

International Youth School-Conference

**Computational Experiment  
in Aeroacoustics**

September 17-20, 2018

Svetlogorsk, Kaliningrad region  
Russia

**Book of abstracts**

MOSCOW – 2018

УДК 533, 534.2  
ББК 26.233

**Computational Experiment in Aeroacoustics:** International Youth School-Conference, Svetlogorsk, Kaliningrad region, Russia, September 17-20, 2018: Program and Book of abstracts. – Moscow: Keldysh Institute, 2018. – 159 p.

Makeup: *L.V. Dorodnitsyn et al*  
Cover: *M. Dolinina*

Международная молодёжная школа-конференция

# **Вычислительный эксперимент в Аэроакустике**

17-20 сентября 2018 года

г. Светлогорск  
Калининградская область

**Сборник тезисов**

МОСКВА – 2018

УДК 533, 534.2  
ББК 26.233

**Вычислительный эксперимент в аэроакустике:**  
Международная молодёжная школа-конференция, г. Светлогорск  
Калининградской обл., 17-20 сентября 2018 г.: Программа и  
Сборник тезисов. – М.: ИПМ им. М.В. Келдыша, 2018. – 159 с.

Компьютерная верстка: *Дородницын Л.В. и др.*  
Оформление обложки: *Долинина М.*

## **ORGANIZER**

Keldysh Institute of Applied Mathematics RAS, Moscow, Russia

## **FINANCIAL SUPPORT**



Russian Foundation for Basic Research  
(Project N 18-31-10040)

## **ОРГАНИЗАТОР**

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

## **ФИНАНСОВАЯ ПОДДЕРЖКА**



Российский фонд фундаментальных исследований  
(Проект № 18-31-10040)

## **ORGANIZING COMMITTEE**

Boris CHETVERUSHKIN, Prof., Full member of RAS, Keldysh Institute of Applied Mathematics of RAS, Russia

Tatiana KOZUBSKAYA, D.Sci., Keldysh Institute of Applied Mathematics of RAS, Russia

Sergey BOSNYAKOV, Prof., Central Aerohydrodynamics Institute (TsAGI), Moscow, Russia

Alexey DUBEN, Dr., Keldysh Institute of Applied Mathematics of RAS, Russia

Sergey KARABASOV, Dr.Sc., Queen Mary University, London, UK

Vladimir TITAREV, Dr.Sc, Dorodnicyn Computing Center of FRC CSC RAS, Moscow, Russia

## **ОРГКОМИТЕТ**

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

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

С.М. Босняков, д.ф.-м.н., ЦАГИ имени профессора Н.Е. Жуковского, г. Жуковский Московской области

А.П. Дубень, к.ф.-м.н., ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, Москва

С.А. Карабасов, Университет Королевы Марии, Лондон, Великобритания;

В.А. Титарев, д.ф.-м.-н., Вычислительный центр ФИЦ ИУ РАН, Москва

**TECHNICAL PRESENTATIONS  
of YOUNG SCIENTISTS**

**ПРЕЗЕНТАЦИИ МОЛОДЫХ УЧЁНЫХ**

September 17-20, 2018

17-20 сентября 2018 года

Conference Hall, Hotel "Universal"; World Ocean Museum

Большой конференционный зал, отель "Универсал"; Музей  
мирового океана

# 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, [khaiitt@mail.ru](mailto:khaiitt@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.

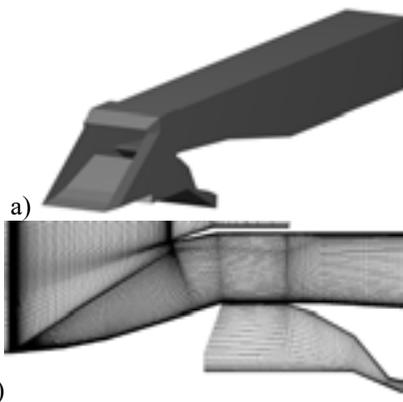


Рис. 1. а) Общий вид геометрии ВЗ, б) фрагмент расчетной сетки в продольном сечении в окрестности полости для слива пограничного слоя

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 обла-

сти 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 Лавала. 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(a)). 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 экспериментальной 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.

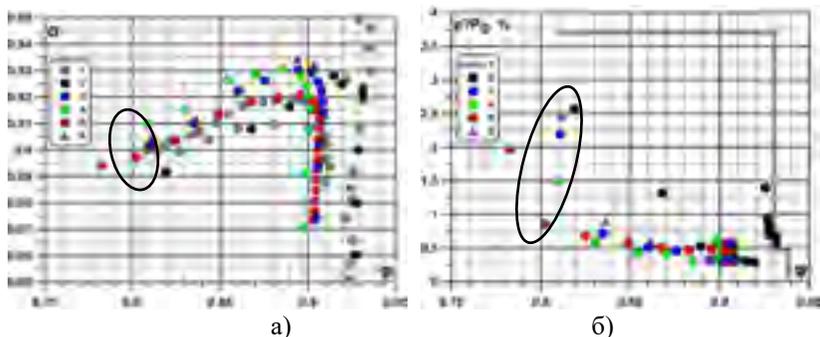


Рис. 2. а) Дроссельная характеристика ВЗ при различных конфигурациях набегающего потока, б) пульсации в выходном сечении ВЗ; 1 — эксперимент, однородный поток [2], 2 — однородный поток, 3 — на половине ширины  $\Delta T=10$  К, 4 — на половине ширины  $\Delta T=15$  К, 5 — на четверти ширины  $\Delta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

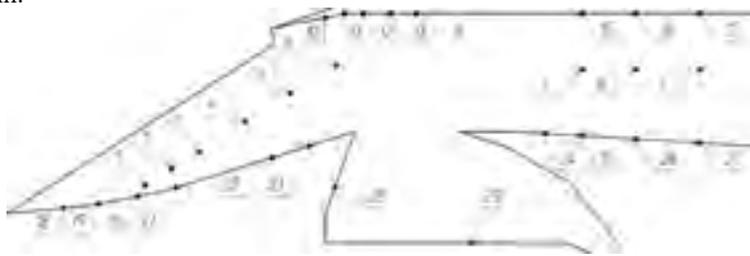


Рис. 3. Расположение датчиков в канале ВЗ

В работе также было исследовано влияние дросселирования и неоднородности температуры входного потока на интегральный уровень пуль-

саций 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).

