

IX ВСЕРОССИЙСКАЯ КОНФЕРЕНЦИЯ



ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫЙ
ЭКСПЕРИМЕНТ
В АЭРОАКУСТИКЕ
И АЭРОДИНАМИКЕ

Сборник тезисов

СВЕТЛОГОРСК
2022



9-ая российская конференция

**Вычислительный эксперимент
в аэроакустике и аэродинамике**

26 сентября – 1 октября 2022 года
г. Светлогорск
Калининградская область

СБОРНИК ТЕЗИСОВ

МОСКВА – 2022

УДК 553:534.2

ББК 26.233

Вычислительный эксперимент в аэроакустике и аэродинамике: Девятая российская конференция, г. Светлогорск Калининградской области, 26 сентября - 1 октября 2022 г.: Сборник тезисов. – М.: ИПМ им. Келдыша РАН, 2022 – 323 с.

ISBN 978-5-98354-064-4

В сборнике представлены доклады участников девятой российской конференции «Вычислительный эксперимент в аэроакустике и аэродинамике», организованной ИПМ им. Келдыша РАН в г. Светлогорск Калининградской области, 26 сентября - 1 октября 2022 г.

УДК 553:534.2

ББК 26.233

Компьютерная верстка: Бобков В.Г., Дородницын Л.В.

Оформление обложки: Грибкова М.В., Бобков В.Г.

ISBN 978-5-98354-064-4

© Авторы, 2022

ОРГАНИЗАТОР



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

при участии



МИНИСТЕРСТВО НАУКИ
И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ



Научного центра мирового уровня «Сверхзвук»

Конференция проводится в рамках реализации Программы
создания и развития научного центра мирового уровня
«Сверхзвук» на 2020-2025 годы
при финансовой поддержке Минобрнауки России
Соглашение от 25.04.2022 № 075-15-2022-330).



Балтийского федерального университета имени
Иммануила Канта, г. Калининград

ОФИЦИАЛЬНЫЙ СПОНСОР КОНФЕРЕНЦИИ



ИЛЬЮШИН

ПАО «Авиационный комплекс им.
С.В. Ильюшина», г. Москва

СПОНСОРЫ КОНФЕРЕНЦИИ



Инжиниринговая компания ТЕСИС, г. Москва



ООО «Инженерный Центр Численных
Исследований», г. С.-Петербург

ПРОГРАММНЫЙ КОМИТЕТ

Б.Н. Четверушкин, председатель, акад. РАН, ИПМ РАН, г. Москва

М.В. Демин, к.ф.-м.н., проректор по научной работе, БФУ,

г. Калининград

В.Т. Жуков, д.ф.-м.н., координатор НЦМУ «Сверхзвук», ИПМ РАН,

г. Москва

Т.К. Козубская, сопредседатель, д.ф.-м.н., ИПМ РАН, г. Москва

В.Ф. Копьев, д.ф.-м.н., ЦАГИ, г. Жуковский МО

А.Н. Кудрявцев, д.ф.-м.н., ИТПМ СО РАН, г. Новосибирск

А.К. Миронов, к.т.н., ЦИАМ, г. Москва

М.Х. Стрелец, д.ф.-м.н., СПбПУ, г. С.-Петербург

ОРГКОМИТЕТ

Абалакин Илья, ИПМ РАН

Александров Анатолий, ИПМ РАН

Анциферова Вера Алексеевна, ИПМ РАН

Бобков Владимир, ИПМ РАН

Бутаков Олег, МГУ & ИПМ РАН

Горобец Андрей, ИПМ РАН

Григорьева Мария, МГУ & ИПМ РАН

Дородницын Людвиг, МГУ

Дубень Алексей, ИПМ РАН

Ермаков Алексей, ИПМ РАН

Жданова Наталья, ИПМ РАН

Козубская Татьяна, ИПМ РАН (председатель)

Новикова Татьяна, ИПМ РАН

Парфенов Арсений, МГУ & ИПМ РАН

Плаксин Глеб, ИПМ РАН

Примак Марина, ИПМ РАН

Родионов Павел, ИПМ РАН

Савкин Дмитрий, БФУ им. Канта

Скачко Марина, ИПМ РАН

Соколова Лариса, ИПМ РАН

Цветкова Валерия, ИПМ РАН

Чернышева Дарьяна, МГУ & ИПМ РАН

Макет:

Бобков В.Г., Дородницын Л.В.

Дизайн обложки:

Бобков В.Г.

СОДЕРЖАНИЕ

Приглашенные доклады	17
ПРОГРАММНЫЙ КОМПЛЕКС FLOWVISION – МУЛЬТИДИСЦИПЛИНАРНЫЕ РАСЧЕТЫ ДЛЯ ЗАДАЧ МАШИНОСТРОЕНИЯ И НЕ ТОЛЬКО А.А. Аксенов	18
ЭЛЕКТРОЛЁТЫ – ПЕРСПЕКТИВА ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ? А.Л. Болсуновский	19
ОСНОВНЫЕ НАПРАВЛЕНИЯ РАЗВИТИЯ ОТЕЧЕСТВЕННОГО ПО В РАМКАХ ПОТРЕБНОСТЕЙ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ И НЕОБХОДИМОСТИ ИМПОРТОЗАМЕЩЕНИЯ А.В. Долотовский, М.С. Войтишина	20
ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫЙ ЭКСПЕРИМЕНТ В ВЕРТОЛЕТОСТРОЕНИИ. ЗАДАЧИ. РЕШЕНИЯ. ПЕРСПЕКТИВА В.А. Ивчин	21
О РОЛИ РАЗЛИЧНЫХ МЕХАНИЗМОВ В ИЗЛУЧЕНИИ ЗВУКА ТУРБУЛЕНТНОЙ СТРУЕЙ В.Ф. Копьев, С.А. Чернышев, Г.А. Фараносов	25
ВЗАИМОДЕЙСТВИЕ ТУРБУЛЕНТНОЙ СТРУИ С ОКРУЖАЮЩЕЙ СРЕДОЙ, ПРОЦЕССЫ СМЕШЕНИЯ И ШУМООБРАЗОВАНИЯ С.Ю. Крашенинников, Л.А. Бендерский, А.К. Миронов, Н.А. Польшяков, П.А. Семенёв	31
ПРИМЕНЕНИЕ МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ АЭРОГАЗОДИНАМИКИ ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ ИЗДЕЛИЙ КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ М.В. Михайлов	33
ПРАКТИЧЕСКИЕ ЗАДАЧИ ПРИМЕНЕНИЯ ЧИСЛЕННЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ ПРИ СОЗДАНИИ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ГТД А.Н. Мухин, М.Ю. Вовк	34

Доклады	37
МОДЕЛИРОВАНИЕ АЭРОДИНАМИКИ И АКУСТИКИ ВИНТА ДРОНА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ РАЗЛИЧНЫХ МОДЕЛЕЙ И.В. Абалакин, В.Г. Бобков , Т.К. Козубская	38
ВЛИЯНИЕ ГЕОМЕТРИИ ЗАДНЕЙ СТЕНКИ НА ПУЛЬСАЦИИ ДАВЛЕНИЯ В ОТСЕКЕ ПЕРСПЕКТИВНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА Р.Г. Абдрашитов, Д.А. Останко, О.Ю. Попов , И.Б. Чучкалов.....	40
ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ТОНАЛЬНОГО ШУМА НЕСУЩЕГО ВИНТА С ПОМОЩЬЮ КОДА «ГЕРБЕРА» Р.В. Акиншин, В.И. Воронцов, М.Ю. Зайцев, В.А. Титарев, Г.А. Фараносов	41
МОДЕЛИРОВАНИЕ ГЕНЕРАЦИИ АКУСТИЧЕСКИХ ВОЛН ВИНТОМ КВАДРОКОПТЕРА В РАМКАХ МОДЕЛИ АКУСТИКО-ВИХРЕВОЙ ДЕКОМПОЗИЦИИ А.А. Аксенов , Д.В. Клименко, С.Ф. Тимушев, Е.В. Шапоренко.....	46
ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ГЕНЕРАЦИИ ШУМА РАЗНЫМИ КОНФИГУРАЦИЯМИ ВИНТОВ МУЛЬТИКОПТЕРА А.А. Аксенов, Д.В. Клименко, П.А. Мошков, С.Ф. Тимушев , С.Ю. Федосеев, А.А. Яковлев	49
РАЗВИТИЕ МОДЕЛИ ОБЛЕДЕНЕНИЯ ICEVISION2.0 В СВЕТЕ НОВЫХ ТРЕБОВАНИЙ НОРМ ЛЕТНОЙ ГОДНОСТИ А.А. Аксенов, А.А. Бабулин, С.В. Жлуктов, М.К. Окулов, К.Э. Сорокин, В.И. Шевяков	54
ГЕНЕРАЦИЯ АНИЗОТРОПНОГО ТУРБУЛЕНТНОГО ПОЛЯ С ЗАДАННЫМИ ПАРАМЕТРАМИ НА ОСНОВЕ ТЕНЗОРНОГО МЕТОДА ФИЛЬТРАЦИИ А.В. Александров, Л.В. Дородницын	57
ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ АЭРОДИНАМИКИ ГОЛОВНОГО БЛОКА ПРИ АВАРИИ В УСЛОВИЯХ ВЕТРОВОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ М.И. Аникеева , А.А. Дядькин, М.В. Михайлов.....	61
ОПЫТ ПРИМЕНЕНИЯ СХЕМ ПОВЫШЕННОГО ПОРЯДКА ТОЧНОСТИ С КВАЗИОДНОМЕРНОЙ РЕКОНСТРУКЦИЕЙ ПЕРЕМЕННЫХ ПРИ РАСЧЕТАХ НА НЕСТРУКТУРИРОВАННЫХ СЕТКАХ Е.В. Бабич , Е.В. Колесник	64

