vol. 81, pp. 331-356.
2. Shur M., Spalart P., Strelets M., Travin A., “An Enhanced Version of DES with Rapid Transition from RANS to LES in Separated Flows”, *Flow Turbul. Combust.*, 95:4 (2015), 709-737.
3. Bakhvalov Pavel, Kozubskaya Tatiana. EBR-WENO scheme for solving gas dynamics problems with discontinuities on unstructured meshes, *Comput. Fluids*. 157 (2017) 312-324
4. Duben Alexey, Kozubskaya Tatiana, Jet Noise Simulation Using Quasi-1D Schemes on Unstructured Meshes, *AIAA-paper 2017-3856*, 2017

## **ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫЙ ЭКСПЕРИМЕНТ В ЗАДАЧЕ НЕСТАЦИОНАРНОГО ОБТЕКАНИЯ СВЕРХЗВУКОВОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА**

**Т.Г. Елизарова<sup>1</sup>, И.А. Широков<sup>2</sup>**

*<sup>1</sup>Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН, Москва,  
telizar@mail.ru*

*<sup>2</sup>Московский государственный университет имени М.В. Ломоносова, ф-т  
ВМК, Москва, ivanshirokov@inbox.ru*

В работе приводятся результаты прямого численного моделирования обтекания трехмерной модели сверхзвукового летательного аппарата и формирование вблизи его поверхности нестационарных отрывных вихревых зон, которые могут вызывать генерацию акустических колебаний. Расчет нестационарного течения впервые производится с использованием квазигазодинамических (КГД) уравнений [1] без применения традиционных для подобных задач вычислительных процедур вида лимитеров или ограничителей потоков. В [2] было показано, что численный алгоритм, основанный на КГД уравнениях, позволяет моделировать турбулентные течения при небольших числах Рейнольдса и Маха без привлечения дополнительных моделей турбулентности, таких как алгебраические модели или модели LES. В представленных далее расчетах модели турбулентности также не применяются.

КГД система уравнений отличается от системы уравнений Навье–Стокса (НС) наличием дополнительных КГД слагаемых, пропорциональных малому параметру  $\tau$  размерности времени. КГД слагаемые обеспечивают дополнительную диссипацию, присущую этой системе по сравнению с системой уравнений НС. В результате появляется возможность использовать пространственные аппроксимации системы с помощью центральных разностей с сохранением условия устойчивости Куранта для явной по времени разностной схемы.

Рассматривается задача численного моделирования сверхзвукового обтекания трехмерной модели сверхзвукового летательного аппарата, описанной в работе [3]. Общий вид модели показан на рис. 1.

Основой реализации КГД алгоритма служит существенно доработанный программный комплекс, созданный в ИПМ им. М.В. Келдыша А.А. Свердлыным и Э.М. Кононовым [4].

Значения газодинамических параметров определяются в узлах сетки. Значения газодинамических переменных в точках расчетной области, расположенных между узлами сетки, определяются как среднее арифметическое значений в узлах. Конечно-разностная аппроксимация макроскопических КГД уравнений строится методом контрольных объемов. Барицен-

трический контрольный объем строится вокруг каждого узла сетки. Решение начально-краевой задачи для сеточных аналогов КГД уравнений находится по явной по времени конечно-разностной схеме.

Расчёты проводились на многопроцессорном вычислительном комплексе К-100 [5], при этом применялось распараллеливание вычислений, основанное на декомпозиции расчетной области с использованием стандарта передачи сообщений MPI.

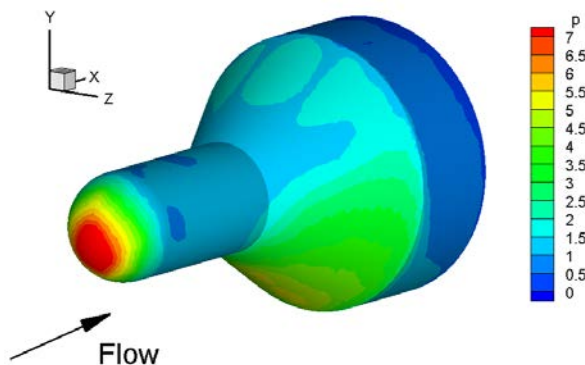


Рис. 1. Общий вид модели и распределение давления по ее поверхности

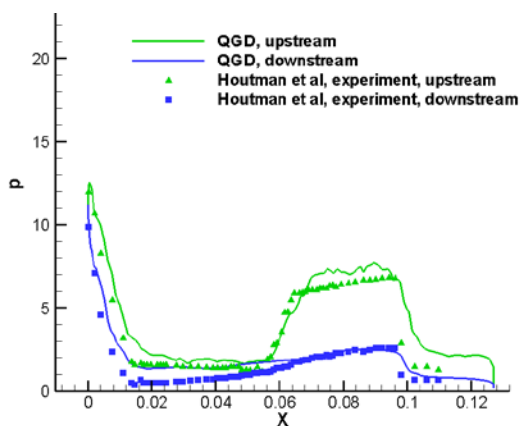


Рис. 2. Поверхностный профиль давления в плоскости симметрии модели

Приведены результаты моделирования течения для следующих значений параметров, соответствующих экспериментальной постановке [3]: число Маха  $Ma = 3$ , угол атаки  $10^0$ , число Рейнольдса (отнесённое к 1 м)  $Re = 4.7 \cdot 10^7$  1/м. Газовая постоянная  $R = 287$  Дж/(кг·К), показатель

адиабаты  $\gamma = 7/5$ , число Прандтля  $Pr = 14/19$  [1], показатель межмолекулярного взаимодействия  $\omega = 0.74$ .

На рис. 1 показано распределение безразмерного давления по поверхности модели.

На рис. 2 приведен профиль давления, отнесенного к давлению во входном потоке (сплошные линии), а также экспериментальное распределение давления (символы), полученное с помощью датчиков, размещенных на поверхности модели при продувке в аэродинамической трубе [3]. Данные приведены в плоскости симметрии  $z = 0$ .

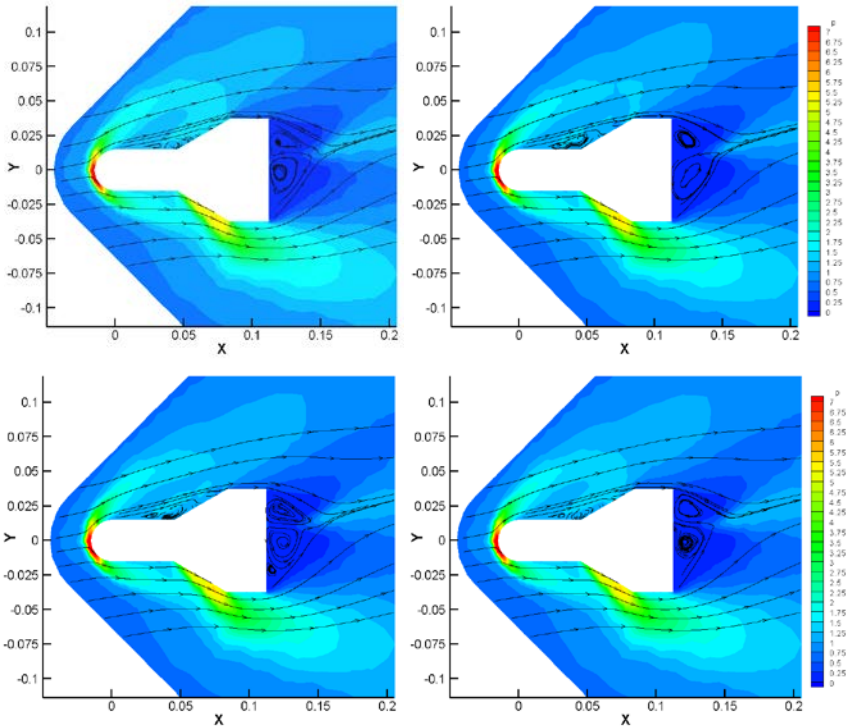


Рис. 3. Линии тока и контуры давления в плоскости симметрии

На рис. 3 изображены линии тока и контуры давления в сечении плоскостью симметрии  $z = 0$  для различных моментов безразмерного времени с шагом 0.4, показывающие нестационарный характер течения. Размеры на рис. 2 и 3 указаны в метрах.

Формирующаяся нестационарная картина в зоне отрыва потока на верхней поверхности аппарата и в его донной области вызывает образова-

ние акустических полей и существенно влияет на аэродинамические характеристики аппарата. Исследование этих эффектов будет изложено в окончательной версии работы.

Работа поддержана грантом РФФИ 16-01-00048а.

### Литература

1. T. G. Elizarova, Quasi-Gas Dynamic Equations, Springer, Dordrecht, 2009. ISBN 978-3-642-0029-5Д.
2. Т. Г. Елизарова, И. А. Широков. Регуляризованные уравнения и примеры их использования при моделировании газодинамических течений. М.: МАКС Пресс, 2017. <https://elibrary.ru/item.asp?id=29352202>
3. E.M. Houtman, W.J. Bannink, B.H. Timmerman. Experimental and Computational Study of a Blunt Cylinder-Flare Model in High Supersonic Flow. Delft University of Technology. Report LR-796 (1995).
4. С.В. Поляков, Т.А. Кудряшова, А.А. Свердлин. Расчет параметров течения газа вокруг спускаемого аппарата. Матем. моделирование. 20:7 (2008), с. 13–22.
5. K-100 System, Keldysh Institute of Applied Mathematics RAS, Moscow; Available at <http://www.kiam.ru/MVS/resources/k100.htm>

## **ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ВЛИЯНИЯ ШЕРОХОВАТОСТИ СОПЛА НА ПАРАМЕТРЫ ТЕЧЕНИЯ В СЛОЕ СМЕШЕНИЯ ОСЕСИММЕТРИЧНОЙ ТРАНСЗВУКОВОЙ СТРУИ**

**В.И. Запругаев<sup>1</sup>, И.Н. Кавун<sup>1</sup>, Д.А. Губанов<sup>1</sup>, А.А. Дядькин<sup>2</sup>,  
С.П. Рыбак<sup>2</sup>**

<sup>1</sup> *Институт теоретической и прикладной механики СО РАН, Новосибирск, Россия, zapr@itam.nsc.ru*

<sup>2</sup> *ПАО «РКК "Энергия", Королев, Россия, Sergey.Rybak@rsce.ru*

Развитие методов математического моделирования сдвиговых турбулентных высокоскоростных течений приводит к необходимости детального описания условий формирования таких потоков [1]. В частности, при моделировании струйных течений встает вопрос об уровне начальных возмущений в потоке и их влиянии на развитие слоя смешения. В данной работе на примере высокоскоростной воздушной струи, истекающей из осесимметричного сопла исследуются характеристики слоя смешения вблизи среза сопла и на некотором расстоянии от него. Целью работы являлось исследование влияния состояния пограничного слоя сопла на характеристики слоя смешения в начальном участке дозвуковой высокоскоростной струи.

Результаты исследования важны и для организации экспериментальных исследований, при изготовлении моделей для исследований структуры течения. Современное развитие технологии 3D-печати позволяет изготавливать тела сложной формы из различных металлических и неметаллических материалов. Ожидается, что эта технология позволит ускорить и удешевить в изготовлении как узлов и конструкций реальных аппаратов, так и их моделей, предназначенных для исследования в аэродинамических установках. В то же время, качество поверхностей моделей, изготовленных данным методом, может отличаться от моделей, изготовленных традиционными способами.

Актуальной задачей становится оценка пригодности моделей, изготовленных 3D-прототипированием, к исследованию научно-практических задач. В частности, необходимо выяснить, как влияет шероховатость стенки сопла на структуру и характеристики струйных течений. Известно, что слой смешения дозвуковой струи носит автомодельный характер [2, 3]. Однако можно ожидать, что состояние стенки сопла (его шероховатость и локальное отклонение от теоретического контура) будет влиять на характеристики струйного потока в начальном участке струи, в том числе и на пульсационные характеристики слоя смешения.



Рис. 1. Фотографии исследуемых сопел

Исследовано четыре сопла (рис. 1), внутренний контур которых описывается профилем Витошинского. Сопло № 1 имеет входной диаметр  $D_{in} = 88$  мм, выходной диаметр  $D_a = 60$  мм, длину профилированного участка сопла  $L = 150$  мм, степень поджатия  $s = 2.15$ . Сопло изготовлено из стали и выбрано в качестве эталонного для сравнения с остальными соплами. Сопло № 2 – то же сопло, но с установленным на расстоянии 10 мм от входного сечения турбулизатором. Турбулизатор имеет вид кольца высотой  $\Delta \sim 330 \dots 350$  мкм, шириной 2.5 мм и изготовлен из шлифовальной бумаги (размер зерна 50 ... 63 мкм). Сопло № 3 аналогично соплу № 1, но изготовлено из пластмассы ABS на 3D-принтере. Поверхность сопла шероховатая волнистая. Использовалось для проверки возможности применения данной технологии в экспериментальных исследованиях. Сопло № 4 – сопло Витошинского стальное, его характеристики описаны в работе [4]. Диаметр входа  $D_{in} = 88$  мм, диаметр выходного сечения  $D_a = 30$  мм, степень поджатия  $s = 8.60$ .

Эксперимент проведён в струйном модуле аэродинамической трубы Т-326 ИТПМ СО РАН (рис. 2а). Труба оснащена камерой Эйфеля, в которой проводились измерения исследуемого струйного течения. Параметры эксперимента: число Маха на выходе из сопла  $M_a = 0.85$ ;  $N_{pr} = 1.6$  (nozzle pressure ratio, отношение полного давления  $p_0$  к давлению в окружающем струю воздухе  $p_e$ );  $Re_{Da} = 9.5 \cdot 10^5$  (для сопел с  $D_a = 60$  мм) и  $Re_{Da} = 4.75 \cdot 10^5$  (для сопла с  $D_a = 30$  мм).

Выполнены: шлирен-визуализация течения, зондирование потока трубкой Пито, измерение пограничного слоя вблизи выходного среза сопла, измерение пульсаций полного давления, измерение ближнего акустического поля струи в камере установки (для контроля достоверности измерения пульсаций полного давления).

Установлено, что пограничный слой (рис. 2б) вблизи среза сопла ( $x/R_a = -0.05$ ) в соплах с  $D_a = 60$  мм турбулентный. Состояние пограничного слоя в сопле с  $D_a = 30$  мм (сечение  $x/R_a = -0.1$ ) скорее всего ламинарное,

но требует дополнительного уточнения. Влияние турбулизатора на состояние пограничного слоя не замечено. Толщина пограничного слоя вблизи среза сопел составляет:  $\delta_{1,2} \sim 0.06R_a$  для стального сопла с  $D_a=60$  мм,  $\delta_3 \sim 0.1R_a$  для пластмассового сопла  $D_a=60$  мм и  $\delta_4 \sim 0.03R_a$  для стального сопла с  $D_a=30$  мм. Примерно полуторное увеличение толщины пограничного слоя в пластмассовом сопле по отношению к стальному вызвано шероховатостью и волнистостью его поверхности. Возможные причины уменьшения относительной толщины пограничного слоя в сопле с  $D_a=30$  мм по отношению к соплу с  $D_a=60$  мм - высокое качество (полировка) внутренней поверхности сопла [4] и значительно большая степень поджатия потока в сопле. Здесь  $x$  – осевая координата, отсчитываемая от среза сопла,  $R_a$  – радиус выходного сечения сопла,  $\delta$  – толщина пограничного слоя. На рис. 2б обозначены:  $y$  – радиальная координата, отсчитываемая от стенки сопла,  $V$  – скорость потока,  $V_a$  – средняя скорость потока на срезе сопла в потенциальном ядре струи.

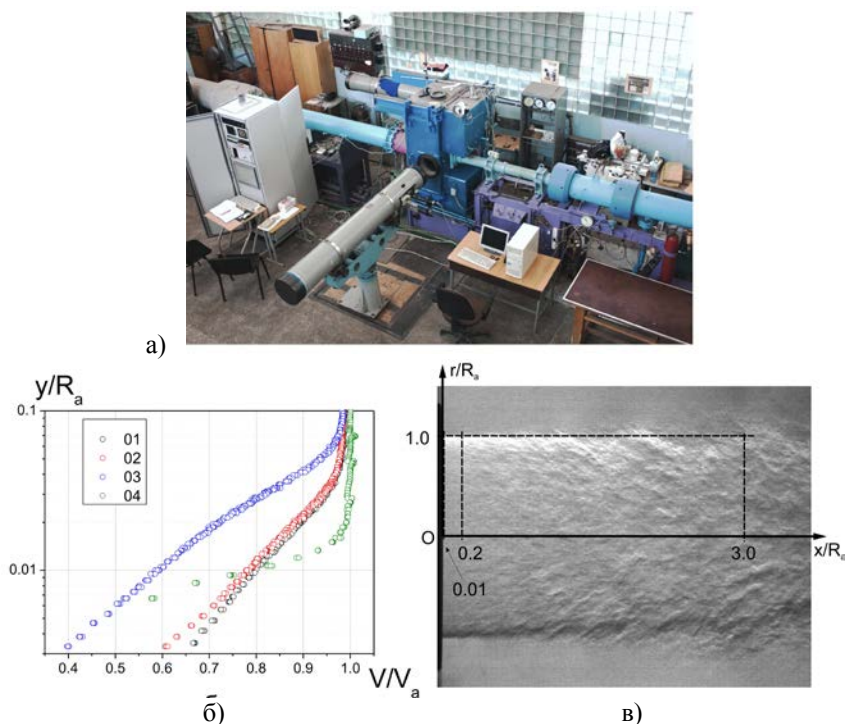


Рис. 2. Струйный модуль Т-326 ИТПМ СО РАН (а); профили пограничного слоя для исследуемых сопел №№ 1–4 (б); шлирен-фотография струи  $Ma = 0.85$ ,  $Npr = 1.6$ , истекающей из сопла № 1 (в)



На рис. 2в приведена типичная мгновенная (экспозиция 4 мкс, нож Фуко расположен горизонтально) шлирен-фотография струи, истекающей из сопла № 1. Штриховыми линиями показаны линии, вдоль которых выполнены измерения. На рис. 3 показаны для всех исследованных сопел радиальные распределения полного давления в трёх характерных сечениях: непосредственно у среза сопла ( $x/R_a = 0.01$ ), в слабовозмущённой части слоя смешения струи ( $x/R_a = 0.2$ ), в области развитого турбулентного слоя смешения ( $x/R_a = 3.0$ ). Начало координат помещено на срез сопла,  $r$  – радиальная координата. Видно, что влияние пограничного слоя на толщину слоя смешения уже становится слабым на расстоянии порядка двух – трёх радиусов среза сопла.

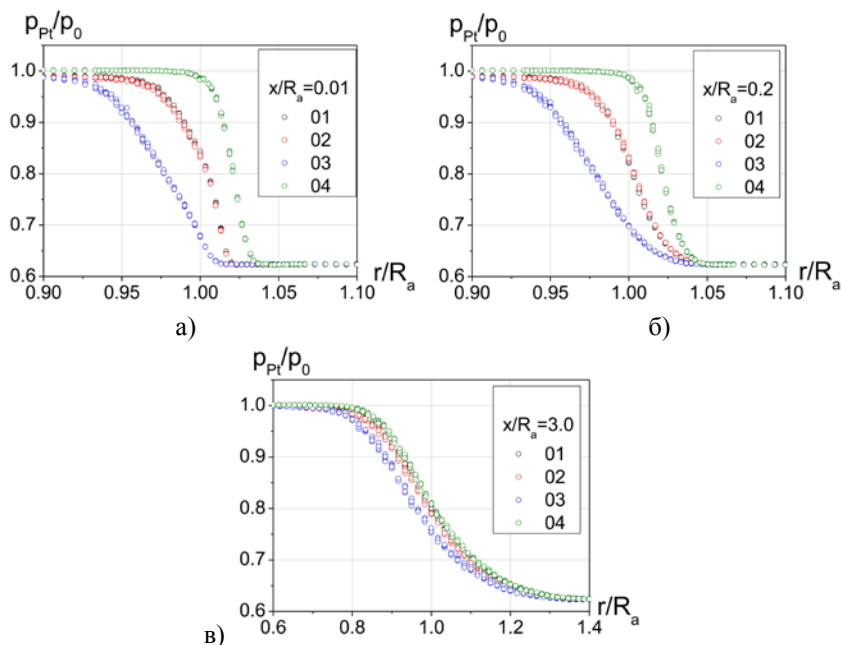


Рис. 3. Радиальные распределения полного давления в трёх характерных сечениях струй из исследованных сопел:  
а –  $x/R_a = 0.01$ , б –  $x/R_a = 0.2$ , в –  $x/R_a = 3.0$

Результаты измерений пульсаций полного давления в слое смешения струи показывают, что влияние состояния пограничного слоя на срезе сопла на характеристики слоя смешения и на уровень пульсаций в нём почти исчезает на расстоянии двух диаметров от среза сопла (калибров) для сопел с  $D_a=60$  мм и трёх - для сопла с  $D_a=30$  мм.

Работа выполнена при частичной поддержке проекта РФФИ №18-38-00183.

### Литература

1. Гарбарук А.Н., Стрелец М.Х., Травин А.К., Шур М.Л. Современные подходы к моделированию турбулентности: учеб. пособие. СПб. : Изд-во, Политехн. ун-та, 2016. 243 с.
2. Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика. В 2 ч. Ч. 1: Учеб. руководство: Для вузов. М.: Наука. Гл. ред. физ-мат. лит. 1991. 600 с. ISBN 5-02-014015-5.
3. Абрамович Г.Н., Крашенинников С.Ю., Секундов А.Н., Смирнова И.П. Турбулентное смешение газовых струй. М.: Изд-во Наука. - Гл. ред. физ.-мат. лит. -1974, 272с.
4. Запрягаев В.И., Киселев Н.П., Пивоваров А.А. Газодинамическая структура осесимметричной сверхзвуковой недорасширенной струи. Известия РАН. Механика жидкости и газа. 2015. № 1. С. 95-107.

## **МОНОТОННЫЕ РАЗНОСТНЫЕ СХЕМЫ СКВОЗНОГО СЧЁТА, СОХРАНЯЮЩИЕ ПОВЫШЕННУЮ ТОЧНОСТЬ В ОБЛАСТЯХ ВЛИЯНИЯ УДАРНЫХ ВОЛН**

**Н.А. Зюзина<sup>1,2</sup>, О.А. Ковыркина<sup>1</sup>, В.В. Остапенко<sup>1,2</sup>**

<sup>1</sup>*ИГиЛ СО РАН, Новосибирск, nzyuzina1992@gmail.com, olyana@ngs.ru*

<sup>2</sup>*Новосибирский государственный университет, ostapenko\_vv@ngs.ru*

1. В классической работе [1], широко известной в связи со схемой распада разрыва, было введено понятие монотонности разностной схемы и показано, что среди линейных разностных схем нет монотонных схем повышенного порядка аппроксимации. Дальнейшее развитие теории разностных схем сквозного счёта для гиперболических систем законов сохранения в значительной степени было направлено на преодоление этого «запрета Годунова». В результате были разработаны различные классы разностных схем, в которых повышенный порядок аппроксимации на гладких решениях и монотонность (при аппроксимации линейной системы и скалярного закона сохранения) достигались за счёт нелинейной коррекции потоков, приводящей к нелинейности этих схем даже при аппроксимации линейного уравнения переноса. Перечислим основные классы таких схем, которые будем сокращённо называть NFC (Nonlinear Flux Correction) схемами: MUSCL-схемы [2], TVD-схемы [3], NED-схемы [4], WENO-схемы [5], CABARET-схемы [6]. Основное достоинство этих схем заключается в том, что они с высокой точностью локализуют ударные волны при отсутствии существенных нефизических осцилляций.

При построении NFC-схем повышенный порядок аппроксимации понимается в смысле тейлоровского разложения на гладких решениях, что не гарантирует повышения точности при расчёте разрывных решений. Несмотря на это, в течение длительного времени преобладала ошибочная точка зрения, что эти схемы должны сохранять повышенную точность (соответствующую порядку их классической аппроксимации) во всех гладких частях рассчитываемых обобщенных решений. Способствовало распространению этого ошибочного мнения то, что в подавляющем числе работ тестирование разностных схем сквозного счёта в основном проводится на различных вариантах задачи о распаде разрыва, точное решение которой представляет собой набор простых волн (ударных волн и центрированных волн разрежения), соединённых областями постоянных течений. Такое тестирование позволяет эффективно оценить разрешимость схемой сильных и слабых разрывов, а именно: ширину их размазывания и наличие или отсутствие осцилляций на фронтах ударных волн. Однако оно не может дать информации о реальной точности схемы в областях влияния

ударных волн, поскольку точное решение за их фронтами является постоянным.

2. Для определения точности схемы в областях влияния ударных волн необходимо рассчитывать разрывные решения квазилинейных систем законов сохранения с ударными волнами, распространяющимися с переменной скоростью, за фронтами которых формируется непостоянное решение. Такое решение для систем законов сохранения, как правило, не описывается точными формулами и для определения скорости сходимости к нему разностного решения необходимо проведение серии из (как минимум) трёх расчётов на последовательности сжимающихся сеток, что позволяет использовать метод Рунге для приближенного определения порядка сходимости. В работах [7-9] было показано, что различные типы NFC-схем имеют не более чем первый порядок локальной сходимости в областях влияния ударных волн и, тем самым, по существу схемами повышенной точности не являются. Такое снижение порядков сходимости свидетельствует о том, что в этих схемах происходит потеря точности при передаче условий Гюгонио через размазанные фронты ударных волн. Однако свидетельствует опосредовано.

Для непосредственной оценки точности передачи схемой условий Гюгонио необходимо исследовать сходимость интегралов от разностного решения по областям, содержащим фронт ударной волны. Причём эти интегралы должны допускать потенциальную возможность получения повышенного (как минимум, второго) порядка сходимости для схем сквозного счёта, в силу чего такая сходимость не может быть сильной, например, в нормах  $L_1$  или  $L_2$ . Связано это с тем, что в схемах сквозного счёта в нескольких узлах в окрестности фронта ударной волны отсутствует локальная сходимость разностного решения к точному, и поэтому порядок сходимости разностного решения в сильной норме, содержащей линию разрыва, в принципе не может быть выше первого.

В связи с этим, в [10] для TVD-схемы формально второго порядка, а в [11] для трёх различных WENO-схем формально пятого порядка, точность передачи схемой условий Гюгонио через фронт ударной волны оценивается путём определения порядка сходимости интеграла от разностного решения (а не от его модуля, как в норме  $L_1$ ), что соответствует сходимости в соответствующей негативной норме. В [10, 11] показано, что в TVD- и WENO-схемах такой порядок интегральной сходимости снижается до первого на интервалах интегрирования, одна из границ которых находится в области влияния ударной волны. Одна из основных причин такого снижения точности заключается в том, что минимаксная коррекция потоков, характерная для этих схем, приводит к снижению гладкости разностных потоков, что в свою очередь приводит к снижению порядка аппрок-

симации  $\varepsilon$ -условий Гюгонио на фронтах ударных волн [12]. В то же время, как показано в [10], классические немонотонные схемы повышенной точности, имеющие аналитические функции численных потоков и, как следствие, с повышенной точностью аппроксимирующие  $\varepsilon$ -условия Гюгонио, сохраняют повышенный порядок сходимости в негативной норме при интегрировании по областям, содержащим сильные разрывы. В результате эти немонотонные схемы, в отличие от NFC-схем, сохраняют повышенный порядок сходимости в областях влияния ударных волн, несмотря на заметные схемные осцилляции на их фронтах.

3. В [13] был предложен метод построения комбинированных разностных схем сквозного счёта, которые сочетают достоинства как NFC-схем, так и классических немонотонных схем, а именно, с повышенной точностью локализируют фронты ударных волн и одновременно сохраняют повышенный порядок сходимости во всех областях гладкости рассчитываемых обобщенных решений. В комбинированной разностной схеме применяется базисная немонотонная схема, которая имеет повышенный порядок сходимости в областях влияния ударных волн. По базисной схеме разностное решение строится во всей расчётной области. В окрестностях больших градиентов, где это решение имеет нефизические осцилляции, оно корректируется путем численного решения внутренних начально-краевых задач по одной из NFC-схем. В [13] была рассмотрена конкретная комбинированная схема, в которой в качестве базисной использовалась компактная схема третьего порядка слабой аппроксимации [9], а в качестве внутренней NFC-схемы – монотонная модификация схемы КАБАРЕ второго порядка точности на гладких решениях [6].

Основной недостаток комбинированной схемы, построенной в [13], заключается в том, что соответствующие ей базисная и внутренняя схемы имеют существенно различный тип: базисная компактная схема является неявной и трёхслойной по времени, в то время как внутренняя схема КАБАРЕ – явной и двухслойной по времени, что приводит к определенным сложностям при численной реализации такого алгоритма. Поэтому в настоящей работе предлагается новый вариант комбинированной разностной схемы, в которой как немонотонная базисная схема, так и внутренняя NFC-схема являются явными и двухслойными по времени. А именно, в качестве базисной используется схема Русанова третьего порядка [14], а в качестве внутренней – монотонная модификация схемы КАБАРЕ второго порядка. Приведены тестовые расчеты, демонстрирующие преимущества новой схемы по сравнению с WENO-схемой пятого порядка по пространству и третьего порядка по времени [5].

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

## Литература

1. Годунов С.К. Разностный метод численного расчета разрывных решений уравнений гидродинамики. Мат. сб., т. 47, № 3, 1959, с. 271–306.
2. Van Leer B. Toward the Ultimate Conservative Difference Scheme. V. A Second-Order Sequel to Godunov's Method. J. Comput. Phys., v. 32, № 1, 1979, pp. 101–136.
3. Harten A. High Resolution Schemes for Hyperbolic Conservation laws. J. Comput. Phys., v. 49, 1983, pp. 357–393.
4. Nessyahu H., Tadmor E. Non-Oscillatory Central Differencing for Hyperbolic Conservation Laws. J. Comput. Phys., v. 87, № 2, 1990, pp. 408–463.
5. Jiang G.S., Shu C.W. Efficient Implementation of Weighted ENO Schemes. J. Comput. Phys., v. 126, 1996, pp. 202–228.
6. Головизнин В.М., Зайцев М.А., Карабасов С.А., Короткин И.А. Новые алгоритмы вычислительной гидродинамики для многопроцессорных вычислительных комплексов. – М.: Изд-во МГУ, 2013.
7. Остапенко В.В. О сходимости разностных схем за фронтом нестационарной ударной волны. ЖВМиМФ, т. 37, № 10, 1997, с. 1201–1212.
8. Casper J., Carpenter M.H. Computational Consideration for the Simulation of Shock-Induced Sound. SIAM J. Sci. Comput., v. 19, № 1, 1998, pp. 813–828.
9. Остапенко В.В. О построении разностных схем повышенной точности для сквозного расчета нестационарных ударных волн. ЖВМиМФ, т. 40, № 12, 2000, с. 1857–1874.
10. Ковыркина О.А., Остапенко В.В. О реальной точности разностных схем сквозного счета. Матем. моделир., т. 25, № 9, 2013, с. 63–74.
11. Михайлов Н.А. О порядке сходимости разностных схем WENO за фронтом ударной волны. Матем. моделир., т. 27, № 2, 2015, с. 129–138.
12. Остапенко В.В. О конечно-разностной аппроксимации условий Гюгонио на фронте ударной волны, распространяющейся с переменной скоростью. ЖВМиМФ, т. 38, № 8, 1998, с. 1355–1367.
13. Ковыркина О.А., Остапенко В.В. О построении комбинированных разностных схем повышенной точности. Докл. АН, т. 478, № 5, 2018, с. 517–522.
14. Русанов В.В. Разностные схемы третьего порядка точности для сквозного счета разрывных решений. Докл. АН, т. 180, № 6, 1968, с. 1303–1305.
15. Ковыркина О.А., Остапенко В.В. О построении комбинированных разностных схем повышенной точности. Докл. АН, т. 478, № 5, 2018, с. 517–522.

## ИССЛЕДОВАНИЯ ПО РАЗРАБОТКЕ МОЩНЫХ ИСТОЧНИКОВ ЗВУКА ДЛЯ АКУСТИЧЕСКОГО НАГРУЖЕНИЯ АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ

С.К. Ким, В.М. Костенко, Е.Е. Стегачёв

ФГУП ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, г.о. Жуковский, aircraft\_83@mail.ru

В 70-90-х годах 20-го века результате значительных по объему научно-исследовательских и проектно-конструкторских работ, выполненных в ЦАГИ и СибНИА, был разработан ряд низкочастотных и среднечастотных генераторов звука, которые стали основными средствами воспроизведения акустического нагружения для созданных тогда акустических установок – реверберационной камеры РК-1500 и канала бегущей волны МАК-1. Они полностью удовлетворили потребности эксперимента в диапазоне частот нагружения  $\sim$  до 700 Гц. Воспроизведение звука на более высоких частотах ( $\sim$  до 1200 Гц) было обеспечено за счёт использования зарубежных генераторов звука, т.к. на тот момент работы по созданию отечественного высокочастотного генератора не увенчались успехом.

В настоящее время существует насущная необходимость в разработке и создании перспективного высокочастотного отечественного генератора звука. На основании анализа конструкций и характеристик существующих источников высокоинтенсивного акустического нагружения зарубежных фирм и опыта разработки в ЦАГИ предложена конструктивная концепция отечественного высокочастотного звука с частотой звуковой модуляции существенно выше 700 Гц. В качестве базовой выбрана конструкция среднечастотного генератора звука ГЗ-3000, разработанного в ЦАГИ (рис. 1).

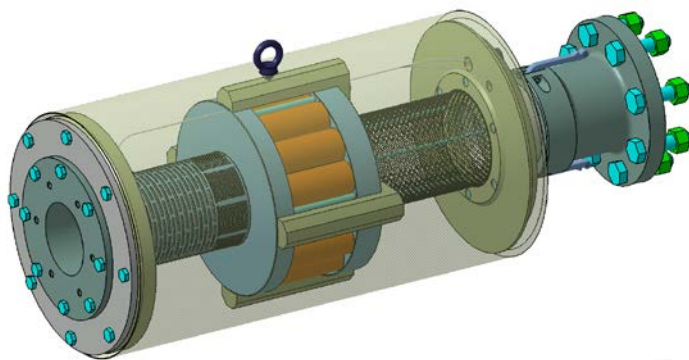


Рис. 1. Электронный макет среднечастотного генератора звука

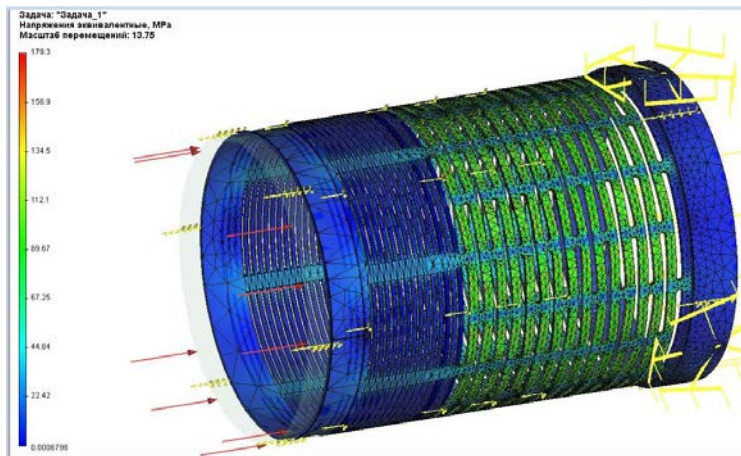


Рис. 2. Конечно-элементная модель внешнего неподвижного корпуса модулятора

Выполнены исследования по поиску путей улучшения характеристик генератора звука за счет использования новых конструкционных материалов и магнитных материалов, оптимизации одного из основных элементов конструкции генератора – моделирующего узла. В базовой конструкции в качестве модулирующего узла использованы кольцевые щелевые клапаны, выполненные в виде пары концентрических, надетых друг на друга цилиндрических оболочек с рядами поперечных щелей: внешнего подвижного корпуса, и внутреннего неподвижного стакана. Расчеты с использованием специализированного программного комплекса подтвердили работоспособность выбранной для реализации конструктивной схемы. Конечно-элементная модель внешнего подвижного корпуса модулятора приведена на рис. 2.