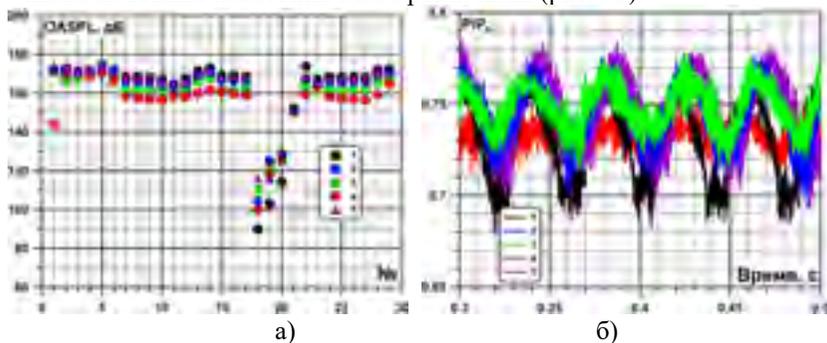


Рис. 4. а) Интегральный уровень пульсаций давления в датчиках на стенках, б) статическое давление в датчике №7 от времени. 1 — однородный поток, 2 — на половине ширины  $\Delta T = 10$  К, 3 — на половине ширины  $\Delta T = 15$  К, 4 — на четверти ширины  $\Delta T = 20$  К, 5 — во всем течении  $\Delta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

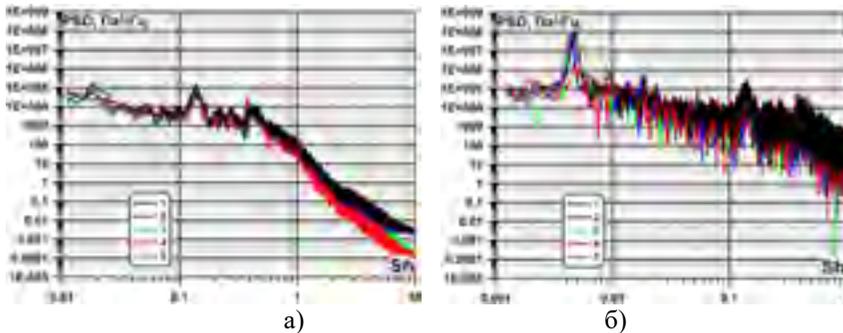


Рис. 5. Спектральная плотность мощности в датчике №7. 1 — однородный поток, 2 — на половине  $\Delta T=10$  К, 3 — на половине  $\Delta T=15$  К, 4 — на четверти  $\Delta T=20$  К, 5 — во всем течении  $\Delta T=5$  К

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

- Любимов Д.А. Разработка и применение метода высокого разрешения для расчета струйных течений метод крупных вихрей. // ТВТ. 2012. Т 50. №3. С. 450–466.
- Trapier S., Duveau P., Sebastien Deck S. Experimental Study of Supersonic Inlet Buzz // AIAA J. 2006. V. 44. № 10. P. 2354.

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

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

*ПАО «Корпорация «Иркут», г. Москва, [Dariya.barysheva@irkut.com](mailto: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

тепозвукоизоляции 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.

## 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).

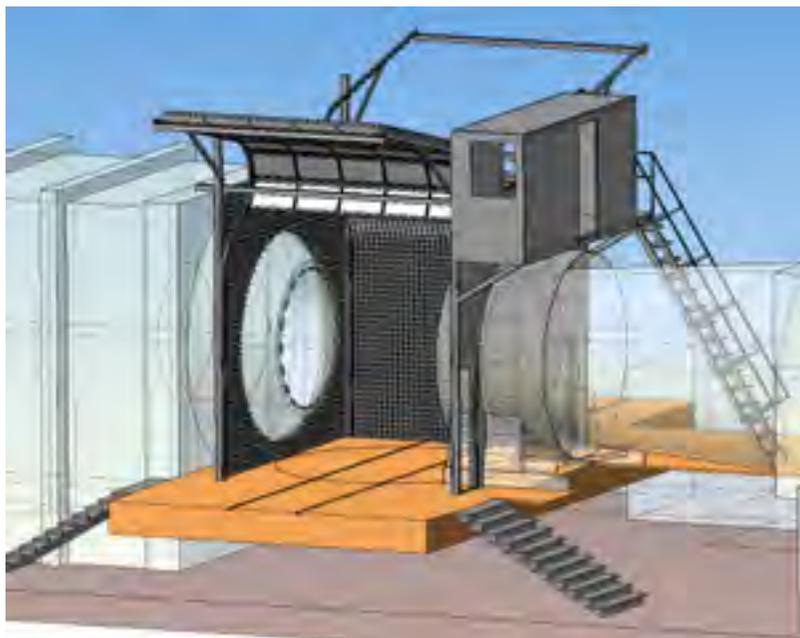


Рис. 1. Общий вид акустической камеры АДТ Т-1К

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.

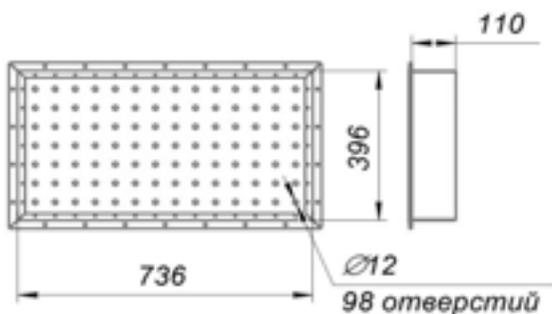


Рис. 2. Звукоизолирующая панель с резонаторами Гельмгольца

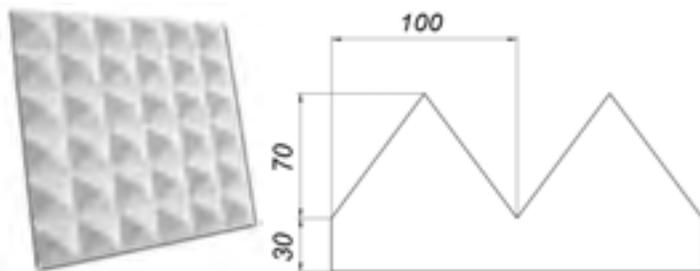


Рис. 3. Общий вид меламиновой панели (слева) с размерами отдельной пирамиды (справа)

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

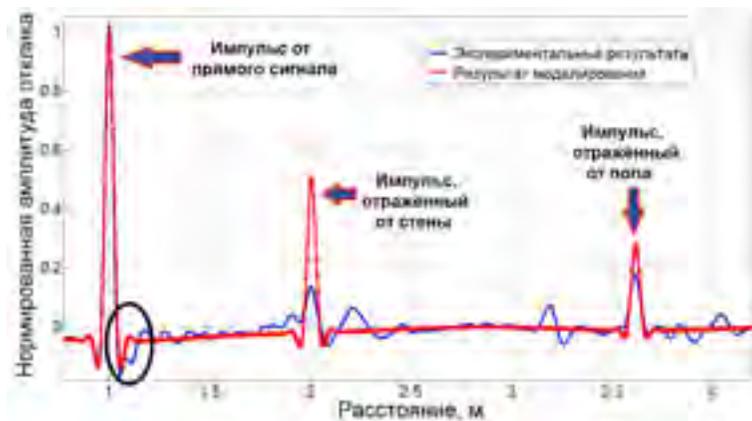


Рис. 4. Сравнение расчетных и экспериментальных импульсных откликов для акустической камеры АДТ Т-1К

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 расчетной, 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. Пуцин,  
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 позво-

лят поднять аэродинамическую и весовую эффективность предлагаемой схемы и, в конечном счете, повысить ее конкурентоспособность в сравнении с классическими аналогами.