МЕТОД КОНЕЧНО-ЭЛЕМЕНТНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ГИДРОДИНАМИЧЕСКОГО ШУМА, ВОЗНИКАЮЩЕГО ПРИ ОБТЕКАНИИ УПРУГИХ ТЕЛ Н.В. Балакирева, В.О. Еремеев , С.Г. Зайцева, А.С. Суворов.....	68
ЛОКАЛИЗАЦИЯ ИСТОЧНИКОВ ШУМА СФЕРИЧЕСКОЙ МИКРОФОННОЙ РЕШЁТКОЙ В ПАССАЖИРСКОМ САМОЛЕТЕ ПРИ НАЗЕМНЫХ ИСПЫТАНИЯХ Д.В. Барышева, Т.О. Лесных, Е.В. Иванова, Н.В. Ким, М.С. Сергеев , Г.А. Романенко, Д.В. Печагин.....	69
РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ АКУСТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК МОДЕЛЕЙ ВИНТОВ ВБЛИЗИ ЗЕМЛИ А.С. Батраков, А.Н. Кусюмов, В.В. Пахов , Р.П. Степанов.....	73
СРАВНЕНИЕ ПРОТИВОПОТОЧНЫХ И СИММЕТРИЧНЫХ WENO-СХЕМ ПРИ МОДЕЛИРОВАНИИ БАЗОВЫХ ТУРБУЛЕНТНЫХ ТЕЧЕНИЙ МЕТОДОМ КРУПНЫХ ВИХРЕЙ С. Бахнэ , А.И. Трошин	77
ТЕСТИРОВАНИЕ МЕТОДА РАСЧЕТА ОТРЫВНЫХ ТЕЧЕНИЙ НА ОСНОВЕ ПОДХОДА IDDES И МОДЕЛИ ТУРБУЛЕНТНОСТИ КЛАССА DRSM С. Бахнэ, А.В. Волков , И.С. Матяш, С.В. Матяш, А.И. Трошин.....	81
ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЫ НА ХАРАКТЕРИСТИКИ ВИНТА ВЕРТОЛЕТА В.Г. Бобков , В.А. Вершков, Т.К. Козубская, Б.С. Крицкий, Р.М. Миргазов	85
ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ЗЕМЛИ НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ЖЁСТКОГО ВИНТА ВЕРТОЛЁТА В.Г. Бобков, М.С. Григорьева	88
МОДЕЛИРОВАНИЕ ОБТЕКАНИЯ ВИНТА КВАДРОКОПТЕРА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МЕТОДА ПОГРУЖЕННЫХ ГРАНИЦ И ДИНАМИЧЕСКОЙ АДАПТАЦИИ СЕТКИ В.Г. Бобков, Н.С. Жданова, Т.К. Козубская, Л.Н. Кудрявцева, В.О. Цветкова	91

ОСОБЕННОСТИ ОБТЕКАНИЯ БЛИЖНЕМАГИСТРАЛЬНОГО САМОЛЕТА С МОТОГОНДОЛОЙ ДВИГАТЕЛЯ, РАСПОЛОЖЕННОЙ НАД КРЫЛОМ А.Л. Болсуновский, Н.Н. Брагин , Н.П. Бузуверя, И.Л. Чернышев	93
ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ПРОВЕРКА МЕТОДА И ПРОГРАММЫ РАСЧЕТА НИЗКОЧАСТОТНЫХ ПУЛЬСАЦИЙ НА ГРАНИЦЕ СТРУИ НАТУРНОЙ ДОЗВУКОВОЙ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЫ ЗАМКНУТОГО ТИПА С.М. Босняков , Д.А. Ливерко, С.В. Михайлов, В.А. Маленко, А.Н. Морозов	95
МЕТОД ХАРАКТЕРИСТИЧЕСКИХ ШТРАФНЫХ ФУНКЦИЙ ДЛЯ МОДЕЛИРОВАНИЯ ТЕЧЕНИЙ СЖИМАЕМОГО ГАЗА В СЛОЖНОЙ ГЕОМЕТРИИ О.В. Васильев	96
ПРИМЕНЕНИЕ МЕТОДА ХАРАКТЕРИСТИЧЕСКИХ ШТРАФНЫХ ФУНКЦИЙ ДЛЯ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ТУРБУЛЕНТНОГО ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ О.В. Васильев, Н.С. Жданова	99
РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ АКУСТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ОБРАЗЦОВ ЗВУКОПОГЛОЩАЮЩИХ КОНСТРУКЦИЙ ПРИ НОРМАЛЬНОМ ПАДЕНИИ ЗВУКОВОЙ ВОЛНЫ С ПОМОЩЬЮ РАЗЛИЧНЫХ МЕТОДОВ И.А. Васкецов, О.Ю. Кустов, В.В. Пальчиковский, И.В. Храмцов ...	101
ИЗМЕРЕНИЕ ВИБРАЦИИ В ПОЛЁТЕ В РАЙОНЕ ЦЕНТРОПЛАНА И НА КРЕСЛЕ ПИЛОТА ПАССАЖИРСКОГО САМОЛЕТА А.А. Воронков, А.Н. Вишняков, Т.О. Лесных , Е.В. Иванова, Г.В. Паранин	103
МУЧИТЕЛЬНАЯ ИНДУСТРИАЛИЗАЦИЯ НАУЧНОГО CFD КОДА ДЛЯ ГИБРИДНЫХ СУПЕРКОМПЬЮТЕРОВ А.В. Горобец	107
ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ КРИВОЛИНЕЙНОГО ТУРБУЛЕНТНОГО СЛЕДА ПРИ НАЛИЧИИ НЕБЛАГОПРИЯТНОГО ГРАДИЕНТА ДАВЛЕНИЯ Е.К. Гусева, М.Х. Стрелец, А.К. Травин , М.Л. Шур	109

ЧИСЛЕННЫЙ АНАЛИЗ ЭВОЛЮЦИИ ИНТЕНСИВНЫХ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ СТРУЙ В ЗАДАЧАХ С НЕПЛОСКОЙ ГЕОМЕТРИЕЙ	
И.Ю. Демин , С.Н. Гурбатов, А.А. Лисин, С.А. Карабасов.....	114
ПОСТРОЕНИЕ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОЙ МОДЕЛИ ЭЛАСТИЧЕСКОЙ ТУРБУЛЕНТНОСТИ В ДВУМЕРНОЙ ЯЧЕЙКЕ ДЛЯ ТЕЧЕНИЯ КОЛМОГОРОВА	
В.В. Денисенко, С.В. Фортова	116
ПРОБЛЕМЫ РАСЧЕТНЫХ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ ЭКРАНИРОВАНИЯ АВИАЦИОННЫХ НЕКОМПАКТНЫХ ИСТОЧНИКОВ ШУМА	
С.Л. Денисов , Н.Н. Остриков	119
СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ЧИСЛЕННОГО И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО ИССЛЕДОВАНИЯ ДВУМЕРНОЙ ТУРБУЛЕНТНОСТИ В ЯЧЕЙКЕ С ТВЕРДЫМИ СТЕНКАМИ	
А.Н. Долуденко, С.В. Фортова	123
МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ ВОЗЛЕ НАКЛОННОГО ОБРАТНОГО УСТУПА BFS45 С ПОМОЩЬЮ КОДА NOISETTE	
А.П. Дубень , Т.К. Козубская.....	126
РАСЧЕТ ПУЛЬСАЦИЙ ДАВЛЕНИЯ НА РАКЕТЕ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ НА ЭТАПЕ ВЫВЕДЕНИЯ	
А.П. Дубень , Т.К. Козубская, С.П. Рыбак, М.В. Михайлов.....	128
МОДЕЛИРОВАНИЕ АЭРОДИНАМИКИ ДЕЛЬТОВИДНОГО КРЫЛА НА РЕЖИМЕ ПОСАДКИ	
А.П. Дубень, Т.К. Козубская, П.В. Родионов	130
ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ВОСПРИИМЧИВОСТИ СВЕРХЗВУКОВОГО ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ НА ПЛОСКОЙ ПЛАСТИНЕ К ПРОСТРАНСТВЕННЫМ АКУСТИЧЕСКИМ ВОЗМУЩЕНИЯМ	
И.В. Егоров , Н.В. Пальчиковская.....	132
ПРИМЕНЕНИЕ НЕЛИНЕЙНОЙ МОДЕЛИ ТУРБУЛЕНТНОСТИ SST-NL К РАСЧЁТАМ ТЕЧЕНИЙ С ВЫРАЖЕННОЙ АНИЗОТРОПИЕЙ НАПРЯЖЕНИЙ РЕЙНОЛЬДСА	
А.О. Жаворонкин, И.А. Курсаков, Е.С. Матяш, А.А. Савельев , А.И. Трошин	136