### Литература

1. Белов М.Д., Николаев В.С., Харитонов М.М., Фетисова М.Г. Анализ иностранных патентно-технических материалов по акустическим генераторам для прочностных испытаний конструкций летательных аппаратов. Отчёт №65, ФГУП “ЦАГИ”, 1975.
2. Тарчевский Е.П., Биглов Р.Ш., Киян И.М. и др. Генераторы звука, разработанные в НИО-21. Научно-технический отчёт, ФГУП “ЦАГИ”, 1991.
3. Operation Manual Wile Laboratories. Model WAS 3000 Airstream Modulator, p.12, USA, 2004.
4. Интернет-ресурс [www.S.E.R.E.M.E.com](http://www.S.E.R.E.M.E.com)



## О ВЛИЯНИИ ФОРМЫ ЛОПАСТИ В ПЛАНЕ НА ШИРОКОПОЛОСНУЮ И ТОНАЛЬНУЮ СОСТАВЛЯЮЩУЮ ШУМА НЕСУЩЕГО ВИНТА ВЕРТОЛЕТА

В.Ф. Копьев, М.Ю. Зайцев, В.И. Воронцов

ЦАГИ, Москва, vkopiev@mktsagi.ru

Современные способы снижения шума несущей системы вертолета могут быть реализованы следующими пассивными и активными конструктивными средствами [1, 2]: снижение скорости вращения винта; увеличение числа лопастей винта, современная 3-D конструкция лопасти (радиус, хорда, крутка, форма в плане, выбор профилей и их распределение по радиусу, форма законцовки), активные методы (активная крутка, управление высшими гармониками, активный закрылок).

Основным рычагом для снижения шума несущего винта является уменьшение скорости вращения. Этот эффект проявляется для всех режимов полета, однако, может иметь неблагоприятные последствия с точки зрения других дисциплин, используемых при проектировании перспективных скоростных вертолетов.

По сравнению с вращательной скоростью, другие конструктивные параметры несущего винта влияют на шум в меньшей степени и зачастую оказывают влияние только на конкретный источник шума, проявляющийся при специфических условиях полета. В частности, конструкция лопасти, которая минимизирует шум для одного режима полета, может дать отрицательный вклад в уровни шума на других режимах, поэтому создание конструкции лопасти, которая универсально снижает шум, является труднодостижимой задачей.

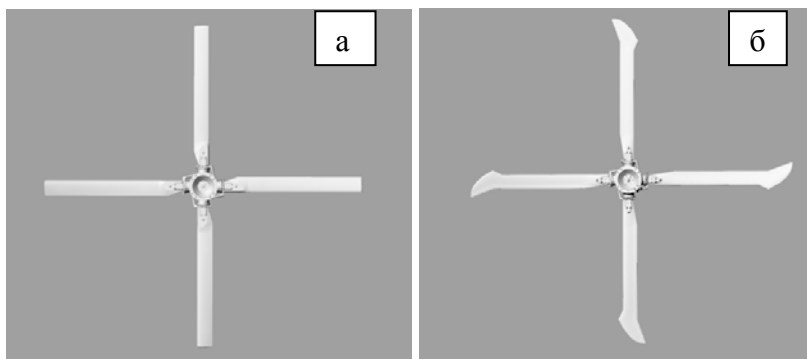


Рис. 1. 3D модели несущих винтов: а) прямоугольная лопасть, б) лопасть с саблевидной законцовкой

В настоящей работе на примере двух модельных винтов (рис. 1) рассматривается возможность влияния современной 3-D конструкции лопасти на шум несущего винта вертолета на режиме висения. С этой целью проводится анализ акустических данных, полученных ранее при проведении акустических испытаний на открытом стенде [3]. Исследовался шум, излучаемый винтом с лопастями прямоугольной формы в плане и винт с лопастью, имеющей саблевидную законцовку.

Представлена методика пост-процессинга акустических данных, разработанная в целях валидации численных кодов по расчету шума несущих винтов и использующая усреднение акустических сигналов как в частотной так и во временной области [4]. Сравнение узкополосных спектров, полученных обоими способами, позволяет явным образом разделить широкополосную и тональную составляющую шума винта и проследить тенденцию изменения этих компонент для исследуемых модельных винтов, что представляется важным также и с точки зрения валидации численных кодов [5]. Сравнение экспериментальных данных по шуму модельных вертолетных винтов с результатами расчета продемонстрировало очень хорошее соответствие в амплитуде нескольких первых гармоник частоты следования лопастей во всем диапазоне исследованных параметров (концевое число Маха  $M = 0.35-0.65$ , угол установки лопастей  $0^\circ, 4^\circ, 8^\circ, 12^\circ$ ).

### Литература

1. Gareton, V., Gervais, M., Heger, R., "Acoustic Design and Testing of the Eurocopter EC145T2 and EC175B – a harmonized Franco-German Approach," Proceedings of the 39th European Rotorcraft Forum, Moscow, Russia, 3-6 September 2013.
2. Jacobs, E.W. and Pollack, M.J., "High Performance and Low Noise Characteristics of the Sikorsky S-76DTM Helicopter," Proceedings of the 69th Annual Forum of AHS International, Phoenix, Arizona, 21-23 May 2013.
3. 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 вертолетных винтов на открытом стенде» Акустический журнал, 2016, том 62, №6, с. 725-730.
4. V.F. Kopiev, M.Yu. Zaytsev, S.L. Denisov, V.I.A. Kopiev, N.N. Ostrikov and V.A. Anikin "Experimental techniques of broadband noise reduction 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
5. В.Ф. Копьев, М.Ю. Зайцев, В.И. Воронцов, С.А. Карабасов, В.А. Аникин «Расчет шума несущего винта вертолета и его экспериментальная проверка на режиме висения» Акустический журнал, 2017, том 63, №6, с. 651-654.

## **О РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОМ ИССЛЕДОВАНИИ ТУРБУЛЕНТНОГО ВИХРЕВОГО КОЛЬЦА**

**В.Ф. Копьев<sup>1,2</sup>, И.В. Храмцов<sup>2</sup>**

<sup>1</sup>ФГУП ЦАГИ, Москва, [vkopiev@mksagi.ru](mailto:vkopiev@mksagi.ru)

<sup>2</sup>ПНИПУ, Пермь, [imgsh@pstu.ru](mailto:imgsh@pstu.ru)

В дозвуковых турбулентных струях, представляющих собой один из основных источников шума современных авиационных силовых установок, шум генерируется турбулентными вихрями. Поскольку в турбулентных струях присутствуют вихри различных масштабов, взаимодействующие друг с другом, картина излучения, оказывается очень сложной. Поэтому важной представляется возможность исследования фундаментальных вопросов излучения звука турбулентными потоками на примере отдельного изолированного вихря. Для исследования аэроакустических характеристик данного вихря в Лаборатории механизмов генерации шума и модального анализа был создан генератор вихревых колец.

Проведен совместный эксперимент по регистрации движения поршня генератора вихревых колец, перемещения кольца и излучения шума единичным вихрем. Полученный в результате данного эксперимента закон движения поршня использовался в численном моделировании с целью повышения соответствия расчетной модели эксперименту. Перемещение вихревого кольца, полученное в расчете, на начальном участке траектории совпадает с перемещением в эксперименте. С помощью расчета получены размеры данного вихря, которые затем использовались в автомоделных теориях для оценки свойств вихревого кольца на большом удалении от среза сопла, где кольцо излучает шум. В результате проведена оценка собственной частоты излучения шума свободно летящим турбулентным вихревым кольцом. Полученные значения собственной частоты хорошо совпадают с экспериментальными значениями на большом участке траектории. Полученные в данной работе результаты подтверждают механизм излучения шума вихревого кольца, представляющий собой колебания тонкого ядра.

Результаты получены в рамках работ по госзаданию, выполняемому научными коллективами исследовательских центров и (или) научных лабораторий образовательных организаций высшего образования, регистрационный номер 9.3480.2017/ПЧ. Исследования выполнены на уникальной научной установке «Акустическая заглушенная камера с аэродинамическими источниками шума», регистрационный номер 500617.

## **МЕТОД МОРТАРНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ В СОЧЕТАНИИ С ЯВНО-НЕЯВНЫМИ СХЕМАМИ В ЗАДАЧАХ АЭРОАКУСТИКИ**

**А.И. Корольков, А.В. Шанин**

*МГУ имени М.В.Ломоносова, физический факультет, кафедра акустики,  
Москва, korolkov@physics.msu.ru*

Одной из важных численных задач является задача численного решения уравнений акустики в присутствии подвижных границ. Подвижными границами могут, например, служить винты и пропеллеры летательных аппаратов. Как правило, геометрия таких задач позволяет разбить пространство на две области, сравнительно просто перемещающиеся относительно друг друга. Таким образом, в каждый момент времени необходимо решать систему дискретных уравнений на неконформных сетках. Существуют множество методов, позволяющих моделировать уравнения в частных производных на неконформных сетках. В частности, применяется метод mortarных элементов [1], и разрывный метод Галеркина [2]. К сожалению, авторам данные методы известны лишь в сочетании с явными и неявными схемами интегрирования по времени. Однако, во многих задачах явные схемы не могут быть использованы в связи с их неустойчивостью при увеличении шага по времени, в то время как неявные схемы требуют трудоемкого обращения матриц большой размерности. Альтернативой являются явно-неявные схемы [3], являющиеся достаточно устойчивыми и требующие обращения сравнительно небольших матриц.

В настоящей работе авторы обобщают явно-неявные схемы на случай пространственной дискретизации с помощью метода mortarных элементов. Результаты демонстрируются на конкретном примере решения уравнений акустики в присутствии движущейся границы.

Работа поддержана грантом РФФ 14-22-00042.

### **Литература**

1. F.B. Belgacem, The Mortar finite element method with Lagrange multipliers Numer. Math., v. 84, 1999, pp. 173–197.
2. J.S. Hesthaven, T. Warburton, Nodal discontinuous Galerkin methods – Springer, 2000.
3. U. Asher, S. Ruuth, R.J. Spiteri, Implicit-explicit Runge-Kutta methods for time dependent partial differential equations, Appl. Numer. Math., v. 25, 1997, pp. 151–167.

## ТЕОРИЯ ЛАЙТХИЛЛА И РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЯ ШУМООБРАЗОВАНИЯ В ТУРБУЛЕНТНЫХ СТРУЯХ

С.Ю. Крашенинников, А.К. Миронов

Центральный Институт Авиационного Моторостроения, г. Москва,  
krashenin@ciam.ru

1. Основные положения теории Лайтхилла, изложенные в [1, 2], касаются процесса шумообразования при распространении дозвуковой турбулентной струи в неподвижной среде того же состава, что и вещество струи.

Примером определения связи акустических пульсаций в звуковом поле струи с гидродинамическими является акустическая аналогия Лайтхилла [1]. Система уравнений Навье-Стокса преобразуется таким образом, что для пульсаций плотности в акустическом поле получается волновое уравнение

$$\frac{\partial^2 \rho}{\partial t^2} - a_0^2 \nabla^2 \rho = \frac{\partial^2 T_{ij}}{\partial x_i \partial x_j} \quad (1)$$

Здесь

$$T_{ij} = \rho u_i u_j + P_{ij} - a^2 \rho \delta_{ij}, \quad P_{ij} = p \delta_{ij} + \eta \left[ -\frac{\partial u_i}{\partial x_i} - \frac{\partial u_j}{\partial x_j} + \frac{2}{3} \left( \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \right) \delta_{ij} \right],$$

$x$  – расстояние до источника,  $\rho'$  – пульсации плотности в звуковой волне,  $p$  – давление,  $u_i, u_j$  – компоненты скорости,  $a$  – скорость звука,  $\eta$  – молекулярная вязкость,  $\rho$  – плотность. В звуковой волне

$$p' = a^2 \rho'$$

и поток энергии в распространяющихся акустических возмущениях

$$I = \frac{\langle p'^2 \rangle}{\rho a}, \quad I = \frac{a^3}{\rho} \langle \rho'^2 \rangle$$

(угловые скобки обозначают осреднение по времени). Тем самым поток звуковой энергии определяется величиной второго момента случайной величины  $\rho'$ . В соответствии с решением уравнения (1) [3–5], согласно [4], в этом случае будет

$$I(\vec{x}) = \frac{1}{16\pi^2 a^5 x^2 \rho} \iint \left\langle \left[ \frac{\partial^2}{\partial t^2} (T_{ij} - \langle T_{ij} \rangle) \right] \left[ \frac{\partial^2}{\partial t^2} (T'_{ij} - \langle T'_{ij} \rangle) \right] \right\rangle d\vec{y} d\vec{y}' \quad (2)$$

Здесь  $T_{ij}$  и  $T'_{ij}$  – значения тензора напряжений в точках  $y$  и  $y'$ .

Можно видеть, что величина  $I$  определяется пространственно-временной корреляцией очень сложного комплекса параметров. Это отра-

жает сложность физического процесса порождения шума турбулентным потоком, в котором присутствуют эффекты нелинейного взаимодействия газодинамического и акустического полей, порождения, диссипации и интерференции пульсаций.

Существенно, что при получении этого соотношения принимаются условия

$$(\rho - \rho_0) / \rho_0 \ll 1, \quad a = a_0, \quad (3)$$

означающие, что плотность и скорость звука в области его порождения практически равны их значениям в окружающей среде.

2. В работах [6–9] приведены результаты исследования процесса шумообразования в турбулентных струях. Использовались данные термоанемометрических измерений и PIV технологии для определения характеристик пульсационного движения. Измерялись пульсации статического давления в потоке струи. Проведено вычислительное моделирование на основе LES технологии турбулентного течения и смешения турбулентных струй.

В результате получены данные о взаимодействии турбулентного течения в струях с окружающей средой, приводящем к образованию звуковых волн.

При распространении турбулентных струй шумообразование обусловлено перемежаемостью турбулентности [6, 7]. Результаты исследования [8] показали, что вследствие этого явления в слое смешения возникают области пониженного и повышенного давления. Максимальный уровень разрежения в этих областях составляет около 20% от скоростного напора в начальном сечении струи.

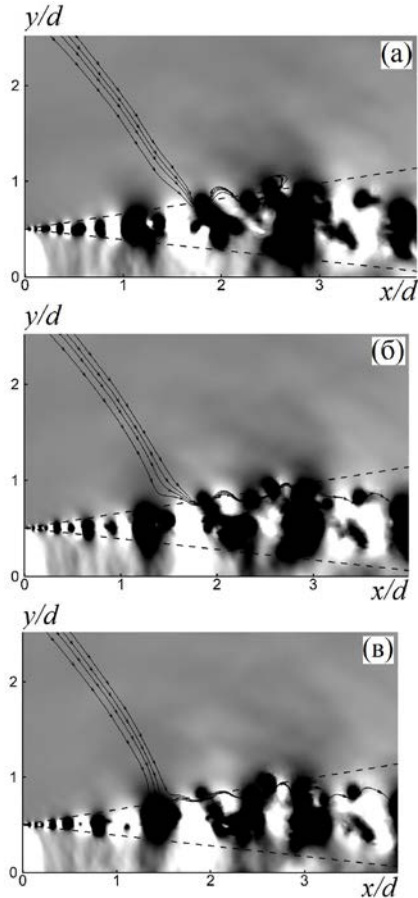


Рис. 1.

Среднее значение разрежения в середине слоя смешения составляет около 4% от скоростного напора. Из-за этого перепада давления возникает внешнее индуцированное течение. На рис. 1, где представлены результаты вычислительного моделирования течения в турбулентной струе из [6], показаны уровни давления (тёмные области – разрежения) и линии тока внешнего индуцированного течения.

Можно видеть четкую связь между движением внешней среды и областями пониженного давления.

Эти области движутся и вызывают перемещение линий тока, которые совершают периодическое перемещения вблизи границ струи. Согласно результатам расчёта нестационарного течения, линии тока периодически тянутся за областями пониженного давления и возвращаются в первоначальное положение. Период этого движения в каждом сечении струи соответствует определённым по опытным данным [7] зависимости частоты звука, излучаемого отдельным участком струи, от продольной координаты

$$Sh = \frac{fd}{u_0} = 1.55 \frac{d}{x} \quad (4)$$

Согласно данным [6, 9], полученным на основе фазового анализа пульсаций скорости и давления, возникновение звуковых колебаний происходит вне слоя смешения струи, в так называемом «ближнем акустическом поле» струи.

Это также подтверждается визуализацией процесса распространения возмущений на выделенных частотах, из [6], показанного на рис. 2. Приведены результаты вычислительного моделирования звукообразования на основе LES технологии и Фурье анализа для частоты, соответствующей  $Sh=1$ . Приведены значения фаз пульсаций давления через  $1/3$  периода.

Визуально различимые на фигуре фронты соответствуют значению фазы 0 или  $360^\circ$ . Соответствующие фронты пульса-

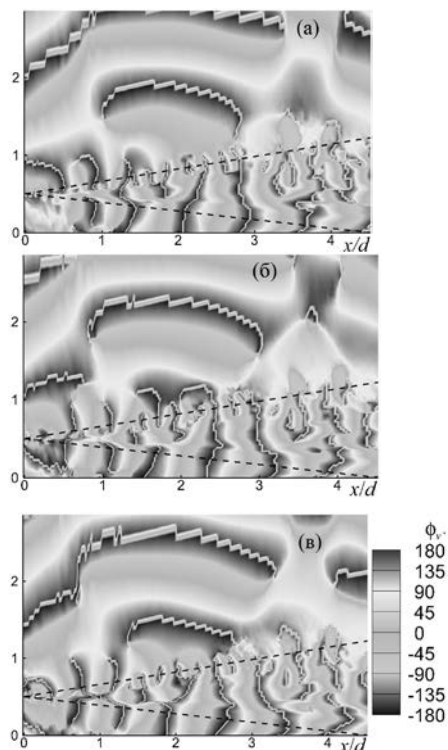


Рис. 2.

ций поперечной скорости практически совпадают с фронтами давления, т.е. полученные данные характеризуют распространения звуковых волн. Можно видеть, что начальное положение звуковых волн находится вне слоя смешения.

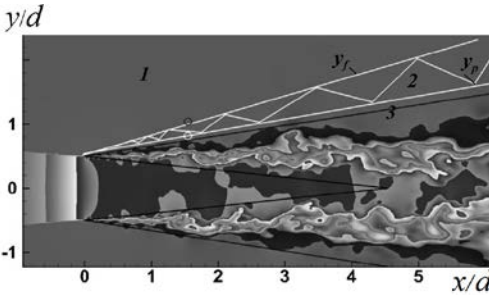


Рис. 3.

По результатам фазового анализа определена область, в которой гидродинамические пульсации производят акустические возмущения [9]. На рис. 3 приведена схема течения в струе, совместно с границами области образования звуковых волн (цифра 2). Эта область соответствует ближнему полю струи. Ее

характерная ширина в каждом сечении составляет приблизительно четверть длины волны, соответствующей частоте излучения для данного сечения струи (4). Она увеличивается при уменьшении  $u_0$ .

Выводом исследования является подтверждение следующих представлений о шумообразовании в турбулентных струях.

Шумообразование является следствием перемежаемости турбулентности. Движение образующихся при этом областей пониженного давления вызывает периодические возмущения скорости в индуцированном струей течении. При движении внешней среды, вовлекаемой в струю, возникают «почти» периодические пульсации из-за перемещения областей пониженного давления в струе. Создаваемые их движением возмущения во внешней среде приводят к образованию звуковых волн.

Эти пульсации создают звуковые волны. Источником их энергии является энергия движения внешней среды.

Применительно к выводу итогового соотношения теории Лайтхилла результаты проведенного исследования позволяют сделать вывод, что основные предположения теории, содержащиеся в (3), справедливы и при высокой скорости распространения струи. Это является следствием того, что в области порождения звуковых волн уровень скоростей очень мал.

**3.** Раскрывая соотношение (2), используя размерность входящих в него параметров, по аналогии с [3, 5], можно получить зависимости, характеризующую влияние числа Маха истечения на поток излучаемой звуковой энергии.

Следуя монографии [5], принимаем, что каждое дифференцирование по времени в подынтегральном выражении для  $T_{ij}$ , имеющего порядок  $u^2$ ,



умножает этот порядок на частоту  $u/l$ , где  $l$  – характерный пространственный масштаб пульсаций, т.е.

$$\frac{\partial^2}{\partial t^2} T_{ij} \sim u^4 / l^2 \quad (5)$$

Если  $\Lambda$  – характерный размер возмущенной области, то

$$l \sim \Lambda. \quad (6)$$

Используя параметры, входящие в (2), величину  $I(x)$  можно представить следующим образом:

$$I(x) \sim \frac{\rho^2}{\rho_0} \frac{\Lambda^6 u^8}{l^4 x^2 a^5} \sim \rho \frac{\Lambda^2 u^8}{x^2 a^5}. \quad (7)$$

Здесь  $\Lambda$  – размер области интегрирования. (Заметим, что закон  $u^8$  является следствием соотношения (5).)

Отсюда следует:

$$I(x) \sim \rho \frac{\Lambda^2}{x^2} u^3 M^5 \quad (8)$$

Полная мощность излучения

$$W_{ak} = \int_s Ids \approx I_{cp} x^2,$$

её величина по (8) есть

$$W_{ak} = \rho M^5 u^3 \Lambda^2.$$

Используя соображения размерности при определении акустической мощности струи  $W_{ak}$ , можем ввести понятие акустомеханического КПД:

$$\eta = W_{ak} / W,$$

где  $W = u_0^3 F / 2$ ,  $u_0$  – скорость истечения струи,  $\rho$  – плотность,  $F$  – площадь сечения сопла, из которого распространяется струя.

Если принять, что характерная скорость пульсационного движения  $u$  пропорциональна  $u_0$ , а  $\Lambda^2 \sim F$ , то  $W_{ak} = \eta W$  и  $\eta \sim M_{ak}^5$ . Тем самым

$$W_{ak} = \eta W \text{ и } \eta \sim M_{ak}^5. \quad (9)$$

**4.** Если принять, что результаты проведенных исследований [6–9] в достаточной мере подтверждают предположение о том, что акустическое излучение струи создается квазипериодическим движением среды вблизи границ струи, то можно считать, что предположения теории Лайтхилла в отношении возможности использования условий (3) и условия  $\rho \cong const = \rho_0$  справедливы даже при высоких скоростях истечения. Это является следствием того, что акустические возмущения образуются вне струи, при низкоскоростном движении среды.

В работе [2] для объяснения зависимости диаграммы направленности от числа  $M$  привлечены представления о квадрупольном характере акустического излучения струи. Но согласно проведенным исследованиям [6, 9] можно объяснить влияние числа  $M$  на диаграмму направленности излучения тем, что вне струи проявляется влияние еще одного параметра – длины звуковой волны. Структура самого струйного течения не зависит от скорости истечения, но размер области шумообразования увеличивается при снижении скорости истечения струи из-за роста длин волн излучения. Это и влияет на диаграмму направленности.

Известный вывод теории Лайтхилла – закон нарастания мощности звукового излучения струи как  $u^8$  – следует из соотношений (5)–(7).

Работа выполнена при поддержке гранта РФФИ 17-01-00213а.

### Литература

1. Lighthill M.J. On sound generated aerodynamically. Pt 1. General Theory // Proc. Roy. Soc. London, Ser.A. 1952. V.211 № 1107, P. 564-587.
2. Lighthill M.J. On sound generated aerodynamically. Pt 2. Turbulence as a source of sound// Proc. Roy. Soc. London, Ser.A. 1954. V.222 № 1148, P. 1-32
3. Зарембо Л.К., Красильников В.А. Введение в нелинейную акустику. М.: Наука, 1966. 519 с.
4. Монин А.С., Яглом А.М. Статистическая гидромеханика. Механика турбулентности. Ч. 2. М.: Наука, 1967. 720 с
5. Ландау Л.Д., Лифшиц Е.М. Теоретическая физика. Т.6. Гидромеханика. М.:Наука, 1986. 736 с.
6. Бендерский Л.А., Крашенинников С.Ю. Исследование шумообразования в турбулентных струях на основе вычислительного моделирования нестационарного течения в слое смешения // Изв. РАН, МЖГ № 4, 2016, с.149-162
7. Крашенинников С.Ю., Миронов А.К. Попытка определения положения источника звука в турбулентной струе по результатам измерений акустического поля и корреляций пульсаций скорости. Изв. РАН МЖГ № 3, 2010. С.69-83.
8. Бендерский Л.А., Крашенинников С.Ю., Миронов А.К. Исследование образования индуцированных течений, создаваемых дозвуковыми турбулентными струями, и их связи с эффектом понижения статического давления в струе // Изв. РАН МЖГ № 6, 2017. С. 50-60.
9. Бендерский Л.А., Крашенинников С.Ю., Миронов А.К. Исследование формирования ближнего акустического поля турбулентных струй. CD, II Всероссийская акустическая конференция ,6-9 июня 2017г., Нижний Новгород, секция Аэроакустики, с. 064-069.

## **ИССЛЕДОВАНИЕ ПЕРЕХОДНЫХ ПРОЦЕССОВ ВО ВНУТРЕННИХ И ВНЕШНИХ ТЕЧЕНИЯХ С ЛОКАЛЬНОЙ ЗАКРУТКОЙ ПОТОКА**

**С.Ю. Крашенинников, А.К. Миронов, П.Д. Токталиев**

*Центральный Институт Авиационного Моторостроения, Москва,*

*pavel\_d\_m@mail.ru*

В работе на примере нескольких турбулентных течений, реализующихся в элементах авиационного двигателя, на основе численного моделирования методами URANS/DES/LES, проведен анализ переходных процессов, приводящих к существованию в поле течения глобальных устойчивых динамических неоднородностей. Рассмотрены примеры дозвукового отрывного течения в S-образном кольцевом переходном канале [1], течения вблизи мотогондолы при работе воздухозаборника над поверхностью аэродрома, течения в затопленной закрученной струе за завихрительным устройством [2]. Во всех этих случаях устойчивой квазистационарной формой течения являются течения с регулярными динамическими неоднородностями в окружном направлении - прецессия потока в случае закрученной струи, круговые области пониженного давления в переходном канале, вихревая нить под воздухозаборником. В работе рассмотрены фазы развития неустойчивости в окружном направлении для каждого из рассмотренных течений и соответствующие этим фазам газодинамические структуры. Предпринята попытка уточнения на основе проведенного анализа основных критериев устойчивости глобально или локально закрученных течений.

Работа выполнена при поддержке гранта РФФИ № 17-01-00212.

### **Литература**

1. С.Ю. Крашенинников, Д.А. Любимов, А.К. Миронов, Д.Е. Пудовиков, П.Д. Токталиев. Примеры вычислительного моделирования сложных турбулентных течений и сопутствующих проблем // Ученые записки ЦАГИ, №2, 2014, с.3-21
2. С.Ю. Крашенинников, А.К. Миронов, В.П. Маслов, П.Д. Токталиев. Исследование структуры течения и акустического поля турбулентной струи с высокой интенсивностью закрутки // Ученые записки ЦАГИ, №1, 2016, с.32-54

## ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ РАЗВИТИЯ ВОЗМУЩЕНИЙ, ГЕНЕРИРУЕМЫХ ЭЛЕМЕНТАМИ ШЕРОХОВАТОСТИ, ПРИ СВЕРХЗВУКОВОМ ОБТЕКАНИИ ЗАТУПЛЕННОГО КОНУСА

А.Н. Кудрявцев, Д.В. Хотяновский

*Институт теоретической и прикладной механики*

*им. С.А. Христиановича СО РАН, Новосибирск, alex@itam.nsc.ru*

Проведено прямое численное моделирование влияния отдельных элементов шероховатости и распределенной шероховатости на среднее течение и генерацию возмущений в сверхзвуковом пограничном слое на сферически затупленном конусе при числе Маха  $M = 6$ . Моделирование выполнено в трехмерной расчетной области над криволинейной поверхностью затупленного конуса. Граничные условия на входной и внешней границах трехмерной расчетной области задаются с использованием данных, полученных из предварительного осесимметричного расчета стационарного среднего течения. Типичный размер области по азимуту варьировался в пределах от 15 до 30 градусов. Вблизи входного сечения расчетной области на поверхности конуса размещены элементы шероховатости. Рассматривается шероховатость двух различных типов: в виде отдельного элемента или группы элементов заданной формы и размера, а также распределенная шероховатость, которая моделируется несколькими десятками элементов со случайным положением и размерами – рис. 1.

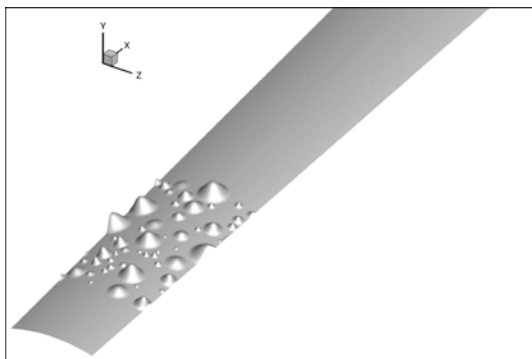


Рис. 1. Распределенная шероховатость на поверхности конуса

Размеры элементов варьируются от  $\delta$  до  $10\delta$ , где  $\delta$  – блазиусовская толщина пограничного слоя. Подобная методика моделирования эффектов распределенной шероховатости была ранее использована в наших расчетах возникновения неустойчивости в сверхзвуковом пограничном слое на плоской пластине [1–3]. В части проведенных расчетов для возбуждения

нестационарных возмущений также использовался периодический вдув/отсос через отверстие, расположенное вверх по потоку от элементов шероховатости.

Моделирование производилось с помощью программы CFS3D для численного решения уравнений Навье–Стокса и ее гибридной ЦПУ/ГПУ CUDA версии NuCFS. Алгоритм вычисления конвективных потоков основан на TVD и WENO схемах сквозного счета высоких порядков точности, что позволяет рассчитывать сверхзвуковые течения с газодинамическими разрывами, а также моделировать нестационарные волновые процессы, не внося излишней численной диссипации.

Численное моделирование показало, что наиболее интенсивное вихреобразование наблюдается в следе за наиболее крупными элементами шероховатости, где возникают продольные вихревые структуры. Периодический вдув/отсос приводит к нестационарным пульсациям в области, занятой вихревыми структурами. Области нестационарных пульсаций расширяются по азимуту. В некоторых случаях существенную роль играет взаимодействие вихревых структур, порождаемых близко расположенными элементами, что может приводить к слиянию соседних структур. В конечном счете, амплитуда пульсаций существенно возрастает, течение приобретает стохастический характер, и происходит переход к турбулентности.

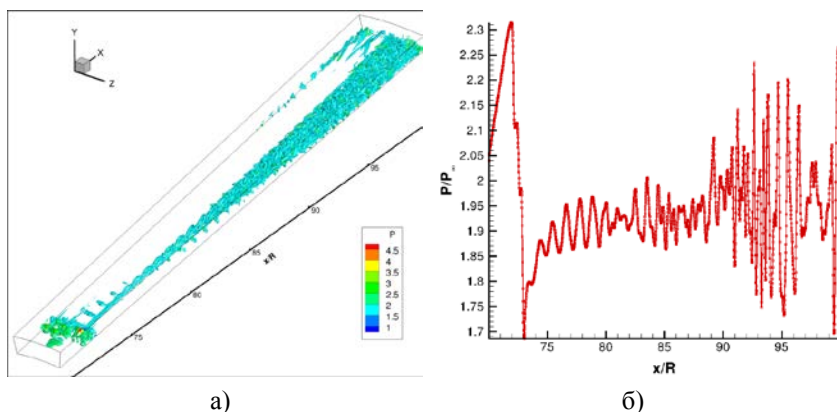


Рис. 2. Ламинарно-турбулентный переход, индуцированный распределенной шероховатостью в комбинации с периодическим вдувом/отсосом: изоповерхности Q-критерия (а) и пульсации давления на поверхности (б)

Типичная картина развития неустойчивости при совместном действии распределенной шероховатости и нестационарного вдува/отсоса представлена на рис. 2. На рис. 2а показаны изоповерхности так называемого

Q-критерия, визуализирующего области сосредоточенной завихренности. Хорошо видны различные этапы развития и расширения вихревого следа за элементом. Мгновенные пульсации давления на поверхности конуса в центральном сечении по азимутальной координате показаны для данного случая на рис. 26. Амплитуда пульсаций заметно увеличивается при  $x \approx 90 R$ , где  $R$  – радиус затупления конуса, равный в данном случае 2 мм. Одновременно расширяется частотный спектр пульсаций, и они приобретают стохастический характер.

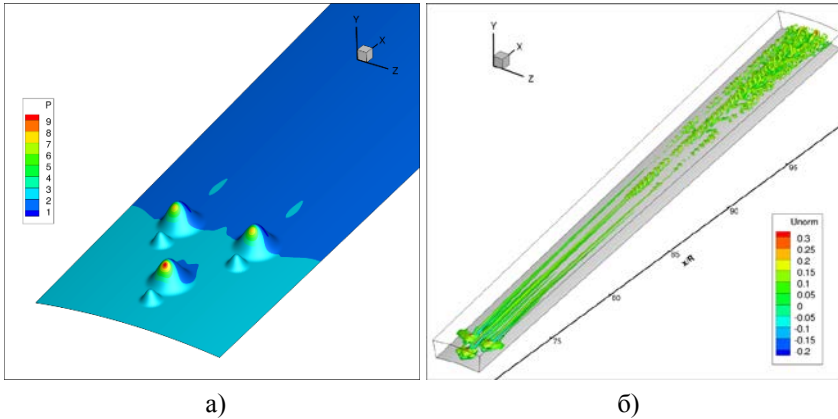


Рис. 3. Ламинарно-турбулентный переход, индуцированный регулярно расположенными элементами шероховатости: распределение давления на поверхности конуса (а) и изоповерхности Q-критерия (б)

Переход к турбулентности наблюдался также в случае, когда на поверхности конуса была помещена группа из трех пар элементов, расположенных регулярным образом – рис. 3а. В этом случае между элементами каждого тандема появляется рециркуляционная зона, которая может служить источником нестационарных флуктуаций продольного вихря, образующегося в следе за парой элементов.

Результаты численного моделирования показывают, что даже без периодического возмущения течения с помощью вдува/отсоса в данном случае действительно происходит развитие пульсаций в каждом из продольных вихрей. Вихревые следы, генерируемые каждой из трех пар элементов развиваются независимо друг от друга до значения продольной координаты  $x \approx 88 R$ . Ниже по потоку начинается взаимодействие соседних вихрей, сопровождающееся интенсивным ростом трехмерных пульсаций на всем протяжении расчетной области по азимуту, см. рис. 3б. Распад ламинарного течения происходит при  $x \approx 97 R$ .

Данное исследование поддержано Российским научным фондом (грант 14-11-00490 р).

### Литература

1. D.V. Khotyanovsky, A.N. Kudryavtsev. DNS of surface roughness effects on laminar-turbulent transition in a supersonic boundary layer. AIP Conference Proceedings. v. 1770, 2016, paper 030058.
2. Кудрявцев А.Н., Хотяновский Д.В. Численное моделирование нестационарных эффектов шероховатости поверхности в сверхзвуковом пограничном слое. VI Всероссийская конференция "Вычислительный эксперимент в аэроакустике", 19 - 24 сентября 2016, г. Светлогорск Калининградской обл. С. 183-185.
3. D.V. Khotyanovsky, A.N. Kudryavtsev. Direct numerical simulation of the transition to turbulence in a supersonic boundary layer on smooth and rough surfaces. J. Appl. Mech. Technical Phys. v. 58, 2017, pp. 826–836.





Вдали от стенок течение описывается с помощью LES с неявной подсечной моделью – ILES. Расчетная сетка содержала  $4.3 \times 10^6$  ячеек.

Расчеты проводились как при постоянной теплоемкости  $c_p$  и  $\gamma=1.4$ , так и при переменной  $c_p$ . Были получены интегральные уровни пульсаций статического давления вдоль верхней стенки ВЗ, а также узкополосные спектры в точках расположения датчиков СН4–СН11, показанных на рис. 1. Было проанализировано влияние переменной теплоемкости на особенности течения и спектральные свойства пульсаций давления в канале изолятора ВЗ при разном дросселировании.