## **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 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 отсутствия 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 границе 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.

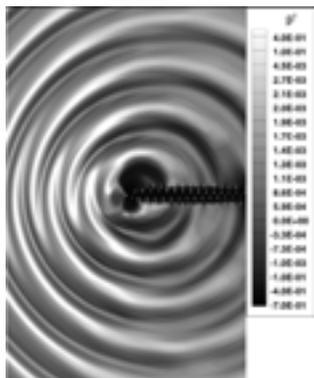


Рис. 1.  
Распределение пульсаций давления вокруг колеблющегося цилиндра

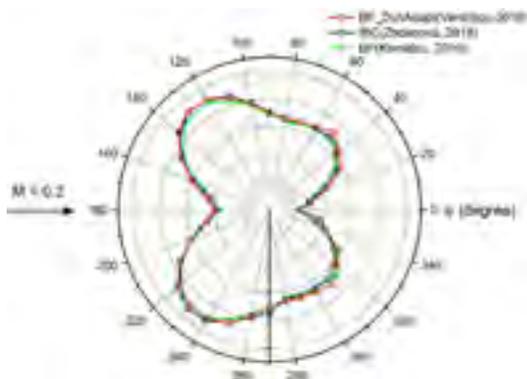


Рис. 2. Диаграмма направленности для колеблющегося цилиндра (сравнение результатов)

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.

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

**Ю.В. Берсенев, 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.

## 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 всякого скачка уплотнения и диска Маха, рис. 1, б). Эти пульсации связываются с влиянием поддерживающего зонд пилона.

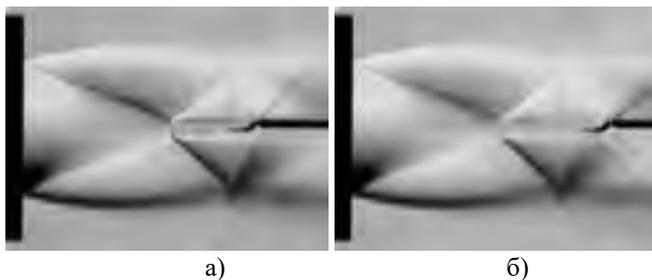


Рис. 1. Осредненные шлирен-изображения течения струи  $M_a=1$ ,  $N_{pr}=4$  из сопла  $D_a=30$  мм при зондировании потока датчиком термометра; устойчивая (а) и пульсирующая (б) ударно-волновая структура струи

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  $M_a=1$  и профилированного  $M_a=2$  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.

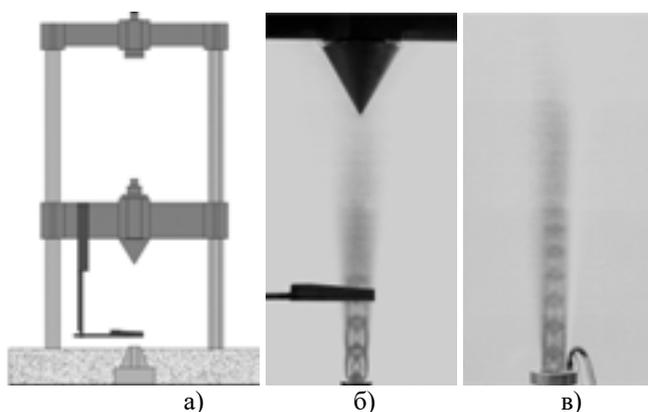


Рис. 2. Схема экспериментальной установки (а), растровая визуализация течения струи  $M_a=1$ ,  $N_{pr}=4$  при полном погружении пилона при  $z=130$  мм (б), струя при наличии ддува шести микроструй  $M_{aj}=1$ ,  $N_{prj}=4,2$  (в)

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.

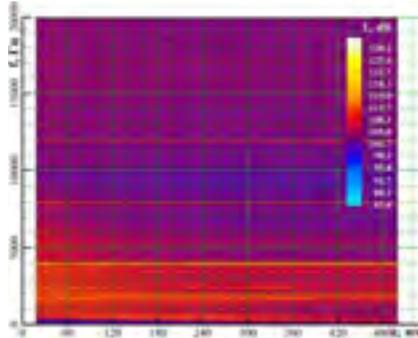


Рис. 3. Спектрограммы шума в дальнем акустическом поле невозмущенной сверхзвуковой недорасширенной струи  $M_a=1$ ,  $N_{pr}=4$  при перемещении траверсы без преграды

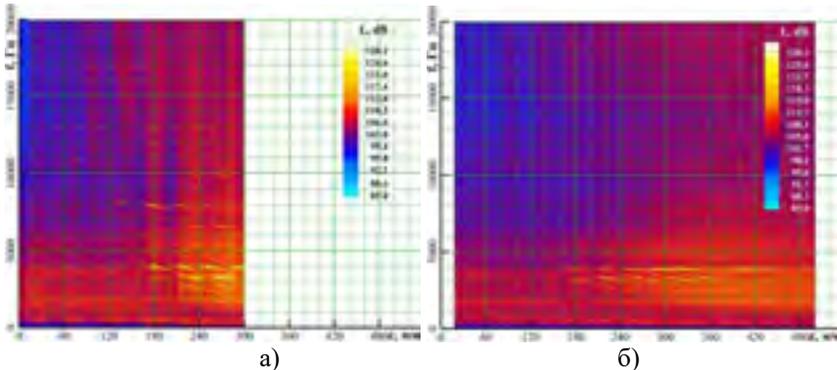


Рис. 4. Спектрограммы шума в дальнем акустическом поле сверхзвуковой струи  $M_a=1$ ,  $N_{pr}=4$  при (а) полном погружении пилона, (б) при полном погружении пилона и наличии нормального вдува 6 микроструй

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.