ОСОБЕННОСТИ МЕТОДИКИ ЧИСЛЕННОГО ТРЕХМЕРНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ВЯЗКИХ МНОГОКОМПОНЕНТНЫХ ТЕЧЕНИЙ	
В.Т. Жуков , Н.Д. Новикова, О.Б. Феодоритова.....	138
ВАЛИДАЦИЯ МЕТОДА РАСЧЁТА ШУМА МОДЕЛЬНОГО НЕСУЩЕГО ВИНТА НА ОСНОВЕ ПРОВЕДЕННЫХ ЭКСПЕРИМЕНТОВ В ЗАГЛУШЕННОЙ КАМЕРЕ АК-2	
М.Ю. Зайцев , В.А. Копьев, В.А. Титарев, Г.А. Фараносов.....	142
ОБ АНАЛОГИИ ТЕЧЕНИЯ КУЭТТА В КОЛЬЦЕВОМ И ПОЛУКОЛЬЦЕВОМ КАНАЛАХ	
В.Н. Зиновьев, В.А. Лебига , Д.С. Миронов, А.Ю. Пак.....	147
RANS РАСЧЕТЫ ИНТЕНСИВНЫХ ОТРЫВНЫХ И СМЕРЧЕВЫХ ТЕЧЕНИЙ НА СТРУКТУРИРОВАННЫХ ПЛАСТИНАХ И СТЕНКАХ КАНАЛОВ В ЦИФРОВЫХ ДВОЙНИКАХ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ СТЕНДОВ ИНСТИТУТА МЕХАНИКИ МГУ И КАЗНЦ РАН	
С.А. Исаев , А.Г. Судаков, Д.В. Никущенко, А.Е. Усачов, А.Ю. Чулюнин, Е.Б. Дубко	151
ГРАНИЧНЫЕ УСЛОВИЯ ДЛЯ ПОВЕРХНОСТЕЙ, РЕАГИРУЮЩИХ НА КАСАТЕЛЬНОЕ АКУСТИЧЕСКОЕ ВОЗДЕЙСТВИЕ	
Н.Г. Канев	156
ЧИСЛЕННЫЙ БИМФОРМИНГ И МЕТОД ДЕКОМПОЗИЦИИ ПО ДИНАМИЧЕСКИМ МОДАМ ДЛЯ АНАЛИЗА АКУСТИЧЕСКОГО ИСТОЧНИКА В ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОМ ЭКСПЕРИМЕНТЕ	
А.Е. Каракулев, Т.К. Козубская, Г.М. Плаксин , И.Л. Софронов.....	158
СОПОСТАВЛЕНИЕ ЧИСЛЕННЫХ АЛГОРИТМОВ НА ПРИМЕРЕ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧИ О ВЗАИМОДЕЙСТВИИ ДВИЖУЩЕГОСЯ ВИХРЯ С УДАРНОЙ ВОЛНОЙ	
М.А. Кирюшина , Т.Г. Елизарова, А.С. Епихин.....	161
ПРИМЕНЕНИЕ РАЗЛОЖЕНИЯ ПО ДИНАМИЧЕСКИМ МОДАМ ДЛЯ ПОИСКА ПАРАМЕТРОВ НЕУСТОЙЧИВОСТИ ВИХРЕВОГО СЛЕДА	
Н.А. Клюев	164
ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ И ЗАТУПЛЕННОГО ТЕЛА В СВЕРХЗВУКОВОМ ПОТОКЕ	
Е.В. Колесник , Е.В. Бабич, А.А. Смирновский, Е.М. Смирнов	166

МОДЕЛИРОВАНИЕ АКУСТИКО-ВИХРЕВОГО ПОЛЯ НЕСТАЦИОНАРНОГО ДАВЛЕНИЯ В ЦЕНТРОБЕЖНОЙ МАШИНЕ С ПРИМЕНЕНИЕМ СПЛИТТЕРОВ А.В. Кондратов , Д.В. Клименко, С.Ф. Тимушев	171
ШУМ ОБТЕКАНИЯ КРУГОВОГО ЦИЛИНДРА И ЦИЛИНДРА С ПЛОСКИМ ДОННЫМ СРЕЗОМ: ЭКСПЕРИМЕНТ И ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ В.Ф. Копьев , И.В. Беляев, М.Ю. Зайцев, М.Л. Шур, А.К. Травин, М.Х. Стрелец	176
ПРОБЛЕМЫ ПРИМЕНЕНИЯ ЧИСЛЕННЫХ МЕТОДОВ ДЛЯ ПОИСКА ОПТИМАЛЬНЫХ ЗНАЧЕНИЙ ИМПЕДАНСА ЗПК С ЦЕЛЮ СНИЖЕНИЯ ШУМА САМОЛЕТОВ НА МЕСТНОСТИ В.Ф. Копьев, Н.Н. Остриков , М.А. Яковец, В.В. Башкатов	180
УЧЕТ ТЕРМОВЯЗКИХ ГРАНИЧНЫХ УСЛОВИЙ В ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫХ ЗАДАЧАХ АКУСТИКИ А.И. Корольков , А.В. Шанин	185
МОДЕЛИРОВАНИЕ ОБТЕКАНИЯ ВИНТОВ МУЛЬТИКОПТЕРОВ К.Г. Косушкин , Б.С. Крицкий, Р.М. Миргазов	187
ИСПОЛЬЗОВАНИЕ МЕТОДОВ И БИБЛИОТЕКИ ФУНКЦИОНАЛЬНОГО ПРОГРАММИРОВАНИЯ ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЧИСЛЕННЫХ ЗАДАЧ НА ГРАФИЧЕСКИХ УСКОРИТЕЛЯХ С ТЕХНОЛОГИЕЙ CUDA М.М. Краснов , О.Б. Феодоритова	192
ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ РАЗВИТИЯ НЕУСТОЙЧИВОСТЕЙ В СВЕРХЗВУКОВЫХ СТРУЯХ ПРЯМОУГОЛЬНОГО СЕЧЕНИЯ А.Н. Кудрявцев, Д.В. Хотяновский	197
О ПРОСТРАНСТВЕННОЙ ПЕРИОДИЧНОСТИ ПОЛЯ СКОРОСТЕЙ В ПОГРАНИЧНОМ СЛОЕ НА 3D ЦИЛИНДРЕ А.Н. Кусюмов , С.А. Кусюмов, С.А. Михайлов, Е.В. Романова	200
МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ РАСПРОСТРАНЕНИЯ ДЕТОНАЦИОННОЙ ВОЛНЫ В НЕОДНОРОДНОЙ СРЕДЕ В СИСТЕМЕ КООРДИНАТ ФРОНТА ВОЛНЫ А.И. Лопато	203