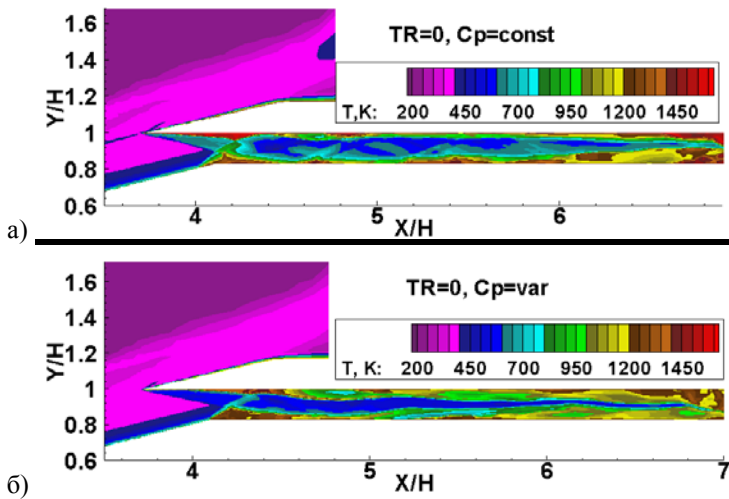
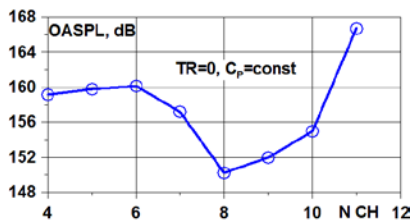


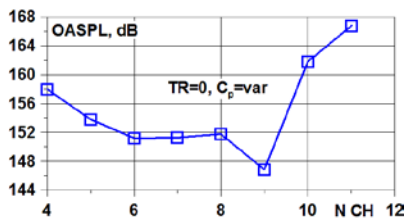
Рис. 2. Мгновенные поля температуры в ВЗ при  $TR=0$ :  
а) –  $c_p=const$ , б) –  $c_p=var$

Анализ результатов расчетов показал, что наибольшее влияние переменной  $c_p$  наблюдается на режимах, когда ВЗ запущен, и торможение потока в канале изолятора происходит в системе косых скачков уплотнения. На рис. 2 видно, что в случае  $c_p=var$  меняется структура течения в канале изолятора, а максимальная температура ниже, чем в случае постоянной теплоемкости.

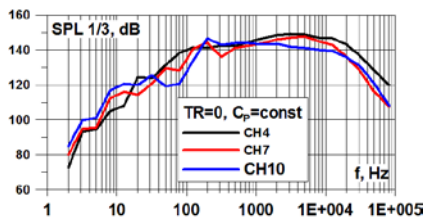
Влияние переменной  $c_p$  на спектры пульсаций давления на стенке изолятора ВЗ представлено на рис. 3. Видно, что при  $c_p=const$  (рис. 3а) на первой трети длины изолятора уровень OASPL почти постоянный около 160дБ, для варианта с  $c_p=var$  он уменьшается по длине ВЗ до 152дБ – рис. 3б. Форма 1/3-октавных спектров похожа (рис. 3в и 3г). В обоих случаях доминирует высокочастотные пульсации, обусловленные турбулентными явлениями. Однако частоты, при которых достигаются максимумы, и их значения различны. Особенно это проявляется у датчика СН10.



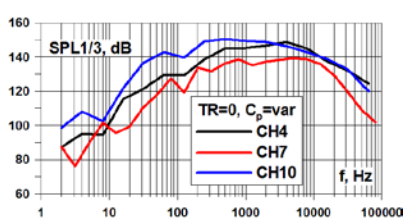
а)



б)

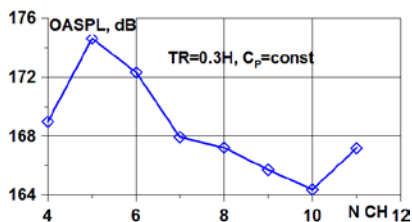


в)

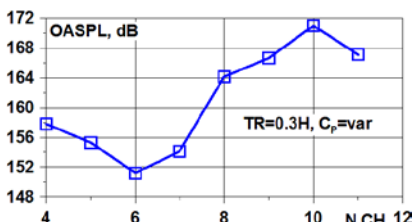


г)

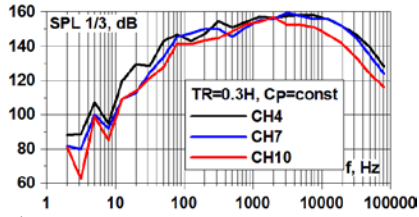
Рис. 3. Интегральный уровень пульсаций давления (а,б) и 1/3-октавные спектры (в,г) вдоль верхней стенки изолятора ВЗ при TR=0; слева:  $c_p = \text{const}$ , справа:  $c_p = \text{var}$



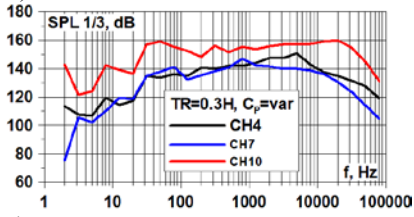
а)



б)



в)



г)

Рис. 4. Интегральный уровень пульсаций давления (а,б) и 1/3 октавные спектры (в,г) вдоль верхней стенки изолятора ВЗ при TR=0.3H; слева:  $c_p = \text{const}$ , справа:  $c_p = \text{var}$

Влияние зависимости  $c_p$  от температуры на спектральные характеристики возрастает с увеличением дросселирования. На рис. 4 видно, что для  $TR=0.3H$  при  $c_p=var$  в большей части изолятора уровень OASPL на верхней стенке значительно ниже. И эта разница доходит до 20дБ (рис. 4а и 4б). Ниже пиковые значения пульсаций давления в 1/3-октавном спектре (до 20дБ) у датчиков давления, расположенных ближе к входу в изолятор (рис. 4в и 4г). Такое сильное различие обусловлено тем, что длина псевдоскачка в канале изолятора значительно больше при  $c_p=var$ . Однако частота, где достигается максимум пульсаций выше у варианта с  $c_p=var$ .

При  $TR=0.4H$  у варианта с  $c_p=const$  начинается помпаж ВЗ, в случае  $c_p=var$  он не наблюдается. Это представлено на рис. 5. Обращает внимание разное распределение температуры по длине ВЗ. Это связано с тем, что при  $c_p=var$  торможение потока осуществляется в псевдоскачке (рис. 5б), а в случае  $c_p=const$  – в нестационарной ударной волне (рис. 5а).

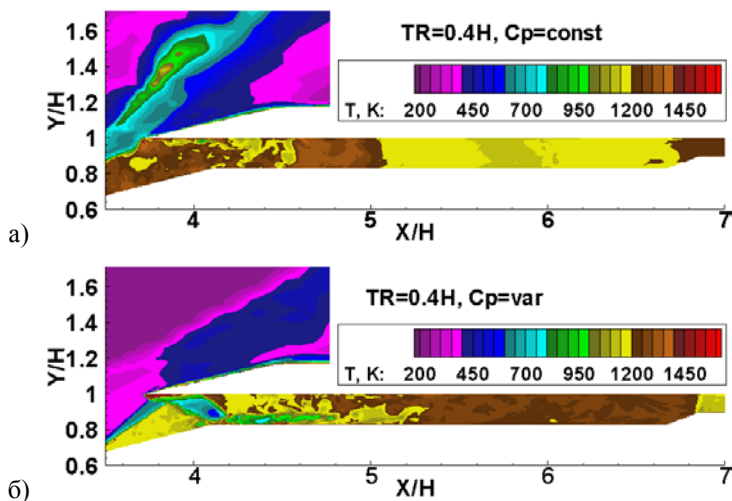


Рис. 5. Мгновенные поля температуры в ВЗ при  $TR=0.4H$ :  
а) –  $c_p=const$ , б) –  $c_p=var$

Разный характер торможения обусловил разные спектральные характеристики пульсаций давления на верхней стенке изолятора. Это видно на рис. 6. Помпажный режим (рис. 6а) характеризуется высоким уровнем пульсаций давления почти по всей длине изолятора. Его пиковое значение на 7дБ выше, чем у варианта  $c_p=var$  (рис. 6б). В этом случае пик пульсаций расположен около входа в изолятор, где происходит торможение потока в псевдоскачке, а дальше в дозвуковом потоке уровень уменьшается до 166дБ.

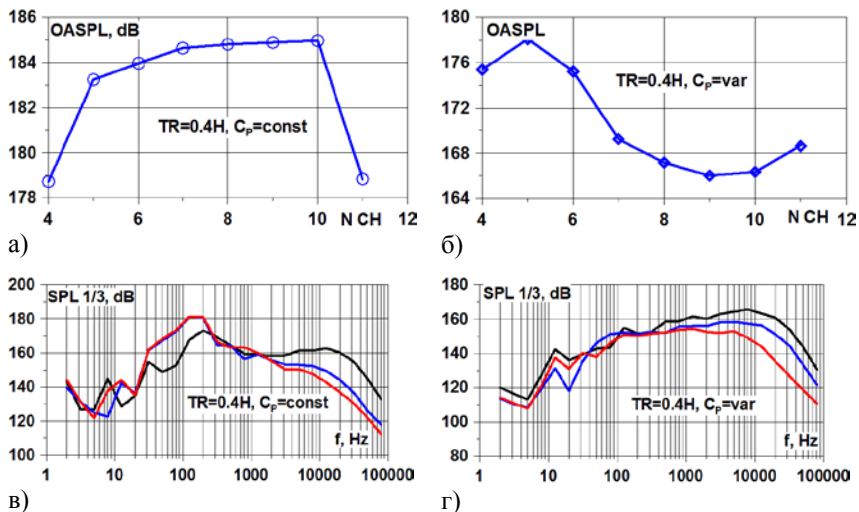


Рис. 6. Интегральный уровень пульсаций давления (а,б) и 1/3-октавные спектры (в,г) вдоль верхней стенки изолятора ВЗ при TR=0.43H; слева:  $c_p=\text{const}$ , справа:  $c_p=\text{var}$

На рис. 6в видно, что на частоте помпажа ( $f=200\text{Гц}$ ) наблюдается пик пульсаций давления. Для случая  $c_p=\text{var}$  1/3 октавный спектр имеет небольшой подъем на высоких частотах, обусловленный турбулентным характером течения. Похожий пик наблюдается и при  $c_p=\text{const}$ . Это может свидетельствовать о том, спектральные характеристики, обусловленные турбулентными эффектами, в обоих случаях близки.

При TR=0.5H в обоих случаях наступает помпаж ВЗ, и картина течения, и спектральные свойства пульсаций близки.

Работа выполнена при поддержке гранта РФФИ №18-08-00271.

## Литература

1. Li Z., Gao W., Jiang H., JYang J. Unsteady Behaviors of a Hypersonic Inlet Caused by Throttling in Shock Tunnel // AIAA J. 2013. V. 51, № 10. P. 2485- 2492.
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. Suresh A., Huynh H.T. Accurate Monotonicity-Preserving Schemes with Runge-Kutta Time Stepping // J. Comput. Phys. 1997. V.136. №1. P.83-99.
4. Spalart P.R., Allmaras S.R. A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows //La Recherche Aerospatiale. 1994. № 1. P. 5-21.

## ИСПОЛЬЗОВАНИЕ МНОГОУРОВНЕВЫХ ДЕКАРТОВЫХ СЕТОК ДЛЯ ЗАДАЧ АЭРОАКУСТИКИ

В.Е. Макаров, Ю.П. Федорченко, В.А. Шорстов

ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова, Москва, y\_fedor@ciam.ru

Для решения задач аэроакустики большое значение играет разностная сетка. Использование сторонних сеток для реальных конфигураций сопряжено с рядом проблем, а именно:

- избыточные объёмы информации для хранения;
- ячейки, далёкие по форме от идеальных.

Казалось бы, что для таких задач идеально использовать декартовые сетки. Но это, в свою очередь, приводит к следующим проблемам:

- достаточный для разрешения акустических волн размер ячейки оказывается неприемлем для разрешения геометрических особенностей исследуемого объекта;
- Построение достаточно мелкой декартовой сетки для сложных объектов сильно увеличивает потребность в вычислительных ресурсах, как в процессе построения, так и необходимых для собственно процесса моделирования.

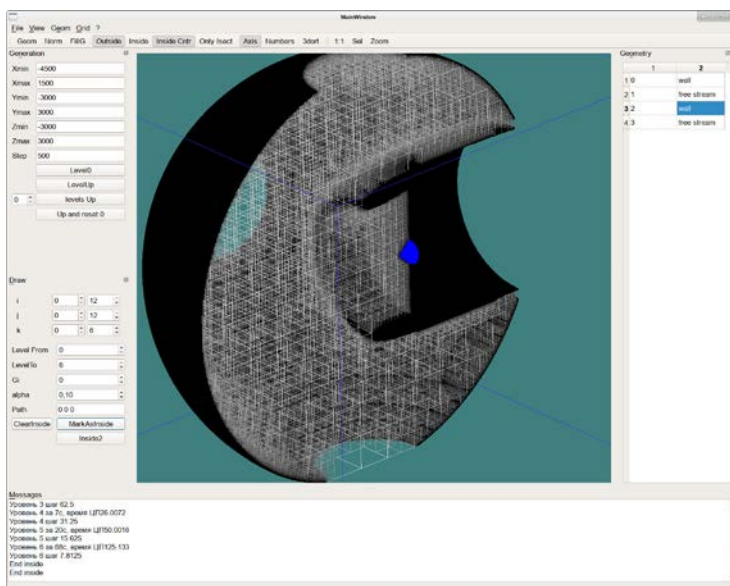


Рис. 1. Процесс построения многоуровневой декартовой сетки

Решение данной проблемы очевидно — использование многоуровневых декартовых сеток с достаточным шагом для разрешения акустики и измельчением на необходимых участках; использование собственного сеткопостроителя, использующего специализированный формат для уменьшения объёма хранимой информации.

В данной работе разработана эффективная методика построения многоуровневых декартовых сеток, разработан эффективный программный комплекс для построения таких сеток и формирования расчётной задачи, доработан существующий программный комплекс для расчета аэроакустики на многоуровневых сетках, а также произведены расчёты ряда модельных задач в подтверждение правильности выбранной концепции (рис. 1).

В качестве иллюстрации применимости подхода в аэроакустике выбрана задача распространения акустических возмущений от источника звука — монополя. Монополь располагался в центре сферической области. Сопоставлялись результаты расчётов с однородной сеткой и с участками сгущённой сетки (рис. 2).

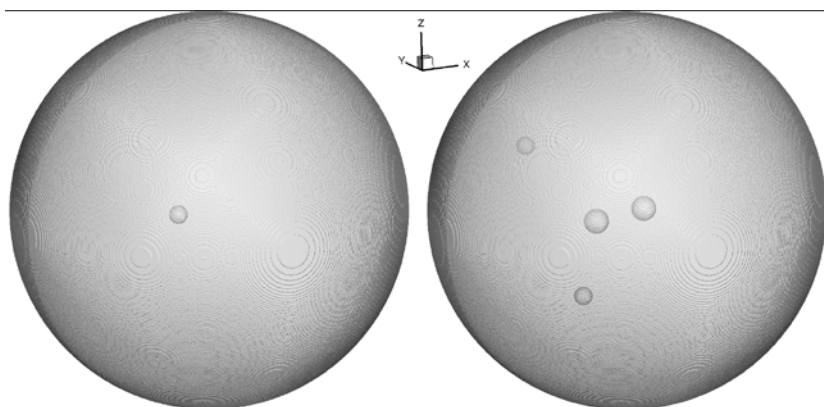


Рис. 2. Расчётные области с одним и четырьмя сгущениями

Как видно из результатов расчёта, сгущения не искажают поля давления (рис. 3) и не вносят искажений в коэффициенты разложения Фурье в области крупной сетки (рис. 4).



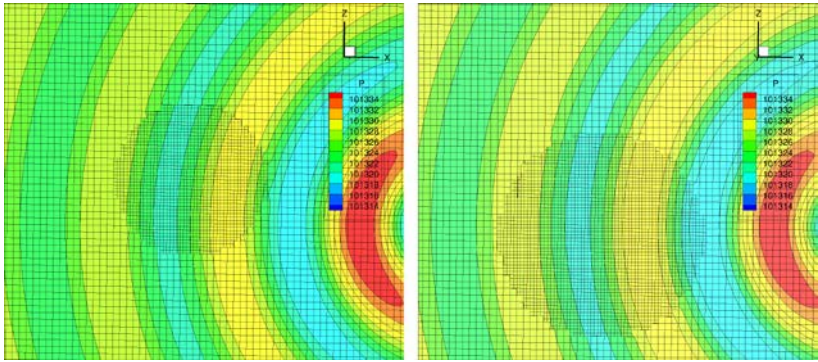


Рис. 3. Мгновенные поля давления в окрестности сгущения сетки

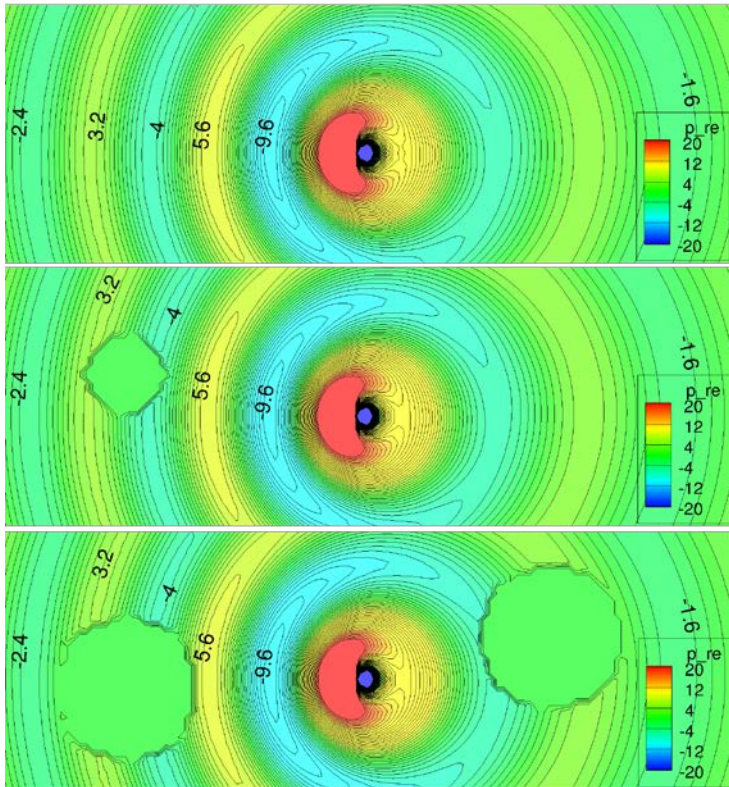


Рис. 4. Поля коэффициентов разложения Фурье; анализ шума в дальнем поле показал, что отличия между расчётами и аналитическим распределением не превышают 0.5 dB

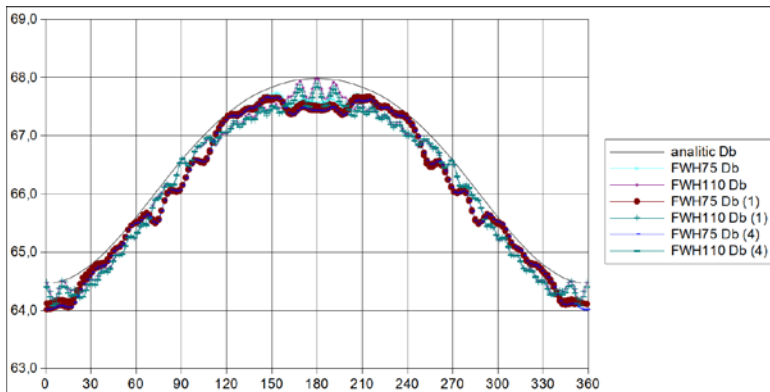


Рис. 5. Дальнее поле



## РАЗВИТИЕ МЕТОДА РАСЧЕТА ШИРОКОПОЛОСНОГО ШУМА ЭЛЕМЕНТОВ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК НА ОСНОВЕ ЗОННОГО ПОДХОДА К ВИХРЕРАЗРЕШЕНИЮ

В.Е. Макаров, В.А. Шорстов

Центральный институт авиационного моторостроения, Москва,  
vmakarov@ciam.ru

Представленный доклад содержит три раздела, связанных с развиваемым в ЦИАМ численным методом решения аэродинамических и акустических задач на основе RANS-IDDES зонного подхода к вихреразрешению, основные положения которого с примерами использования приведены в [1].

Первый из этих разделов содержит не вошедшие в [1] детали расчетной методики, касающиеся возможности увеличения допустимого шага по времени, введения невязности по одному или двум сеточным направлениям на основе независимых реконструкций, введения поправок для реконструкций параметров течения на гранях ячеек для сгущающейся сетки, гибридизации схемы на основе взвешивания центрально - разностной и противопоточной схем со способом вычисления «веса» этих схем.

Второй раздел доклада посвящен анализу результатов решения и валидации задач о пристенном течении и шуме задней кромки профиля NASA0012 при существенно разных числах Рейнольдса по хорде профиля  $Re_c$ . Выполненный анализ показал, что при всей формальной схожести постановок каждая из решенных задач имеет перечисленные ниже (см. таблицу) особенности и требования к расчетным моделям и методике.

$Re_c=2 \cdot 10^5$		$Re_c=10^6$	
Особенность	Требования	Особенность	Требования
Турбулизация в отрыве ламинарного пограничного слоя с быстрым присоединением bubble transition.	Необходимо разрешать вихри порядка толщины ламинарного пограничного слоя, применение WM сомнительно.	Развитое турбулентное течение почти по всей хорде.	Необходим зонный WMLES с STG генератором на входе в WMLES область.

Наличие тональных составляющих в спектре и как следствие большая длина когерентности по размаху.	Необходим слой большого размаха.	Спектр без тональных составляющих, уровень шума низок.	Необходимо минимизировать ложный шум STG генератора и перестроением течения за профилем.
Требуется расчет шума в дальнем поле.	Необходима реализация FWH.	Требуется расчет шума в дальнем поле.	Необходима реализация FWH.

Третий раздел доклада посвящен развитию метода [1], необходимому для решения задач о широкополосном шуме выходных устройств перспективных гражданских сверхзвуковых самолетов и вентиляторной ступени ТРДД большой степени двухконтурности. Это совершенствование, включает как решение методических вопросов, так и валидацию принятых решений.

К числу таких методических вопросов относятся:

- разработка функции стенки и учет влияние шага сетки по размаху в WMLES постановке;
- сравнение результатов расчета развитого турбулентного течения в плоском канале для анализа влияния увеличения шага в направлении размаха до шага продольного направления;
- сравнение результатов расчета развитого турбулентного течения в плоском канале для анализа влияния увеличения пристенного шага с применением функции стенки;
- использование объемного генератора синтетической турбулентности (VSTG – генератора) для слоя смешения;
- сравнение результатов расчетов течения в случае генерации синтетической турбулентности в пристенных течениях до начала слоя смешения и ее генерации в слое смешения.

Валидация новых возможностей развиваемого метода осуществляется на примерах расчета пульсационных и акустических характеристик различных струй, включая известную модельную струю с числом Маха на срезе  $\sim 0.9$ , истекающую из круглого сопла. Для этой модельной струи, наряду со сравнением расчетных и экспериментальных данных по шуму в дальнем поле, проводится сравнение результатов расчетов на двух существенно разных по мощности сетках с численной турбулизацией течения около среза сопла, с результатами, полученными с использованием VSTG

генератора. Предполагается также анализ новых возможностей численного метода по расчету пульсационного течения в системе «ротор-статор» модельной ступени R4 NASA.

### **Литература**

1. В.А. Шорстов, В.Е. Макаров. Расчет аэродинамических и акустических характеристик профиля NACA0012 с использованием зонного RANS-IDDES подхода. Математическое моделирование, 2018, том 30, номер 5, стр. 19-36.

## РАСЧЕТ НАПРЯЖЁННО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ И ИЗЛУЧЕНИЯ ЗВУКА ПОЛИГОНАЛЬНОЙ ОРТОТРОПНОЙ ПЛАСТИНОЙ С ПОМОЩЬЮ ЧИСЛЕННО-АНАЛИТИЧЕСКОГО МЕТОДА ПРИ ПРОИЗВОЛЬНОМ АКУСТИЧЕСКОМ ВОЗДЕЙСТВИИ

А.Л. Медведский, С.Л. Денисов

ФГУП ЦАГИ, г. Жуковский

Развитие гражданской авиационной техники связано с одной стороны с повышением требований к надежности и долговечности конструктивных элементов планера самолёта, а с другой стороны приводит к ужесточению требований с точки зрения снижения акустического воздействия на человека и окружающую среду. Необходимость одновременного удовлетворения указанным требованиям приводит к междисциплинарным задачам механики деформируемого твердого тела и акустики.

В качестве объекта исследования в предлагаемой работе рассматривается являющаяся элементом обшивки планера летательного аппарата плоская полигональная анизотропная пластина неканонической формы, которая расположена в бесконечном, акустически жёстком экране, разделяющем акустическую среду на верхнее и нижнее полупространства.

В рамках теории Кирхгофа, уравнения движения пластины в пространстве преобразования Фурье по времени имеет вид:

$$-\rho h \omega^2 w - i\beta w + L_A[w] = i\omega \rho_0 (\varphi^+ - \varphi^-), \quad (1)$$

где  $w$  – нормальное перемещение срединной поверхности пластины,  $h$  – толщина пластины,  $\beta$  – постоянная, описывающая диссипацию энергии в пластине,  $\rho$  – плотность материала пластины,  $\rho_0$  – плотность акустической среды, в которой размещена пластина,  $\omega$  – циклическая частота,  $\varphi^\pm$  – акустические потенциалы верхнего и нижнего полупространств соответственно,  $L_A[w]$  – линейный дифференциальный оператор, имеющий вид:

$$L_A[w] = D_{11} \frac{\partial^4}{\partial x^4} + 4D_{16} \frac{\partial^4}{\partial x^3 \partial y} + 2(D_{12} + 2D_{66}) \frac{\partial^4}{\partial x^2 \partial y^2} + 4D_{26} \frac{\partial^4}{\partial x \partial y^3} + D_{22} \frac{\partial^4}{\partial y^4}, \quad (2)$$

где  $D_{ij}$  – жесткостные параметры пластины.

Акустические потенциалы  $\varphi^\pm$  в выражении (1) описываются уравнениями Гельмгольца; поверхность экрана предполагается абсолютно жёсткой, а на поверхности пластины заданы граничные условия равенства нормальных компонент скорости среды и скорости перемещения поверхности пластины. На контуре закрепления пластины  $\Gamma$  заданы либо кинема-

тические условия закрепления (условие заземления или свободного опирания), либо силовые условия (свободный край), либо их комбинации.

В соответствии с предложенным в работах [1, 2] методом задача для прогиба пластины сводится к следующему интегро-дифференциальному уравнению:

$$\begin{aligned}
 & -\rho h \omega^2 w - i\beta w + L_A[w] - \\
 & - \frac{\rho_0 \omega^2}{\pi} \iint_D w(\zeta, \eta) \frac{\exp\left(ik_0 \sqrt{(\zeta-x)^2 + (\eta-y)^2}\right)}{\sqrt{(\zeta-x)^2 + (\eta-y)^2}} d\zeta d\eta = \quad (3) \\
 & = 2i\omega \rho_0 \varphi(x, y, 0)
 \end{aligned}$$

где  $\varphi$  – потенциал звукового поля на поверхности пластины.

Для уравнения (3) можно построить фундаментальное решение (функцию Грина)  $G(\omega, \mathbf{x}, \xi)$  [3, 4], с помощью которой определяется как звуковое поле, излучаемое пластиной, так и напряжённо-деформированное состояние (НДС) самой пластины, возникающее при воздействии акустических нагрузок.

Раскладывая функцию Грина в ряд по собственным функциям линейного дифференциального анизотропного оператора  $L_A[w]$ , получим следующее выражение для прогиба пластины:

$$w(\omega, \mathbf{x}) = \iint_D P(\omega, \xi) \left[ \sum_{n=1}^{\infty} \frac{w_n(\mathbf{x}) w_n(\xi)}{\rho h \cdot (H(\omega, \Omega_m) - Z_{mn}) \|w_n\|^2} \right] d\xi, \quad (4)$$

$$H(\omega, \Omega_m) = (-\omega^2 - i\omega\delta + \Omega_m^2), \quad \Omega_m^2 = \lambda_m / (\rho h), \quad \delta = \beta / (\rho h),$$

где  $P(\omega, \xi) = 2i\omega \rho_0 \varphi(\xi, 0)$  – давление на поверхности пластины,  $w_n$  – собственная функция оператора  $L_A[w]$ ,  $\Omega_m$  – собственная частота колебаний пластины,  $\delta$  – величина, описывающая механическую диссипацию энергии при колебаниях пластины,  $\lambda_n$  – собственное значение оператора  $L_A[w]$ , соответствующее собственной функции  $w_n$ .

Величина  $Z_{mn}$  является характеристическим импедансом излучения и описывает эффективность преобразования энергии упругих колебаний пластины в звуковое излучение. При этом величины  $Z_{mn}$  являются собственными импедансами излучения для  $m$ -ой формы колебаний, а величины  $Z_{mm}$  представляют собой импеданс взаимодействия между различными формами колебаний пластины [1,2]:

$$Z_{mn} = \frac{\rho_0 \omega^2}{\pi \rho h \|w_m\|^2} \iint_D \iint_D w_m(x, y) w_n(\zeta, \eta) \frac{\exp\left(ik_0 \sqrt{(\zeta-x)^2 + (\eta-y)^2}\right)}{\sqrt{(\zeta-x)^2 + (\eta-y)^2}} d\zeta d\eta dx dy. \quad (5)$$

Используя предположение, что  $Z_{mm} \gg Z_m$  и учитывая соотношения (4) и (5), получим выражения функции Грина для компонент напряжений:

$$\sigma_{ij}(\omega, \mathbf{x}) = \iint_D P(\omega, \xi) \left[ \sum_{n=1}^{\infty} \frac{\partial_x^{(ij)} [w_n(\mathbf{x})] w_n(\xi)}{\rho h \cdot (H(\omega, \Omega_m) - Z_{mm}) \|w_n\|^2} \right] d\xi, \quad (6)$$

где линейные дифференциальные операторы  $\partial_x^{(ij)} [w_n(\mathbf{x})]$  имеют вид:

$$\begin{aligned} \partial_x^{(11)} [f] &= \pm \frac{6}{h^2} \left( D_{11} \frac{\partial^2 f}{\partial x^2} + D_{12} \frac{\partial^2 f}{\partial y^2} + 2D_{16} \frac{\partial^2 f}{\partial x \partial y} \right), \\ \partial_x^{(22)} [f] &= \pm \frac{6}{h^2} \left( D_{12} \frac{\partial^2 f}{\partial x^2} + D_{22} \frac{\partial^2 f}{\partial y^2} + 2D_{26} \frac{\partial^2 f}{\partial x \partial y} \right), \\ \partial_x^{(12)} [f] &= \pm \frac{6}{h^2} \left( D_{16} \frac{\partial^2 f}{\partial x^2} + D_{26} \frac{\partial^2 f}{\partial y^2} + 2D_{66} \frac{\partial^2 f}{\partial x \partial y} \right). \end{aligned} \quad (7)$$

Опираясь на выражение (4) и используя интеграл Рэлея [1, 2], сложно получить выражение для расчета звукового поля, излучаемого пластиной:

$$p(\mathbf{x}, \omega) = \frac{\rho_0 \omega^2}{2\pi} \sum_{n=1}^{\infty} b_n(\omega) \iint_D w_n(\zeta, \eta) g(\zeta, \eta, x, y, z) d\zeta d\eta, \quad (8)$$

где выражения для функции  $g(\zeta, \eta, \mathbf{x})$  и коэффициентов  $b_n(\omega)$  имеют вид:

$$g(\zeta, \eta, x, y, z) = \frac{\exp\left(ik_0 \sqrt{(\zeta - x)^2 + (\eta - y)^2 + z^2}\right)}{\sqrt{(\zeta - x)^2 + (\eta - y)^2 + z^2}}, \quad (9)$$

$$b_n(\omega) = \frac{1}{\rho h \cdot (H(\omega, \Omega_n) - Z_{mm}) \cdot \|w_n\|^2} \iint_D P(\omega, \xi) w_n(\xi) d\xi.$$

Выражения (6) и (7) удобны для построения численно-аналитического метода расчета напряжений, а также допускают обобщение для расчета среднеквадратичных напряжений на случай акустического воздействия с широким спектром [5].

Используемый в работе численно-аналитический метод опирается на аппроксимацию прогиба пластины треугольными конечными элементами [6]. Тогда с использованием выражений (6)–(8), а также квадратурных формул Гаусса для расчёта интегралов в (5)–(6), (8) и (9) получены выражения, описывающие как распределения напряжений в рассматриваемой анизотропной полигональной пластине, так и звуковое поле в произвольной точке наблюдения.

Разработанный метод применен для вычисления долговечности ортотропной полигональной пластины по методам Болотина, Райхера и Кова-

левски [7] при различных условиях закрепления контура пластины и видах действующей акустической нагрузки.

Расчеты, выполненные в работе на основе полученных соотношений, демонстрируют влияние излучения звука на напряженно-деформированное состояние пластины, её долговечность, а также позволяют построить диаграмму направленности излучения звука пластиной с различными упругими характеристиками.

Работа выполнена при финансовой поддержке гранта РФФИ (проект 18-08-01153 А).

### Литература

1. Плахов Д. Д. Прохождение акустической волны сквозь многослойную пластину, подкреплённую рёбрами жёсткости // Акустический журнал, 1967, Т. 13, N 4, С. 597-603.
2. Шендеров Е. Л. Волновые задачи гидроакустики. – Л. «Судострое-ние», 1972. – 348 с.
3. Денисов С.Л., Медведский А.Л. Разработка и верификация численно-аналитического метода расчёта отклика пластин на широкополосное акустическое воздействие // Электронный журнал «Труды МАИ». – 2016. – Вып. 91, [www.mai.ru/science/trudy](http://www.mai.ru/science/trudy)
4. Денисов С.Л., Медведский А.Л. Численно-аналитический метод рас-чета отклика авиационных конструкций при акустических воздейст-виях различного типа // Материалы пятой открытой всероссийская конференция по аэроакустике. - М.: Изд-во ЦАГИ, 2017. - С. 218-219.
5. Денисов С.Л., Медведский А.Л. Отклик ортотропных пластин на ши-рокополосное акустическое воздействие при различных видах взаим-ной спектральной плотности действующей нагрузки // Механика ком-позиционных материалов и конструкций. 2012. Т. 18. № 4. С. 527-542.
6. Зенкевич О. Метод конечных элементов в технике. – М., «Мир», 1975. – 541 с.
7. Lee Yung-Li, Pan Jwo, Hathaway R. B., Barkley M. E. Fatigue Testing and Analysis (Theory and Practice), ELSEVIER, 2005. P.402.

## РАСЧЕТНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ТОНАЛЬНОГО ШУМА МОДЕЛЬНОГО ВЕНТИЛЯТОРА СО СВЕРХНИЗКОЙ ОКРУЖНОЙ СКОРОСТЬЮ

В.И. Милешин, С.В. Панков, А.А. Россихин

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

Доминирующий вклад в шум ТРДД вносит вентилятор. Одним из подходов к снижению шума вентилятора является снижение окружной скорости вентилятора [1]. В данной работе исследуется тональный шум вентилятора со сверхнизкой окружной скоростью в передней и задней полусферах на режиме «посадка».

Рассматриваемый вентилятор (в стендовой конфигурации) представляет собой модель диаметром 700 мм с широкохордными лопатками, разработанную для перспективного двигателя гражданского самолета. Расчётное значение окружной скорости вращения рабочих лопаток на проектном режиме  $N=100\%$  – 315 м/с. Модель имеет в рабочем колесе (РК) 18 лопаток, в спрямляющем аппарате (СА) – 49 лопаток, во входном направляющем аппарате (ВНА<sub>1</sub>) подпорной ступени – 62 лопатки, в рабочем колесе подпорной ступени (РК<sub>1</sub>) – 75 лопаток, в направляющем аппарате подпорной ступени (НА<sub>1</sub>) – 79 лопаток в первом ряду и столько же лопаток во втором ряду.

В рамках данной работы с использованием программного комплекса ЦИАМ 3DAS [2] был проведен расчет тонального шума вентилятора на режиме «посадка» для первых четырех гармоник частоты следования лопаток ротора. В расчете учитывалось как взаимодействие РК с СА, так и взаимодействие РК с ВНА<sub>1</sub>. Произведен расчет интенсивности излучения и построены диаграммы направленности излучения шума из воздухозаборника и сопла вентиляторной ступени для второй, третьей и четвертой гармоник частоты следования лопаток (первая гармоника не излучается в рамках использованной модели).