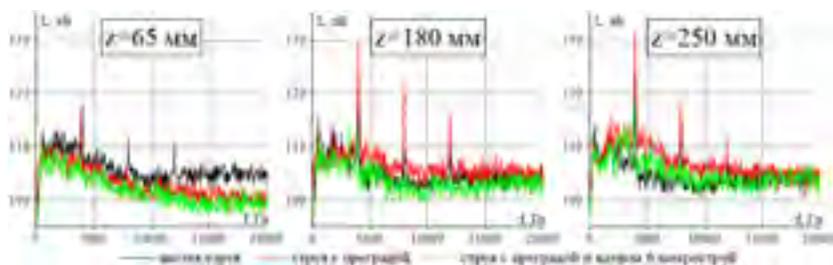


Рис. 5. Осредненные спектры шума невозмущенной сверхзвуковой недорасширенной струи  $M_a=1$ ,  $N_{pr}=4$ , при наличии полностью погруженного пилона, а также с преградой и нормальным вдувом шести микроструй в дальнем акустическом поле на различных расстояниях  $z$

Данное влияние вихрегенераторов на шум струи с тонкой преградой доказывает, что возмущения от пилона передаются через обратную связь, посредством акустических колебаний, распространяющихся от пилона 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 пилона 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., Запрягаев В.И., Губанов Д.А. Влияние вихрегенераторов на диаграмму направленности акустического излучения сверхзвуковых струй. Ученые записки ЦАГИ, Т. 45, № 2, 2014. С. 107-117.

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

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

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

## **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 централизованных 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 аппроксимации  $\epsilon$ -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 Гюгонно, 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 локализуют 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.

## **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 мортарных 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 мортарных 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.

## **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.

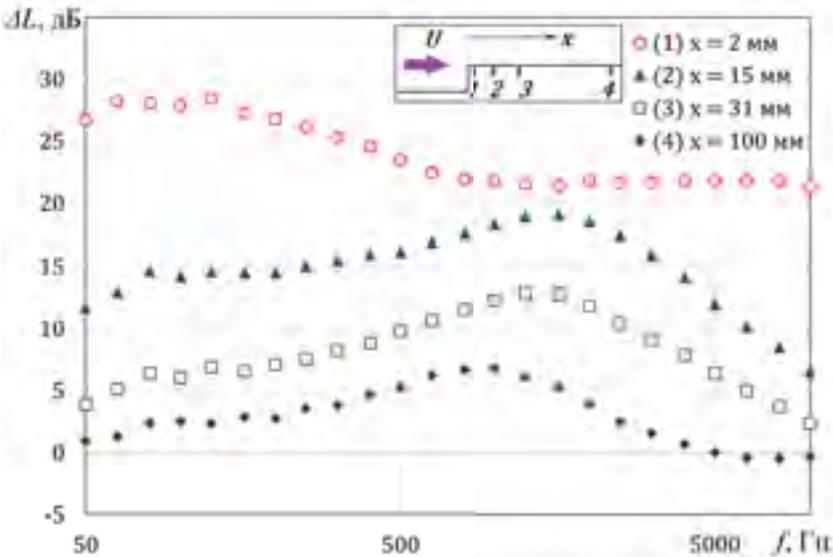


Рис. 1. Превышение спектра пульсаций давления над уровнем невозмущённого турбулентного пограничного слоя на поверхности уступа высотой  $h = 5$  мм:  $U=45$  м/с, 1–4 –  $x = 2, 15, 31$  и 100 мм

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 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.

## 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).

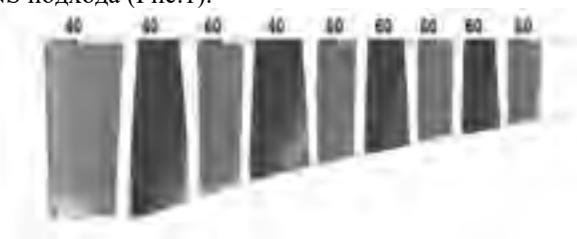


Рис.1. Четырехступенчатый осевой компрессор.

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 гармоника 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.

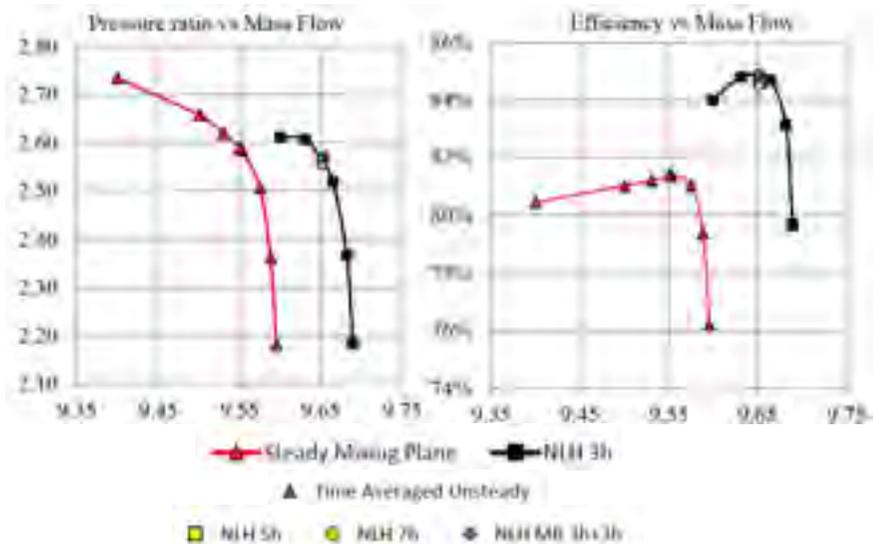


Рис.2. Интегральные характеристики.

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.

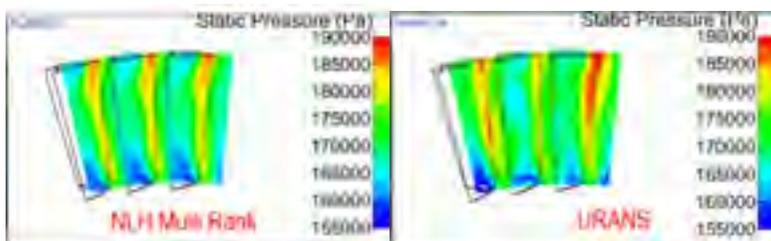


Рис.3. Распределение статического давления на входе в рабочую лопатку четвертой ступени.

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.