<p>ПРИМЕНЕНИЕ ИСКУССТВЕННЫХ НЕЙРОННЫХ СЕТЕЙ ДЛЯ ОПТИМИЗАЦИИ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ПРОФИЛЕЙ С УЧЕТОМ НЕЛИНЕЙНЫХ ЭФФЕКТОВ</p>	208
<p>А.В. Лысенков, С.В. Матяш, В.В. Ореховский.....</p>	
<p>АНАЛИЗ RANS/ILES МЕТОДОМ ВЛИЯНИЯ ДРОССЕЛИРОВАНИЯ И СИСТЕМЫ СЛИВА НА СПЕКТРАЛЬНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ПУЛЬСАЦИЙ ДАВЛЕНИЯ В СПАРЕННОМ СВЕРХЗВУКОВОМ ВОЗДУХОЗАБОРНИКЕ</p>	211
<p>Д.А. Любимов.....</p>	
<p>О ВОЗМОЖНОСТИ СНИЖЕНИЯ ШУМА СТРУИ ПЕРСПЕКТИВНОГО СПС ПРИ ПОМОЩИ ВПРЫСКА ВОДЫ</p>	216
<p>В.П. Маслов, А.К. Миронов, Е.В. Мышенков, П.А. Семенёв.....</p>	
<p>МЕТОД ДИФFUЗНОЙ ГРАНИЦЫ ДЛЯ СОПРЯЖЕННЫХ ЗАДАЧ АЭРОДИНАМИКИ И ДИНАМИКИ ТВЕРДОГО ТЕЛА</p>	218
<p>И.С. Меньшов.....</p>	
<p>РЕФРАКЦИЯ СПИРАЛЬНЫХ ВОЛН В ЦИЛИНДРИЧЕСКОМ КАНАЛЕ С НЕОДНОРОДНОЙ ПРОВОДИМОСТЬЮ СТЕНКИ</p>	223
<p>М.А. Миронов</p>	
<p>ВЛИЯНИЕ МИКРОПРОФИЛИРОВАНИЯ НА НЕУСТОЙЧИВОСТЬ ПОПЕРЕЧНОГО ТЕЧЕНИЯ НА СВЕРХЗВУКОВОМ СТРЕЛОВИДНОМ КРЫЛЕ</p>	224
<p>А.В. Новиков, А.О. Образ, А.В. Фёдоров</p>	
<p>ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ВОСПРИИМЧИВОСТИ СВЕРХЗВУКОВОГО ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ К ЭНТРОПИЙНЫМ И ВИХРЕВЫМ ВОЗМУЩЕНИЯМ</p>	228
<p>Н.В. Пальчеховская.....</p>	
<p>ВЛИЯНИЕ ШУМА ВИНТА НА ПОКАЗАНИЯ МИКРОФОНОВ, ИСПОЛЪЗУЕМЫХ ДЛЯ ДЕТЕКЦИИ ОТРЫВНОГО ТЕЧЕНИЯ В ЛЕТНОМ ЭКСПЕРИМЕНТЕ</p>	231
<p>П.А. Поливанов, В.В. Маркин, А.А. Сидоренко.....</p>	
<p>МЕТОДИКА ОПРЕДЕЛЕНИЯ ТИПОВ РАЗРЫВОВ ПРИ РАСЧЕТАХ ТЕЧЕНИЙ ГАЗА</p>	235
<p>И.В. Попов.....</p>	

<p>ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ОБТЕКАНИЯ И ОТНОСИТЕЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ ВОЗВРАЩАЕМОГО АППАРАТА И КРЫШКИ ЛЮКА ПАРАШЮТНОГО КОНТЕЙНЕРА В ПРОЦЕССЕ ИХ РАЗДЕЛЕНИЯ</p>	239
<p>Д.М. Слободянок, В.Т. Калугин, М.В. Михайлов.....</p>	
<p>ОБ УЧЕТЕ ПЕРЕМЕННОГО ИМПЕДАНСА ПРИ РАСЧЕТЕ РАСПРОСТРАНЕНИЯ ЗВУКА В ПРЯМОУГОЛЬНОМ КАНАЛЕ</p>	241
<p>А.А. Синер, В.В. Пальчиковский, И.В. Храмцов, И.А. Корин, Е.В. Сорокин, А.А. Старцев</p>	
<p>ПРИМЕНЕНИЕ СХЕМЫ 16-ГО ПОРЯДКА ПРИ МОДЕЛИРОВАНИИ ЛАМИНАРНО-ТУРБУЛЕНТНОГО ПЕРЕХОДА</p>	242
<p>А.И. Толстых, Д.А. Ширококов</p>	
<p>ПОРОЖДЕНИЕ ВОЗМУЩЕНИЙ В СВЕРХЗВУКОВОМ ПОГРАНИЧНОМ СЛОЕ НА БАЗЕ ЛИНЕЙНОЙ ТЕОРИИ УСТОЙЧИВОСТИ</p>	244
<p>А.В. Фёдоров, П.В. Чувахов</p>	
<p>ДИФРАКЦИЯ НА ЧЕТВЕРТЬПЛОСКОСТИ. ПОЛУЧЕНИЕ АСИМПТОТИЧЕСКИХ ОЦЕНОК МНОГОМЕРНЫХ ИНТЕГРАЛОВ ФУРЬЕ</p>	248
<p>А.В. Шанин, R.C. Assier, А.И. Корольков</p>	
<p>ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ОСОБЕННОСТЕЙ РАСПРОСТРАНЕНИЯ АКУСТИЧЕСКИХ ВОЗМУЩЕНИЙ ПО ВОЗДУХОЗАБОРНИКУ СТС И ИХ ИЗЛУЧЕНИЮ В ДАЛЬНЕЕ ПОЛЕ</p>	250
<p>В.А. Шорстов</p>	

Специальная тематическая сессия	255
ПРОЕКТИРОВАНИЕ БАЗОВЫХ МОДЕЛЬНЫХ СТУПЕНЕЙ ЦЕНТРОБЕЖНЫХ КОМПРЕССОРОВ МЕТОДАМИ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОЙ ГИДРОДИНАМИКИ А.М. Ахметзянов, Е.В. Дубинин, Н.Г. Хасанов , И.Ф. Хуснутдинов...	256
ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ВХОДНОЙ НЕРАВНОМЕРНОСТИ ПОТОКА НА ХАРАКТЕРИСТИКИ СТУПЕНИ ВЕНТИЛЯТОРА ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ О.В. Батурин, Е.С. Горячкин, В.М. Зубанов, Г.М. Попов , А.И. Щербань	261
ЧИСЛЕННОЕ РЕШЕНИЕ УРАВНЕНИЙ МЕТОДА НЕЛИНЕЙНЫХ ГАРМОНИК С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ СХЕМ ГОДУНОВСКОГО ТИПА НА НЕСТРУКТУРИРОВАННЫХ СЕТКАХ О.Б. Бутаков	266
РАЗРАБОТКА КОМПРЕССОРА ГТЭ-170.2 А.К. Воробьев, Ф.А. Малышев	268
АВТОМАТИЗИРОВАННЫЙ ГЕНЕРАТОР БЛОЧНО- СТРУКТУРИРОВАННЫХ РАСЧЕТНЫХ СЕТОК ДЛЯ ТУРБОМАШИН TURBOR&D.MESHER Д.В. Ворошнин, Р.А. Загитов , С.Д. Сальников, Н.В. Шуваев	271
РАЗРАБОТКА 3D ГАЗОДИНАМИЧЕСКОГО РЕШАТЕЛЯ В РАМКАХ СИСТЕМЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ И РАСЧЕТА ТУРБОМАШИН TURBO.R&D Д.В. Ворошнин, А.В. Горобец, А.П. Дубень, Т.К. Козубская, О.В. Маракуева	273
РАЗРАБОТКА СИСТЕМЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ И РАСЧЕТА ТУРБОМАШИН TURBOR&D Д.В. Ворошнин, А.В. Горобец, А.П. Дубень, Р.А. Загитов, Т.К. Козубская, О.В. Маракуева, А.И. Овчинников , Н.В. Шуваев ..	274
АВТОМАТИЧЕСКОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ ТОПОЛОГИИ ДВУМЕРНЫХ БЛОЧНО-СТРУКТУРИРОВАННЫХ РАСЧЕТНЫХ СЕТОК В ПК TURBOR&D.MESHER Д.В. Ворошнин, Р.А. Загитов, С.Д. Сальников, Н.В. Шуваев.....	275
РАСЧЕТНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗДЕЙСТВИЯ НРУ НА ХАРАКТЕРИСТИКИ ВЕНТИЛЯТОРА С НЕРАВНОМЕРНЫМ ВХОДНЫМ ПОТОКОМ Я.М. Дружинин , В.И. Милешин.....	277

АНАЛИЗ ВЛИЯНИЯ ФОРМЫ СМЕСИТЕЛЯ НА АКУСТИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ВЫХОДНОГО УСТРОЙСТВА ДВИГАТЕЛЯ ДЛЯ РЕГИОНАЛЬНОГО САМОЛЕТА СРЕДСТВАМИ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОГО ЭКСПЕРИМЕНТА	
А.В. Косоногова , К.Р. Пятунин, Д.С. Ханталин	279
НЕСТАЦИОНАРНОЕ ВЗАИМОДЕЙСТВИЕ ВХОДНЫХ КАМЕР И РАБОЧИХ КОЛЁС В СТАЦИОНАРНЫХ ЦЕНТРОБЕЖНЫХ КОМПРЕССОРАХ	
А.Н. Любимов , И.В. Чеглаков	281
ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ГАРМОНИЧЕСКИХ МЕТОДОВ ДЛЯ РАСЧЕТА ТОНАЛЬНОГО ШУМА ВЕНТИЛЯТОРОВ И КОМПРЕССОРОВ	
В.И. Милешин , А.А. Россихин	283
ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ СИСТЕМЫ «СТУПЕНЬ-ДИФФУЗОР» НА ЧАСТИЧНЫХ РЕЖИМАХ НАГРУЗКИ	
Е.Ю. Семакина , М.Г. Черкасова , В.А. Черников	286
ПРОБЛЕМЫ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ШУМА ВИНТОВЫХ ДВИЖИТЕЛЕЙ АКУСТИКО-ВИХРЕВЫМ МЕТОДОМ	
С.Ф. Тимушев , Е.Ю. Торопылина , П.А. Мошков , А.А. Яковлев	291
ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ КОЛИЧЕСТВА ЛОПАТОК СТАТОРА НА СТРУКТУРУ ШИРОКОПОЛОСНОГО И ТОНАЛЬНОГО ШУМА ВЕНТИЛЯТОРА ТРДД С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ЗОННОГО RANS-LES ПОДХОДА	
В.А. Шорстов , В.Е. Макаров	296
Тестовые задачи	