Одновременно был проведен расчет тонального шума генерируемого подпорной ступенью вентилятора на режиме «посадка» для трех гармоник роторной частоты. Рассматривается взаимодействие между ВНА<sub>1</sub> и РК<sub>1</sub> и РК<sub>1</sub> и НА<sub>1</sub>. Первый из рассмотренных тонов соответствует частоте следования РК<sub>1</sub>, второй тон - разности частот следования РК<sub>1</sub> и РК, а третий - их сумме. Произведен расчет интенсивности излучения и построены диаграммы направленности излучения шума из воздухозаборника и сопла вентиляторной ступени. Показано, что данный источник тонального шума является существенным (в передней полусфере интенсивность всего на 1.4 дБ меньше, чем у шума ротор-статор взаимодействия), хотя и не доминирующим.



Выполнено сравнение результатов расчета с аналогичными результатами для вентилятора с расчётным значение окружной скорости вращения рабочих лопаток на режиме  $N=100\%$  – 395 м/с [3]. Данное значение окружной скорости попадает в диапазон, характерный для современных вентиляторов. Акустические характеристики этой ступени подробно исследовались с помощью программного комплекса ЦИАМ 3DAS.

Сравнение показывает, что для ступени со сверхнизкой окружной скоростью интенсивности излучения из сопла и воздухозаборника как для первого набора гармоник, так и для второго набора, меньше, чем соответствующие интенсивности для вентилятора с окружной скоростью 395 м/с. (Если исключить из рассмотрения излучение на второй гармонике частоты следования лопаток РК для сопла, так как результаты для него, вероятно, является вычислительным артефактом). Для набора гармоник, характеризующего взаимодействие в подпорной ступени, снижение интенсивности излучения является значительным как в передней (5 дБ), так и особенно в задней полусфере (10 дБ). Однако, для набора гармоник, который характеризует взаимодействия РК с СА и РК с ВНА<sub>1</sub> интенсивности излучения из сопла и воздухозаборника снижаются заметно меньше – примерно на 1-2 дБ. Причины столь незначительной реакции системы на снижение окружной скорости для режима «посадка» требуют дальнейшего исследования.

### Литература

1. Huff D.L. Noise Reduction Technologies for Turbofan Engines, NASA/TM-2007-214495, 2007
2. Nyukhtikov, M.A., Rossikhin, A.A., Sgadlev, V.V., Brailko, I.A. Numerical Method for Turbo-Machinery Tonal Noise Generation and Radiation Simulation Using CAA Approach, GT2008-51182, ASME Turbo Expo 2008: Power for Land, Sea and Air, GT2008, Berlin, Germany, June 9-13, 2008
3. Rossikhin A.A., Pankov S.V., Khaletskiy Y.D., Mileschin V.I. Computational study on acoustic features of fan model with leaned stators. GT2014-26350. ASME Turbo Expo 2014, Düsseldorf, Germany, June 16-20, 2014.

## ПОГЛОЩЕНИЕ ВОЛН «ШЕПЧУЩЕЙ ГАЛЕРЕИ»

М.А. Миронов

АО АКИН, Москва, mironov\_ma@mail.ru

В каналах двигателя возбуждаются, в основном моды с высокими угловыми номерами – спиральные моды. Их акустическая мощность концентрируется около внешней стенки канала. Вследствие этого, а также из-за того, что их время распространения по каналу велико, звукопоглощающая облицовка стенки канала может достаточно эффективно поглощать эти моды. В докладе рассматривается проблема выбора акустических параметров облицовки для поглощения спиральных мод с большими угловыми номерами, в том числе и для поглощения волн «шепчущей галереи».

Характерная особенность звука, генерируемого вентиляторным каналом турбореактивных двигателей, состоит в доминировании в его пространственной структуре вращающихся мод с большими значениями угловых номеров. Такая пространственная структура благоприятна для поглощения звука даже при небольшой длине канала двигателя, поскольку звук распространяется по спирали с небольшим шагом вдоль оси канала. Существенным является правильный выбор параметров звукопоглощающей конструкции (ЗПК). Для определения необходимой проводимости ЗПК в [1] предложен универсальный подход, состоящий в следующем. Рассмотрим гармонический источник звука сколь угодно сложной структуры в волноводе, стенки которого  $S$  предполагается покрывать ЗПК. Считаем, что стенки не влияют на источник звука. Звуковое поле, создаваемое источником  $p$ , состоит из суммы поля  $p_i$ , которое создавал бы источник в свободном пространстве, как если бы стенок волновода не было, и многократно отраженных волн от стенок волновода  $p_r$ :  $p = p_i + p_r$ . Мысленно уберем стенки волновода, предположив, что источник звука помещен в свободное пространство. Тогда  $p = p_i$ . Далее, вычислим нормальную к стенке волновода  $S$  колебательную скорость, соответствующую полю давления  $p_i$ :

$$u_{n,i} = \frac{1}{i\omega\rho} \left. \frac{\partial p_i}{\partial n} \right|_S.$$

Отношение колебательной скорости  $u_{n,i}$  к акустическому давлению  $p_i$  на поверхности  $S$  можно назвать акустической проводимостью для падающего поля  $\xi_i = u_{n,i} / p_i$ .

Предложенный в [1] подход заключается в том, чтобы проводимость ЗПК сделать равной проводимости  $\xi_i$ . При таком выборе отражение от границы волновода будет строго равно нулю – поле  $p_i$  будет полностью поглощено. В определенном смысле данный выбор является оптимальным – он обеспечивает полное поглощение звука. В [1] приведено несколько простых примеров параметров ЗПК для элементарных полей  $p_i$ : плоской бегущей волны, наклонно падающей на плоскость, поля монополюсных и дипольного точечных источников около плоскости. В настоящем докладе рассмотрены оптимальные проводимости ЗПК, соответствующие более близким к реальности полям во входном канале турбореактивного двигателя.

### Литература

1. М.А. Миронов. Возможный подход к оптимизации параметров звукопоглощающих конструкций для многомодовых волноводов. Акуст. журн., 2011, т. 57, № 6, с. 741–745.

## **ОПРЕДЕЛЕНИЕ РОЛИ РАЗЛИЧНЫХ ИСТОЧНИКОВ В ОБЩЕМ УРОВНЕ ШУМА В КАБИНЕ ЭКИПАЖА СОВРЕМЕННОГО ПАССАЖИРСКОГО САМОЛЕТА RRJ-95 ПО РЕЗУЛЬТАТАМ НАЗЕМНЫХ И ЛЕТНЫХ ИСПЫТАНИЙ**

**П.А. Мошков, В.П. Попов, В.В. Рубановский**

*АО «Гражданские самолеты Сухого», Москва, E-mail moshkov89@bk.ru*

Актуальность проблемы численного моделирования шума в гермокабинах гражданских самолетов не вызывает сомнения. На пути решения этой проблемы необходимо решать следующие основные задачи: моделировать аэроакустическое нагружение фюзеляжа, приводящее к колебаниям конструкции и акустическому излучению в салон; моделировать шум при работе агрегатов системы комплексного кондиционирования и вентиляции воздуха (КСКВ); моделировать шум от вибрационного воздействия двигателей, моделировать общее акустическое поле в гермокабине с учетом интерьера и т.д. При этом решение поставленных задач невозможно без комплекса экспериментальных наземных и летных испытаний.

Исследованию шума в салонах пассажирских самолетов посвящено значительное количество исследований, выполненных в нашей стране и за рубежом [1–6]. Вместе с тем проблема шума в кабине экипажа занимает отдельное место. Согласно Авиационным правилам [7], шум и вибрация не должны мешать выполнению членами экипажа своих функций, предусмотренных летным руководством, также существуют коммерческие требования к характеристикам акустического поля в кабине экипажа современных проектируемых самолетов.

Данная работа является первым этапом исследований, направленных на идентификацию основных источников и определение их относительно вклада в общем шуме в кабине экипажа RRJ-95 типовой конструкции с целью разработки рекомендаций по дальнейшему снижению шума.

Для акустических измерений были выбраны 5 контрольных точек, расположенных в центральной части кабины экипажа самолета RRJ-95, в вертикальной плоскости, проходящей через главную ось самолета. Запись звукового сигнала осуществлялась на 4-х канальный шумомер 1-го класса «Экофизика-110 А HF» с частотой дискретизации 48 кГц. Время записи составляло не менее 30 секунд для каждого режима совместной работы вспомогательной силовой установки (ВСУ), маршевой силовой установки (МСУ) и КСКВ. Дальнейшая обработка сигнала включала в себя получение октавных, третьоктавных и узкополосных спектров уровней звукового давления, суммарных уровней звукового давления и суммарных взвешенных по А уровней звукового давления, а также спектрограмм.

В рамках настоящей работы было рассмотрено влияние следующих параметров на спектральные и интегральные характеристики акустического поля в кабине экипажа:

- влияние режима работы МСУ,
- влияние отключения одной ветки КСКВ (нештатный режим работы),
- влияние системы рециркуляции воздуха,
- влияние положения устройств индивидуального обдува.

В результате выполненного экспериментального исследования определена роль основных источников в суммарном уровне шума в единицах дБ и дБА.

### Литература

1. Бакланов В.С. Роль структурного шума в гермокабине самолета от вибрационного воздействия двигателей нового поколения // Акустический журнал. 2016. Т. 62. № 4. С. 451–456.
2. Ефимцов Б.М., Лазарев Л.А. Комплекс аналитических моделей для прогноза шума в салоне самолета // Акустический журнал. 2012. Т. 58. № 4. С. 443–449.
3. Зверев А.Я. Механизмы снижения шума в салоне самолета // Акустический журнал. 2016. Т. 62. № 4. С. 474–479.
4. Ефимцов Б.М., Лазарев Л.А. Возможность снижения шума в салоне самолета от турбулентного пограничного слоя путем изменения подкрепляющего набора фюзеляжа при неизменной его массе // Акустический журнал. 2015. Т. 61. № 5. С. 631–635.
5. Gao J., Qiang N. Multi-objective Optimized Design for Intermediate-Frequency Noise Reduction in Aircraft Cabins // Wireless Personal Communications. 2018. P. 1–11. <https://doi.org/10.1007/s11277-018-5405-2>
6. Abdrashitov R.G., Golubev A.Yu. Identification of noise sources in the cabin and determination of the sound energy local passage through the board design based on the results of in-flight measurements of the Superjet // 21st AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. 2015. AIAA Paper No. 2015–3114. 15 p. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2015-3114>
7. Авиационные правила. Часть 25. Нормы летной годности самолетов транспортной категории. М.: Межгосударственный авиационный комитет, 2014. 278 с.

## МОДЕЛИРОВАНИЕ ТОНАЛЬНОГО ШУМА ТУРБИНЫ НИЗКОГО ДАВЛЕНИЯ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ РАЗДЕЛЕНИЯ АКУСТИЧЕСКИХ МОД

Р.З. Нигматуллин, Л.В. Терентьева

ЦИАМ им. П.И. Баранова, Москва, [larisa@ciam.ru](mailto:larisa@ciam.ru)

Метод расчета тонального шума, генерируемого турбиной низкого давления, основан на численном интегрировании системы трехмерных нестационарных осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье–Стокса (URANS). Полученное в результате расчета поле пульсаций давления преобразуется методами частотно-модального анализа, что позволяет получить тональные характеристики шума, генерируемого в выходном сечении турбины.

Поскольку уравнения Навье–Стокса описывают распространение возмущений различной природы, то поле давления состоит не только из акустических, но также из мелкомасштабных возмущений, которые не являются акустическими по своей природе и распространяются вниз по потоку с конвективной скоростью. Эти конвективные возмущения достаточно быстро затухают и на некотором расстоянии от выходных кромок практически исчезают. Теоретически можно подобрать плоскость для анализа данных достаточно далеко вниз по потоку, чтобы избежать влияния конвективной части, однако на практике такой подход оказывается очень дорогостоящим. Поэтому в данной работе используется метод, позволяющий отфильтровывать такие псевдо-акустические возмущения во время процедуры модального разложения поля давления.

Модель строится на основе метода сращивания мод давления в трех плоскостях (TRP), предложенного Овенденом и Риенстрой [1]. Расширенная реализация этого метода (XTRP) предложена в работе [2]. В трех близких осевых сечениях ( $x_0$ ;  $x_1$ ;  $x_2$ ) рассмотрим поля давления, полученные в результате аэродинамического расчета. На первом шаге производится разложение этих полей в ряды Фурье по времени и по окружной координате.

$$p'(t, x, r, \theta) = \operatorname{Re} \left\{ \sum_{m=-\infty}^{\infty} \sum_{n=0}^{\infty} \hat{p}_{m\omega}(x, r) e^{i(m\theta - \omega t)} \right\}$$

где  $\omega$  – частота колебаний, связанная со скоростью вращения турбины;  $m$  и  $n$  – окружной и радиальный порядок моды соответственно,  $\hat{p}_{m\omega}$  – комплексное поле давления с частотой  $\omega$  и окружным порядком  $m$ . Для заданной частоты  $\omega$  и окружного порядка  $m$  поле давления может быть представлено в виде суммы акустических мод, распространяющихся вверх и вниз по потоку, и конвективных компонент:

$$\hat{p}_{m\omega}(x_i, r) = \hat{p}_i(r) = \sum_{n=0}^N (A_n^{\pm} e^{ik_n^{\pm}(x_i - x_0)} + A_n^c e^{ik_c(x_i - x_0)}) f_n(r)$$

$k_n^{\pm}$  – волновое число,  $A_n^{\pm}$  – комплексная амплитуда моды  $(m, n)$ ;  $f_n(r)$  – собственные функции, описывающие акустические течения закрученного потока в канале. Для моделирования распространения конвективных возмущений в осевом направлении вводится конвективное волновое число  $k_c = M/k$ , где  $k$  – волновое число в свободном потоке,  $M$  – осевое число Маха однородного среднего потока. Амплитуды акустических мод  $A_n^{\pm}$  и конвективных компонент  $A_n^c$  неизвестны. Для определения амплитуд выписывается система линейных уравнений, которая решается численно [2].

Изложенный метод был применен для определения акустических характеристик модельной двухступенчатой неохлаждаемой турбины низкого давления. Количество лопаток в первом венце 64 сопловых и 68 рабочих лопаток, во втором венце 112 сопловых и 88 рабочих лопаток. Сектор периодичности в окружном направлении составляет  $1/4$  окружности. Расчетная область для нестационарного расчета содержит 83 межлопаточных канала. Число шагов по времени составило 5600 на период следования лопатки. Результаты расчетов записывались на каждом третьем временном шаге в трех осевых сечениях вблизи выходной кромки рабочего колеса второго венца. Относительные координаты сечений следующие:  $x_0=0$ ,  $x_1=0,0159$  м,  $x_2=0,0387$  м.

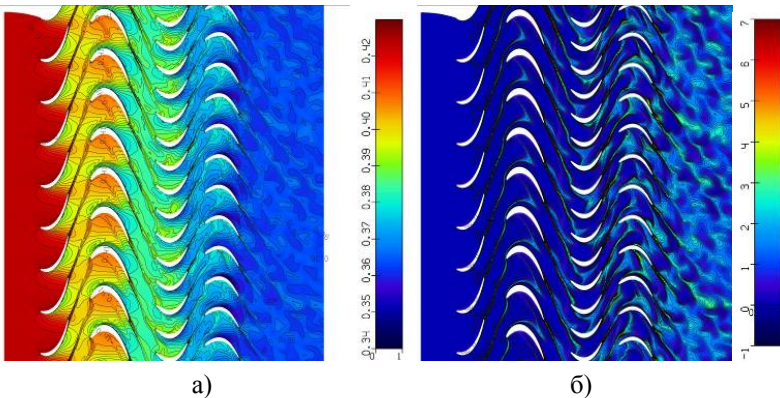


Рис. 1. Распределение параметров потока на среднем радиусе

Поле течения, полученное численным интегрированием уравнений Навье-Стокса, содержит вихревые, энтропийные и акустическими колебания, которые распространяются в потоке и могут взаимодействовать меж-

ду собой. На рис. 1 приведена мгновенная картина распределения статической температуры (в 1000 К) (а) и энтропии  $100*(s-s_0)/c_v$ , где  $s_0$  – энтропия в середине входного сечения первого соплового аппарата (б) на среднем радиусе. Представленные распределения параметров дают наглядное представление о том, что даже на расстоянии удвоенной длины хорды лопатки в потоке сохраняются мелкомасштабные возмущения. Эти возмущения не являются акустическим и переносятся вниз по потоку с конвективной скоростью.

Тональный шум, индуцируемый двухступенчатой турбиной, имеет известный спектр бесконечного числа различных частотных и окружных составляющих, каждая из которых определяется четырьмя независимыми друг от друга целыми константами. Для рассматриваемой турбины были проанализированы следующие гармоники  $(\omega, m)$  акустического спектра:  $(68,4)$ ,  $(88,-24)$ ,  $(88,24)$ ,  $(136,24)$ ,  $(136,8)$  и  $(108,-4)$ .

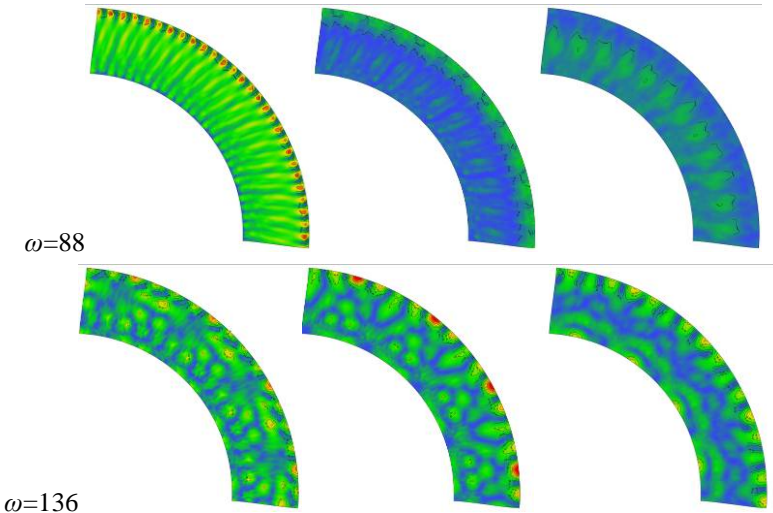


Рис. 2. Поле статического давления частот

На рисунке 2 представлены поля давления для частот  $\omega=88$  и  $\omega=136$  в трех сечениях  $x_0, x_1, x_2$ . Главные акустические моды окружного порядка  $m$  не просматриваются явно, что можно интерпретировать как наличие большого числа возмущений, отличных от акустических, амплитуда которых сравнима с амплитудой звуковых волн.

На рисунке 3,а–е в сечении  $x_0$  представлены амплитуды акустических волн заданной частоты и окружной моды, распространяющихся вверх (пунктирная линия) и вниз по потоку (сплошная линия), рассчитанных с помощью методов TRP (черная линия) и ХТРП (синяя линия).



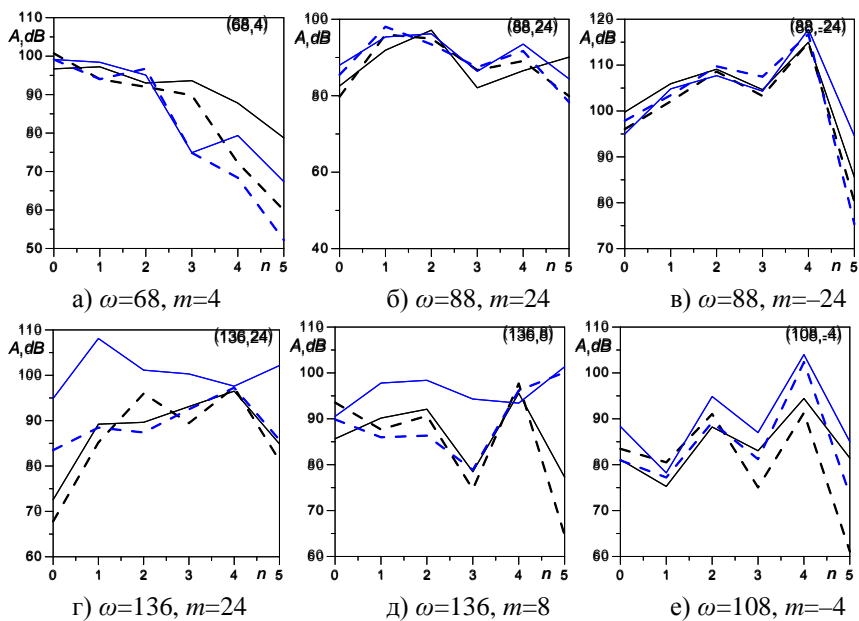


Рис. 3. Амплитуды акустических волн

Оба метода дают довольно близкие результаты, причем нельзя однозначно определить преимущество какого либо из методов. В случае двухступенчатой турбины низкого давления поток за ней сильно возмущен и содержит значительное количество вихревых и энтропийных волн. Число Маха, используемое для определения конвективной скорости, не является постоянным в потоке. Поскольку одним из основных предположений в теоретическом обосновании этого метода является допущение об однородности среднего потока, использование этого метода в областях, где средний поток достаточно далек от однородности, требует дополнительно теоретического и экспериментального изучения для повышения точности и надежности получаемых результатов.

### Литература

1. N.C. Ovenden, S.W. Rienstra. Mode-Matching Strategies in Slowly Varying Engine Ducts. *AIAA Journal*, Vol. 42, No. 9, 2004, pp.1832-1840.
2. A. Wohlbrandt, C. Weckmüller, S. Guérin. A robust extension to the triple plane pressure mode matching method by filtering convective perturbations. *Int. J. of Aeroacoustics*. Vol 15, Issue 1-2, 2016, pp. 41–58.

## **РАСЧЕТ ГЕНЕРАЦИИ ЗВУКА ВЕНТИЛЯТОРНОЙ СТУПЕНЬЮ АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ МЕТОДАМИ ВЫСОКОГО ПОРЯДКА ТОЧНОСТИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ GPU**

**А.А. Синер**, Е.В. Коромыслов, А.Г. Деменев, С.В. Русаков,  
Н.С. Кнутова

*ПГНИУ, Пермь, asiner@mail.ru*

Главным источником шума гражданского авиационного двигателя является вентиляторная ступень. На всех режимах работы двигателя она вносит основной вклад. Поскольку наблюдается тенденция к увеличению степени двухконтурности двигателя, доля шума вентилятора будет только расти. Основными механизмами генерации шума вентиляторной ступенью являются собственно вращение лопаточного колеса и взаимодействие вязких следов за рабочими лопатками вентилятора со спрямляющим аппаратом. Для проектирования малозумной вентиляторной ступени требуется с высокой точностью определять её шумовые характеристики. Для этой цели требуется использовать подробные сетки и специальные численные схемы высокого порядка точности с высокими диссипативными и дисперсионными свойствами (схемы DRP и LDDRK). Поскольку требуется накапливать длинные временные реализации на подробных сетках необходимо использовать графические ускорители (GPU) для максимального сокращения времени расчета.

В работе представлены результаты расчета звукового поля, генерируемого вентиляторной ступенью авиационного двигателя, в программном комплексе использующем указанные схемы и GPU. На входе задается полное давление, на выходе – статическое давление. Лопатки вентилятора считаются с условием прилипания. В качестве определяющих уравнений используются уравнения Навье-Стокса для совершенного газа. 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 с фильтрацией. Для интегрирования по времени в работе используется 6-шаговая явная оптимизированная схема Рунге-Кутты 4-го порядка (LDDRK). В случае сверхзвуковых зон используется специальная Shock-Capturing фильтрация. Для уменьшения отражения от выходной границы расчётной области был использован поглощающий слой (Absorbing Sponge Zone, ASZ), в котором пульсации давления по отношению к заданному на выходе постепенно гасятся. Для реализации программного кода используется технология CUDA. Анализируется влияние дискретизации в следе за рабочей лопаткой вентилятора на ре-

зультаты расчета шума с использованием разрабатываемого программного обеспечения.

Работа выполнена при финансовой поддержке Федеральной целевой программы «Исследования и разработки по приоритетным направлениям развития научно-технологического комплекса России на 2014-2020 годы» Министерства образования и науки Российской Федерации, проект – «Разработка и реализация высокоэффективных вычислительных алгоритмов для расчета генерации звука вентиляторной ступенью авиационного двигателя с целью снижения воздействия шума самолетов на окружающую среду и человека», Уникальный идентификатор соглашения – RFMEFI57417X0145, соглашение о предоставлении субсидии №14.574.21.0145 от 26.09.2017 г.

## **МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ МНОГОСЛОЙНОЙ ЗВУКОПОГЛОЩАЮЩЕЙ КОНСТРУКЦИИ НА ОСНОВЕ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОГО ЭКСПЕРИМЕНТА**

**А.А. Синер, И.В. Храмцов, О.Ю. Кустов, Е.С. Федотов**

*ПНИПУ, Пермь, asiner@mail.ru*

В данной работе представлена математическая модель двухслойной и трехслойной звукопоглощающей конструкции основанная на решении полных нестационарных уравнений Навье-Стокса с помощью коммерческого пакета ANSYS Fluent.

Для верификации математической модели выполняются расчеты одиночной ячейки двух- и трехслойной конструкции, установленной в акустический интерферометр. Выполненные расчеты показывают результаты очень близкие к результатам эксперимента, как по коэффициенту поглощения, так и по акустическому импедансу.

В работе исследуется влияние особенностей постановки задачи на результаты расчета коэффициента поглощения и акустического импеданса. Расчеты выполняются при различных уровнях звукового давления на поверхности образца: 130, 140, 150 дБ.

Работа выполнена при финансовой поддержке гранта РФФИ-Урал №17-41-590107.

## **ЧИСЛЕННЫЙ АНАЛИЗ ВЛИЯНИЯ ПОЛОЖЕНИЯ ТОЧЕЧНОГО ИСТОЧНИКА НА РЕЗОНАНСНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ЗАМКНУТОЙ ПОЛОСТИ**

**А.А. Синер, Н.В. Шуваев, Н.Н. Большагин, Р.Н. Колегов**

*ПГНИУ, Пермь, asiner@mail.ru*

В работе рассматривается задача численного определения акустических резонансных характеристик замкнутых полостей. Задача об оценке резонансных свойств каналов и полостей газотурбинного двигателя (ГТД) очень слабо освещена в существующей литературе, в связи с тем, что дефекты, вызываемые резонансными процессами в элементах ГТД, как правило, выявляются только на этапе эксплуатации, иногда только через несколько лет. После выявления таких дефектов они исправляются путем экспериментальной доводки, что приводит к удорожанию жизненного цикла двигателя. В связи с этим, разработка методик численного анализа резонансных акустических характеристик полостей ГТД является актуальной задачей в области авиационного двигателестроения.

Одной из наиболее подробных монографий по акустическим резонансам в компрессоре является диссертационная работа [1], в которой, однако используются в основном экспериментальные методы исследования. Среди теоретических можно отметить работу [2], в которой акустический резонанс рассматривается как причина поломки центробежной ступени компрессора.

В качестве объекта исследования рассматривается замкнутая прямоугольная воздушная полость с абсолютно жесткими стенками. В полости расположен точечный источник акустических колебаний, имеющий спектр частот в диапазоне 100-5000 Гц с линейным затуханием интенсивности колебаний на его концах по частоте. Спектр звукового давления в заданном диапазоне частот является равномерным, уровень звукового давления на каждой частоте составляет 100 дБ. Положения источника внутри полости варьируются для возбуждения различных резонансных частот. Строятся спектры звукового давления в различных точках полости для различных положений источника в объеме.

Все расчеты выполнены в пакете ANSYS Fluent. Используется модель идеального политропного газа, источник задан в виде граничного условия на поверхности сферы малого по сравнению с длиной волны радиуса..

В работе определены собственные частоты колебаний рассматриваемой полости на основе спектрального анализа изменения давления в точках внутри полости. Проведено исследование влияния положения источ-

ника на значения собственных частот колебаний, сравнение результатов, полученных расчетным и аналитическим способами.

Работа выполнена при финансовой поддержке гранта РФФИ-Урал № 17-41-590409 р\_а.

### **Литература**

1. Helmich, B. Acoustic resonance in a high-speed axial compressor, Hannover, Leibnitz University – 2008 - 110 p.
2. Konig, S. Aeroacoustic phenomenon in high-pressure centrifugal compressor – a possible root cause for impeller failures / Proceedings of the 38 turbomachinery symposium, 2009.

## ЧИСЛЕННЫЙ РАСЧЕТ ОТРАЖЕНИЯ ЗВУКОВОЙ ВОЛНЫ ОТ ВРАЩАЮЩЕГОСЯ ЛОПАТОЧНОГО КОЛЕСА

А.А. Синер, Н.В. Шуваев, Н.Н. Большагин, Р.Н. Колегов

ПГНИУ, Пермь, *asiner@mail.ru*

Один из видов нестационарных нагрузок, действующих на детали или узлы авиационного двигателя, является аэроакустическое напряжение. Такие акустические нагрузки могут приводить к существенным поломкам, которые можно диагностировать только на этапе эксплуатации авиационного двигателя, что приводит к увеличению затрат на ремонт двигателя и снижению экономической эффективности предприятия. Поэтому становится актуальным научиться моделировать сложные аэроакустические процессы, происходящие внутри двигателя. Экспериментальное исследование таких явлений затруднено, поскольку существенные акустические нагрузки возникают в узком диапазоне режимов или при сочетании факторов, которые необходимо знать до проведения эксперимента. Таким образом, наиболее перспективным методом исследования подобных процессов является математическое моделирование.

В данной работе проводилось исследование влияния частоты вращения лопаточного венца на коэффициент отражения  $R(f_k)$ .

В качестве объекта исследования была выбрана установка НАСА Ротор 67. Рассматривалась задача прохождения акустической волны через расчетную область. Расчеты выполнялись на 3 режимах работы колеса. Расчетный домен был поделен на две области – вращающуюся и стационарную, это сделано для того, чтобы оценить влияние ротор-статор интерфейса на прохождение акустической волны. В качестве граничных условий на входе в расчетную область задавалось полное давление, на выходе статическое давление. На входе также были заданы неотражающие граничные условия. По результатам расчетов был вычислен коэффициент отражения  $R(f_k)$  лопатки ротора 67. Расчеты проводились в газодинамическом пакете ANSYS Fluent.

Работа выполнена при финансовой поддержке гранта РФФИ-Урал № 17-41-590409 p\_a.

### Литература

1. J.Y. Chung, D.A. Blaser, Transfer function method of measuring in-duct acoustic properties. I. Theory // Journal of Acoustical Society of America, Vol. 68, № 3, 1980

## **ОПРЕДЕЛЕНИЕ НЕСТАЦИОНАРНЫХ ГИДРОДИНАМИЧЕСКИХ ВОЗДЕЙСТВИЙ НА ЭЛЕМЕНТЫ ВОДОМЕТНОГО ДВИЖИТЕЛЯ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МЕТОДОВ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОЙ ГИДРОДИНАМИКИ**

**А.Л. Сухоруков, И.А. Чернышев**

*АО «ЦКБ МТ «Рубин», Санкт-Петербург, su\_andr@yahoo.com,  
kirpichok@ya.ru*

В настоящее время водометный движитель признается как перспективная альтернатива традиционным гребным винтам, используемым для движения подводных лодок (ПЛ). Этот движитель представляет собой рабочее колесо (РК) в направляющей насадке (НН) со встроенным в нее неподвижным направляющим аппаратом (НА). Размещение РК в НН уменьшает неравномерность потока, что в свою очередь, приводит к уменьшению шумоизлучения движителя и переизлучения корпуса ПЛ. Таким образом, водометный движитель может иметь меньшую шумность по сравнению с гребным винтом, что важно для обеспечения общей скрытности ПЛ.

Одна из основных задач при проектировании водометного движителя связана с расчетом его гидродинамических (пропульсивных) характеристик, которые сегодня определяются, в основном, на основе экспериментальных исследований. Кроме того, для прогнозирования акустических параметров в ходе экспериментов определяются нестационарные гидродинамические силы на элементы движителя в значительной степени связанные с взаимодействием вихревых следов от лопастей НА с лопастями РК. Эти работы сопряжены со значительными материальными и временными затратами.

В настоящей работе на основе методов вычислительной гидродинамики проведена оценка характеристик водометного движителя, параметры которого взяты из открытых зарубежных источников [1]. С целью верификации методики выполнен расчет гидродинамических характеристик перспективного отечественного водометного движителя совместно с корпусом ПЛ и проведено сопоставление с экспериментальными данными.

Движитель состоит из РК левого вращения с пятью лопастями и НА с семнадцатью лопастями в НН (рис. 1). Расчет проведен с использованием программного комплекса «Ansys Fluent». Построение вычислительной сетки производилось в сеточном генераторе ICEM CFD. Задача решалась в нестационарной постановке с использованием  $k-\omega$  SST модели турбулентности [2]. Для лучшего разрешения структуры турбулентного пограничного слоя в процессе расчета контролировалась величина безразмерной нормальной дистанции до стенки  $y^+$ . Вращение РК обеспечивалось



скользящим сеточным интерфейсом, на котором осуществлялась интерполяция гидродинамических параметров потока в процессе расчета.

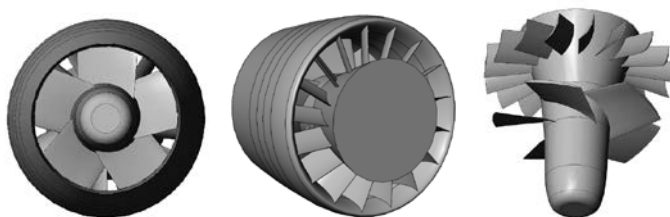


Рис. 1. Геометрия элементов водометного движителя

При взаимодействии системы «НА–РК» возникают нестационарные гидродинамические силы на лопастях РК из-за периодического пересечения ими следов лопастей НА, связанные как с потенциальным, так и вязким взаимодействием.

На лопасти РК за один оборот возникают основные пульсации гидродинамических сил, соответствующие числу лопастей НА [3]. Кроме того, за счет сворачивания подпорных вихрей в вихревые жгуты и локального отрыва пограничного слоя, на лопастях возникают неравномерности потока по высоте проточной части водометного движителя.

Так как при вращении РК его лопасти находятся в существенно нестационарном потоке с переменным углом атаки необходима верификация численного метода определения нестационарных гидродинамических сил на элементы водометного движителя. Такая верификация была проведена на примере расчета колеблющегося крыла с переменным углом атаки и последующего сопоставления результатов с аналитическими зависимостями, приведенными в [4, 5].

В ходе выполнения расчетов водометного движителя совместно с корпусом определялись поля скоростей и давлений потока в районе элементов движителя и корпуса ПЛ.

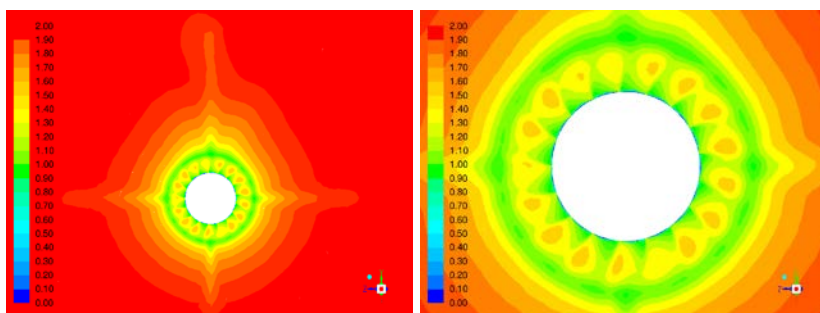


Рис. 2. Поле абсолютной скорости потока в плоскости перед входом в НА

Неоднородности потока, связанные с влиянием кормового оперения ПЛ, обуславливают возникновение нестационарных гидродинамических сил на частотах соответствующих лопастной частоте и кратных ей. При этом наибольшая неоднородность наблюдается за верхним вертикальным стабилизатором ПЛ, что может быть связано с влиянием гидродинамического следа от ограждения выдвижных устройств ПЛ. На рис. 2 видны неоднородности, связанные с распространением гидродинамических возмущений от лопастей НА вверх по потоку. Некоторая асимметрия поля скоростей относительно диаметральной плоскости, по всей видимости, связана с отличным от нуля углом установки лопастей НА. Представленные результаты показывают, что численный метод в целом корректно воспроизводит гидродинамическую структуру потока перед входом в НА.

Отметим, что несмотря на прохождение потоком системы 17 лопастей НА и существенное изменение его гидродинамической структуры, четыре пульсации от влияния оперения ПЛ могут быть четко идентифицированы. Кроме того, на лопасти РК за один оборот наблюдается 17 пульсаций от пересечения ею вихревых следов от лопастей НА. Эти нестационарные гидродинамические воздействия могут быть выявлены при спектральном разложении зависимости упора на лопасти РК за один оборот в ряд Фурье (рис. 3).