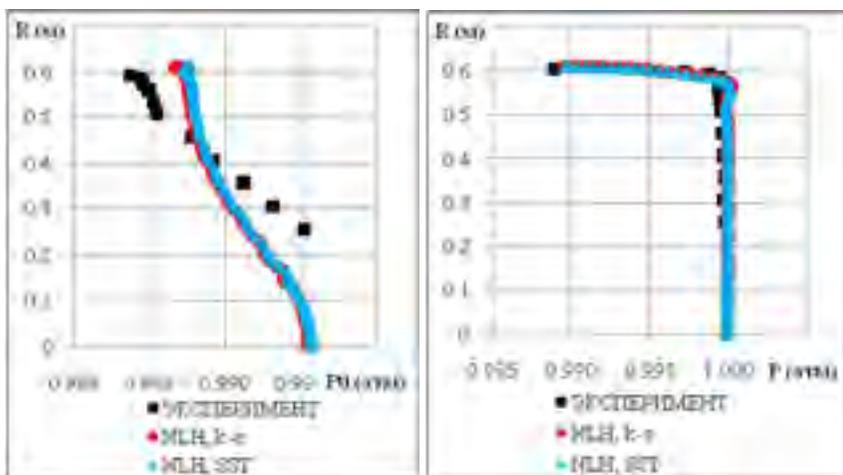


Рис. 1. Осреднённые профили полного и статического давления в сечении на входе в ступень

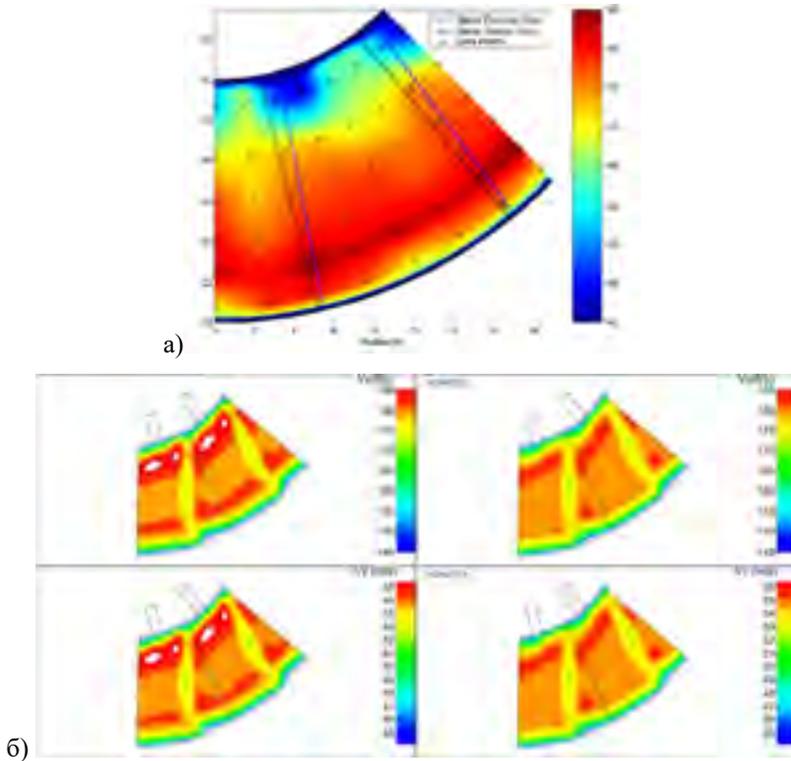


Рис. 2. Экспериментальное (а) и расчётные (б) поля осевой компоненты скорости в четвёртом сечении: слева –  $k-\varepsilon$  модель, справа – SST модель; сверху – фт/с, снизу – м/с

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  $k-\varepsilon$  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.

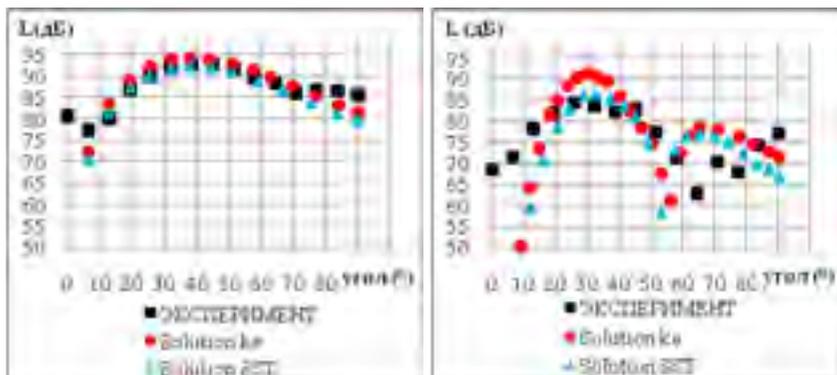


Рис. 3. Уровень звукового давления: слева – первая гармоника, справа – третья гармоника

### 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.

## **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.

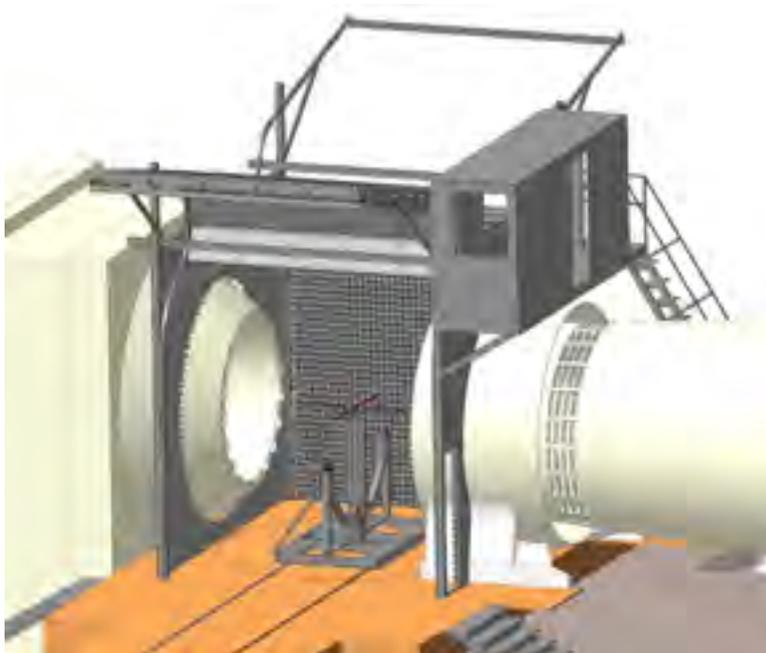


Рис. 1. Схема модифицированной аэродинамической трубы

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.