ТЕСТОВЫЙ ПРИМЕР: СВЕРХЗВУКОВОЕ ОБТЕКАНИЕ
ТАНДЕМА КЛИНЬЕВ РАЗРЕЖЕНИЯ И СЖАТИЯ

С.М. Босняков 302

ВЗАИМОДЕЙСТВИЕ УДАРНОЙ ВОЛНЫ С ВИХРЕМ:
ТЕСТОВАЯ ЗАДАЧА ДЛЯ МЕТОДОВ СКВОЗНОГО СЧЕТА

А.В. Родионов 318

Авторский указатель 320

Приглашенные доклады

**ПРОГРАММНЫЙ КОМПЛЕКС FLOWVISION –
МУЛЬТИДИСЦИПЛИНАРНЫЕ РАСЧЕТЫ ДЛЯ
ЗАДАЧ МАШИНОСТРОЕНИЯ И НЕ ТОЛЬКО**

А.А. Аксенов

Инжиниринговая компания ТЕСИС, Москва,

andrey@tesis.com.ru

В докладе описываются различные математические модели, реализованные в программном комплексе FlowVision – модели движения жидкости и газа, распространения акустических волн, расчета электрических и магнитных полей и распространения теплового излучения. В докладе также демонстрируются решения конкретных задач из различных областей деятельности человека – от полета космического корабля, движения судна до медицинских задач и моделирования движения человека-спортсмена.

ЭЛЕКТРОЛЁТЫ – ПЕРСПЕКТИВА ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ?

А.Л. Болсуновский

ФГУП «ЦАГИ», Жуковский, skomorohov@tsagi.ru

Дан обзор различных проектов перспективных скоростных самолетов с электрической и гибридной силовой установкой. Рассмотрены плюсы и минусы различных компоновок.

Выполнена разработка предварительной аэродинамической схемы регионального самолёта с гибридной силовой установкой с $M_{\text{КРЕЙС}} = 0.65 - 0.7$. Турбоэлектрическая силовая установка состоит из множества небольших импеллеров с электродвигателями, устанавливаемых на нижней поверхности закрылка. Диаметр канала импеллера составляет около 10% от хорды крыла. Проведены расчеты обтекания профиля крыла с работающим импеллером как при крейсерских скоростях, так и на режимах взлета/посадки с отклоненным закрылком. Показана принципиальная реализуемость предложенной аэродинамической компоновки. Предложен вариант аэродинамической модели с гибридной силовой установкой для экспериментальной апробации в АДТ ЦАГИ. Рассмотрена возможность создания летного демонстратора с гибридной силовой установкой для практической оценки всех аспектов.

ОСНОВНЫЕ НАПРАВЛЕНИЯ РАЗВИТИЯ ОТЕЧЕСТВЕННОГО ПО В РАМКАХ ПОТРЕБНОСТЕЙ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ И НЕОБХОДИМОСТИ ИМПОРТОЗАМЕЩЕНИЯ

А.В. Долотовский, М.С. Войтишина

*Филиал ПАО «Корпорация «Иркут» «Региональные самолёты»,
Москва, A_Dolotovskiy@ssj.irkut.com*

В настоящее время в ходе разработки гражданских самолетов широко применяются расчетные методики, в основе которых лежат программные расчетные комплексы как зарубежной, так и отечественной разработки. В докладе намечены основные направления расширения потребностей отечественной гражданской авиации в программных продуктах, обеспечивающих разработку, производство и эксплуатацию авиационной техники в условиях санкционных ограничений. Отмечена важность расширения направлений развития разработки отечественного ПО решения задач аэродинамического проектирования – аэродинамика летательного аппарата (ЛА) с крылом большого удлинения на трансзвуковых режимах, аэродинамика взлетно-посадочной механизации крыла, параметризация геометрии реального ЛА, развитие оптимизационных методов. Большую важность имеют ведущиеся в настоящее время разработки ПО, позволяющего обеспечить с достаточной точностью моделирование формирования ледяных отложений на внешней поверхности ЛА в полностью трехмерной постановке в условиях, соответствующих Приложениям С, О, Р Норм лётной годности самолётов транспортной категории. Отмечены проблемы и необходимость дальнейшего развития ПО моделирования явлений аэроакустики в свете ужесточения международных норм по шуму на местности.

ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫЙ ЭКСПЕРИМЕНТ В ВЕРТОЛЕТОСТРОЕНИИ.

ЗАДАЧИ. РЕШЕНИЯ. ПЕРСПЕКТИВА.

В.А. Ивчин

АО «НЦВ Миль и Камов», Томлинно МО

Аэродинамика и акустика вертолета является сложной, многопараметрической задачей, решение которой весьма трудоемко и требует значительных ресурсов. Аэродинамика самолета, по сравнению с вертолетом, - всего лишь частный случай аэродинамики вертолета. Существуют многочисленные конфигурации несущих систем вертолетов: одновинтовые, соосные, продольные, поперечные, с перекрещивающимися винтами, винтокрылы, аппараты с поворотными винтами и винтокрылы аэродинамика которых может существенно отличаться и требовать особых расчетных методов. Основной причиной проблем аэродинамики вертолетов является наличие несущих винтов, лопасти которых работают в очень широком диапазоне углов атаки, чисел Маха и Рейнольдса и работают в существенно нестационарных условиях с изменяющимися углами скольжения.

Понятно, что многочисленные вертолеты, которые летают по всему миру, спроектированы и построенные не на пустом месте. Разработка и совершенствование расчетных методов по аэродинамике вертолетов ведется постоянно в течении многих десятков лет, начиная от импульсной теории и кончая современными вихревыми теориями.

Появление мощных вычислительных ресурсов в настоящее время, позволило поднять расчетные методы аэродинамики вертолета на более высокий уровень, применяя вычислительные эксперименты на основе решения уравнений Навье-Стокса. Использование такого подхода позволяет решать многие задачи аэродинамики вертолета, которые раньше решались весьма приближенно или расчетами, или сложными и дорогостоящими экспериментальными исследованиями и летными испытаниями.

Первое практическое знакомство с применениями таких методов в теоретической и прикладной аэроакустике и аэродинамике для специалистов МВЗ им. М.Л. Миля стала

конференция в г. Светлогорске в 2006 г., организованная ИММ РАН г. Москвы. В работе этой конференции не было представлено докладов о применении вычислительного эксперимента в вертолетной области. Однако аэродинамические и акустические проблемы вертолетов не остались без внимания, и к настоящему времени эти проблемы решаются в ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, ЦИАМ, ЦАГИ, ИК "ТЕСИС", ООО «Адванс Инжиниринг» и др. На VIII Всероссийской конференции «Вычислительный эксперимент в аэроакустике и аэродинамике» в г. Геленджике в 2021г, работала отдельная секция по вертолетной тематике с серией докладов по вычислительному эксперименту для вертолетных винтов.

В данном докладе представлен обзор задач по аэродинамике вертолетов, которые могут быть решены на более высоком уровне с применением методов вычислительного эксперимента на основе решения уравнений Навье-Стокса.

К основным задачам аэродинамики вертолета можно отнести следующие разделы:

1. Задачи аэродинамики профилей
2. Задачи аэродинамики несущих систем
3. Задачи аэродинамики рулевых винтов
4. Задачи аэродинамики фюзеляжей вертолетов
5. Задачи обледенения лопастей винтов
6. Задачи акустики винтов вертолета

Важность задачи аэродинамики профилей сечений вертолетных винтов определяется их значительным влиянием на аэродинамические и прочностные характеристики несущей системы вертолета. Особенности их работы в существенно нестационарных условиях требует оценки их применимости на стадии проектирования несущих и рулевых винтов вертолета. Кроме того, принятая в ЦАГИ методика получения характеристик профилей, требует пересчета экспериментальных характеристик крыла в характеристики профиля, которые используются для аэродинамических расчетов.

Важность задачи аэродинамики несущих винтов определяется разнообразием аэродинамических и геометрических компоновок лопастей, особенностью кинематики втулок и систем управления винтами, а также движением лопастей относительно шарниров втулки и их упругой деформации. От несущей системы

зависят все летно-технические характеристики и безопасность полетов существующих и проектируемых вертолетов, поэтому очень важно правильно определять особенности работы несущей системы вертолета на стадии проектирования и анализа проблем, выявленных на стадии летных испытаний.