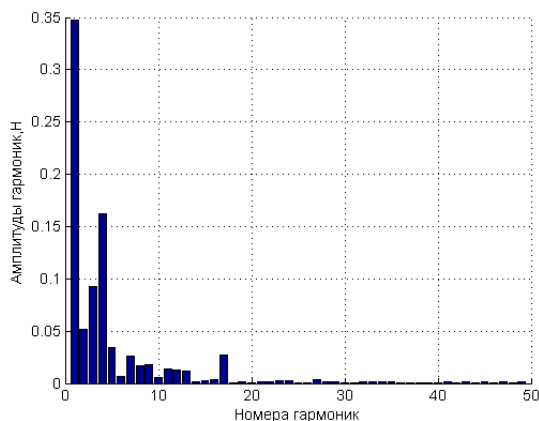


Рис. 3. Спектральная характеристика упора на лопасти РК

Значительные амплитуды первой и четвертой гармоник показывают гидродинамическое влияние на лопасть РК кормового оперения и следа от ограждения выдвижных устройств, интенсивная семнадцатая гармоника соответствует гидродинамическим пульсациям от прохождения следов от НА. Суммарное гидродинамическое воздействие на 5 лопастей РК содержит 5 основных пульсаций, а также высокочастотные составляющие пуль-

саций, обусловленные сложением гармонических возмущений с разными фазами.

Наряду с расчетом водометного движителя с геометрическими характеристиками, рассмотренными выше, был проведен расчет одного из вариантов отечественного водометного движителя и проведено сопоставление с экспериментальными данными [7].

Разработанная методика позволяет вычислять гидродинамические воздействия на элементах водометного движителя при различных режимах работы РК. Кроме того, возможно моделирование сложных нестационарных режимов движения ПЛ, проведение которых, в процессе испытаний, сопряжено со значительными техническими трудностями. К числу таких режимов относят реверс движителя ПЛ. В результате проведения этого режима в подводном положении возможно интенсивное взаимодействие обратных струй, отбрасываемых движителем, с кормовым оперением и возникновение опасных дифферентов [8].

Представленный подход позволяет повысить эффективность проектно-конструкторских работ за счет комплексного многопараметрического анализа влияния различных факторов на гидродинамические характеристики водометного движителя.

## Литература

1. Сайт Ansys Inc. // [www.ansys.com](http://www.ansys.com).
2. Menter F.R., Kuntz M., Langtry R. Ten years of industrial experience with the SST turbulence model / Turbulence, Heat and Mass Transfer 4., Begell House, Inc. 2003. 8p.
3. Самойлович Г.С. Возбуждение колебаний лопаток турбомашин. М.: Машиностроение, 1975. 288 с.
4. Фын Я.Ц. Введение в теорию аэроупругости. М.: Физматлит, 1959. 524 с.
5. Бисплингхофф Р.Л., Эшли Х., Халфмэн Р.Л. Аэроупругость. М.: Изд-во иностранной литературы, 1958. 799 с.
6. Куликов С.В., Храбкин М.Ф. Водометные движители. Л.: Судостроение, 1980. 312 с.
7. Каверинский А.Ю., Сухоруков А.Л., Чернышев И.А. Об использовании численных методов динамики вязкой жидкости для определения гидродинамических характеристик водометного движителя // XX Юбилейная междунар. конф. по вычислительной механике и современным прикладным программным системам. Материалы конференции. Изд-во Московского авиационного института, 2017. С.462-463.
8. Щербина Н.Я. О людях и кораблях «золотого периода» атомного кораблестроения. // Атомная стратегия №9. 2017. С. 22-25.

## **РАЗРАБОТКА ПАРАЛЛЕЛЬНОГО РЕШАТЕЛЯ ДЛЯ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ АЭРОАКУСТИКИ ВИНТА С ПИЛОНОМ**

**В.А. Титарев**<sup>1,2</sup>

<sup>1</sup>ФИЦ “Информатика и управление” РАН, 44/2, ул. Вавилова, Москва, 119333, Россия

<sup>2</sup>ЦАГИ им. Н.Е. Жуковского, 17, ул. Радио, Москва, 105005, Россия

В НИО-9 ЦАГИ ведется разработка собственного параллельного пакета программ, позволяющего исследовать аэродинамику и аэроакустику различных самолетных винтовых конфигураций [1, 2] с использованием неструктурированных сеток и неявных разностных схем второго порядка аппроксимации. В программном комплексе реализована гибридная двухуровневая модель параллельных вычислений, позволяющая проводить расчеты на системах с большим числом ядер.

До недавнего времени основные имеющиеся результаты относились к решению уравнений Эйлера сжимаемого газа. В настоящей работе строится численный метод решения нестационарных уравнений Навье-Стокса сжимаемого газа для многозонных вращающихся сеток. Основными новыми элементами метода являются алгоритмы аппроксимации численных потоков и модификация неявной схемы итераций в псевдо-времени на стыках вращающихся областей. Программная реализация метода существенно усложняется, так как для расчета потоков необходимо создавать дополнительные связи между областями, а также обмениваться значениями макроскопических переменных и правых частей схемы.

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 гиперпотоков.

### **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. Титарев В.А., Фараносов Г.А., Чернышев С.А. Суперкомпьютерное моделирование взаимовлияния винта и пилона при расчете акустического излучения шестиплостного винта // Тезисы докладов пятой открытой всероссийской (XVII научно-технической) конференции по аэроакустике, Центральный аэрогидродинамический институт им. профессора Н.Е. Жуковского. 2017

## РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ТРАНСЗВУКОВОГО ОБТЕКАНИЯ МОДЕЛИ СОПЛА РАКЕТНОГО БЛОКА АВАРИЙНОГО СПАСЕНИЯ

А.К. Травин<sup>1</sup>, М.Х. Стрелец<sup>1</sup>, М.Л. Шур<sup>1</sup>, В.И. Запрягаев<sup>2</sup>,  
И.Н. Кавун<sup>2</sup>, Д.А. Губанов<sup>2</sup>, А.А. Дядькин<sup>3</sup>, С.П. Рыбак<sup>3</sup>

<sup>1</sup>Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого,  
Санкт-Петербург, Россия, [atravin@cfд.spbstu.ru](mailto:atravin@cfд.spbstu.ru)

<sup>2</sup>Институт теоретической и прикладной механики СО РАН,  
Новосибирск, Россия

<sup>3</sup>РКК "Энергия", г. Королёв Московской области, Россия

Как показано в работе [1], нестационарные характеристики турбулентного следа за соплами ракетного блока аварийного спасения (РБАС) во многом определяют интенсивность аэроакустических воздействий потока на обитаемый модуль (возвращаемый аппарат) при выведении пилотируемого транспортного корабля на орбиту. Расчетное определение этих характеристик представляет собой весьма сложную вычислительную задачу, решение которой требует применения ресурсоемких вихререзшающих подходов к описанию турбулентности. Для верификации и усовершенствования таких подходов необходимы надежные экспериментальные данные, что диктует необходимость проведения тщательных согласованных между собой экспериментальных и расчетных исследований. В данной работе такое комплексное исследование выполнено для модельного сопла РБАС, находящегося в трансзвуковом потоке (число Маха 0.85) на выходе из сопла Витошинского (рис. 1а).

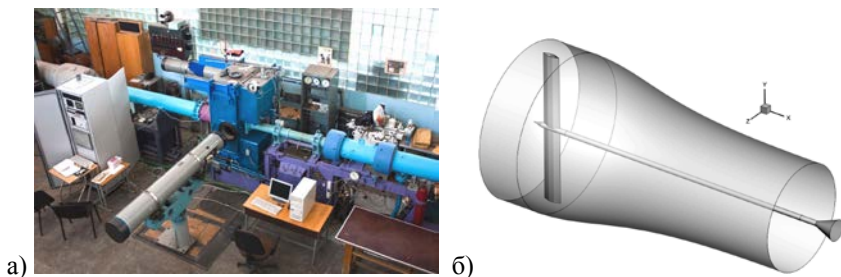


Рис. 1. Струйный модуль на базе аэродинамической трубы Т-326 ИТПМ СО РАН (а) и сопло Витошинского с модельным соплом РБАС (б)

Эксперименты проводились в струйном модуле аэродинамической трубы Т-326 ИТПМ СО РАН (рис. 1б). В процессе экспериментов была выполнена визуализация течения как шпирен-методом, так и методом

лазерного ножа, а также проведены измерения полей скорости и ее пульсаций в следе за соплом с использованием метода PIV и измерения полного давления (с помощью трубки Пито) и его пульсаций в различных поперечных сечениях потока. В результате получены данные по уровню среднеквадратичных пульсаций давления и их спектральным характеристикам.

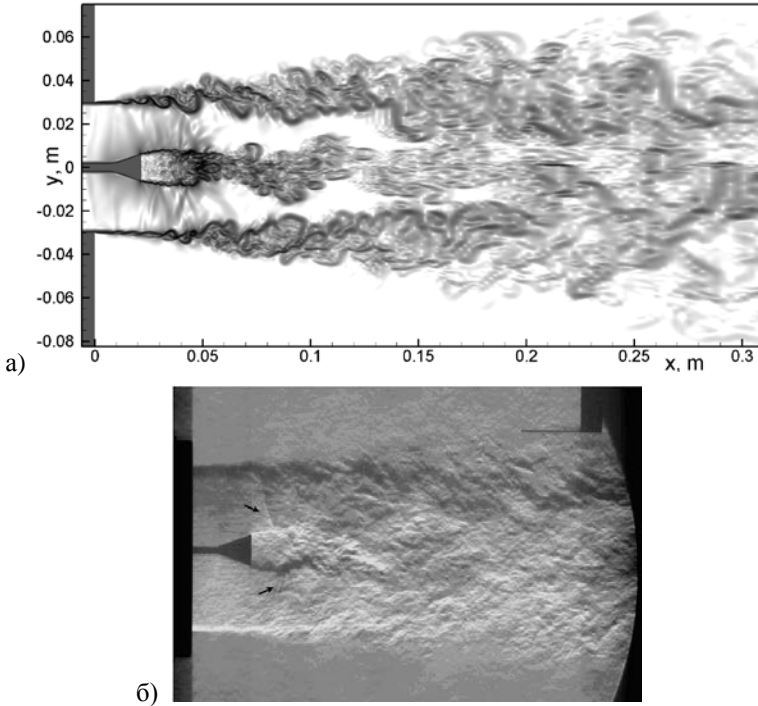


Рис. 2. Сравнение расчетной (а) и экспериментальной (б) мгновенных “шлирен-фотографий” течения вниз по потоку от среза сопла

Соответствующие численные исследования включали как расчеты на основе решения осредненных по времени уравнений Рейнольдса (RANS), так и расчеты в рамках гибридного RANS-LES вихреразрешающего подхода DDES в сочетании с двумя различными способами определения подсеточного линейного масштаба турбулентности  $\Delta$  [2, 3]. Первый из них ( $\Delta_1$ ) ориентирован на расчет течений при высоких (характерных для реальных условий) числах Рейнольдса, при которых пограничный слой на выходе из сопла является турбулентным, а второй ( $\Delta_2$ ) позволяет имитировать условия эксперимента, в котором он предположительно является ламинарным или переходным.

Анализ полученных экспериментальных и расчетных данных и их сравнение свидетельствуют о том, что RANS расчеты, в принципе не способные предсказать нестационарные характеристики течения, не обеспечивают также приемлемой точности определения параметров осредненного течения. Напротив, вихререзающий подход DDES в сочетании с использованием подсеточного масштаба турбулентности  $\Delta_2$  позволяет с достаточной степенью точности рассчитать как мгновенные, так и осредненные характеристики следа за модельным соплом РБАС. В качестве примера на рис. 2 представлено сравнение расчетных и экспериментальных мгновенных “шлирен-фотографий” течения вниз по потоку от среза сопла Витошинского, а на рис. 3 – экспериментальные и расчетные профили осредненного по времени полного давления.

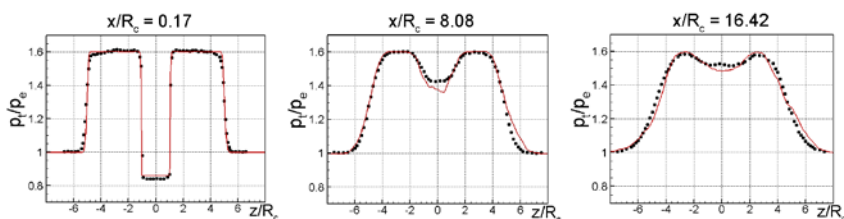


Рис. 3. Сравнение расчетных и экспериментальных распределений полного давления в меридиональной плоскости на различных расстояниях от среза сопла: данные эксперимента (трубка Пито) – точки, расчетные данные – линия;  $R_c$  – внешний радиус модельного сопла

В докладе, наряду с результатами, показанными выше, будут подробно проанализированы другие результаты расчетов, включая поля средней скорости и пульсаций скорости в следе за соплом, профили среднеквадратичных пульсаций полного давления и спектры этих пульсаций.

## Литература

1. А.А. Дядькин, С.П. Рыбак, Г.А. Трашков, А.В. Гарбарук, М.Х. Стрелец, М.Л. Шур, С.М. Дроздов, Е.П. Столяров. Расчетно-экспериментальные исследования пульсаций давления на поверхности космической головной части с пилотируемым транспортным кораблем на участке выведения // Космическая техника и технологии 2018, № 4.
2. Spalart, P.R., Deck, S., Shur, M.L., Squires, K.D., Strelets, M.Kh., Travin, A. A New Version of Detached-eddy Simulation, Resistant to Ambiguous Grid Densities. *Theor. and Comput. Fluid Dyn.*, 2006, v. 20, No.3, p. 181–195.

3. Shur M.L., Spalart, P.R., Strelets, M.Kh., Travin, A.K. An enhanced version of DES with rapid transition from RANS to LES in separated flows. *Flow, Turbulence and Combustion*, 2015, v. 95. p. 709–737.



## **МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕРМО-АКУСТИЧЕСКИХ ЭФФЕКТОВ В КАМЕРАХ СГОРАНИЯ**

**С.А. Чепрасов**

*ЦИАМ, Москва, cheprasov@ciam.ru*

Излучение звука в результате пульсаций тепловыделения – известное явление. Например, когда порыв ветра попадает на костёр, это приводит к интенсификации горения и появлению заметного звука. Проблема снижения шума горения встречается во многих отраслях - шум промышленных и бытовых горелок, камер сгорания газотурбинных установок и перспективных газотурбинных двигателей и мн. др. Кроме того, в камерах сгорания при определенных параметрах возникает согласованная связь между тепловыми и акустическими пульсациями, что приводит к значительной интенсификации теплообмена и мощным пульсациям давления. Это неблагоприятное явление может приводить к повреждениям и разрушению камер сгорания. Это явление так же называют неустойчивостью горения, виброгорением, термо- акустическими колебания.

Около десяти лет назад начали активно развиваться «прямые» методы расчета турбулентного горения [1], основанные на решении трехмерных нестационарных уравнений газовой динамики для вязкого теплопроводного газа совместно с кинетикой горения. При этом турбулентный перенос моделируется методом крупных вихрей (LES), а процесс горения описывается с использованием глобальных кинетических механизмов, содержащих 2-3 реакции. Одна из основных трудностей применения этой методологии заключается в моделировании локального взаимодействия турбулентности и горения, и разрешении структуры фронта пламени при умеренных вычислительных затратах. Возможности и ограничения этой методологии пока ясны не полностью, а сама методика находится в стадии становления, и требуется дальнейшее её развитие.

В данной работе предлагается модель турбулентного горения для описания термоакустических эффектов в камерах сгорания, работающих на углеводородных топливах. Модель основана на методе крупных вихрей совместно с глобальным механизмом горения метана. Проведены расчеты для двух гомотенных камер сгорания. Одна из них имеет квадратное сечение и уступ для стабилизации горения, другая – цилиндрическая камера сгорания с осесимметричным стабилизатором. Анализ результатов моделирования горения за уступом показал, что в расчете удалось получить удовлетворительное согласование расчетных и экспериментальных данных по профилю средней температуры и пульсациям температуры в различных сечениях.

Моделирование автоколебаний было проведено для цилиндрической камеры сгорания (рис. 1). Сравнение расчетных и экспериментальных спектров пульсаций давления на рис. 2 показывает, что в расчете удалось предсказать основную частоту автоколебаний  $f \approx 80$  Hz, соответствующую продольной моде. Следует отметить, что амплитуда этих пульсаций сильно занижена, разница результатов расчета и эксперимента составляет 20 dB. Кроме того, в расчете наблюдаются периодические компоненты на более высоких частотах, вблизи  $F \approx 800$  Hz, которые соответствуют поперечно-окружной моде. В эксперименте автоколебания на этих частотах отсутствуют.

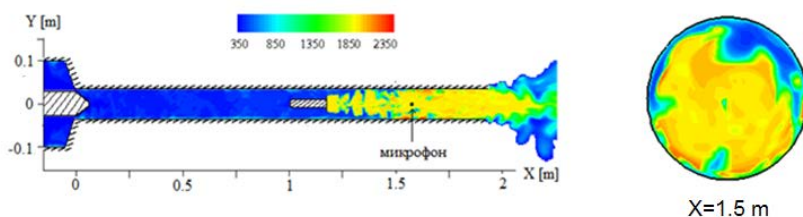


Рис. 1. Распределение температуры в продольном (слева) и поперечном  $X=1.5$  м (справа) сечении камеры сгорания

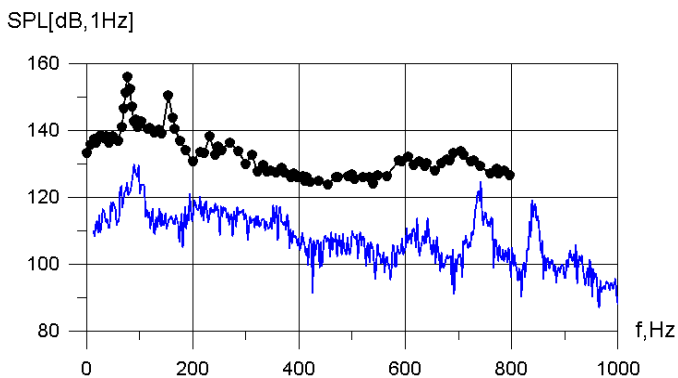


Рис. 2. Сопоставление расчетных (синяя линия) и экспериментальных (черная) спектров пульсаций давления

### Литература

1. T. Poinsot, D. Veynante. Theoretical and Numerical Combustion, 3rd ed. 2011.

## **КОМБИНИРОВАННЫЙ FEM/ВЕМ МЕТОД С ЧАСТИЧНОЙ ДИСКРЕТИЗАЦИЕЙ. ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ РЕЗОНАНСОВ В БЛОКФЛЕЙТЕ**

**А.В. Шанин, А.Р. Алешин, А.А. Белоус**

*МГУ имени М.В.Ломоносова, физический факультет,  
кафедра акустики, Москва, andrey\_shanin@mail.ru*

Ставится задача точного предсказания резонансов блокфлейты (духового музыкального инструмента со свистком в качестве генератора колебаний). Для моделирования применяется матричная модель поршневой моды в трубе. Такая модель требует точного описания рассеяния поршневой моды на боковом отверстии в стенке трубы. Строится комбинированный численный метод. Внутренность и внешнее пространство флейты описывается граничными интегральными операторами, а воздух в дырочке моделируется с помощью МКЭ. При этом для граничных интегральных операторов радиальная переменная является непрерывной, а осевая и угловая – дискретными. Импеданс мундштука оценивался в результате прямого эксперимента на импедансной трубе с помощью метода двух микрофонов. Обсуждаются достоинства и недостатки нового численного метода, а также результаты моделирования.

Работа поддержана грантом РФФ 14-22-00042.

## РАЗВИТИЕ МЕТОДА РАСЧЕТА АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ И АКУСТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК НЕСУЩЕГО ВИНТА ВЕРТОЛЁТА В ГОРИЗОНТАЛЬНОМ ПОЛЁТЕ

И.В. Абалакин<sup>1</sup>, В.Г. Бобков<sup>1</sup>, Т.К. Козубская<sup>1</sup>,

Б.С. Крицкий<sup>2</sup>, Р.М. Миргазов<sup>2</sup>

<sup>1</sup>ИИПМ им. М.В. Келдыша РАН, г. Москва, bobkov@itamod.ru

<sup>2</sup>ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, г. Жуковский, boris.kritsky@yandex.ru

В работе представлены результаты численного моделирования обтекания внешним потоком вращающегося жесткого четырехлопастного винта с фиксированным углом установки лопастей.

Для расчета применялась методика расчета аэродинамических и акустических характеристик винта вертолета разработанная авторами [1, 2] и применявшаяся ранее для моделирования винтов в режиме осевого обтекания [3, 4].

В основе методики лежит оптимальный выбор подходов, описывающих течение в ближнем поле и распространение акустических возмущений в дальнем поле. Под оптимальностью понимается компромисс между необходимой точностью описания течения, требованиями к точности результата и задействованными в расчете вычислительными ресурсами.

Для описания течения вблизи винта использовались модель на основе уравнений Навье-Стокса, записанной во вращающейся с постоянной угловой скоростью системе координат в виде законов сохранения относительно вектора абсолютной скорости  $\mathbf{u}$ :

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \operatorname{div} \rho(\mathbf{u} - \mathbf{V}) = 0$$

$$\frac{\partial \rho \mathbf{u}}{\partial t} + \operatorname{Div} \rho(\mathbf{u} - \mathbf{V}) \otimes \mathbf{u} + \nabla p = \operatorname{Div} \mathbf{S} - \rho(\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{u})$$

$$\frac{\partial E}{\partial t} + \operatorname{div}(\mathbf{u} - \mathbf{V})E + \operatorname{div} \mathbf{u} p = \operatorname{div} \mathbf{q} + \operatorname{div} \mathbf{S} \mathbf{u}$$

где  $\mathbf{V} = \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{r}$  – вектор линейной скорости вращения, определяемый вектором угловой скорости  $\boldsymbol{\omega}$ ;  $\mathbf{q}$  – вектор теплового потока, а  $\mathbf{S}$  – тензор вязких напряжений.

Для пространственной аппроксимации использовались оригинальная схема с реберно-ориентированной реконструкцией (EBR – Edge-Based Reconstruction) повышенной точности [5] и ее WENO модификация для расчета течений с большими градиентами и разрывами [6]. В случае гладких решений эта схема на произвольных неструктурированных сетках имеет порядок не выше второго и достигает пятого или шестого порядка на сетках специального вида (неструктурированный аналог равномерной

сетки) [5]. Высокой порядок схемы достигается за счет квазиодномерной реконструкцией переменных на расширенном реберно-ориентированном шаблоне.

Интегрирование по времени проводилось с использованием полностью неявной схемы второго порядка с последующей лианеризацией по Ньютону получающейся системы уравнений.

Для моделирования акустических характеристик в дальнем поле применялся подход на основе интегральной формулировки Фаррасата «1А», основанный на методе Фокса Уилльямса-Хокинга [7]. Этот подход подразумевает использование контрольной поверхности произвольной формы, но скорость движения точек контрольной поверхности не должна превышать скорость звука, что существенно ограничивает применение этого метода для расчета акустики вращающегося винта. Авторами был предложено решения этой проблемы, заключающиеся в параметризации контрольной поверхности не во вращающейся системе координат, связанной с винтом, а в инерциальной системе, связанной с фюзеляжем. Такой подход позволил избежать связанную с переходом через звуковую точку особенность в интегральной формуле Фарассата и упростил параметризацию контрольной поверхности, являющейся поверхностью вращения вокруг оси винта [8].

Как было упомянуто выше, описанная методика применялась для численного моделирования винтов в режиме осевого обтекания. Целью данной работы было применение ее для моделирования винта в режиме косоугольного обтекания.

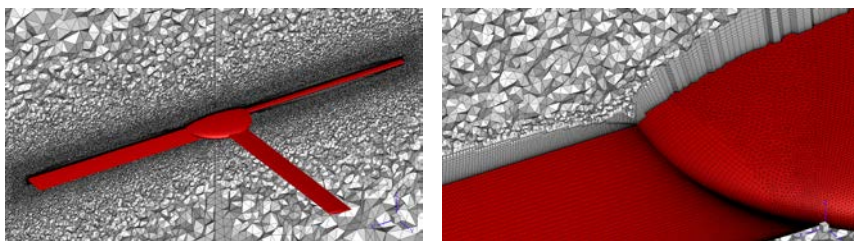


Рис. 1. Общий вид расчетной сетки для четырехлопастного винта (слева) и сетки в пограничном слое около лопасти и центрального тела (справа)

В численном эксперименте проводился расчет характеристик модельного четырехлопастного жесткого винта в режиме обтекания внешним потоком со скоростью 11.31 м/с. Скорость вращения винта составляла 360 об/мин, что при радиусе винта 1.2 м соответствовало концевой скорости лопасти 45.24 м/с. Общий угол установки лопастей, на базе аэродинамического профиля NACA-23012 составлял  $8^\circ$ . Величина числа Рейнольдса, посчитанная по концевой скорости лопасти и длине хорды лопасти

0.15 м, имела значение  $Re = 0.6 \times 10^6$ . Центральное тело винта имело форму эллипсоида (рис. 1, слева).

Гибридная неструктурированная расчетная сетка состояла из 31М узлов и 136М элементов с призматическими слоями в пограничных слоях на лопасти и центральном теле (рис. 1, справа). Для моделирования обтекания вращающегося винта использовался гибридный вихререзающий подход DES на основе модели турбулентности SST.

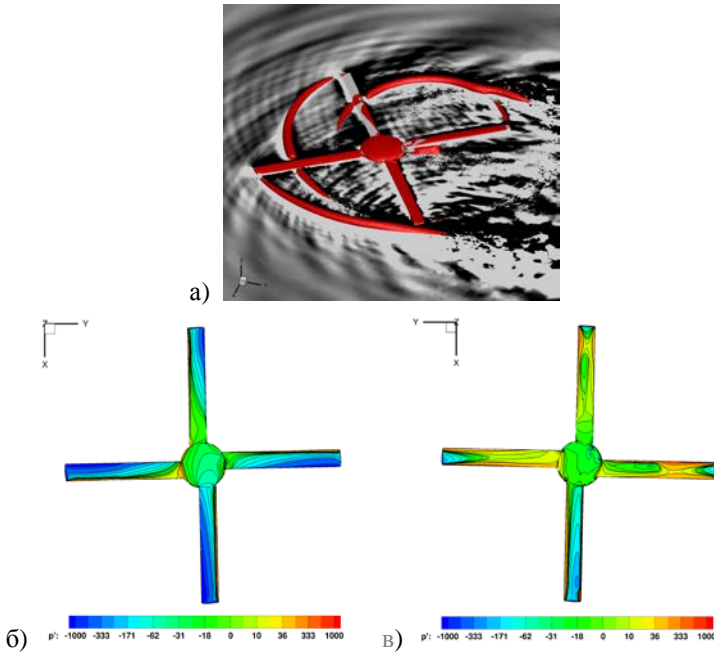


Рис. 2. Вихревые структуры (изоповерхности Q-критерия) и поле производной по времени пульсаций давления в плоскости вращения винта (а); распределение избыточного давления на верхней (б) и нижней (в) поверхностях винта

В процессе расчета были получены аэродинамические и акустические характеристики винта. Характерная картина течения около винта показана на рис. 2. Наблюдаются характерные концевые вихри (рис. 2а), образующиеся на концах лопастей и сносимые внешним потоком. Также можно заметить, что имеется несколько источников звука: точечные источники, локализованные на конце лопасти, источники распределённые вдоль внешней поверхности вихря и источники в местах взаимодействия лопастей с вихревыми структурами. Распределение давления на поверхности лопасти (рис. 2б, в) показывает наличие подъёмной силы (силы тяги

винта) по всей площади лопасти, а также неравномерность поля давления на поверхности лопасти, вызванное взаимодействием вихревых структур с лопастью. Такое распределение аэродинамических и аэроакустических характеристик качественно согласуется с теоретическими и экспериментальными данными.

Работа выполнена при финансовой поддержке Совета по грантам Президента РФ, проект МД-5968.2018.1. Работа была выполнена с использованием оборудования центра коллективного пользования «Комплекс моделирования и обработки данных исследовательских установок мега-класса» НИЦ «Курчатовский институт», <http://ckp.nrcki.ru/>.

### 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, Т. 13, №2, С. 110–125.
2. Абалакин И.В., Бобков В.Г., Козубская Т.К. Многомодельный подход к оценке аэродинамических и акустических характеристик винта вертолета с помощью вычислительного эксперимента. Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша, 2018, №47, DOI: 10.20948/prepr-2018-47.
3. И.В. Абалакин, В.А. Аникин, П.А. Бахвалов, В.Г. Бобков, Т. К. Козубская. Численное исследование аэродинамических и акустических свойств винта в кольце. Известия Российской академии наук. Механика жидкости и газа, 2016, №3, С. 130–145, DOI: 10.7868/S0568528116030026
4. И. В. Абалакин, П. А. Бахвалов, В. Г. Бобков, Т. К. Козубская, В. А. Аникин. Численное моделирование аэродинамических и акустических характеристик винта в кольце. Матем. Моделирование, 2015, Т. 27, №10, С. 125–144, DOI: 10.1134/S2070048216030030
5. Pya Abalakin, Pavel Bakhvalov and Tatiana Kozubskaya. Edge-based reconstruction schemes for unstructured tetrahedral meshes. Int. J. Numer. Meth. Fluids, 2016, vol. 81(6), pp.331–356, DOI: 10.1002/flid.4187.
6. P. Bakhvalov and T. Kozubskaya. EBR-WENO scheme for solving gas dynamics problems with discontinuities on unstructured meshes. Comput. Fluids, 2017, v.157, pp. 312–324, DOI:10.1016/j.compfluid.2017.09.004.
7. F. Farassat. Derivation of formulations 1 and 1A of Farassat. NASA Technical Memorandum 2007-214853, NASA, Langley Research Center, Hampton, Virginia, March 2007.
8. Бахвалов П.А., Бобков В.Г., Козубская Т.К. Технология расчёта акустических пульсаций в дальнем поле при расчёте во вращающейся системе координат. Матем. Моделирование, 2017, Т. 29, № 7, С. 94–108, DOI: 10.1134/S2070048217060035.

# АНАЛИЗ RANS/ILES МЕТОДОМ ВЛИЯНИЯ СИНТЕТИЧЕСКИХ СТРУЙ НА УРОВЕНЬ И СПЕКТРАЛЬНЫЕ СВОЙСТВА ШУМА НЕРАСЧЕТНОЙ СВЕРХЗВУКОВОЙ СТРУИ

Л.А. Бендерский, Д.А. Любимов, Н.А. Польшняков

ФГУП ЦИАМ им. П.И. Баранова, Москва

lyubimov@ciam.ru; leosun.ben@gmail.com; pilotnikita@gmail.com

В различных приложениях требуется уменьшить длину начального участка струй, в том числе и сверхзвуковых. Это может быть достигнуто различными способами, как пассивными, например, с помощью шевронов, так и активными, с помощью выдува небольших струй в основную струю. Синтетические струи обладают заметным преимуществом по сравнению с другими методами газодинамического управления: отсутствует специальное рабочее тело и магистрали для его подвода и отвода. Однако, управление турбулентными струями с помощью синтетических струй недостаточно изучено, что обусловлено сложностью, а порой и невозможностью проведения эксперимента.

В настоящей работе с помощью комбинированного RANS/ILES-метода высокого разрешения [1] исследовано влияние синтетических струй на длину начального участка и уровень шума нерасчетной сверхзвуковой струе из биконического сопла из работы [2], показанного на рис. 1а. Полные параметры на входе в сопло:  $P_{in}^* = 400$  кПа,  $T_{in}^* = 300$  К. На выходе из расчетной области задавалось постоянное по сечению статическое давление  $P_{st} = 100$  кПа. Начальные условия:  $P = 100$  кПа,  $T = 300$  К, показатель адиабаты  $\gamma = 1.4$ , число Рейнольдса  $Re = 2.1 \times 10^6$ .

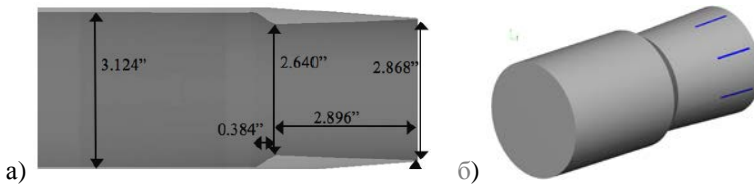


Рис. 1. а) Геометрия сопла (размеры указаны в дюймах),  
б) расположение щелей для выхода синтетических струй

Расчеты проводились на сетке с числом ячеек  $40.3 \times 10^6$ , на которой было получено хорошее совпадение с доступными экспериментальными данными [2, 3] и с расчетами [2, 4].

Синтетические струи моделировались с помощью приближенного граничного условия [5]. Синтетические струи выдувались из восьми прямоугольных щелей, расположенных внутри сопла вблизи выходного сече-



ния, с шагом  $45^\circ$  в азимутальном направлении (рис. 1б). Длинная сторона щелей ориентирована вдоль продольной оси сопла. При выборе режимных параметров синтетических струй и формы щелей для их выхода использовались результаты работы [5]. Варьировались режимные параметры синтетических струй: амплитуда  $q = 50..200$  м/с и частота  $f = 60..300$  Гц.

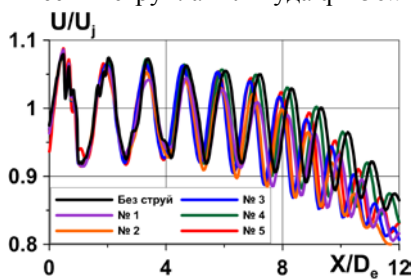


Рис. 2. Распределение продольной скорости вдоль оси струи

№	$q$ , м/с	$f$ , Гц	$L_{н}$ , $X/D_e$
	Без струй		9.354
1	50	60	7.236
2	50	100	7.124
3	50	200	8.018
4	50	300	9.2
5	200	200	8.11

Таблица 1. Рассмотренные варианты синтетических струй

Анализ результатов расчетов показал, что применение синтетических струй на всех рассмотренных режимах работы сокращают длину начального участка (рис. 2) за счет интенсификации смешения струи и как следствие повышения уровня пульсаций давления и скорости в слое смешения. В таблице 1 представлены режимы работы синтетических струй и соответствующая им длина начального участка сверхзвуковой струи. Варианты синтетических струй №1–4 пронумерованы по возрастанию частоты.

Видно, что наибольшее влияние на длину начального участка оказывает частота синтетических струй. Сокращение длины начального участка, на 24%, достигается в случае варианта №2 ( $q = 50$  м/с,  $f = 100$  Гц).

Вместе с изменением длины начального участка сверхзвуковой струи меняется уровень шума в ближнем поле. На рис. 3 представлен уровень шума в ближнем поле, снятый по линии с наклоном  $7.4^\circ$ .

Частота выдува синтетических струй в варианте №1 равна числу Струхала 0.27 и соответствует частоте скрича. Видно, что по мере приближения частоты первой гармоники

синтетической струи к частоте скрича, уровень шума в ближнем поле увеличивается. На рис. 4 представлены спектры шума в ближнем поле. При-

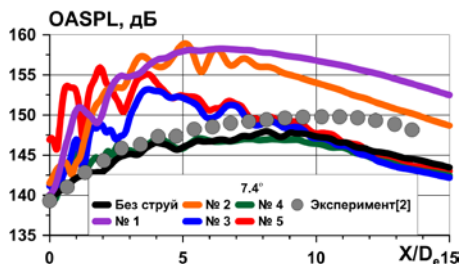


Рис. 3. Влияние синтетических струй на интегральный уровень шума в ближнем поле

менение струй на режиме №2 уменьшает уровень шума скрича на 9 дБ, но на собственной частоте поднимает амплитуду до 137 дБ.