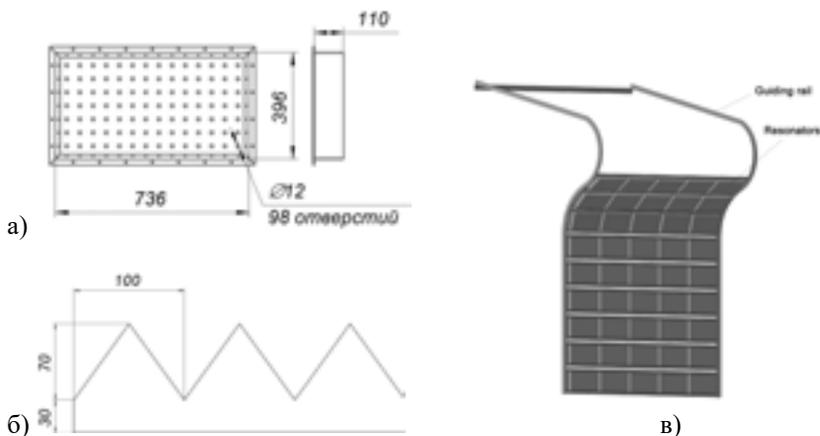


Рис. 2. Звукопоглощающая камера АДТ Т-1К: а) Резонатор Гельмгольца; б) меламиновый звукопоглощающий материал; в) стенка акустической камеры АДТ Т-1К

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.

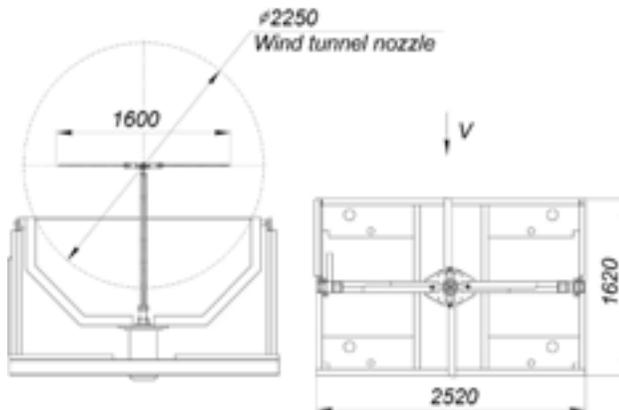


Рис. 3. Вертолетный прибор АДТ Т-1К

Последняя часть экспериментальной аэроакустической установки – измерительная система. Для акустических измерений была использована система собственной разработки на основе микрофонов DBX RTA-M с капсюлями 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.

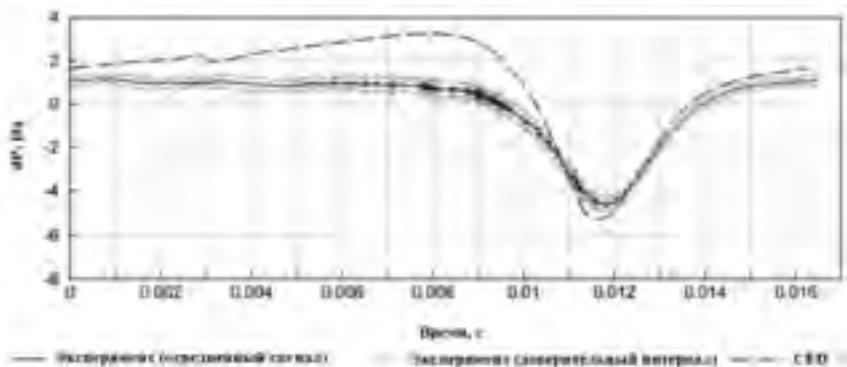


Рис. 4. Пример экспериментов по валидации численных методов расчета аэроакустических характеристик модели несущего винта вертолета [1]

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.

## 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 пря-

моугольных щелей, расположенных внутри сопла вблизи выходного сечения, 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.

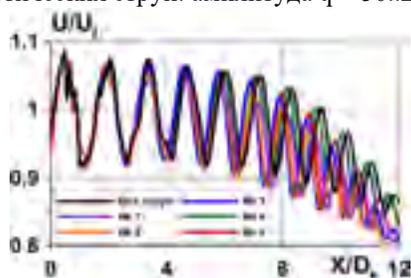


Рис. 2. Распределение продольной скорости вдоль оси струи

	$q$ , м/с	$f$ , Гц	$L_n$ $X/D_e$
	Без струй		9.35
			4
	5	6	7.23
	0	0	6
	5	1	7.12
	0	00	4
	5	2	8.01
	0	00	8
	5	3	9.2
	0	00	
	2	2	8.11
	00	00	

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).

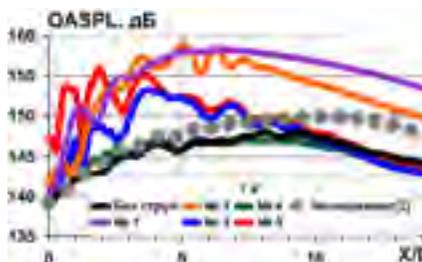


Рис. 3. Влияние синтетических струй на интегральный уровень шума в ближнем поле

синтетической струи к частоте скрича, уровень шума в ближнем поле увеличивается. На рис. 4 представлены спектры шума в ближнем поле. Применение струй на режиме №2 уменьшает уровень шума скрича на 9 дБ, но на собственной частоте поднимает амплитуду до 137 дБ.

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 Струхалия 0.27 и соответствует частоте скрича. Видно, что по мере приближения частоты первой гармоники

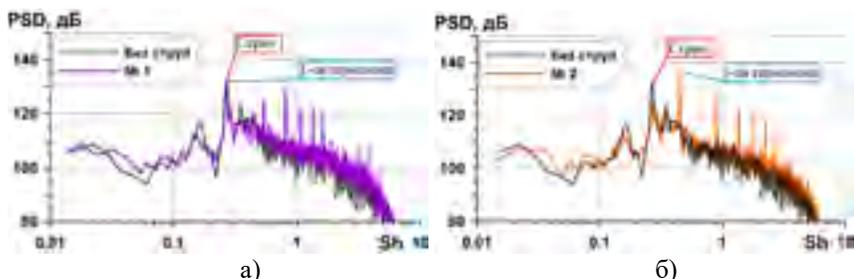


Рис. 4. Влияние синтетических струй на узкополосный спектр шума в ближнем поле

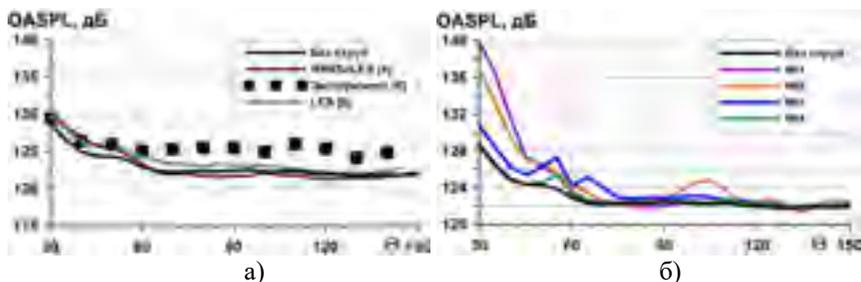


Рис. 5. Интегральный уровень шума в дальнем поле: а) сравнение с экспериментальными данными и расчетами, б) влияние синтетических струй

На рис. 5 представлен уровень шума в дальнем поле в зависимости от угла наблюдения  $\theta$  на расстоянии  $R/D_c=47$  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.