Особенности работы рулевых винтов определяют, в основном, безопасность полетов одновинтовых вертолетов. Рулевые винты работают в условиях влияния на его обтекания несущего винта, фюзеляжа, крыла, а также, находящегося в непосредственной близости, хвостового оперения. Применяемые ранее методы оценки такого влияния основывались на экспериментальных исследованиях и носили весьма ограниченный характер. Современные методы вычислительного эксперимента позволяют существенно повысить точность оценки обтекания рулевых винтов и качество их проектирования.

Аэродинамика фюзеляжей вертолетов в значительной степени определяет параметры максимальных режимов полета, устойчивость и управляемость вертолета, а также динамические характеристики вертолетов. Для оптимизации конфигурации фюзеляжа вертолета с точки зрения аэродинамики, динамики полета, особенности взаимовлияния элементов фюзеляжа, взаимовлияния фюзеляжа с несущим и рулевым винтами, необходимо иметь современный математический аппарат на основе вычислительного эксперимента.

Обледенение лопастей винтов вертолета является проблемой эксплуатации вертолетов. При возникновении обледенения существенно падают летно-технические характеристики вертолетов, что может привести к опасным летным происшествием. Предсказание условий образования льда на лопастях винтов и входных устройств двигателей позволит правильно спроектировать противообледенительную систему вертолета и повысить безопасность полетов. В решении этого вопроса приоритетным является применение современных методов вычислительного эксперимента.

Вопросы оценки шума вертолетов в последнее время становятся очень актуальными в связи с постоянным ростом ограничений по максимальному уровню шум. Необходимы методы расчета уровня шума в дальнем поле для оценки и выбора параметров лопастей несущих винтов, которые бы

позволили создавать лопасти с минимальным уровнем шума. Такие методы разрабатываются на основе вычислительного эксперимента и позволяют проектировать лопасти винтов вертолета с минимальным уровнем шума.

В представленном докладе приводятся некоторые примеры решения рассмотренных задач на основе вычислительных экспериментов, проведенных как на АО "НЦВ Миль и Камов", так и другими организациями.

Методы вычислительных экспериментов, основанные на решениях уравнения Навье-Стокса, могут решить многие аэродинамические вопросы вертолетов. В дальней перспективе необходимо разработать методы вычислительного эксперимента, которые позволят решить динамику полета вертолета во всем диапазоне условий их эксплуатации, с учетом кинематики движения лопастей, управления несущим и рулевым винтами, взаимовлияния между элементами фюзеляжа, винтов, крыла, хвостового оперения. Кроме того, методы вычислительного эксперимента помогут решить вопросы безопасного аварийного сброса различных подвесок и безопасного покидания аварийного вертолета.

О РОЛИ РАЗЛИЧНЫХ МЕХАНИЗМОВ В ИЗЛУЧЕНИИ ЗВУКА ТУРБУЛЕНТНОЙ СТРУЕЙ

В.Ф. Копьев, С.А. Чернышев, Г.А. Фараносов

ФАУ «ЦАГИ», Москва, vkopiev@mksagi.ru

Проблема излучения шума турбулентными струями до сих пор не имеет общепринятого теоретического решения. Причиной этого является то, что в турбулентной струе лишь малая часть гидродинамических пульсаций является эффективным источником шума, и в настоящее время нет общепринятого ответа на вопрос о том, какая составляющая турбулентных пульсаций в струе несет ответственность за генерацию шума. Это, в первую очередь, отражает сам факт нерешенности фундаментальной проблемы турбулентности.

Для определения звукового излучения струи в настоящее время широко применяются вихреразрешающие численные методы (LES). В этих расчетах удается определить многие важные характеристики турбулентных пульсаций в струе, в том числе и излучаемый ими шум [1–2]. Результаты численных расчетов имеют большое практическое значение и служат серьезной поддержкой в исследовании шума струи, но сами по себе они не дают понимания механизмов генерации звукового излучения турбулентными сдвиговыми потоками, которое необходимо для разработки методов снижения шума. Если говорить о теоретических подходах и теоретическом моделировании, то среди исследований в области шума струй можно выделить два основных направления. Первое основано на предположении о мелкомасштабности источников шума, а во втором в качестве источников звука рассматриваются крупномасштабные возмущения струи (волны неустойчивости и/или отдельные крупномасштабные вихри). Несмотря на то, что до сих пор отсутствует полная физическая модель мелкомасштабных источников звука, первый подход служит основой большого числа исследований и расчетов шума струи. Стандартным инструментом здесь является метод акустических аналогов [3–5], основанный на разделении механизмов генерации и распространения звуковых возмущений. При этом исходные

уравнения сплошной среды преобразуются к уравнениям, в левой части которых выделен оператор распространения, описывающий линейные возмущения системы, а остальные члены перенесены в правую часть уравнений и трактуются, как источник, динамика которого может быть описана независимо или смоделирована.

Одной из нерешенных проблем первого подхода, проявляющейся в большинстве акустических аналогий, является проблема так называемого сдвигового шума струи, связанного с возбуждением источниками вихревых возмущений сдвигового потока и дополнительным вкладом этих возмущений в звуковое излучение. До сих пор остается неясным, является ли сдвиговая компонента шума отражением реальных физических процессов или она связана с неверным подходом к разделению системы на две части в методе акустической аналогии.

Акустические измерения шума струи, полученные с помощью многоканальных методов позволили вернуться к этой проблеме на новом уровне. Экспериментальные данные, полученные методом ADT [6] (Azimuthal Decomposition Technique – ADT), получаемые разложением поля на азимутальные моды и получением статистических характеристик отдельных мод, могут служить жестким фильтром для отбора моделей источников звука в струе. Так, измерения показали безусловный квадрупольный характер источников звука.

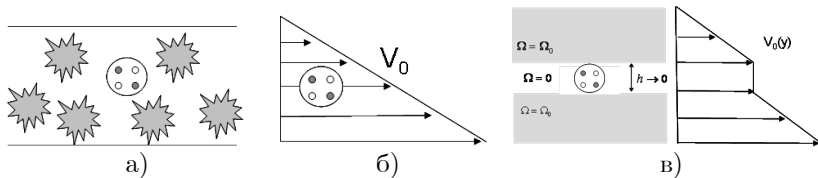


Рис. 1. Различные представления квадрупольных источников звука в турбулентном течении: а) источник в "газе вихрей" (до усреднения течения), б) источник звука на фоне среднего течения (после усреднения); в) источник в «исправленном» течении

Теоретический анализ азимутальных мод в [7] показал, что сдвиговая компонента возникает при моделировании шума струи за счет попаданием различных частей квадрупольных источников в области с разной скоростью (Рис. 1 а,б), что приводит к возбуждению источниками гидродинамических возмущений среднего течения,

содержащихся в операторе распространения. В этом случае источники в акустической аналогии не только непосредственно генерируют звуковые волны (собственный шум струи), но и возбуждают вихревые возмущения сдвигового течения, которые являются источниками вторичного звукового излучения (сдвиговый шум). Несоответствие моделей звукового излучения акустическим измерениям говорит об отсутствии сдвигового шума, который является следствием стандартного описания.

Возможные пути решения проблемы сдвигового шума могут быть связаны с устранением сдвига в области локализации источника (Рис. 1 в) или с использованием альтернативных акустических аналогий, в которых оператор распространения описывает неактивную среду, отвечающую только за распространение акустических возмущений, но не имеющую собственных гидродинамических степеней свободы. При использовании таких акустических аналогий сдвиговый шум не возникает, и соответствие модели и эксперимента достигается без искусственного исключения сдвиговой компоненты из суммарного звукового излучения. Новая акустическая аналогия, основанная на разделении акустических и гидродинамических переменных, была реализована в [8]. В этой работе в качестве оператора распространения используется конвективное волновое уравнение для акустического потенциала, а источник выражен через плотность вихревого импульса. Представление звукового источника в струе основано на дифференциальном уравнении с дельта-коррелированной правой частью. Физическая трактовка такого представления состоит в том, что элементарные события в вихревой динамике, ответственные за излучение звука, представляют собой быстрые «вспышки» возмущений со сравнительно более медленной дальнейшей эволюцией. Именно это быстрое начало гидродинамических процессов может быть выделено как источник звука на фоне других процессов, дающих большой вклад в энергию турбулентных пульсаций, но не эффективных с точки зрения генерации звука. С точки зрения вихревой динамики процесс «вспышек» можно трактовать на языке вихревого импульса, динамика которого определяется локальными деформациями вихревых нитей при воздействии внешних вихревых структур (Рис. 2).