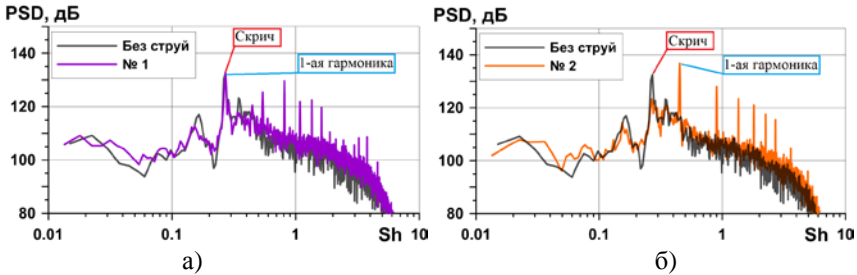


Рис. 4. Влияние синтетических струй на узкополосный спектр шума в ближнем поле

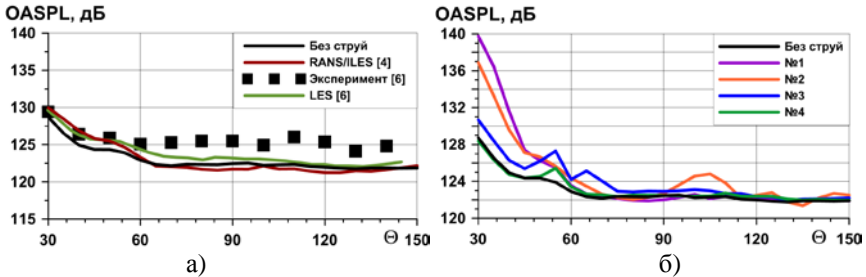


Рис. 5. Интегральный уровень шума в дальнем поле: а) сравнение с экспериментальными данными и расчетами, б) влияние синтетических струй

На рис. 5 представлен уровень шума в дальнем поле в зависимости от угла наблюдения  $\theta$  на расстоянии  $R/D_e=47$  для вариантов №1–4. На рис. 4а видно хорошее совпадение полученных результатов с доступными экспериментальными данными [6] и расчетами [4, 6]. Отклонение от эксперимента составляет не более 3%.

При  $\theta=55^\circ$  наблюдается локальный подъем уровня шума на всех режимах работы синтетических струй, включая вариант без струй. На угле  $\theta=110^\circ$  наблюдается локальный максимум уровня шума на режиме работы синтетических струй №2.

На рис. 6 приведена спектральная плотность мощности на углах  $\theta = 30^\circ$  и  $150^\circ$  для вариантов №1 и 2 синтетических струй, которые оказали наибольшее влияние на уровень шума в дальнем поле. Шум увеличивается на собственных частотах синтетических струй и последующих гармониках. На рис. 6б наблюдается скрич на частоте равной числу Струхала 0.27. На режиме работы синтетических струй №2 амплитуда снижается на 5 дБ на частоте скрича, но на собственной частоте синтетической струи увеличивается на 10 дБ.

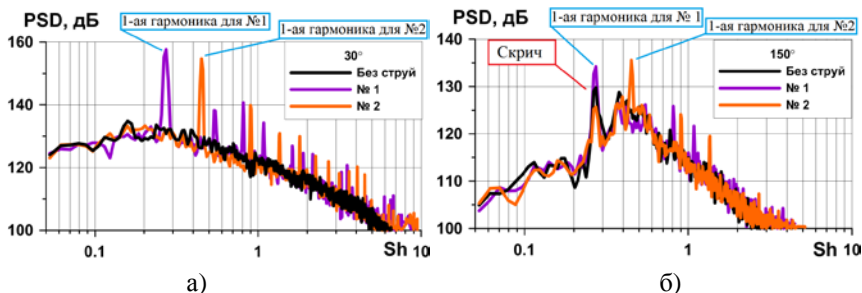


Рис. 6. Узкополосные спектры на углах наблюдения: а) 30°, б) 150°

Применение синтетических струй позволило на четверть уменьшить длину начального участка; удалось подобрать режимные параметры синтетических струй, которые до 15 дБ снижали уровень шума скрича. Однако при этом наблюдался подъем шума на частоте синтетических струй и ее гармониках.

Работа выполнена при поддержке гранта РФФИ №18-08-00271.

### Литература

1. 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.
2. 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, 2013-323.
3. Lau, J.C. Effects of exit Mach number and temperature on mean-flow and turbulence characteristics in round jets // J. Fluid Mech., 1981, 105, 193-218.
4. L. Benderskiy, D. Lyubimov, A. Chestnyh Effect of airport surface and jet blast deflector on supersonic jets noise using RANS/ILES-method // Proceedings of the 24rd International Congress on Sound and Vibration (ICSV24), London (United Kingdom), 23-27 July 2017, ISBN 978-1-906913-27-4.
5. Любимов Д.А., Потехина И.В. Применение RANS/ILES-метода для анализа эффективности управления отрывными течениями в диффузорах с помощью синтетических струй // МЖГ. 2015. №4. С. 144-154.
6. Liu, J., Corrigan, A.T., Kailasanath, K., Heeb, N.S., Munday, D.E., Gutmark, E.J. Computational Study of Shock-Associated Noise Characteristics Using LES, AIAA P., 2013-2199, (2013).

# ПРИМЕНЕНИЕ RANS/ILES МЕТОДА ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ВЛИЯНИЯ ДРОССЕЛИРОВАНИЯ И СИНТЕТИЧЕСКИХ СТРУЙ НА СПЕКТРАЛЬНЫЕ СВОЙСТВА И УРОВЕНЬ ПУЛЬСАЦИЙ ДАВЛЕНИЯ В ВОЗДУХОЗАБОРНИКЕ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ, ИНТЕГРИРОВАННОЙ С ПЛАНЕРОМ САМОЛЕТА

Л.А. Бендерский, Д.А. Любимов, А.А. Терехова

ФГУП ЦИАМ им. П.И. Баранова, Москва

lyubimov@ciam.ru; leosun.ben@gmail.com; alexa.terekhova@yandex.ru

При разработке перспективных ЛА рассматриваются различные варианты интеграции силовой установки с планером летательного аппарата. Как правило, рассматриваются силовые установки, расположенные в хвостовой части планера или на крыле. Близкое расположение ВЗ к планеру самолета приводит к тому, что на вход ВЗ попадает толстый пограничный слой, который образовался на элементах планера. Это, в свою очередь, вызывает большую неравномерность течения в самом ВЗ и на выходе из него.

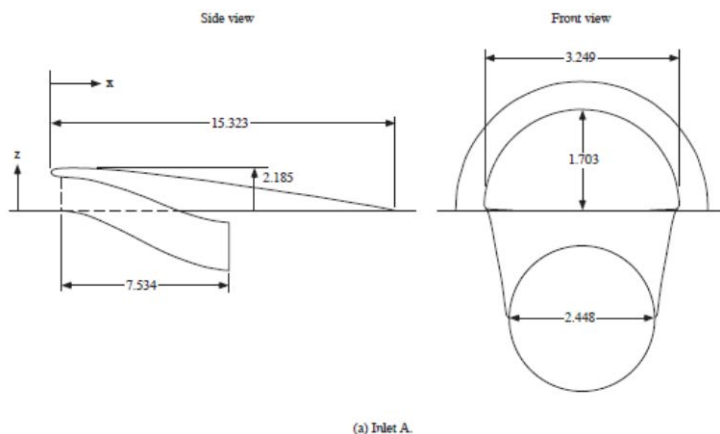
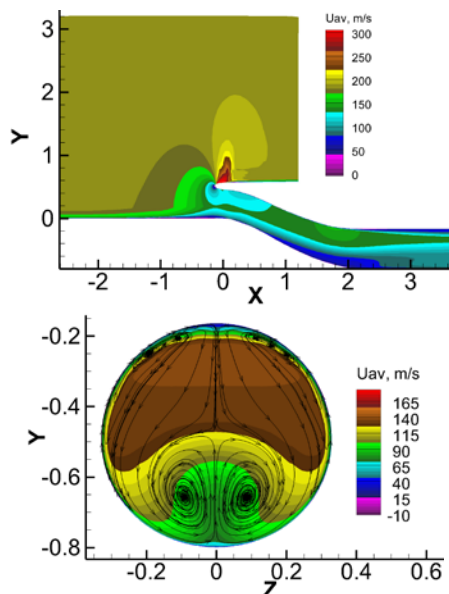


Рис. 1. Общий вид геометрии из отчета [1]

Дополнительным фактором, увеличивающим неравномерность, является сложная форма ВЗ (рис. 1). Во входном сечении он имеет D-образную форму, в выходном – круглую. В продольном сечении диффузор ВЗ имеет S-образную форму. Эти факторы приводят к тому, что в ВЗ образуются два продольных вихря большой интенсивности, которые выно-

сят низкоскоростной и низкоэнергетический поток от стенок диффузора в ядро течения (рис. 2).



а) сечение  $z/W=0$

б) сечение  $x/W=2.37$

Рис. 2. Поля осредненной продольной скорости в ВЗ

Большая неравномерность на выходе ВЗ может привести к нарушению нормальной работы двигателя. Для ее снижения применяются различные способы управления течением: пассивные и активные – газодинамические. Одним из методов газодинамического управления являются синтетические струи. Их преимущество заключается в компактности, независимости от рабочего тела и возможности отключения. Работа синтетических струй сводится к чередующимся циклам выдува газа в поток из замкнутой полости за счет изменения её объема с последующим всасыванием в неё низкоэнергетического внешнего потока. Полость сообщается только с внешним течением, поэтому суммарный по времени расход газа равен нулю. Таким образом, синтетические струи обладают заметным преимуществом по сравнению с другими методами газодинамического управления: отсутствие рабочего тела и магистралей для его подвода и отвода. Для практики важно знать влияние синтетических струй не только на неравномерность распределения параметров в окружном и радиальном направлениях, но и на спектральные свойства пульсаций давления в ВЗ, которые меняются при работе синтетических струй.

В настоящей работе было исследовано течение в ВЗ [1], смонтированном на пластине – имитаторе планера. На входе в расчетную область был задан пограничный слой толщиной  $\delta/W=0.1544$ , профиль которого был близок к профилю турбулентного пограничного слоя ( $W$  – ширина входа в ВЗ). Выраженный турбулентный характер течения в ВЗ и необходимость расчета турбулентных пульсаций, в первую очередь, пульсаций давления, требуют применение вихререзающих подходов. По этой причине был использован RANS/ILES метод высокого разрешения [2].

Расчеты проводились на структурированной расчетной сетке из  $7 \times 10^6$  ячеек. Режимные параметры были взяты из [1]. Число Маха внешнего потока 0.83. Число Рейнольдса  $Re=1.3 \times 10^6$ . Полные параметры на входе в расчетную область были:  $P_{in}^*=220632$  Па,  $T_{in}^*=144$  К, статическое давление на выходе из расчетной области 140431 Па. Статическое давление на выходе из канала ВЗ варьировалось для получения дроссельной характеристики. В ходе расчетов менялся коэффициент дросселирования ВЗ  $\phi$ , было рассмотрено несколько вариантов режимных параметров синтетических струй и положения щелей для их выхода.

На рис. 3 представлено распределение пульсаций давления вдоль верхней и нижней стенок в зависимости от степени дросселирования в ВЗ без синтетических струй. Можно видеть, что в выходном сечении, где производная продольной образующей канала ВЗ рвется: криволинейная форма диффузора в поперечном направлении переходит в круглую, наблюдается некоторое увеличение шума, характерное для всех исследованных  $\phi$ . По мере уменьшения степени дросселирования до  $\phi=0.693$  можно видеть качественно похожее распределение пульсаций давления вдоль верхней стенки. При дальнейшем уменьшении  $\phi$  можно заметить появление пиков пульсаций давления. Это связано с возникновением сверхзвуковых областей, причем пики возникают именно в местах этих сверхзвуковых областей. На нижней стенке пики начинают проявляться, начиная с  $\phi=0.626$ .

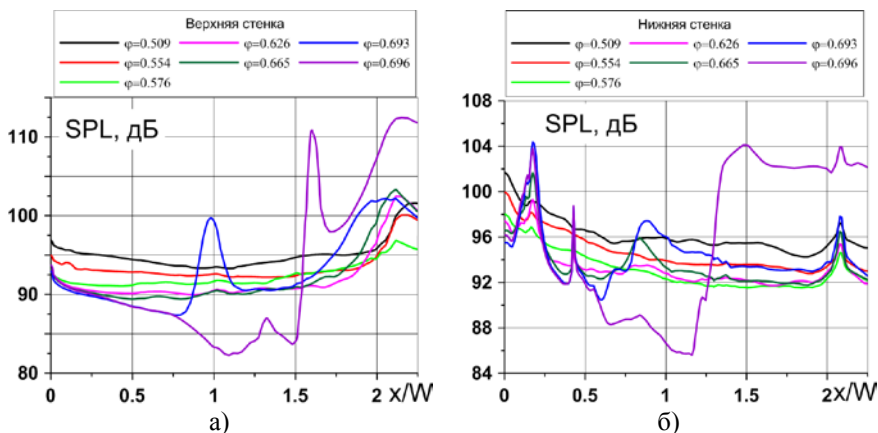


Рис. 3. Влияние дросселирования на интегральный уровень пульсаций давления вдоль верхней (а) и нижней (б) стенок ВЗ

Эффективность синтетических струй исследовалась на рабочем режиме ( $\phi=0.576$ ). Варьировались 4 параметра: расположение щелей для выдува синтетических струй, амплитуда  $q$ , частота  $f$  струй и угол  $\alpha$  между вектором выдува синтетических струй и стенкой. Удалось найти такие варианты синтетических струй (№1 и №2), которые бы разрушали парные вихри, образовавшиеся внутри диффузора, и уменьшали неравномерность распределения полного давления на 13.3% и 4.8% соответственно. Вариант №1 – пирамидальное расположение шести щелей для выдува синтетических струй на нижней стенке диффузора – амплитуда 150 м/с, частота 100 Гц, каждая щель расположена вдоль по потоку и расстояние между ними увеличивается по мере прохождения по диффузору, выдув осуществляется под углом  $45^\circ$  к стенке, длина щели составляет  $l/W \approx 0.28$ . Вариант №2 – равномерное расположение щелей для выдува синтетических струй на нижней стенке диффузора – амплитуда 150 м/с, частота 100 Гц. Всего шесть щелей и каждая расположена вдоль по потоку на равном расстоянии друг от друга. Выдув осуществляется под углом  $30^\circ$  к стенке, длина щели составляет  $l/W \approx 0.29$ . На рисунке 4 представлено влияние этих синтетических струй на суммарный уровень пульсаций давления вдоль верхней и нижней стенок.

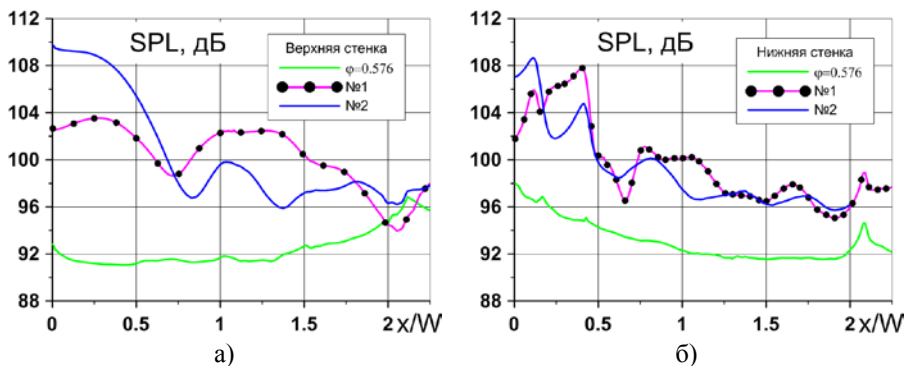


Рис. 4. Влияние параметров синтетических струй на интегральный уровень шума вдоль верхней (а) и нижней (б) стенок

Видно, что уровень пульсаций давления несколько увеличивается при использовании синтетических струй и кривые качественно имеют иной характер. Тем не менее, на верхней стенке в сечении  $x/W=2$  уровень пульсаций не меняется (рис. 4а), а на нижней стенке повышается на 4 дБ (рис. 4б). Причем пиковая область в выходном сечении сохраняется для обоих вариантов синтетических струй, что хорошо можно видеть на рисунке 4б.

Для детального исследования спектральных свойств пульсаций давления в нескольких точках на стенках ВЗ были записаны осциллограммы статического давления. На основании этих данных были построены узкополосные спектры пульсаций давления при различной степени дросселирования, как для исходного ВЗ, так и для ВЗ с синтетическими струями.

Работа выполнена при поддержке гранта РФФИ №18-08-00271.

### Литература

1. Berrier B.L., Carter M.B., and Allan B.G. High Reynolds Number Investigation of a Flush-Mounted, S-Duct Inlet with Large Amounts of Boundary Layer Ingestion // NASA/TP. 2005. №213766. 170P.
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.



## МЕТОД ПРЕДСКАЗАНИЯ ШУМА ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ СТРУИ И КРЫЛА НА НИЗКИХ ЧАСТОТАХ

О.П. Бычков<sup>1,2</sup>, Г.А. Фараносов<sup>1</sup>

<sup>1</sup>ЦАГИ, НИМК, Москва, [aeroacoustics@tsagi.ru](mailto:aeroacoustics@tsagi.ru)

<sup>2</sup>МФТИ, Москва

Значимость проблемы шума струи в компоновке видна из большого числа недавних публикаций [1–13]. Многие работы посвящены разработке упрощенных аналитических моделей этого эффекта [2, 3, 5, 9, 11, 12, 13]. Аналитические подходы обычно основаны на значительном упрощении исходной геометрии, например, реальное крыло заменяется плоской пластиной (все модели), угол атаки принимается равным нулю (все модели, кроме [11]), спутный поток не учитывается [2, 5, 6, 11]. Для получения физических оценок для реалистичных конфигураций и параметров потока могут использоваться численные методы с высоким разрешением [7–8], однако их применение обычно ограничено единичными случаями из-за высоких вычислительных затрат и во многом поэтому они не подходят для параметрических исследований или задач оптимизации. Отметим, что этот пробел могут заполнить недавно разработанные решатели, основанные на использовании графических процессоров и работающие на обычном настольном компьютере [14]. Однако инженерное приложение требует надежных и быстрых низкоуровневых моделей, способных с приемлемой точностью прогнозировать аэроакустические эффекты, связанные с интеграцией струи в компоновку, например, на начальных этапах проектирования самолета.

В настоящей работе основное внимание уделяется разработке такой низкоуровневой модели. Эта работа продолжает предыдущие исследования авторов, связанные с аналитическим моделированием эффекта установки струи вблизи крыла для модельных геометрий различной степени сложности: двумерная модель [3], круглая струя и пластина с рассеянием осесимметричной моды ближнего поля [9], круглая струя и пластина с учетом рассеяния вращающихся мод [13].

Модель проверена на экспериментальных данных и данных численного моделирования. Показано, что спектр дальнего поля установленной конфигурации может быть предсказан на основе данных о ближнем поле изолированной или установленной струи для упрощенных и реалистичных конфигураций.

Работа частично поддержана Российским фондом фундаментальных исследований (проект 16-01-00746а, эксперименты и численное моделирование) и Министерством промышленности и торговли России в рамках проекта «Ориноко-2» (разработка теоретической модели), являющегося

также частью европейского проекта «ARTEM» (грант № 769 350), выполняемого в рамках программы Horizon 2020.

### Литература

1. V.F. Kopiev, G.A. Faranosov, M.Yu. Zaytsev, E.V. Vlasov, R.K. Karavosov, I.V. Belyaev, N.N. Ostrikov. Intensification and suppression of jet noise sources in the vicinity of lifting surfaces. AIAA paper 2013-2284, 2013.
2. A.V.G. Cavalieri, P. Jordan, W.R. Wolf, Y. Gervais. Scattering of wavepackets by a flat plate in the vicinity of a turbulent jet. *Journal of Sound and Vibration*. v. 333, 2014, pp. 6516–6531.
3. O.P. Bychkov, G.A. Faranosov. On the Possible Mechanism of the Jet Noise Intensification Near a Wing. *Acoustical Physics*, v. 60, No. 6, 2014, pp. 633-646.
4. J. Lawrence. Aeroacoustic Interactions of Installed Subsonic Round Jets. PhD thesis, Univ. of Southampton, 2014.
5. J. Vera, R.H. Self, M.J. Kinganz. The prediction of the radiated pressure spectrum produced by jet-wing interaction. AIAA Paper 2015-2216, 2015.
6. S. Piantanida, V. Jaunet, J. Huber, W. Wolf, P. Jordan, A.V.G. Cavalieri. Scattering of turbulent-jet wavepackets by a swept trailing edge. AIAA Paper 2015-2998, 2015.
7. F.D. da Silva, C.J. Deschamps, A.R. da Silva, L.G.C. Simoes. Assessment of Jet-Plate Interaction Noise Using the Lattice Boltzmann Method. AIAA paper, AIAA-2015-2207, 2015.
8. V.F. Kopiev, V.A. Semiletov, P.G. Yakovlev, S.A. Karabasov, G.A. Faranosov. Jet and jet-wing noise modelling based on the CABARET MILES flow solver and the Ffowcs Williams-Hawkings method. *International Journal of Aeroacoustics*, 2016, v. 15, No. 6-7. P.631-645.
9. O.P. Bychkov, G.A. Faranosov, S.L. Denisov, N.N. Ostrikov. Theoretical modeling of the excess noise due to jet-wing interaction. AIAA Paper 2016-2932, 2016.
10. I.V. Belyaev, M.Yu. Zaytsev, V.F. Kopiev, N.N. Ostrikov, G.A. Faranosov. Studying the effect of flap angle on the noise of interaction of a high-bypass jet with a swept wing in a co-flow. *Acoustical Physics*, v. 63, No. 6, 2017, pp. 14-25.
11. P.A.S. Nogueira, A.V.G. Cavalieri, P. Jordan. A model problem for sound radiation by an installed jet. *Journal of Sound and Vibration*, v. 391, 2017, pp. 95–115.
12. B. Lyu, A.P. Dowling, I. Naqavi. Prediction of installed jet noise. *Journal of Fluid Mechanics*, v. 811, 2017, pp. 234-268.

13. G.A. Faranosov, V.F. Kopiev, I.V. Belyaev, O.P. Bychkov, S.A. Chernyshev. On the Azimuthal Structure of Installed Jet Noise. AIAA paper AIAA 2017-3527, 2017.
14. A.P. Markesteijn, V.A. Semiletov, S.A. Karabasov. CABARET GPU Solver for Fast-Turn-Around Flow and Noise Calculations. AIAA-2015-2223, 2015.

## **ПРОСТРАНСТВЕННО-ВРЕМЕННАЯ СТРУКТУРА ПОЛЕЙ ПРИСТЕНОЧНЫХ ПУЛЬСАЦИЙ ДАВЛЕНИЯ ПРИ ОБТЕКАНИИ УСТУПА**

**А.Ю. Голубев, С.В. Кузнецов**

*НИМК ЦАГИ, г. Москва, alexeygolubev@yandex.ru,  
international44@yandex.ru*

Пульсации давления на поверхности фюзеляжа являются существенным источником шума внутри пассажирского самолёта, так как их воздействие на обшивку вызывает колебания упругой конструкции, сопровождающиеся излучением звука в салон. В то же время, жёсткие ограничения размеров и массы бортовой конструкции предъявляют крайне высокие требования к задаче оптимизации её звукоизоляционных характеристик. В связи с этим, для снижения шума в салоне летательного аппарата необходим точный учёт структуры полей пристеночных пульсаций давления.

Для поля пристеночных пульсаций давления турбулентного пограничного слоя на гладкой поверхности с малыми градиентами среднего давления в акустическом отделении ЦАГИ в результате обобщения экспериментальных данных серии летных и лабораторных исследований были построены основные соотношения, позволяющие определять характеристики поля на обтекаемой поверхности [1, 2].

Однако особенности конструктивного исполнения летательных аппаратов приводят к тому, что помимо однородного поля пульсаций давления невозмущённого безградиентного пограничного слоя, на обтекаемой поверхности формируются дополнительные возмущения. Одним из источников такого рода возмущений являются локальные отрывные течения, формирующиеся при обтекании поверхностных неоднородностей. Основные характеристики дополнительных возмущений изменяются по пространству в существенно большей степени, чем характеристики пульсаций давления невозмущённого пограничного слоя.

Характерным примером геометрических неоднородностей на поверхности фюзеляжа пассажирского самолёта являются уступы различных конфигураций. Возмущения, вносимые такого рода препятствиями являются предметом активных экспериментальных и расчётных исследований [3–7].

Отмечается, в частности, что непосредственно перед уступом величина превышения составляет 20-30 дБ в низкочастотном диапазоне. За уступом это превышение составляет 15-20 дБ в области низких и средних частот, однако пространственная область повышенных пульсаций давления существенно больше, чем перед уступом. На основе параметрических исследований были получены основные закономерности изменения спек-

тральной плотности, масштабов корреляции и фазовой скорости неоднородных полей перед прямым и за обратным уступом в зависимости от числа Маха, Рейнольдса, безразмерной высоты уступа, геометрии зоны неоднородности. Показано, что влияние числа Маха заключается в повышении безразмерной спектральной плотности в области транзвуковых режимов ( $M=0,8-1,5$ ) с формированием локального максимума в окрестности  $M=1.2$ . Также отмечается трансформация поля пульсаций давления за обратным уступом при  $M>1$ .

При изменении размеров конфигурации «прямой уступ-обратный уступ» (что влияет на взаимное расположение зон рециркуляции – перед конфигурацией, за конфигурацией и у боковой кромки) может наблюдаться существенное изменение локальных характеристик полей пульсаций давления в ее окрестности.

Результаты экспериментальных исследований показывают, что при определенных условиях может наблюдаться взаимосвязь полей пульсаций давления перед конфигурацией «прямой уступ – обратный уступ» и в следе за ней, которая может существенно превышать корреляцию в невозмущенном турбулентном пограничном слое при том же расстоянии между приемниками. Так, в достаточно протяженной области низких частот взаимная связь между пульсациями давления перед прямым и за обратным уступом оказалась существенно более сильной по сравнению с наблюдаемой в невозмущенном турбулентном пограничном слое. Отличительной особенностью данного явления является то, что формирование дополнительного (применительно к шуму в салоне) неоднородного поля пульсаций давления происходит при взаимодействии уже имеющихся полей, локальные характеристики которых в широком диапазоне изменения параметров существенно не трансформируются.

На основе обобщения результатов лабораторных и летных экспериментальных исследований была построена расчетная модель полей пульсаций давления в окрестности конфигурации «прямой уступ-обратный уступ». Показано, что спектр пространственных корреляций может быть представлен в виде трех слагаемых – спектра пространственных корреляций перед прямым уступом, за обратным уступом и их объединённой.

Дальнейшие усилия были направлены на определение структуры полей пульсаций давления непосредственно на поверхности уступа.

На рис. 1, в качестве иллюстрации, представлена разность между спектральными уровнями пульсаций давления на поверхности уступа и уровнями пульсаций давления невозмущённого турбулентного пограничного слоя (ТПС). Можно видеть, что в непосредственной близости от передней кромки наблюдается превышение спектральных уровней над уровнями невозмущенного ТПС более чем на 20 дБ во всём диапазоне частот, а в области низких частот практически на 30 дБ. По мере увеличения рас-

стояния от кромки наблюдается значительный спад по пространству как низко-, так и высокочастотной части спектра. Уже на расстоянии  $3h$  наблюдается снижение спектральных уровней пульсаций давления в этих частотных диапазонах примерно на 10 дБ. В то же время, в среднечастотной части спектра наблюдается существенно более медленный спад спектральных уровней и на расстоянии  $3h$  именно в этой области чисел Струхала наблюдается максимум, пространственное положение которого соответствует  $x/h \sim 1.5$ . При  $x/h > 3$  по мере удаления от кромки наблюдается равномерное по частоте снижение спектральных уровней, при этом максимум смещается в область более низких частот.

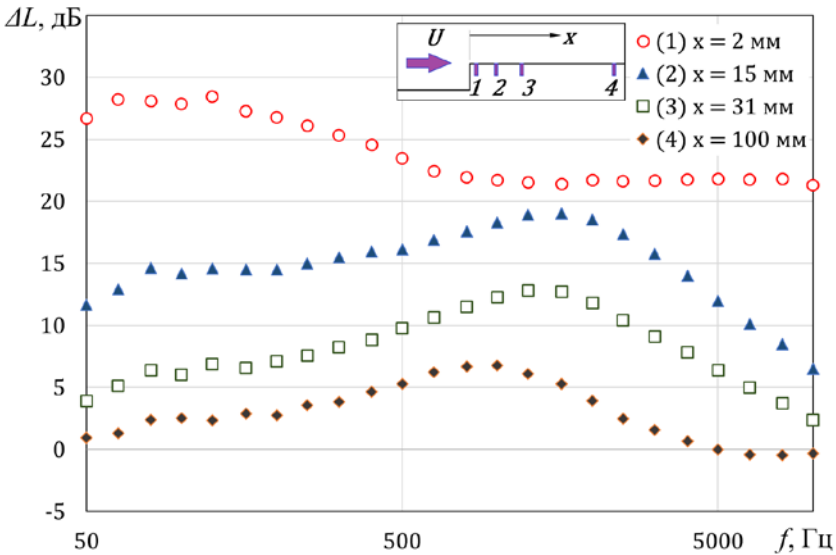


Рис. 1. Превышение спектра пульсаций давления над уровнем невозмущённого турбулентного пограничного слоя на поверхности уступа высотой  $h = 5$  мм:  $U=45$  м/с, 1–4 –  $x = 2, 15, 31$  и 100 мм

Показано, что для данной конфигурации наблюдается существенное увеличение спектральных уровней пристеночных пульсаций давления по сравнению с невозмущённым турбулентным пограничным слоем. Демонстрируется слабая зависимость спектральных уровней от толщины пограничного слоя для уступов с относительной высотой  $h/\delta > 0.03$ . В то же время, выявлена существенная зависимость от высоты препятствия на спектральный состав, темпы спада уровня пульсаций по пространству, а также на масштабы корреляции в продольном и поперечном направлении.

Показано, что обтекание передней кромки уступа под углом скоса потока не оказывает существенного влияния на спектральные уровни

пульсаций давления при значениях угла, не превышающих 30 градусов. Дальнейшее увеличение угла скоса сопровождается прогрессирующим снижением спектральных уровней пульсаций давления по всему частотному диапазону.

Демонстрируется существенная пространственная неоднородность локальных корреляционных и конвективных свойств.

По результатам экспериментальных исследований построена расчётная модель поля пульсаций давления на поверхности уступа. На её основе проведена расчётная оценка относительного вклада различных неоднородных полей пульсаций давления, формирующихся при обтекании выступа. Показано, что вклад поля пульсаций давления на поверхности выступа сопоставим с вкладом других полей, а при большой высоте уступа является определяющим. При малой высоте препятствия преобладает вклад поля пульсаций давления перед уступом.

Проведённый расчёт демонстрирует, что наличие выступов на обтекаемой поверхности может приводить к увеличению локального поступления шума в салон самолёта.

### Литература

1. Ефимцов Б.М. Характеристики поля пристеночных пульсаций давления при больших числах Рейнольдса // Акустический журнал, 1982. Т. 28. № 4. С. 491-487.
2. Ефимцов Б.М. Критерии подобия спектров пристеночных пульсаций давления турбулентного пограничного слоя // Акустический журнал, 1984. Т.30. № 1. С. 58-61.
3. Awasthi M, Forest J.B., Morton M.A., Devenport W., Glegg S. The Disturbance of a High Reynolds Number Turbulent Boundary Layer by Small Forward Steps // AIAA paper 2011. №2777. 26 p.
4. Ji M., Wang M. Sound generation by turbulent boundary layer flow over small steps // Journal of Fluid Mechanics. 2010, vol. 654, pp. 161-193.
5. 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.
6. 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.
7. Голубев А.Ю. Особенности полей пульсаций давления в окрестности конфигурации «прямой уступ-обратный уступ» // Акустический журнал, 2018. Т.64. № 1. С. 1-7.

## О ВЛИЯНИИ ТЕМПЕРАТУРЫ НА ПОЛОЖЕНИЕ ЭФФЕКТИВНЫХ ИСТОЧНИКОВ ШУМА В ТУРБУЛЕНТНОЙ СТРУЕ

В.М. Грязев, С.А. Карабасов

*Queen Mary University of London, Лондон.*

*v.gryazev@qmul.ac.uk, s.karabasov@qmul.ac.uk*

В настоящей работе проводится исследование влияния температуры на положение эффективных источников шума в горячей турбулентной струе на основе акустической аналогии Голдстейна. Еще со времен Лайтхилла [1] акустические аналогии зарекомендовали себя как один из важных инструментов для анализа источников звука, порождаемых турбулентностью.

Обобщенная акустическая аналогия Голдстейна [2] является примером современной акустической аналогии, где в рамках единой теории представлены как механизмы генерации звука, так и механизмы его переноса в неоднородном поле турбулентной струи. Оба этих механизма существенно влияют на звук в дальнем поле наблюдения [3, 4].

Идея акустической аналогии Голдстейна заключается в преобразовании основополагающих уравнений Навье–Стокса таким образом, что в левой части остается линейная гиперболическая часть исходных уравнений, а в правой содержатся эффективные источники. Эти источники отвечают флуктуациям напряжений, возникающим из-за нелинейных членов в уравнениях импульса и энергии уравнений Навье–Стокса.

Система уравнений Голдстейна имеет вид [2, 5, 6]

$$\frac{\partial \rho'}{\partial \tau} + \frac{\partial}{\partial y_j} (\rho' \tilde{v}_j + u_j) = 0,$$

$$\frac{\partial u_i}{\partial \tau} + \frac{\partial}{\partial y_j} (\tilde{v}_j u_i) + \frac{\partial p'}{\partial y_j} + u_j \frac{\partial \tilde{v}_i}{\partial y_j} - \frac{\rho'}{\bar{\rho}} \frac{\partial \tilde{\tau}_{ij}}{\partial y_j} = \frac{\partial T'_{ij}}{\partial y_j},$$

$$\frac{1}{\gamma - 1} \left( \frac{\partial p'}{\partial \tau} + \frac{\partial}{\partial y_j} (p' \tilde{v}_j) \right) + \frac{\partial}{\partial y_j} (u_j \tilde{h}) + p' \frac{\partial \tilde{v}_j}{\partial y_j} - \frac{u_j}{\bar{\rho}} \frac{\partial \tilde{\tau}_{ij}}{\partial y_j} = Q, \quad i, j = 1, 2, 3,$$

где  $\rho = \bar{\rho} + \rho'$ ;  $p = \bar{p} + p'$ ,  $v_i = \tilde{v}_i + v_i''$ ,  $h = \tilde{h} + h''$  — соответственно флуктуации переменных плотности, давления, скорости и энтальпии относительно средних по времени величин. В результате шум в дальнем поле может быть вычислен как свертка источников с соответствующей матричной функцией Грина, отвечающей за перенос звука в струе. Мы рассматриваем задачу нахождения акустического сигнала в одной или нескольких



точках наблюдения. В этом случае удобно рассмотреть сопряженную задачу, в которой источники звука и точки наблюдения меняются ролями [5]. Решение основывается на сопряженной векторной функции Грина.

Для определения уровня шума в дальней зоне имеем следующий акустический интеграл [5]:

$$\hat{p}(\mathbf{x}, \omega) = - \int_{\mathbf{R}^3} \hat{I}_{ij}^*(\mathbf{y}, \omega; \mathbf{x}) \hat{T}_{ij}'(\mathbf{y}, \omega) d\mathbf{y},$$

где  $\hat{I}_{ij}$  — тензорный комплекс, содержащий компоненты преобразования Фурье сопряженной векторной функции Грина и градиенты среднего поля. Преобразование Фурье спектральной плотности мощности звука [5]

$$\hat{P}(\mathbf{x}, \omega) = \int_{\mathbf{R}^3} \int_{\mathbf{R}^3} \hat{R}_{ijkl}(\mathbf{y}, \Delta, \omega) \hat{I}_{ij}'(\mathbf{y}, \omega; \mathbf{x}) \hat{I}_{kl}^*(\mathbf{y} + \Delta, \omega; \mathbf{x}) d\Delta d\mathbf{y}$$

где  $\hat{R}_{ijkl}(\mathbf{y}, \Delta, \tau) = \overline{T_{ij}'(\mathbf{y}, \cdot) T_{kl}'(\mathbf{y} + \Delta, \cdot + \tau)}$  — обобщенный тензор ковариации флуктуационных напряжений.