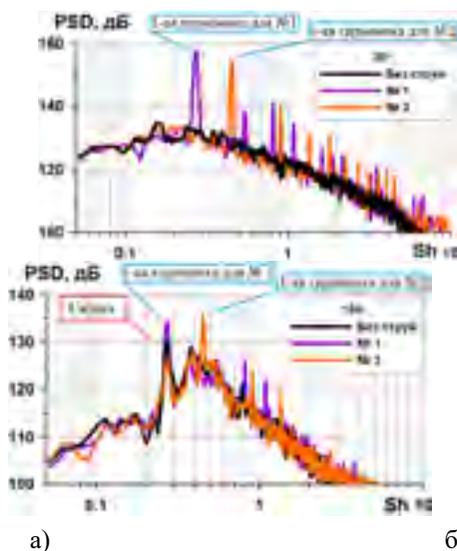


Рис. 6. Узкополосные спектры на углах наблюдения: а)  $30^\circ$ , б)  $150^\circ$

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).

## **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 влия-

ние дискретизации в следе за рабочей лопаткой вентилятора на результаты 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.

## 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.

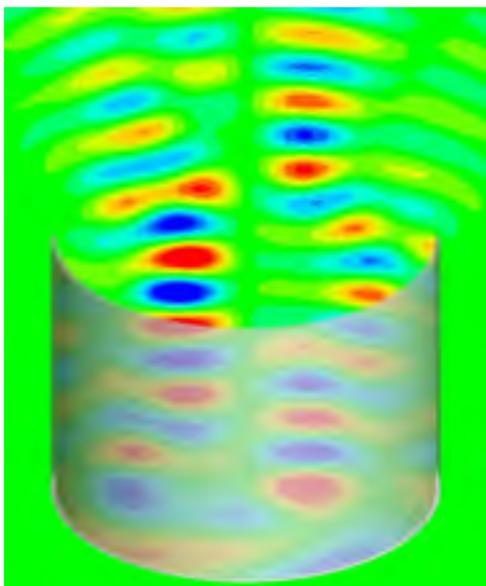


Рис. 1. Цилиндрический воздухозаборный канал

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 результатов 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.

## **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.

## **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 ~ до 700 Гц. Воспроизведение звука на более высоких частотах (~ 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).

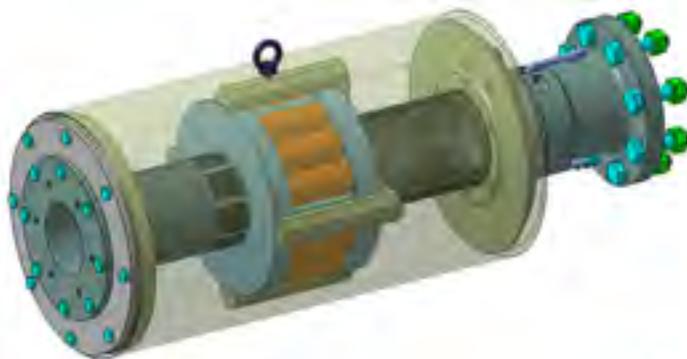


Рис. 1. Электронный макет среднечастотного генератора звука

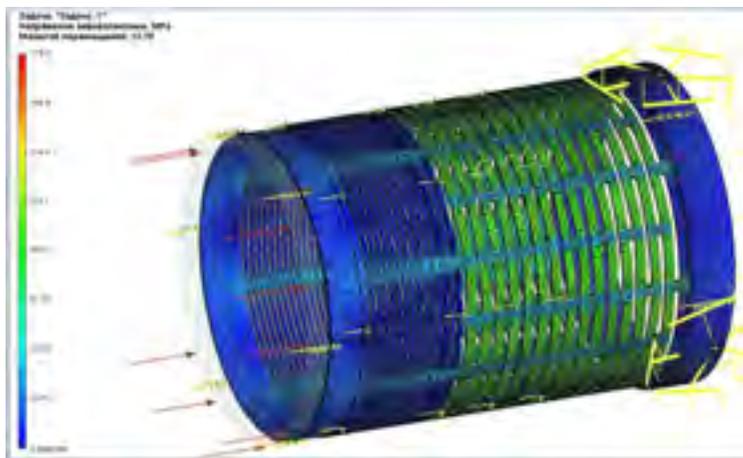


Рис. 2. Конечно-элементная модель внешнего неподвижного корпуса модулятора

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)

## **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 ACTRAN. В силу невозможности выполнения акустических расчетов в MSC ACTRAN 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.

**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.

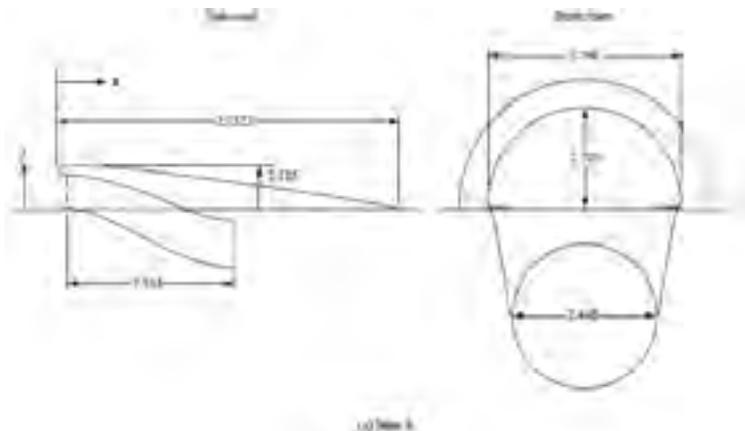


Рис. 1. Общий вид геометрии из отчета [1]

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).