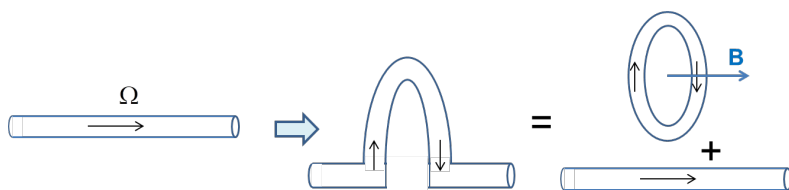


Рис. 2. Интерпретация элементарного события в вихревой динамике турбулентного течения (изгиб и растяжение вихревой нити) в терминах переменной плотности импульса. Локальное линейное нарастание импульса эквивалентно скачку производной по времени от него, т.е. рождению («вспышке») гидродинамической силы.

В рамках альтернативного подхода, заложенного в работах Т.Х. Седелникова, в качестве источников шума было предложено рассматривать линейные крупномасштабные возмущения струи или волны неустойчивости. В разработанной на основе волн неустойчивости теории предполагается, что звук излучается линейными возмущениями [9], развивающимися в слое смещения струи за счет механизма неустойчивости Кельвина-Гельмгольца и связанными с собственными решениями линейного оператора распространения, описывающего эволюцию возмущений на фоне среднего течения. Механизм излучения звука волнами неустойчивости наиболее наглядно представляется в пространстве продольных волновых чисел, где отчетливо видна связь фазовой скорости возмущений в пакете с эффективностью излучения шума: она тем выше, чем выше скорость конвекции возмущений.

Для сверхзвуковой струи теория излучения шума волновыми пакетами была подтверждена экспериментально с использованием метода ADT [10]. По поводу значимости шума, излучаемого волнами неустойчивости, для дозвуковых струй существуют различные мнения. Имеется ряд работ, в которых шум таких струй моделируется волновыми пакетами, однако при этом приходится вводить в модель дополнительные параметры, «навязывающие» пакетам характеристики, не наблюдаемые в эксперименте. Совокупность экспериментальных данных по ближнему и дальнему полю дозвуковых струй, в том числе специфические свойства направленностей отдельных

азимутальных компонент, указывает на то, что эффективность прямого излучения звука волновыми пакетами в дозвуковых струях, по всей видимости, мала, и основной вклад в шум струи в этом случае вносят мелкомасштабные источники.

Отметим еще один линейный механизм излучения, связанный генерацией звука малыми возмущениями, которые могут развиваться в ядрах локализованных вихрей (вихревых колец). Его удастся идентифицировать в тонально возбужденных струях, когда локализованные тороидальные вихри реально существуют и наблюдаемы [11].

Рассмотренные в работе подходы являются в определенном смысле дополнительными друг к другу. Линейные волны неустойчивости, по-видимому, не дают значительного вклада в звуковое излучение струй с невысокими скоростями. Но при увеличении скорости именно наличие волн неустойчивости как дополнительного источника звука позволяет удовлетворить результатам измерений, особенно для нулевой моды. Отметим роль опознанных линейных механизмов излучения при выработке активных методов управления шумом, что является самостоятельной сложной задачей, требующей отдельного рассмотрения.

Наконец, следует сказать о вкладе численных методов в развитие необходимых представлений о структуре излучающей турбулентности. Несмотря на то, что сами по себе результаты даже самых точных расчетов не дают понимания механизмов генерации звукового излучения турбулентными сдвиговыми потоками, которое необходимо для разработки методов снижения шума, они могут рассматриваться как инструмент, расширяющий возможности физического эксперимента и служащий серьезной поддержкой в исследовании «физики» турбулентной струи. Например, с помощью результатов численного моделирования и их анализа [12] было показано, что наблюдаемые отклонения от нормального распределения в статистических свойствах пульсаций скорости в некоторых областях струи связаны с ее крупномасштабными колебаниями, а не с особенностями структуры мелкомасштабной турбулентности в слое смешения.

Экспериментальные результаты ЦАГИ, обсуждаемые в данной работе, получены с использованием УНУ “Заглушенная камера с потоком АК-2” ФАУ «ЦАГИ», модернизируемой при

финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования РФ по соглашению № 075-15-2022-1036.

Результаты ЦАГИ, обсуждаемые в данной работе, получены в рамках проектов РФФИ (13-01-00476, 14-01-31041, 16-01-00746, 19-01-00229, 19-31-70005, 19-51-80002), РФФИ (17-11-01271, 21-71-30016), международных проектов OPENAIR, ORINOCO, ARTEM.

Литература

1. Shur M.L., Spalart P.R., Strelets M.Kh. Noise prediction for increasingly complex jets. IJA 2005. v4, n.3-4. pp. 213–266.
2. Brès G.A., Lele S.K. Modelling of jet noise: a perspective from large-eddy simulations // Phil. Trans. R. Soc. A. 2019. V. 377:20190081.
3. Lighthill M. J. On sound generated aerodynamically: I. general theory. Proc. Royal Soc. Series A. 1952. V. 211. P. 564–581.
4. Goldstein M.E. A Generalized Acoustic Analogy. JFM, 2003. V.488. pp.315–333.
5. Мунин А.Г., Кузнецов В.М., Леонтьев Е.А. Аэродинамические источники шума. М.: Машиностроение, 1981, 248 с.
6. Kopev V.F. et.al. The role of large-scale vortex in a turbulent jet noise. AIAA 1999-1839
7. Kopev V., Chernyshev S. Correlation model of quadrupole noise sources in turbulent jet: effect of refraction. AIAA 2015-3130.
8. Копьев В.Ф., Чернышев С.А. О разделении акустических и гидродинамических переменных в модели звуковых источников турбулентной струи. ДАН. Физика, технические науки, 2022, т.506 (1), с.1–25.
9. Tam C.K.W. Jet noise generated by large scale coherent motion. Aeroacoustics of Flight Vehicles. 1991. v.1. pp.311–390.
10. Зайцев М.Ю., Копьев В.Ф., Чернышев С.А. Экспериментальное исследование роли волн неустойчивости в механизме излучения шума сверхзвуковой струей, МЖГ, 2009 (4), с.124.
11. Kopev V.F., Zaitsev M.Yu., Chernyshev S.A., Ostrikov N.N. Vortex ring input in subsonic jet noise. IJA, 2007 v.6, n4, p.375.
12. Юдин М.А., Копьев В.Ф., Чернышев С.А., Фараносов Г.А. О вкладе волн неустойчивости в перемежаемость пульсаций скорости турбулентной струи. ДАН. Физика, технические науки, 2022, Т. 506 (1), с.26–32.

ВЗАИМОДЕЙСТВИЕ ТУРБУЛЕНТНОЙ СТРУИ С ОКРУЖАЮЩЕЙ СРЕДОЙ, ПРОЦЕССЫ СМЕШЕНИЯ И ШУМООБРАЗОВАНИЯ

**С.Ю. Крашенинников, Л.А. Бендерский, А.К. Миронов,
Н.А. Польшяков, П.А. Семенёв**

ФАУ ЦИАМ им. П.И. Баранова, Москва, krashenin@ciam.ru

Проведены исследования общих свойств турбулентных течений, относящихся к фундаментальным характеристикам процессов турбулентного смешения и шумообразования в турбулентных струях. Обоснованы новые представления о процессах турбулентного смешения, и динамических процессов, сопровождающих взаимодействие турбулентной струи с окружающей средой. Проведено комплексное исследование нестационарных параметров течения в турбулентных струях и индуцированных ими течений во внешней среде. Комплексность исследования выражалась в соединении численного моделирования рассматриваемых нестационарных течений и процессов, сопровождающих распространение струй, и экспериментов по определению соответствующих характеристик струйных течений. При вычислительном моделировании использовалась LES технология, Фурье-анализ, при измерениях – термоанемометры и пневмометрия с широким частотным диапазоном.

Внешнее течение, создаваемое воздействием струи на окружающую среду, индуцируется разрежением, возникающем в струе. Этот основной вывод, который сделан в работе и подтвержден, как результатами вычислительного моделирования на основании решения уравнений Навье-Стокса в нестационарной постановке, так и на основании измерений нестационарных и осредненных характеристик течения. Специально проведенные измерения «мгновенных» распределений статического давления подтверждают эти результаты. Полученные данные позволяют также обосновать новые представления о процессе шумообразования в турбулентных струях. В результате проведенных исследований получены результаты, которые меняют имеющиеся представления о свойствах процессов

турбулентного смешения и шумообразования в турбулентных струях. Полученные данные демонстрируют несправедливость аналогий процессов турбулентного и нетурбулентного смешения и подтверждают вывод о шумообразовании как следствии динамического воздействия струи на окружающую среду.

Публикация подготовлена в рамках реализации Программы создания и развития научного центра мирового уровня «Сверхзвук» на 2020–2025 годы при финансовой поддержке Минобрнауки России (Соглашение от 24 июня 2021 г. N. 075-15-2021-605).