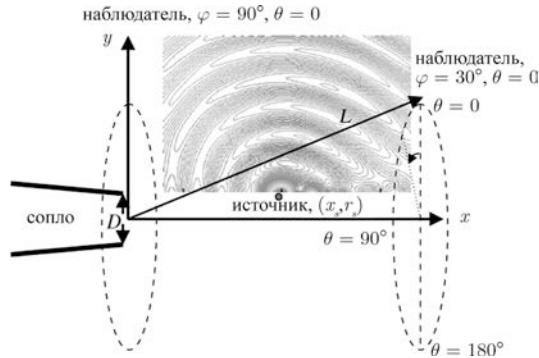


Рис. 1. Постановка задачи о нахождении источника шума [6]

Рассматривается осесимметричная струя радиуса, удовлетворяющая условию плоскопараллельного течения (рис. 1). В качестве модели источника используется кольцо квадрупольных источников с нулевой корреляцией. Для преобразования Фурье обобщенного тензора ковариации флуктуационных напряжений в цилиндрических координатах имеем

$$\hat{R}_{ijkl}(\tilde{\mathbf{y}}, \tilde{\Delta}, \omega) = \alpha_{ijkl} \delta(x - x_s) r^{-1} \delta(r - r_s) \delta(\tilde{\Delta}),$$

где  $x_s$  и  $r_s \approx D/2$  — соответственно аксиальная и радиальная координаты источника, отвечающие его положению на оси струи и радиусу. В рассматриваемом случае вычисление  $\hat{R}_{ijkl}$  сводится к нахождению пропагатора функции Грина  $\alpha_{ijkl} (\hat{I}_{ij})_n (\hat{I}_{kl})_n^*$ . Коэффициенты  $\alpha_{ijkl}$  соответствует

характерному отношению амплитуд тензорных коэффициентов, полученных из расчетов турбулентных струй методом крупных вихрей (LES).

Векторная функция Грина находится из уравнений Голдстейна сопряженной задачи. В случае осесимметричной струи, учитывая простой вид поля  $\tilde{v} = (\tilde{u}(r), 0, 0)$ , ее можно найти, следуя работе [7]. При этом наше решение, в отличие от [7], учитывает эффект рефракции звука.

Компоненты скоростей  $\hat{G}_1^a$ ,  $\hat{G}_2^a$ ,  $\hat{G}_3^a$  выражаются через компоненту давления  $\hat{G}_4^a$ :

$$\hat{G}_1^a = \frac{k' \tilde{c}^2}{\tilde{\omega}'} \hat{G}_4^a, \quad \hat{G}_2^a = \frac{1}{i\tilde{\omega}'} \left( \hat{G}_1^a \frac{d\tilde{u}}{dr} - \tilde{c}^2 \frac{d\hat{G}_4^a}{dr} \right), \quad \hat{G}_3^a = \frac{\tilde{c}^2 n}{i\tilde{\omega}' r} \hat{G}_4^a.$$

Вне струи имеем классическое решение, отвечающее плоской волне. Отсюда  $\hat{G}_4^a$  можно записать в виде разложения по модам:

$$\hat{G}_4^a = \frac{i\omega}{4\pi c^2 L} e^{ik(L-x\cos\varphi)} \sum_{n=0}^{\infty} f_n(r) \cos n\theta,$$

где коэффициенты Фурье  $f_n$  удовлетворяют уравнению типа Рэлея

$$\frac{d^2 f_n}{dr^2} + \left( \frac{1}{r} + \frac{1}{\tilde{c}^2} \frac{d\tilde{c}^2}{dr} \right) \frac{df_n}{dr} + \left( \frac{\omega'^2}{\tilde{c}^2} - k'^2 - \frac{k'}{\tilde{\omega}'} \left( \frac{1}{r} \frac{d\tilde{u}}{dr} + 2 \frac{k'}{\tilde{\omega}'} \left( \frac{d\tilde{u}}{dr} \right)^2 + \frac{d^2 \tilde{u}}{dr^2} \right) - \frac{n^2}{r^2} \right) f_n = 0,$$

В случае кусочно-постоянных средних скоростей струи и звука, отвечающих бесконечно тонкому слою смешения, моды могут быть найдены аналитически:

$$f(r) = \begin{cases} a_0 J_n(\lambda_0 r), & r < D/2 \\ (-i)^n \varepsilon_n J_n(\lambda_1 r) + a_1 H_n^{(1)}(\lambda_1 r), & r \geq D/2 \end{cases}$$

где  $J_n$  и  $H_n^{(1)}$  — функции Бесселя и Ганкеля соответственно.

В [6] решалась обратная задача по нахождению аксиальной координаты  $x_S$  источника с помощью диагностики по спектрам шума в дальнем поле. В настоящей работе аналогичный анализ обобщается на горячую струю, температура которой существенно превышает окружающую. В качестве эталонного решения рассматривается модель переноса звука в параллельном потоке с учетом градиента температуры, которая описывается уравнением типа Рэлея, решаемого численно. В качестве приближенного решения рассматривается задача рефракции звука в параллельном потоке постоянной температуры. В пределе бесконечно тонкого слоя смешения для обеих задач получены аналитические решения методом шивки. Показано, что эти решения хорошо совпадают с численными ре-

шениями для потока с тонким слоем, при наличие достаточного разрешения этого слоя в численном решении.

Верифицировав численное решение на задаче, допускающей аналитическое решение, далее решается обратная задача о восстановлении местонахождения источника для среднего поля течения горячей струи, отвечающей условиям эксперимента SILOET. Получены результаты анализа, показывающие, в каких случаях положение источника в струе может быть восстановлено без учета эффекта температуры на перенос звука, а в каких приводит к существенным ошибкам. В частности, как и в случае холодной струи при малых значениях полярного угла к струе особенно важен учет эффекта рефракции звука. Интересно, что для высоких частот и ряда положений точечного источника в струе эффект изменения скорости звука вследствие нагрева струи изменяет эффективное положение источника и для углов близких к  $90^\circ$ .

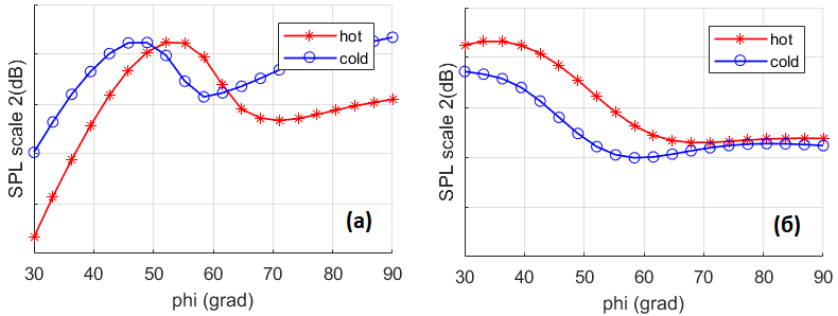


Рис. 2. Угловая направленность спектральной мощности звука при положении источника  $x/D=2$  и частоте  $St=2$  (а) и положении источника  $x/D=5$  и частоте  $St=0.2$  (б) для моделей переноса с учетом и без влияния температуры на скорость звука

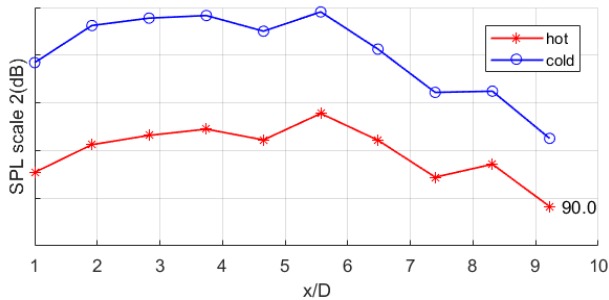


Рис.3. Зависимость мощности звука на частоте  $St=2$  и угле наблюдателя  $\varphi=90^\circ$  от положения точечного источника в струе,  $x/D$

## Литература

1. Lighthill, M.J. On Sound Generated Aerodynamically. I. General Theory. Philosophical Transactions of the Royal Society, 1952.
2. Goldstein, M.E., "A generalized acoustic analogy," J. Fluid Mechanics, 488 (2003), pp. 315-333.
3. Блохинцев Д.И. Акустика неоднородной движущейся среды. Наука. М., 1981.
4. Голдстейн М.Е. Аэроакустика. Машиностроение. М., 1981.
5. Karabasov S.A., Afsar M.Z., Hynes T.P., Dowling A.P., McMullan W.A., Pokora C.D., Page G.J., McGuirk J.J. AIAA Journal. 2010. **48**, N. 7. P. 1312–1325.
6. Karabasov, S.A., "Understanding jet noise," Phil. Trans. R.Soc.{368} (2010), pp. 3593-3608.
7. Tam, C.K.W., Auriault. L., "Mean flow refraction effects on sound radiated from localized source in jets," J. Fluid Mechanics, 370 (1998), pp. 149-174.

## **ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ И ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ЭКРАНИРОВАНИЯ ШУМА, ИЗЛУЧАЕМОГО НЕКОМПАКТНЫМИ ИСТОЧНИКАМИ ТИПА ВОЛН НЕУСТОЙЧИВОСТИ**

**С.Л. Денисов, Н.Н. Остриков**

*НИМК ЦАГИ, Москва, Россия, stanislav.denisov@tsagi.ru*

Исследование различных аспектов снижения шума на местности с помощью расположения двигателей над планером самолёта началось в 70-х годах прошлого столетия. Расчёты, выполненные в [1, 2], продемонстрировали высокий потенциал снижения шума на местности при помощи подобных компоновок, реализующих эффект экранирования. Однако необходимо отметить, что при расчетах эффективности экранирования в [1, 2] использовались простые методы расчета дифракции: приближение физической оптики, приближение Френеля [3] или метод Маекавы [4]. При расчетах авиационная силовая установка, являющаяся некомпактным источником шума, моделировалась точечным источником с диаграммой направленности, измеренной в дальнем поле.

Некорректность моделирования некомпактного источника монополюсным источником с диаграммой направленности, описываемой набором сферических функций, была продемонстрирована в [5]. В работах [6-8] вопрос некомпактности был подвергнут тщательному изучению и было показано, что применение простых теорий дифракции совместно с заменой некомпактного источника на точечный с диаграммой направленности, опирающейся на измерения в дальнем поле, приводят к ошибке в предсказании эффективности экранирования в зоне геометрической тени до 20–30 дБ и даже более.

Причиной столь значимой ошибки состоит в том [6, 7], что фазовые характеристики дальнего поля от некомпактного источника формируются на значительном расстоянии от источника, а упрощенные методы расчета дифракции крайне чувствительны именно к фазовым характеристикам поля вблизи от источника. А поскольку экранирующая поверхность планера размещается в непосредственной близости от источника, – в ближней или индукционной зоне, – то фазовое распределение, используемое в прилегающих теориях расчета дифракции, не успевает сформироваться, что и приводит к значительным ошибкам.

Основываясь на результатах сравнительных расчетов, выполненных в [6, 7], наиболее перспективным методом расчёта экранирования показал себя метод Геометрической Теории Дифракции (ГТД), который позволяет точно рассчитывать не только амплитуду, но и фазу звукового поля, что является чрезвычайно важным свойством для некомпактных источников.

Экспериментальная валидация метода ГТД, выполненная с помощью метода последовательностей максимальной длины в работе [9], продемонстрировала не только высокую точность расчета звукового поля в зоне геометрической тени, но и показала применимость ГТД к исследованию дифракции звука на плоских прямоугольных и полигональных экранах. Таким образом, именно ГТД была выбрана для проведения расчетов эффективности экранирования шума авиационных некомпактных источников.

В качестве такого некомпактного авиационного источника шума в данной работе рассматривается задача расчета эффективности экранирования акустического излучения высокоскоростной струи, описываемой с помощью развивающихся вниз по потоку пакетов волн неустойчивости [10] – экспериментально подтвержденных крупномасштабных когерентных структур [11, 12]. Ранее, такое представление позволили объяснить и рассчитать основные характеристики излучения звука круглыми сверхзвуковыми струями [10].

В предложенной работе проводится обобщение методов и подходов, развитых в работе [11], на случай расчёта эффективности шума, излучаемого волнами неустойчивости [13]. Волны неустойчивости в данной работе рассматриваются в качестве элементарных источников звука и представляют собой гармонические по времени колебания струи, имеющие вид волновых пакетов. Амплитуда возмущений в этих пакетах экспоненциально растет вниз по потоку на начальном участке струи. Затем, по мере увеличения толщины слоя смешения, скорость роста амплитуды возмущений падает. Наконец, начиная с некоторого сечения струи, амплитуда волнового пакета начинает убывать. Для каждой заданной частоты струя имеет семейство волн неустойчивости, имеющих различную структуру в азимутальном и радиальном направлениях. Суммарный шум струи находится как стохастическая сумма вкладов различных волн неустойчивости.

Для определения формы волнового пакета используется тот факт, что среди всех возможных возмущений на начальном участке струи происходит выделение пространственно неустойчивых возмущений (волн неустойчивости), амплитуда которых экспоненциально растет вниз по потоку (неустойчивость Кельвина–Гельмгольца) до тех пор, пока слой смешения остается достаточно тонким. Тем самым, эволюция возмущений в струе определяется не всей бесконечной совокупностью собственных колебаний струи, а лишь ее малой частью – волнами неустойчивости.

Каждая отдельная волна неустойчивости моделируется совокупностью точечных источников, амплитудное и фазовое распределение которых задается с помощью модельного волнового пакета, а спектр мощности на основе анализа результатов экспериментальных исследований.

Показано, что разработанный метод расчета экранирования шума высокоскоростных струй допускает обобщение на произвольные плоские

полигональные экраны, что позволяет провести оценочные расчёты эффективности экранирования шума, излучаемого некомпактными источниками типа волн неустойчивости, на широкий класс компоновок самолётов с верхним расположением двигателей.

Данная работа выполнена при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации по соглашению № 14.628.21.0011 (уникальный идентификатор соглашения RFMEFI62818X0011).

### 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 1974-568, 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 1976-547, July 1976.
3. M. Born, E. Wolf. "Principles of Optics" // Pergamon, Oxford, 1959.
4. Z. Maekawa "Noise Reduction by Screens" // Journal of Applied Acoustics, 1968, pp. 157 – 173.
5. D. Papamoschou. "Prediction of Jet Noise Shielding" // AIAA Paper 2010 – 653, 2010.
6. S. L. Denisov, N. N. Ostrikov. "Comparison of the methods for noncompact aviation noise sources shielding calculation" // The 22<sup>nd</sup> International Congress on Sound and Vibration, 12 – 16 July 2015, Florence, Italy.- Book of abstracts. P. 196.
7. N. N. Ostrikov, S. L. Denisov. "Airframe Shielding of Noncompact Aviation Noise Sources: Theory and Experiment" // AIAA Paper 2015 – 2691, 2015.
8. N. N. Ostrikov, S. L. Denisov. "Mean Flow Effect on Shielding of Noncompact Aviation Noise Sources" // AIAA Paper 2016 – 3014, 2016.
9. S. L. Denisov, A. I. Korolkov "Investigation of Noise-Shielding Efficiency with the Method of Sequences of Maximum Length in Application to the Problems of Aviation Acoustics" // Acoustical Physics, 2017, Vol. 63, No. 4, pp. 462–477.
10. C.K.W. Tam, D.E. Burton "Sound generated by instability waves of supersonic flows: Part 2. Axisymmetric jets" // Journal of Fluid Mechanics, 1984, Vol. 138, pp. 273-295.
11. V.F. Kopiev, S.A. Chernyshev, M.Yu. Zaitsev, V.M. Kuznetsov "Experimental validation of instability wave theory for round supersonic jet" // AIAA Paper 2006 – 2595.

12. J. Vera, L.T. Lawrence, S. Sinayoko, R.H. Self, M.J. Kingan “Hydrodynamic Pressure Field Propagation Model for the Prediction of the Far-Field Sound Produced by Jet-Wing Interaction” // AIAA Paper 2016 – 2859.
13. O.V. Bychkov, G.A. Faranosov, S.L. Denisov, N.N. Ostrikov. “Theoretical Modeling of the Excess Noise Due to Jet-Wing Interaction” // AIAA Paper 2016 – 2932, 2016.



## **ОПЫТ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ГАРМОНИЧЕСКИХ МЕТОДОВ ДЛЯ РАСЧЕТА РАСПРОСТРАНЕНИЯ ТОНАЛЬНОГО ШУМА ЧЕРЕЗ ВОЗДУХОЗАБОРНИК И СОПЛО ТРДД**

**Я.М. Дружинин, В.И. Милешин, А.А. Россихин**

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

В процессе моделирования тонального шума турбомашин необходимо провести расчет взаимодействия венцов, а также расчет распространения возмущений, генерируемых при взаимодействии венцов наружу из проточного тракта турбомашин. Хотя обе эти задачи возможно и даже желательно совместить в одном расчете, обычно с целью экономии ресурсов используется гибридный подход к расчету, в рамках которого сначала производится расчет ротор-статор (ротор-ротор) взаимодействия, а затем на основе результатов этого расчета – расчет распространения [1].

Моделирование взаимодействия венцов лопаточных машин остается на настоящий момент ресурсоемкой задачей, особенно если лопаточная машина является многоступенчатой. Наиболее простым и распространенным подходом является прямой нестационарный расчет во всех межлопаточных каналах каждого венца, однако, он является очень затратным по вычислительным ресурсам, в случае если число ступеней заметно больше двух. Одним из возможных подходов к ускорению расчета является переход от нестационарного расчета эволюции поля течения во времени к стационарному расчету для заданного набора гармоник. Гармонические методы доказали свою эффективность в применении к расчетам ротор-статор взаимодействия вентиляторов [2], где они позволяют сократить расчетную область до одного межлопаточного канала на каждый венец. Также в ряде работ, в том числе выполненных с участием авторов, было показано, что гармонические методы позволяют провести приближенный расчет взаимодействия венцов в многоступенчатой турбомашине с приемлемой точностью и вычислительными затратами [3]. При этом, расчет в частотной области, как для одноступенчатых, так и для многоступенчатых турбомашин, может проводиться как в линейной, так и в нелинейной постановке.

Моделирование распространения возмущений, генерируемых при взаимодействии венцов, через воздухозаборник и сопло также в общем случае представляет собой задачу, требовательную к вычислительным ресурсам. Однако, в том случае если канал воздухозаборника или сопла является осесимметричным (что характерно для воздухозаборников и сопел стендовых установок), гармонические методы позволяют существенно ускорить расчет распространения шума. В этом случае решение может быть разложено на частотно-азимутальные гармоники (гармонические функции времени и азимутального угла), и расчет может быть проведен

для каждой такой гармонике на двумерной расчетной области, соответствующей меридиональному сечению исходной трехмерной геометрии. Такой подход в некоторых источниках называется квази-двухмерным. Во многих случаях решение может быть описано с помощью небольшого числа частотно-азимутальных составляющих, поэтому редукция трехмерного решения к набору двумерных может приводить к ускорению акустических расчетов.

В рамках данной работы описывается соответствующая методика, реализованная в программном комплексе ЦИАМ 3DAS [4]. Методика может использоваться как в линейном приближении, для расчета распространения шума взаимодействия, так и в нелинейном приближении. В последнем случае ее можно использовать для расчета распространения ударных волн, возникающих на лопатках вентилятора, работающего на сверхзвуковом режиме, через воздухозаборник. В работе представлено сравнение результатов линейных и нелинейных расчетов в частотной области с помощью описанной методики с результатами прямых нестационарных расчетов распространения шума через сопло и воздухозаборник. Показано, что использование гармонических методов позволяет существенно ускорить расчет при приемлемой точности, как в линейном, так и в нелинейном случае.

В программном комплексе также реализована возможность совмещать в одном расчете трехмерные и квази-двухмерные вычисления. Специальные интерфейсы позволяют обеспечить непрерывность решения на границе для заданного набора азимутальных гармоник. Использование такой методики позволяет, например, провести моделирование генерации возмущений вентиляторов в результате ротор-статор (ротор-ротор) взаимодействия в трехмерной постановке и при этом одновременно промоделировать распространение возмущений через воздухозаборник в квази-двухмерной постановке. Такой подход в силу непосредственной связи расчетов взаимодействия и распространения должен обеспечивать большую точность расчета, чем стандартный гибридный подход. При этом вычислительные затраты на проведение данного расчета не значительно превосходят затраты на проведение расчета взаимодействия венцов. В работе представлен пример подобного расчета для биротативного вентилятора.

## Литература

1. Rumsey C. L., Biedron R. T., Farassat F. Ducted-fan engine acoustic predictions using a Navier-Stokes code, *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 213, No. 4, pp. 643-664, 1998
2. Verdon, J.M. Linearized Unsteady Aerodynamic Analysis of the Acoustic Response to Wake/Blade-Row Interaction, NASA/CR—2001-210713, 2001.
3. Rossikhin A.A., Pankov S.V., Mileschin 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.
4. Nyukhtikov, M.A., Rossikhin, A.A., Sgadlev, V.V., Brailko, I.A. Numerical Method for Turbo-Machinery Tonal Noise Generation and Radiation Simulation Using CAA Approach, GT2008-51182, ASME Turbo Expo 2008: Power for Land, Sea and Air, GT2008, Berlin, Germany, June 9-13, 2008

## **ФОНОВЫЕ АКУСТИЧЕСКИЕ ВОЗМУЩЕНИЯ В АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ТРУБАХ**

**В.Н. Зиновьев<sup>1</sup>, В.А. Лебига<sup>1,2</sup>, А.Ю. Пак<sup>1</sup>**

<sup>1</sup>*Институт теоретической и прикладной механики*

*им. С. А. Христиановича СО РАН, Новосибирск, lebiga@itam.nsc.ru*

<sup>2</sup>*Новосибирский государственный университет, Новосибирск*

Рассматриваются основные соотношения, связывающие выходной сигнал термоанемометра с характеристиками акустического поля, включая ориентацию акустических волн в потоке – углом  $\chi$  между нормалью к фронту акустической волны и вектором средней скорости потока. Направление распространения (угол  $\chi$ ) определяет положение точки пересечения диаграммы пульсаций, то есть зависимости нормированного выходного сигнала термоанемометра от параметра нагрева датчика, с осью абсцисс. Показано, что термоанемометрический метод позволяет не только получить информацию об интенсивности акустических возмущений, распространяющихся в потоке, но и идентифицировать источники пульсаций и их локализацию.

Приводятся результаты измерений фоновых пульсаций в аэродинамических трубах различных научно-исследовательских центров – ЦАГИ, ИТПМ СО РАН, ETW (Кёльн, Германия), ASTRC NCKU (Тайвань, Тайвань). Показано, что в прямооточных аэродинамических трубах наибольший вклад в пульсации потока в рабочих частях дают акустические возмущения, создаваемые пограничным слоем на стенках, перфорацией, щелями в рабочих частях, в то время как в аэродинамических трубах с замкнутым контуром преобладающими могут быть температурные неоднородности при отсутствии или неэффективности теплообменных устройств, а также в криогенных аэродинамических трубах. При этом доля акустических возмущений в общих пульсациях уменьшается.

Работа выполнена при поддержке гранта РФФИ № 18-58-52005.

## ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ В ЗАГЛУШЕННОЙ КАМЕРЕ РАЗЛИЧНЫХ ДИАГРАММ НАПРАВЛЕННОСТИ ИЗЛУЧЕНИЯ ЗВУКА ИЗ ОТКРЫТОГО КОНЦА ВОЗДУХОЗАБОРНИКА ПРИ МОДЕЛИРОВАНИИ УСЛОВИЙ СТАТИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЙ И ПОЛЕТА

М.С. Ипатов, В.Ф. Копьев, А.Е. Кругляева, **Н.Н. Остриков**,  
М.А. Яковец

ФГУП ЦАГИ, г. Жуковский

Численное моделирование, выполненное в работе [1], продемонстрировало существенное различие в диаграммах направленности излучения акустических мод из воздухозаборника при работе в статическом режиме (реализуется только всасывающий поток без спутного потока) по сравнению с режимом полета (одновременно реализуется всасывающий и спутный потоки). Было показано, что существенное изменение направленности излучения является результатом комбинированного действия эффектов дифракции и рефракции вблизи открытого конца канала, вызванных сильной неоднородностью всасываемого потока в статических условиях.

Настоящая работа направлена на экспериментальное исследование указанного эффекта, для чего в заглушенной камере АК-2 была собрана установка (схема и фотография собранной установки представлены на рис. 1), состоящая из маломасштабной модели воздухозаборника, в которой азимутальные вращающиеся моды генерируются с помощью 12-ти акустических драйверов, установленных заподлицо на внутренней поверхности канала с равномерным шагом в азимутальном направлении, радиального вентилятора Веза ВРАН6-6,3 для создания всасывающего потока внутри канала модели воздухозаборника, воздуховода внутреннего диаметра 200 мм, совпадающего с диаметром канала модели воздухозаборника, секций ЗПК для глушения шума вентилятора.

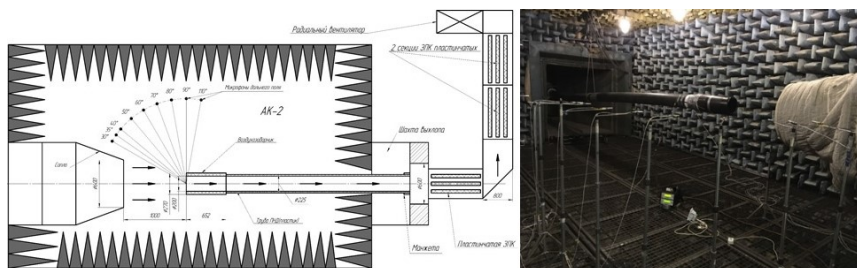


Рис. 1. Схема (слева) и фотография (справа) собранной экспериментальной установки в заглушенной камере АК-2

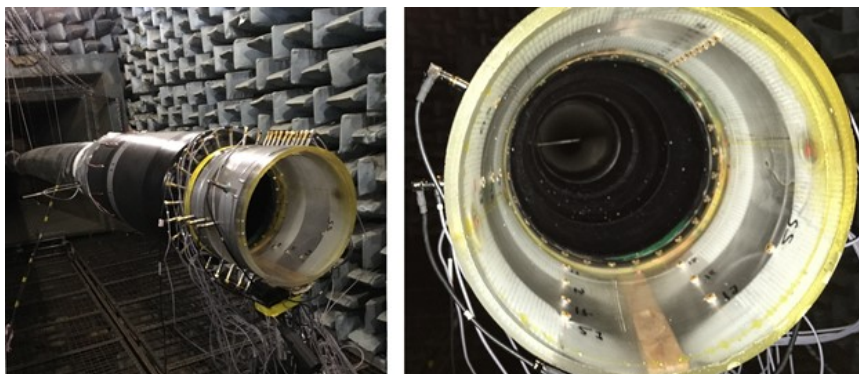


Рис. 2. Расположение 48-ми микрофонной решетки относительно канала воздухозаборника

Поскольку внешний диаметр маломасштабной модели воздухозаборника, предназначенной для испытаний, составляет 270 мм, то для реализации спутного потока, создаваемого внешним контуром КЗ, было задействовано сопло диаметра 60 см. Скорости спутного и всасывающего потоков варьировались независимо друг от друга в диапазоне  $0 \div 40$  м/с, и проводились измерения диаграммы направленности.

Для управления структурой мод, генерируемых в канале 12-ю динамиками, была разработана 48-ми микрофонная решетка (рис. 2), содержащая кольцевую решетку из 26 микрофонов, осевую решетку из 10 микрофонов, и еще 12 микрофонов расположены на различных осевых и азимутальных координатах. Данная решетка, способная разрешать звуковые моды в диапазоне азимутальных чисел от  $m=-12$  до  $m=13$ , а также извлекать радиальную структуру звукового поля, устанавливалась в процессе настройки системы генерации мод на срез модели воздухозаборника, а после завершения настройки демонтировалась. Для настройки системы генерации мод использовался алгоритм, разработанный ранее в работе [2], который позволяет генерировать моды с наперед заданными азимутальными числами, доминирующие над остальными модами на 20 дБ и более, в том числе, генерировать только одну доминирующую азимутальную моду. В проведенных экспериментах в канале модели воздухозаборника генерировалась различная структура азимутальных мод в диапазоне частот  $4 \div 8$  кГц, в котором азимутальное число распространяющихся мод не превышает по модулю  $|m|=12$ , и поэтому структура звукового поля в полной мере извлекается 48-ми микрофонной решеткой.

Экспериментальные исследования дали следующие результаты.

Реализация в канале только всасывающего потока при установленной на его срезе 48-ми микрофонной решетке показала, что настройка

мод, выполненная при отсутствии потока в канале, сохраняется и при наличии потока (на верхнем рисунке 3 демонстрируется сохранение настройки на доминирующую 5-ю азимутальную моду при всех рассмотренных скоростях).

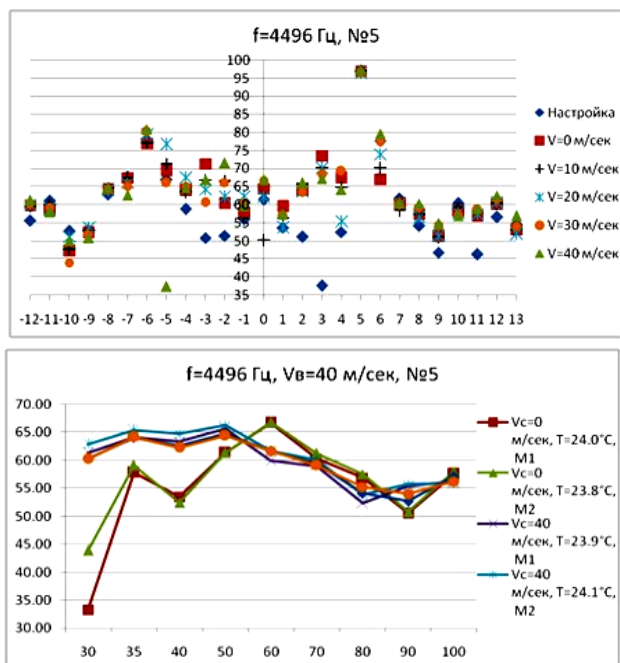


Рис. 3. Генерация 5-ой целевой моды на частоте 4496 Гц при различных режимах работы: амплитуды азимутальных мод при различных скоростях всасывающего потока (верх); сравнение диаграмм направленности при различных скоростях спутного потока при скорости всасывающего потока  $V_{в}=40$  м/сек (низ)

При проведении тестовых измерений была обнаружена экспериментально и объяснена теоретически сверхчувствительность к температурному режиму диаграммы направленности звука, излучаемого из канала при одинаковом режиме работы источника звука. Показано, что изменение температуры в помещении заглушенной камеры на  $3^{\circ}\text{C}$  приводит на некоторых частотах генерации звука к расхождению уровней звукового давления под некоторыми углами наблюдения на величину порядка 2 дБ. По результатам тестовых измерений был сделан вывод о необходимости проведения во время испытаний по крайней мере двух повторных измерений

на одних и тех же режимах при повторяемости температурного режима в пределах  $T = \pm 0.5^\circ \text{C}$ .

Проведена дымовая визуализация потока вблизи среза канала воздухозаборника для различных соотношений между скоростью всасывающего потока и скоростью спутного потока, которая показала, что в условиях испытаний в заглушенной камере АК-2 имеет место засасывание сдвигового слоя струи спутного потока при больших превышениях скорости всасывания потока в канал воздухозаборника над ненулевой скоростью спутного потока.

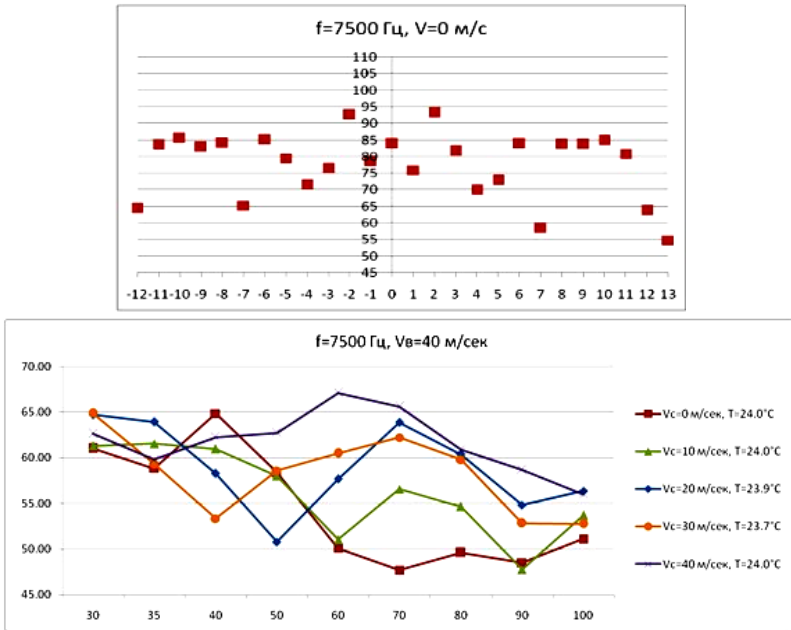


Рис. 4. Многомодовая генерация на частоте 7500 Гц при различных режимах работы: амплитуды азимутальных мод при отсутствии потока (верх), сравнение диаграмм направленности при различных скоростях спутного потока при скорости всасывающего потока  $V_b=40$  м/сек (низ)

Исследования показали, что эффект, обнаруженный в работе [1] для одномодовой генерации звука в канале, в целом находит экспериментальное подтверждение. Анализ полученных диаграмм направленности звукового поля показывает их существенную зависимость от выбранного в испытаниях скоростного режима для всасывающего и спутных потоков при одной и той же настройке системы генерации. На нижнем рисунке 3 показан пример изменения диаграммы направленности в случае одномодовой



структуры звукового поля в канале, а на нижнем рисунке 4 – в случае многомодовой структуры сгенерированного звукового поля. Показано, что под отдельными углами наблюдения может наблюдаться изменение уровня звукового давления на 10 дБ в случае одномодовой генерации звука и на 20 дБ в случае многомодовой генерации звука при изменении скоростного режима для потоков. Обнаружено, что наиболее часто реализующейся ситуацией оказывается такая, при которой амплитуда в максимуме диаграммы направленности излучения в случае отсутствия спутного потока меньше соответствующей амплитуды в случае равенства скоростей спутного и всасывающего потоков на величину порядка 2–4 дБ.

Таким образом, результаты проведенных исследований показывают необходимость внесения корректировок в методики пересчета результатов акустических испытаний авиадвигателей в статических условиях на условия полета.

Данная работа выполнена при финансовой поддержке Министерства образования и науки РФ по соглашению №14.625.21.0038 (код RFME-FI62516X0038).

### Литература

1. C.K.W. Tam, S.A. Parrish, E. Envia, E.W. Chien. Physics of Acoustic Radiation from Jet Engine Inlets. AIAA Paper 2012-2243.
2. Остриков Н.Н., Яковец М.А., Ипатов М.С., Панкратов И.В., Денисов С.Л. «Experimental study of the effect of flow velocity at the inlet on the azimuthal mode radiation: static and flight», Сборник трудов 24th International Congress on Sound and Vibration, July 2017, UK.

## МЕТОД РАСЩЕПЛЕНИЯ ДЛЯ ЗАДАЧ АЭРОАКУСТИКИ

Йошихиро Като<sup>1</sup>, И.С. Меньшов<sup>2,3</sup>

<sup>1</sup>Центральные исследовательские лаборатории Тойота,

Айчи, 480-1192, Япония, kato@cfdl.tytlabs.co.jp

<sup>2</sup>ИИПМ М.В. Келдыша РАН, Москва 125047, Россия

<sup>3</sup>НИИСИ РАН, Москва 117218, Россия, menshov@kiam.ru

В докладе рассматривается численный метод решения задач аэроакустики для низкоскоростных режимов течения, когда газ фактически можно рассматривать как несжимаемую среду. Метод основывается на принципе расщепления поля течения на основную и акустическую составляющие. Метод имеет ряд преимуществ по сравнению с методами, в которых основное течение и акустические поля рассматриваются в связанной постановке и описываются полными уравнениями сжимаемой жидкости. В частности, численные схемы для расчета основного течения и акустического поля могут быть выбраны независимо с учетом особенностей соответствующих уравнений. Для получения расщепленных уравнений мы применяем метод асимптотических разложений по малому параметру (квадрату характерного числа Маха). В первом приближении уравнения течения оказываются независимыми от параметров акустического поля, т.е. генерация и распространение звуковых волн определяется нестационарным основным течением, в то время как обратное влияние акустики на параметры основного течения является эффектом высших порядков малости, которые мы здесь не рассматриваемся.