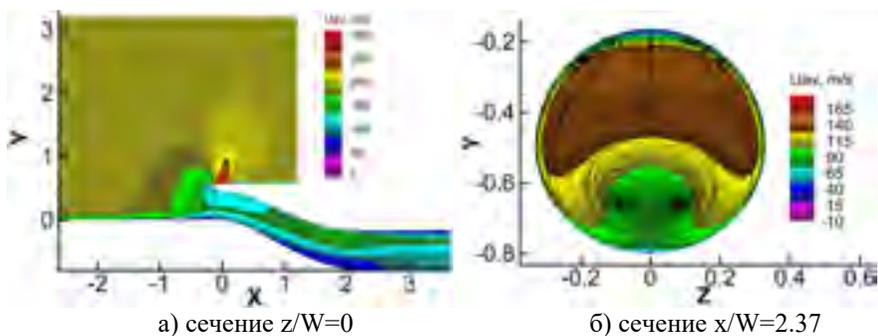


Рис. 2. Поля осредненной продольной скорости в ВЗ

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 окружающем 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 вихреразрешающих 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 внешне-

го 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  $\varphi$ , 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  $\varphi$ . По мере уменьшения степени дросселирования до  $\varphi=0.693$  можно видеть качественно похожее распределение пульсаций давления вдоль верхней стенки. При дальнейшем уменьшении  $\varphi$  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  $\varphi=0.626$ .

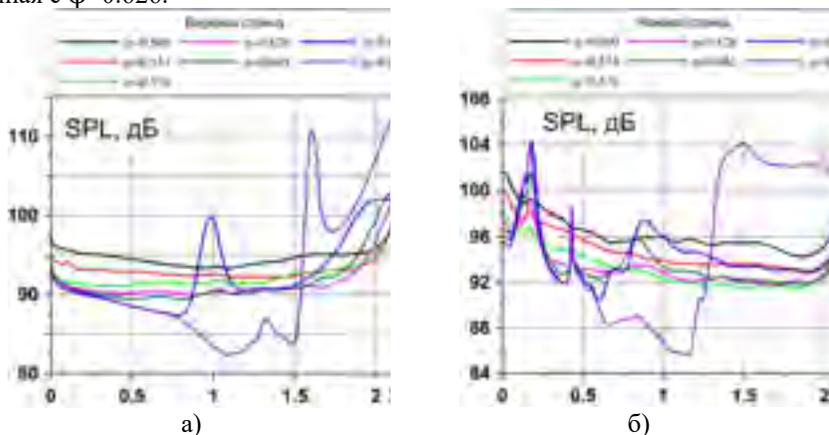


Рис. 3. Влияние дросселирования на интегральный уровень пульсаций давления вдоль верхней (а) и нижней (б) стенок ВЗ

Эффективность синтетических струй исследовалась на рабочем режиме ( $\varphi=0.576$ ). 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° 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° 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.

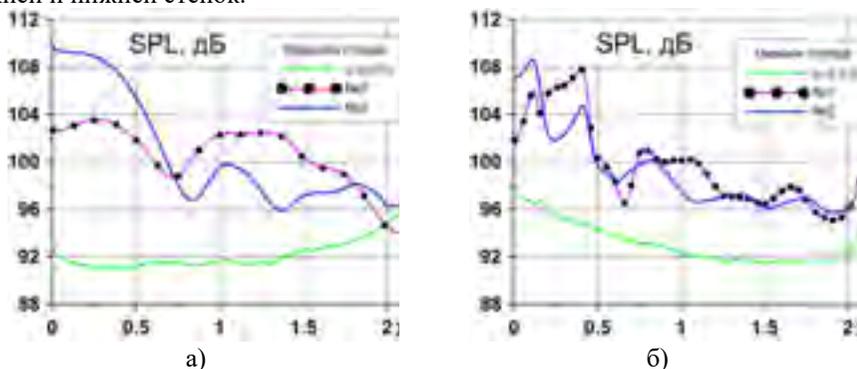


Рис. 4. Влияние параметров синтетических струй на интегральный уровень шума вдоль верхней (а) и нижней (б) стенок

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.

## **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.

## 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. Запрягаев<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](mailto:bosnyakov@tsagi.ru)

<sup>2</sup>ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, г. Москва, [Alexey.Dubey@gmail.com](mailto:Alexey.Dubey@gmail.com)

<sup>3</sup>ИТПМ СО РАН, г. Новосибирск, [zapr@itam.nsc.ru](mailto: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.

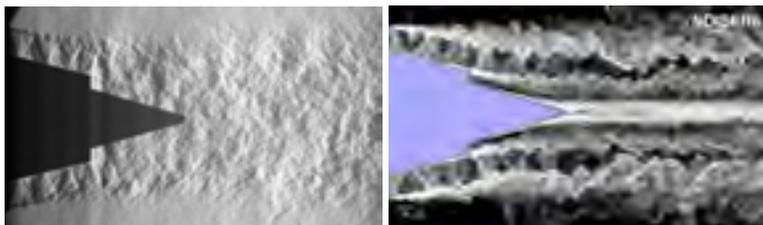


Рис. 1. Визуализация течения струи из двухконтурного сопла: эксперимент (слева) и расчет NOISEtte (справа).

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 (PMГ) с кусочно-кубическим представлением решения для всех переменных. Расчет по PMГ 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.

## **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.

## **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 гомогенных 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.

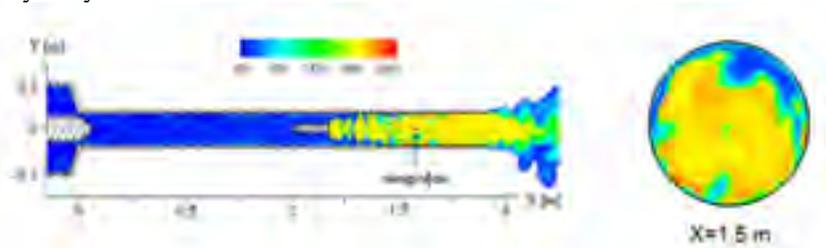


Рис. 1. Распределение температуры в продольном (слева) и поперечном  $X=1.5$  м (справа) сечении камеры сгорания

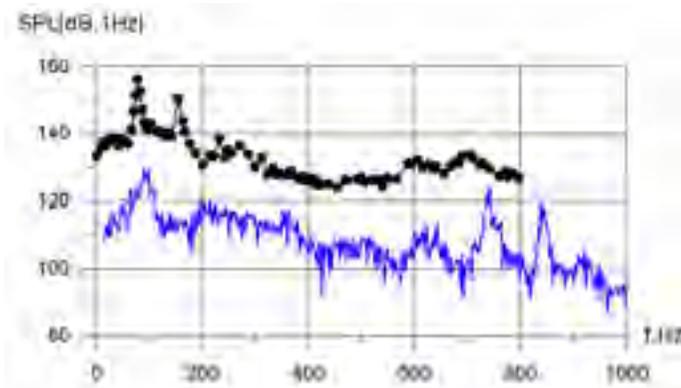


Рис. 2. Сопоставление расчетных (синяя линия) и экспериментальных (черная) спектров пульсаций давления

### Литература

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

## 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](mailto: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  $R(\omega)$ .

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  $R(\omega)$  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