Основные идеи асимптотического анализа, используемого в настоящей работе, были заложены в работе [1]. Мы рассматриваем сжимаемые уравнения Навье-Стокса и ищем их решения в виде асимптотических разложений по квадрату числа Маха набегающего потока. Уравнения, описывающие главные члены разложения, соответствуют стандартной несжимаемой модели, уравнения более высокого порядка отвечают акустическому полю. Таким образом, решая одновременно две группы уравнений – уравнений нестационарного несжимаемого течения и уравнений акустического поля – можно рассчитывать характеристики не только дальнего, но и ближнего звукового поля.

При выводе расщепленных уравнений сначала вводятся безразмерные величины с помощью параметров невозмущенного потока на бесконечности:  $U = u / u_\infty$ ,  $P = (p - p_\infty) / (\rho_\infty u_\infty^2)$ ,  $R = (\rho - \rho_\infty) / \rho_\infty / M_\infty^2$ , где  $M_\infty$  – число Маха набегающего потока. Решение безразмерных уравнений затем ищется в виде асимптотических разложений:  $\mathbf{Q} = \mathbf{Q}_* + M_\infty^2 \mathbf{q}' + O(M_\infty^4)$ ,

где  $\mathbf{Q} = (R, U, P)$ ,  $\mathbf{q} = (\rho, u, p)$ .

Система уравнений, соответствующая главным членам разложения, в точности совпадает со стандартной системой несжимаемых вязких уравнений и дополнительным уравнением, которое описывает возмущение плотности  $R_*$ . Вводя  $\theta_* = \text{Re}(R_* - P_*) / (\gamma - 1)$ , где  $\text{Re}$  – число Рейнольдса и  $\gamma$  – показатель адиабаты, это уравнение можно записать в виде:

$$D_* \theta_* / Dt = \Delta \theta_* / \text{Re} / \text{Pr} - \Delta P_* / \text{Pr} - 2e_* e_* \quad (1)$$

где  $\text{Pr}$  – число Прандтля,  $e_*$  – тензор скоростей деформаций.

Акустическое поле тогда будет описываться уравнениями, получающимися из законов сохранения массы и импульса после вычета уравнений основного поля:

$$\begin{aligned} \partial \rho' / \partial t + \partial f'_k / \partial x_k &= -D_* \rho_* / Dt \\ \partial f'_i / \partial t + \partial h'_{ik} / \partial x_k &= -D_* (\rho_* u_{*,i}) / Dt \end{aligned} \quad (2)$$

где потоки

$$f'_i = (1 + \rho_* + \rho') u'_i + \rho' u_{*,i}; \quad h'_{ij} = f'_i (u_{*,j} + u'_j) + (1 + \rho_*) u_{*,i} u'_{*,j} + p' \delta_{ij}$$

Здесь  $\rho_* = M_\infty^2 R_*$ . Чтобы замкнуть систему уравнений (2), мы предполагаем изэнтропичность акустического поля и используем соотношение:  $p' = C_*^2 \rho'$ , где  $C_*^2 = \gamma(1 + \gamma M_*^2 P_*) / (\gamma M_*^2 (1 + \rho_*))$ .

В [2] показывается, что правая часть (1) имеет малый эффект и ей можно пренебречь. При этом предположении (1) сразу дает простое соотношение между давлением и возмущением плотности основного течения:  $R_* = P_*$ . Расчеты, представленные в докладе, проводятся с этим предположением.

Основное поле течения рассчитывается на основе LES уравнений с моделью подсеточной турбулентности Инагаки [3]. Численный метод – метод конечного объема [4]. Пространственные производные аппроксимируются центральными разностями второго порядка, интегрирование по времени – схема Кранка-Николсона. Поле давление считается по схеме SMAC.

Численная схема для уравнений акустического поля получается методом конечного объема. Вектор решения на грани счетной ячейки интерполируется по схеме WENO 4-ого порядка. Приближенный римановский солвер HLLC используется для вычисления численного потока. Схема интегрирования по времени – двухуровневая схема Рунге-Кутты.

Численный метод применяется к расчету акустического поля, генерируемого боковым зеркалом заднего вида автомобиля. Зеркало с держателем показано на рис. 1. Расчетная область и граничные условия для задачи основного поля течения и задачи акустического поля показаны на рис. 2а

и 26, соответственно. Основное течение рассчитывается на сетке  $309 \times 143 \times 159$  с пристеночными ячейками размером 0.4 мм. Скорость набегающего потока 38.9 м/с, число Рейнольдса по длине 0.1 м составляет 253,000. Число Маха 0.113.

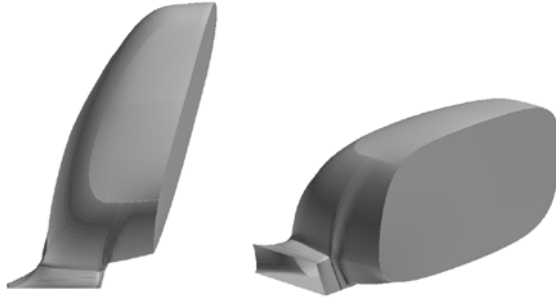


Рис. 1. Расчетная модель зеркала заднего вида

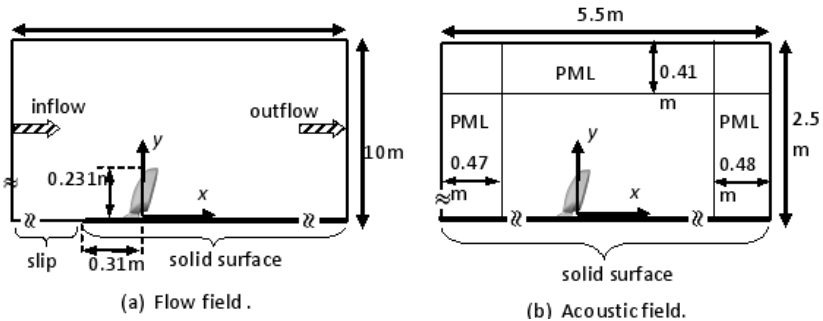


Рис. 2. Расчетные области основной и акустической моделей (x-y плоскость)

Акустическое поле рассчитывается на сетке  $283 \times 150 \times 160$ . Для предотвращения отражений на внешних границах используется технология PML (Perfectly Matched Layer). Демпфирующая функция в PML выбирается пропорциональной квадрату расстояния от внутренних границ области PML.

Число Куранта 0.0625 используется в акустических расчетах и 0.25 - в расчетах основного поля; один расчетный шаг основного течения отвечает четырем шагам акустического расчета. Временной шаг основного расчета  $2.56 \times 10^{-6}$  секунды, акустического -  $0.64 \times 10^{-6}$  секунды. Поскольку интерес к звуковому полю лежит в интервале 1-2 kHz ( $5.0 \times 10^{-4}$  -  $10^{-3}$  seconds), выбранные шаги интегрирования по времени вполне обеспечивают разрешение указанного диапазона.

Некоторые результаты численного моделирования по предложенному методу изображены на рис. 3. Показано акустическое поле в  $x$ - $z$  плоскости вблизи центрального поперечного сечения и распределение давления на подложке.

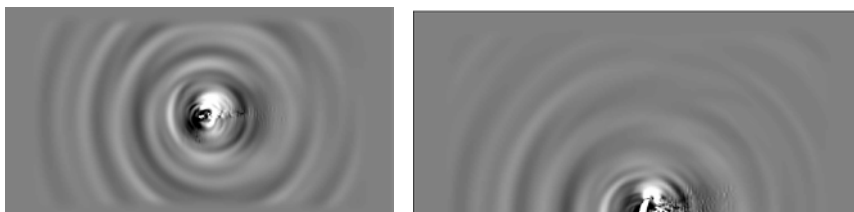


Рис. 3. Акустическое поле давления:  $x$ - $z$  плоскость (подложка) – слева,  $x$ - $y$  плоскость – справа

### Литература

1. S.A. Slimon, et al. Development of Computational Aeroacoustics Equations for Subsonic Flows Using a Mach Number Expansion Approach. JCP, v.159, 2000, pp.377-406.
2. Y. Kato, I. Menshov, and Y. Nakamura. Aeroacoustic Simulation around a Circular Cylinder by the Equations Split for Incompressible Flow Field and Acoustic Field. Transactions of the Japan Society of Mechanical Engineers, Series B, v.71, No.711, 2005, pp.2694-2701.
3. M. Inagaki and K. Abe. A Mixed-time-scale SGS Model with Fixed Model-parameters for Practical LES. Journal of Fluids Engineering, v.127, 2005, pp.1-13.
4. M. Inagaki and K. Abe. An Improvement of Prediction Accuracy of Large Eddy Simulation on Colocated Grids. Transactions of the Japan Society of Mechanical Engineers, Series B, v.64, No.623, 1998, pp.1981-1988.

## **О ВОЗМОЖНОСТИ АКТИВНОГО УПРАВЛЕНИЯ ВОЛНАМИ НЕУСТОЙЧИВОСТИ В НЕВОЗБУЖДЕННЫХ ТУРБУЛЕНТНЫХ СТРУЯХ**

**В.Ф. Копьев**, Г.А. Фараносов, С.А. Чернышев, О.П. Бычков

*ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Москва, vkopiev@mktsagi.ru*

Разработана стратегия активного управления естественными волнами неустойчивости в турбулентных дозвуковых струях. За основу взят подход, отработанный ранее на тонально возбужденных струях, в рамках которого была продемонстрирована возможность управления искусственно возбужденными волнами неустойчивости путем линейной настройки возбуждения и управляющего воздействия. Проведенный анализ предыдущих результатов по управлению возбужденной струей показал, что подход, в котором волны неустойчивости создаются с помощью воздействия вблизи кромки сопла, наиболее эффективен с точки зрения и потребной амплитуды воздействия, и реализации линейного взаимодействия волн в струе.

Исследованы особенности такого управления в широкой полосе частот и предложен способ достижения интегрального снижения уровня сигнала. На реально измеренных случайных сигналах продемонстрирована принципиальная реализуемость предложенной стратегии управления волнами неустойчивости в невозбужденной струе и определены характерные ограничения, которые необходимо учитывать при ее реализации в эксперименте.

Работа выполнена при поддержке гранта РФФИ № 16-01-00746а.

## **ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ СОЗДАНИЯ АКУСТИЧЕСКИХ АКТУАТОРОВ ДЛЯ УПРАВЛЕНИЯ ПОТОКОМ В ЗАКРУЧЕННОЙ СТРУЕ**

С.Ю. Крашенинников, А.К. Миронов, П.Д. Токталиев

*Центральный Институт Авиационного Моторостроения, Москва,  
pavel\_d\_m@mail.ru*

В работах [1-2] было показано, что закрученные струи, используемые в подавляющем большинстве камер сгорания ГТД для интенсификации смешения и стабилизации горения могут быть при определенных условиях восприимчивы к малым внешним воздействиям, как газодинамического, так и акустического типа. Известно, что режимы течения, характеризующиеся глобальной неустойчивостью закрученной струи соответствуют параметру закрутки  $S \sim 1$  и не используются в качестве рабочих в камерах сгорания. Однако, наличие регулярного периодического движения среды (в частном случае прецессии), обладающего набором собственных частот, даже при  $S > 1$  приводит к возможности существования в струе резонансных и интерференционных явлений. В настоящей работе проведено расчетно-экспериментальное исследование резонансных и интерференционных явлений в закрученной струе при  $S > 1$  и внешнем акустическом воздействии, а также анализ возможности создания использующих эти явления акустических актуаторов для активного управления характеристиками закрученной струи - в первую очередь длиной зоны обратных токов и профилями скорости в слоях смешения.

Работа выполнена при поддержке гранта РФФИ № 17-01-00212.

### **Литература**

1. 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
2. С.Ю. Крашенинников, А.К. Миронов, В.П. Маслов, П.Д. Токталиев. Исследование структуры течения и акустического поля турбулентной струи с высокой интенсивностью закрутки // Ученые записки ЦАГИ, №1, 2016, с.32-54

## **АЭРОАКУСТИЧЕСКАЯ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ УСТАНОВКА НА ОСНОВЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЫ МАЛЫХ СКОРОСТЕЙ ДЛЯ ВАЛИДАЦИИ CFD-МЕТОДОВ РАСЧЕТА АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК**

**В.В. Пахов, С.А. Михайлов**

*Казанский Национальный Исследовательский Технический Университет  
им. А.Н. Туполева, Казань, VVPakhov@kai.ru*

В данной статье приводится опыт модификации аэродинамической трубы малых скоростей общего назначения для аэроакустических исследований. Модификация включает в себя постройку звукопоглощающей камеры, создание измерительной системы, измерение характеристик отражений звука внутри камеры и пробные эксперименты для валидации CFD-методов. Схема экспериментальной установки представлена на рис. 1. Установка состоит из аэродинамической трубы Т-1К, оборудованной звукопоглощающей камерой, вертолетным прибором и измерительно системой на основе микрофонов DBX RTA-M и оборудовании National Instruments.

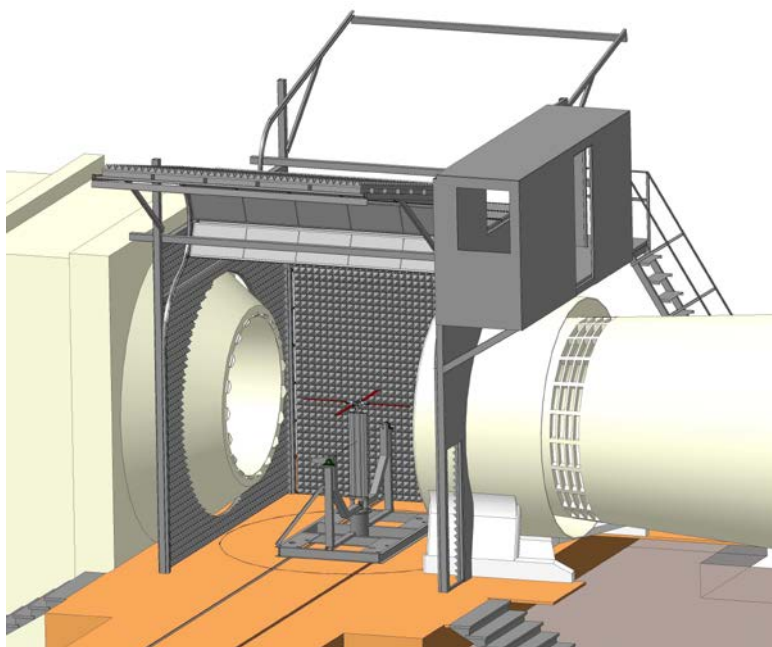


Рис. 1. Схема модифицированной аэродинамической трубы



В настоящее время основным методом при проектировании самолетов и вертолетов является расчет численными методами (CFD). Экспериментальные исследования все больше и больше используются для валидации расчетов численными методами. В то же время, валидация расчета CFD-методами требует большого количества качественных данных экспериментов. Качество экспериментальных данных крайне важно для решения мультидисциплинарных задач и в особенности для аэроакустики. Исходя из этого, создание аэродинамической экспериментальной установки, которая могла бы поставлять данные для валидации CFD-методов расчета могло бы принести большую пользу, особенно если стоимость подобной установки не превысит разумного предела. Этого можно достичь использованием обычной неакустической аэродинамической трубы. Таким образом, основная идея данной работы состоит в том, чтобы описать экспериментальную установку КНИТУ-КАИ на базе аэродинамической трубы малых скоростей Т-1К для валидации численных методов расчета аэродинамических и аэроакустических характеристик вертолетных компоновок и показать, что на ней возможно получить ценные данные для валидации численных методов расчета.

Поиск и ослабление источников шума – достаточно разработанная задача для самолетных компоновок. С каждой новой редакцией FAR-36 допустимый уровень шума самолета становится все более и более низким. Обычный уровень шума самолетной компоновки значительно меньше собственного уровня шума аэродинамической трубы Т-1К, и чем больше скорость потока, тем это утверждение более верно. Однако шум вертолетных компоновок больше, чем у самолетов, и теоретически может быть отделен от шума аэродинамической трубы Т-1К. Кроме того, для вертолетных компоновок важен режим висения, на котором не требуется наличие потока в аэродинамической трубе. Таким образом, для некоторых экспериментов с вертолетными компоновками, высокий уровень шума аэродинамической трубы не является непреодолимым препятствием. Стандарты шума для вертолетов также весьма строги и постоянно снижаются. Однако шум вертолета обычно более сложен чем шум других типов летательных аппаратов и менее изучен (особенно экспериментально), что делает важным даже небольшой банк данных. Это явилось толчком к созданию экспериментальной аэроакустической установки на базе АДТ Т-1К

Основная часть экспериментальной установки – аэродинамическая труба Т-1К малых скоростей (до 50 м/с), замкнутого типа, с открытой рабочей частью диаметром 2,25 м, длиной 3м. Вторая часть экспериментальной установки - звукопоглощающая камера с подъемными стенками, состоящими из двух слоев. Стенки сделаны подъемными для того, чтобы упростить монтаж оборудования внутри звукопоглощающей камеры. Двухслойная конструкция была выбрана из-за того, что обычные звукопо-

глощающие элементы для низких частот большие и хрупкие. Первый звукопоглощающий слой предназначен для глушения низких частот и состоит из резонаторов Гельмгольца, специально рассчитанных под основные частоты собственного шума аэродинамической трубы (около 100 Гц). Также в окрестности этой частоты лежат максимальные ожидаемые пики объектов исследования (вертолетных компоновок с вращающимся винтом). Схема резонатора Гельмгольца показана на рис. 2а).

В качестве второго слоя использован меламиновый звукопоглощающий материал, отформованный в виде пирамидок. Геометрия пирамидок показана на рис. 2б). Меламиновый материал предназначен для поглощения звука частотой 1-4 КГц. Двухслойная структура стен звукопоглощающей камеры в предварительных испытаниях показала интенсивность отраженных звуковых сигналов в 6,5 раза меньше чем прямых.

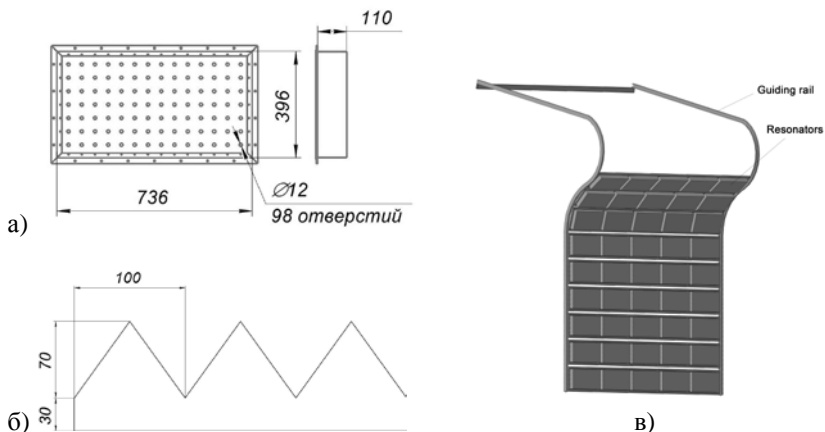


Рис. 2. Звукопоглощающая камера АДТ Т-1К: а) Резонатор Гельмгольца; б) меламиновый звукопоглощающий материал; в) стенка акустической камеры АДТ Т-1К

Третья часть установки – это вертолетный прибор для испытаний моделей несущих винтов вертолетов. Вертолетный прибор имеет следующие характеристики: частота вращения – до 2500 об/мин, общий шаг от  $-15^\circ$  до  $+15^\circ$ , угол наклона оси винта от  $-30^\circ$  до  $+30^\circ$ . Схема вертолетного прибора показана на рис. 3.

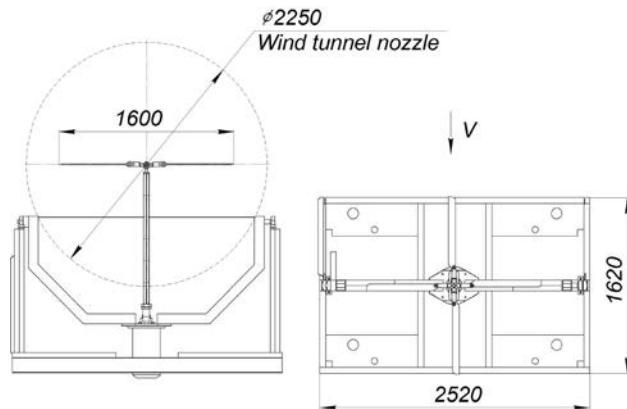


Рис. 3. Вертолетный прибор АДТ Т-1К

Последняя часть экспериментальной аэроакустической установки – измерительная система. Для акустических измерений была использована система собственной разработки на основе микрофонов DBX RTA-M с капсулями Panasonic WM-61A. Сигнал с микрофонов проходит через блок предварительных усилителей и оцифровывается устройствами NI-PXI-4496. Эти АЦП имеют разрешение 24 бит и максимальную частоту опроса 204 КС/с. Система поддерживает до 64 каналов измерений.

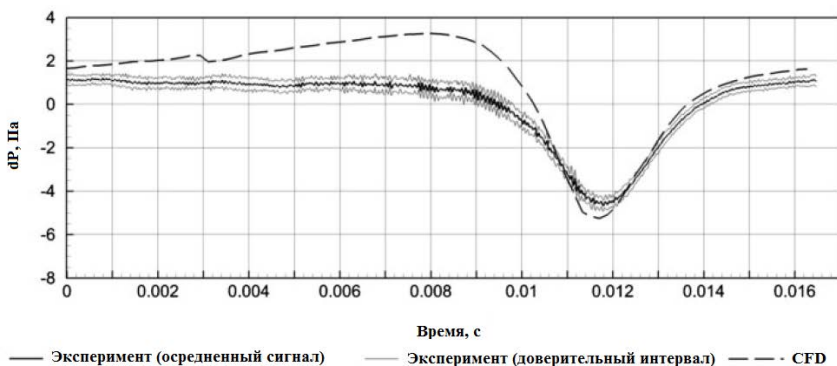


Рис. 4. Пример экспериментов по валидации численных методов расчета аэроакустических характеристик модели несущего винта вертолета [1]

Пример экспериментов по валидации численных методов расчета аэроакустических характеристик на данной экспериментальной установке представлен на рис. 4. На этом рисунке показан сигнал с микрофона, установленного в плоскости вращения модели несущего винта вертолета на расстоянии 1.2 радиуса от ее оси вращения. Частота вращения модели

винта 900 об/мин, угол общего шага  $8^\circ$ , режим без потока. Работа [1] содержит данные об уровне шума винта, измеренном микрофонами на различных расстояниях от оси винта.

Результаты работы [1] показывают, что на описанной экспериментальной установке возможно получить достаточно качественные экспериментальные данные для валидации численных методов расчета аэроакустических характеристик моделей несущих винтов вертолетов.

Данная работа выполнена в рамках реализации государственного задания 9.1577.2017/4/6 «Численное и физическое моделирование аэродинамических и аэроакустических характеристик винтокрылых несущих систем перспективных летательных аппаратов»

### Литература

1. Stepanov R., Pakhov V., Bozhenko A., Batrakov A., Garipova L., Kusyumov A., Mikhailov S., Barakos G.N, "Experimental and numerical study of rotor aeroacoustics." *International Journal of Aeroacoustics*, Vol. 16, Issue 6, 2017.

## **ПРЯМОЕ ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ УДАРНОЙ ВОЛНЫ С ПЕРЕХОДНЫМ ПОГРАНИЧНЫМ СЛОЕМ**

**Д.В. Хотяновский, А.Н. Кудрявцев**

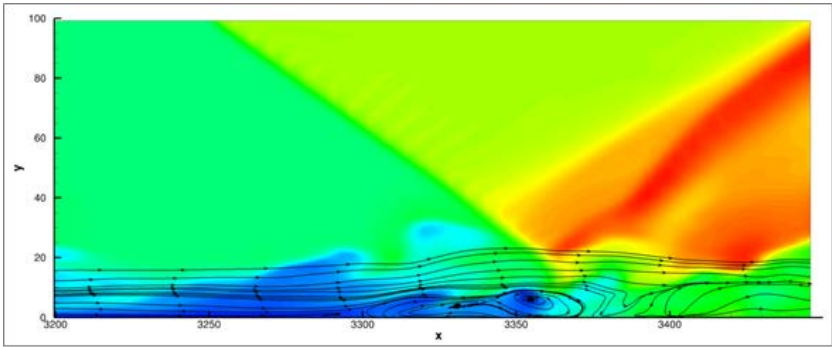
*Институт теоретической и прикладной механики*

*им. С.А. Христиановича СО РАН, Новосибирск, khotyanovsky@itam.nsc.ru*

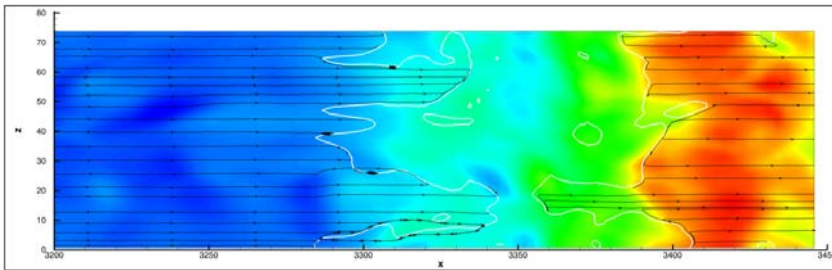
Проведено численное исследование влияния нестационарных возмущений в переходном сверхзвуковом пограничном слое на плоской пластине на взаимодействие течения с падающим косым скачком уплотнения. Прямое численное моделирование (DNS) ламинарно-турбулентного перехода в пограничном слое на плоской пластине выполнено с помощью расчетного кода CFS3D при числе Маха потока  $M = 2$ . Параметры течения соответствуют экспериментальной работе [1]. Вычислительная процедура для DNS переходного пограничного слоя следует подходу и численным методикам, использованным в наших предыдущих исследованиях [2] перехода в сверхзвуковом пограничном слое. Моделирование на основе решения уравнений Навье–Стокса проводится в трехмерной расчетной области. Граничные условия на ее входной границе задают автомодельное основное течение в ламинарном пограничном слое с наложенными на него нестационарными возмущениями в виде наиболее неустойчивых волн линейной теории устойчивости, которые представляют собой две симметричные трехмерные волны Толмина–Шлихтинга, распространяющиеся под равными и противоположными углами  $\pm 55^\circ$  к потоку. Вследствие возбуждения на входной границе неустойчивые волны нарастают в продольном направлении (вдоль оси  $x$ ) что, в конечном счете, приводит ниже по течению к ламинарно-турбулентному переходу. На переходный пограничный слой из внешнего потока падает косой скачок. В экспериментах [1] падающий скачок генерировался с помощью клина, расположенного на некоторой высоте над пластиной. В данных расчетах падающий скачок задается с помощью граничных условий на верхней границе расчетной области. Угол скачка равняется  $36.2^\circ$ , что соответствует углу клина  $7^\circ$ .

Вследствие взаимодействия с падающей ударной волной в переходном пограничном слое возникает неблагоприятный градиент давления. Это приводит к отрыву пограничного слоя и вызывает образование области возвратного течения, см. рис. 1. Крупномасштабные структуры, развивающиеся в переходном пограничном слое, вызывают значительные осцилляции мгновенного поля течения в области взаимодействия, что проявляется в изменении положения и формы линий отрыва и присоединения, а также в колебаниях отраженной ударной волны. Результаты проведенного моделирования показывают, что линии отрыва и присоединения имеют

сложную извилистую и быстро меняющуюся форму, см. рис. 1б, где белые кривые соответствуют нулевому значению коэффициента поверхностного трения  $C_f$ .



а)



б)

Рис. 1. Мгновенная визуализация взаимодействия ударной волны с пограничным слоем: поле плотности и линии тока в вертикальной плоскости  $(x, y)$  (а); распределение плотности у поверхности пластины и предельные линии тока в плоскости  $(x, z)$  (б)

Нестационарное взаимодействие вызывает также значительные пульсации формы и положения отраженной ударной волны. На основе временных осциллограмм газодинамических величин, полученных в расчетах, рис. 2, можно предположить, что динамика течения определяется нерегулярными пульсациями различных частот. Характерный период этих пульсаций составляет  $10 \div 12 \delta_{0,99}/U_\infty$ . Основной период, зарегистрированный в рамках использованного в наших расчетах временного окна, равен  $30 \delta_{0,99}/U_\infty$ , что соответствует числу Струхала  $Sh = 0.033$ . Данная безразмерная частота примерно совпадает с имеющимися экспериментальными данными.

На основе результатов проведенного численного моделирования можно заключить, что динамика течения определяется взаимным влиянием отрывной зоны, возникающей под действием падающей ударной волны, и крупномасштабных турбулентных структур, присутствующих в переходном пограничном слое.

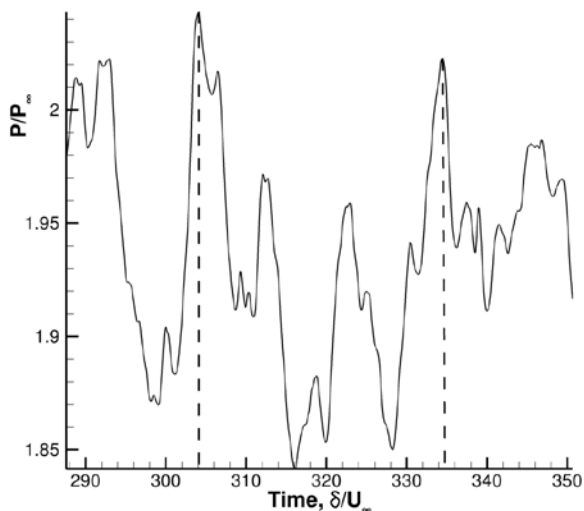


Рис. 2. Осциллограмма пульсаций давления вниз по потоку от области взаимодействия ударной волны с пограничным слоем

Данное исследование поддержано Российским научным фондом (грант 18-19-00547).

### Литература

1. P.A. Polivanov, A.A. Sidorenko, A.A. Maslov. Correlations Study in Shock Wave/Turbulent Boundary Layer Interaction. *Technical Physics Letters*, v. 36, 2010, pp. 104–107.
2. A.N. Kudryavtsev, D.V. Khotyanovsky. Direct numerical simulation of transition to turbulence in a supersonic boundary layer. *Thermophysics and Aeromechanics*, v. 22, 2015, pp. 559–568.

## Авторский указатель

- Абалакин И.В., **7**, 10, 12, 164  
Абдрашитов Р.Г., 14  
Аксенов А.А., 17, **20**, 22  
Александров А.В., 25  
Александров В.Г., 28  
Алешин А.Р., 163  
Архарова Н.В., 30  
Аюпов Р.Ш., **32**  
Бакланов В.С., **37**  
Барышева Д.В., **41**  
Бахнэ С.В., 43  
Белов В.Г., 44  
Белоус А.А., 163  
Бендерский Л.А., 32, 168, 172  
Берсенев Ю.В., **45**  
Бобков В.Г., 7, **164**  
Богданов В.И., 47  
Боженко А.Н., **48**  
Болсуновский А.Л., **52**  
Большагин Н.Н., 149, 151  
Босняков И.С., 54, **56**, 57  
Босняков С.М., 43, 54, **59**  
Брагин Н.Н., 52  
Бузоверя Н.П., 52  
Бурдаков Р.В., 45, 61  
Быков А.И., 63  
Бычков О.П., 177, 206  
Вершков В.А., **10**  
Власенко В.В., 54  
Волков А.В., **54**, 56, 57  
Воронцов В.И., 105  
Ворошнин Д.В., **66**, 69, 72  
Гаврилюк В.Н., 17  
Гаджиев Д.А., 56  
Гарбарук А.В., **75**  
Голубев А.Ю., 180  
Городкова Н.А., **45**  
Грязев В.М., **184**  
Губанов Д.А., **80**, 157  
Губанов Д.А., 94,  
Гурбатов С.Н., 84  
Дегтярев В.В., **44**, 85  
Деменев А.Г., 146  
Демин И.Ю., **84**  
Денисов С.Л., 48, **132**, **189**  
Дородницын Л.В., **25**  
Дружинин Я.М., 193  
Дубень А.П., 7, 12, 25, 57, 59, 86  
Дядькин А.А., 17, 75, 94, 157  
Елизарова Т.Г., **90**  
Енгулатова М.Ф., 59  
Жданова Н.С., 10, **12**  
Жлуктов С.В., 20  
Зайцев М.Ю., **105**  
Запрягаев В.И., 57, 80, **94**, 157  
Зиновьев, В.Н., 196  
Зюзина Н.А., **99**  
Ипатов М.С., 197  
Ишаев Р.О., 22  
Кавун И.Н., 94, 157  
Карабасов С.А., 184  
Като Й., 202  
Ким С.К., 103  
Киселев Н.П., 80  
Клименко Д.В., 17, 22  
Кнутова Н.С., 146  
Ковыркина О.А., 99  
Козубская Т.К., 7, 12, 57, 59, **86**,  
164  
Колегов Р.Н., 149, 151  
Комкин А.И., **63**  
Копьев В.Ф., 105, 107, 197, **206**  
Корнев А.В., 14  
Корольков А.И., **108**  
Коромыслов Е.В., 146  
Костенко В.М., 103  
Крашенинников С.Ю., **109**, 115,  
207



Крицкий Б.С., 164  
Кругляева А.Е., 197  
Кувтырев Д.В., 47  
Кудрявцев А.Н., **116**, 213  
Кузнецов С.В., **180**  
Кустов О.Ю., 148  
Лебига В.А., **196**  
Логинов Г.М., 14  
Любимов Д.А., 32, **120**, 168, 172  
Макаров В.Е., 125, 129  
Маракуева О.В., 66, **69**  
Матяш С.В., 59  
Медведский А.Л., 132  
Меньшов И.С., **202**  
Милешин В.И., 136, 193  
Миргазов Р.М., 164  
Миронов А.К., 109, 115, **207**  
Миронов М.А., 63, **138**  
Михайлов С.А., 208  
Михайлов С.В., 43, 54, 57, 59  
Мошков П.А., **140**  
Муравейко А.С., 66, 69, **72**  
Нигматуллин Р.З., 142  
Осипов А.А., **28**  
Останко Д.А., **14**  
Остапенко В.В., 99  
Остриков Н.Н., 189, **197**  
Пак А.Ю., 196  
Панков С.В., 136  
Паранин Г.В., 41  
Пахов В.В., **208**  
Подаруев В.Ю., 54  
Польняков Н.Ф., **168**  
Попов В.П., 140  
Попов О.Ю., **14**  
Пуцин Н.А., 52  
Пятунин К.Р., **30**  
Россихин А.А., **136**, **193**  
Рубановский В.В., 140  
Русаков С.В., 146  
Рыбак С.П., 7, 17, 20, 75, 94, 157  
Синер А.А., 44, **61**, 85, **146**, **148**,  
**149**, 151  
Сорокин К.Э., 20  
Старцева М.П., 61  
Стегачёв Е.Е., **103**  
Степина Е.В., **85**  
Стрелец М.Х., 75, 157  
Стряпунина А.А., 85  
Сухоруков А.Л., 152  
Терентьева Л.В., **142**  
Терехова А.А., **172**  
Тимушев С.Ф., **17**, **22**  
Титарев В.А., **156**  
Токталиев П.Д., **115**, 207  
Травин А.К., **157**  
Трошин А.И., **43**, 54, 56, **57**  
Тюрина А.В., 84  
Фараносов, Г.А., **177**, 206  
Федорченко Ю.П., **125**  
Федотов Е.С., 148  
Фишер Ю.В., 20  
Ханталин Д.С., **47**  
Хотяновский Д.В., 116, **213**  
Храмцов И.В., **107**, 148  
Цветкова В.О., 57  
Чепрасов С.А., **161**  
Чернышев И.А., 152  
Чернышев И.Л., 52  
Чернышев С.А., 206  
Шанин А.В., 108, **163**  
Шарунов А.В., 14  
Широков И.А., 90  
Шорстов В.А., 125, **129**  
Шуваев Н.В., 149, **151**  
Шур М.Л., 75, 157  
Яковец М.А., 197  
Яшутин А.Г., 41

*Научное издание*

Седьмая всероссийская конференция  
ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫЙ ЭКСПЕРИМЕНТ  
В АЭРОАКУСТИКЕ

Сборник тезисов

17-22 сентября 2018 г.  
г. Светлогорск  
Калининградская область

Компьютерная верстка: *Дородницын Л.В.*  
Оформление обложки: *Долинина М.*

---

Подписано в печать 29.08.2018. Формат 60x84/16. Бумага офсетная.  
Усл. п.л. 13,5. Тираж 110 экз. Заказ № 1133.  
Отпечатано в типографии ООО «Белый Ветер». 115054, г. Москва,  
ул. Щипок, 28. Телефон: (495) 651-84-56