ПРИМЕНЕНИЕ МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ АЭРОГАЗОДИНАМИКИ ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ ИЗДЕЛИЙ КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

М.В. Михайлов

ПАО «Ракетно-космическая корпорация «Энергия»

им. С.П. Королёва», Королёв Московской области

В работе отражены преимущества и недостатки внедрения компьютерного моделирования в процесс создания изделий ракетно-космической техники. На примере исследования аэродинамических характеристик (АДХ) ракетно-космических систем наглядно представлены результаты использования программных пакетов, применяемых на предприятии, отражена корреляция расчетных и экспериментальных данных, подтверждающих возможность использования программных комплексов. Анализ результатов проводился на основании данных, полученных в результате решения следующих задач:

- интерференция разделяемых ступеней, воздействие струй двигательных установок (ДУ) на АДХ отделяемых частей при штатных и нештатных случаях,
- отделение элементов конструкции космического аппарата (КА),
- получение АДХ возвращаемого аппарата (ВА) на участке спуска,
- гидродинамическое воздействие на ВА в случае посадки на воду и динамика его движения.

ПРАКТИЧЕСКИЕ ЗАДАЧИ ПРИМЕНЕНИЯ ЧИСЛЕННЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ ПРИ СОЗДАНИИ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ГТД

А.Н. Мухин, М.Ю. Вовк

*ПАО «ОДК-УМПО», филиал ОКБ им. А.Люльки, Москва,
mihail.vovk@odk.umpo.ru*

Без применения численных исследований невозможно представить современного проектирования газотурбинной техники. Рост производительности вычислительной техники и совершенствование численных методов расчёта расширяет круг задач, решаемых при разработке новых двигателей. Помимо традиционных требований к перспективным двигателям – повышение тяги, снижение удельного расхода топлива и массы, предъявляются такие требования как отбор мощности от двигателя для выработки электрической энергии до 500 кВт, снижение заметности двигателя в радиолокационном и инфракрасном диапазоне, повышение газодинамической устойчивости компрессоров, высотности силовой установки и времени работы на крейсерских и максимальных режимах работы.

Очевидно, что использование численных исследований позволяет провести широкий анализ работоспособности разрабатываемых узлов ещё до стадии изготовления и испытания опытных образцов. Идеальным результатом использования численных исследований можно считать получение заданных характеристик технической системы на первом же изготовленном, собранном и испытанном экземпляре. Это является залогом сокращения ресурсоёмкого этапа жизненного цикла технической системы – параметрической и прочностной доводки двигателя.

В докладе представляются некоторые аспекты направления работ ОКБ им. А. Люльки по «цифровизации» процесса проектирования авиационных двигателей, а также актуальные задачи для численных исследований, возникающие при проектировании перспективной авиационной техники, разрабатываемой в ОКБ.

Одним из заслуживающего внимания является направление по созданию «Цифрового двойника» газотурбинного двигателя. Из всего широкого спектра задач, входящих в понятие «Цифровой двойник» выбраны наиболее значимые, которые позволяют сократить время проектирования с одновременным увеличением количества рассматриваемых и рассчитываемых вариантов. Таким образом, основное назначение пилотной версии «Цифрового двойника» («ЦД») – «цифровизация» процесса проектирования, включая обеспечение прозрачности контролирования хода выполнения работ по проекту и проверки достижения требуемых результатов. Также проект «ЦД» направлен на поиск и дальнейшее использование отечественных программных продуктов. Приводятся вопросы юридического характера, препятствующие скорому внедрению технологии «ЦД» в процесс проектирования авиационной техники.

Особое место в докладе отведено описанию практических задач, возникающих при проектировании перспективных авиационных двигателей.

- Расчёт характеристик компрессоров и турбин, работающих на «нулевых» режимах: Задача актуальна для расчётов режимов запуска ГТД, режимов встречного запуска, определения возможного отбора механической мощности от роторов при работе двигателя в режиме авторотации. Также «нулевые» характеристики узлов требуются для создания имитационных математических моделей, работающих в составе тренажерных комплексов летательных аппаратов.
- Расчёты специальных характеристик двигателя: Отсутствие расчётов на инфракрасное излучение и отражение электромагнитных волн от видимых элементов конструкции приводит к тому, что проектирование узлов обречено на многочисленные экспериментальные работы.
- Расчёты узлов в совмещённой постановке: Современные вычислительные средства позволяют проводить расчёты узлов в совмещённой постановке, например: сквозной расчёт Воздухозаборник + КНД + Промежуточный корпус + КВД, или Камера сгорания + ТВД + ТНД. Такая постановка расчётной задачи, по опыту ОКБ им. А.Льюльки является более приближенной к реальным условиям работы, нежели изолированные расчёты узлов.

- Расчёты процессов горения: В настоящее время данная задача является наиболее сложной при проведении расчётов. Сложность заключается в необходимости выбора адекватного описания механизмов горения для различного топлива и условий в камерах сгорания. Необходимо отметить, что в современных ГТД давления в камерах сгорания меняется в диапазоне от 0,5 до 50 атм. Типы применяемых топлив: керосин, водород, синтетическое топливо.
- Расчёт характеристик адаптивных узлов: Данная задача характеризуется тем, что традиционный расчёт характеристики узла в трёхмерной постановке имеет трудоёмкость прямо пропорциональную количеству дополнительных регулируемых факторов. Например, расчёт характеристики компрессора в зависимости от частоты вращения, угла установки НА, отборов воздуха из промежуточной ступени. При этом необходимо определить режимы где узел не находится в области автономности по числу Рейнольдса и определить на этих режимах потери КПД и пропускной способности канала.
- Согласование работы лопаточных машин с подводом тепла к двигателю в детонационном горении: При детонационном сжигании топлива в камерах сгорания (основной и форсажной) возникают ударные волны различной интенсивности: меньшей амплитуды вверх по потоку и более высокой амплитуды вниз по потоку. Интенсивность и частота ударных волн способны нарушить нормальную работу лопаточных машин.
- Также к важным относятся следующие задачи: расчёт характеристик турбин с «большим» расходом охлаждающего воздуха, распределённым по перу лопатки и каналу течения, учёт шероховатости (шероховатой волнистости) поверхности после аддитивного изготовления деталей, моделирование характеристик узлов с учётом подвода или отвода дополнительной энергии к потоку рабочего тела, моделирование лазерного упрочнения деталей, моделирование режимов работы лазерного оборудования, моделирование разрушения композиционных и керамических материалов.

Доклады

МОДЕЛИРОВАНИЕ АЭРОДИНАМИКИ И АКУСТИКИ ВИНТА ДРОНА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ РАЗЛИЧНЫХ МОДЕЛЕЙ

И.В. Абалакин, В.Г. Бобков, Т.К. Козубская

Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН,
Москва, vbobkov@keldysh.ru

В настоящей работе было проведено сравнение результатов моделирования аэродинамических и акустических характеристик маломасштабного винта дрона. Для моделирования вращающегося винта использовались модели на основе уравнения Эйлера и Навье-Стокса записанные в неинерциальной вращающейся системе координат [1]. При использовании модели на основе уравнений Навье-Стокса использовалась два подхода – методика на основе осредненных по Рейнольдсу уравнений (RANS) и вихреразрешающий подход IDDES [2].

Исследовались характеристики двухлопастного винта радиусом 12 сантиметров с существенной круткой на трех режимах осевого обтекания со скоростью вращения 60, 90 и 120 оборотов в секунду.

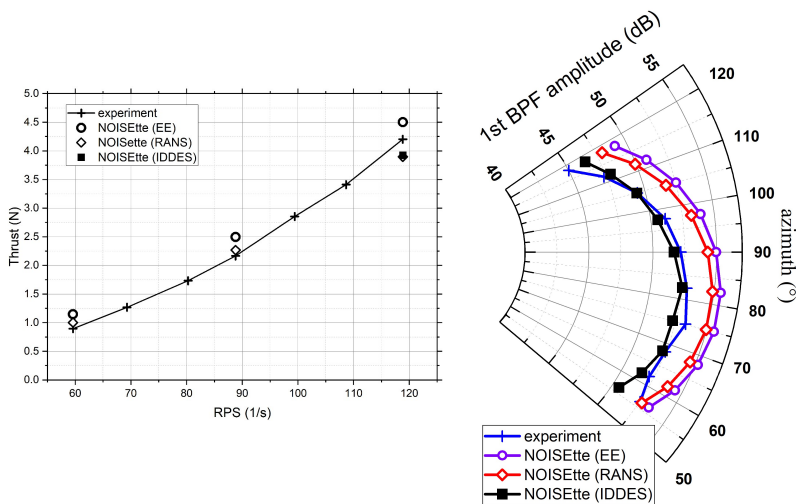


Рис. 2. Аэродинамические (слева) и акустические (справа) характеристики винта

Результаты вычислительных экспериментов показали, что аэродинамические характеристики винта всеми тремя использованными подходами определяются достаточно точно (рис. 1, слева) и максимальные отклонения относительно экспериментальных данных не превышают 10%. В свою очередь акустические характеристики ожидаемо лучше всего предсказываются при использовании вихреразрешающего подхода. Так, отклонения величины амплитуды уровня звукового давления первой частоты следования лопастей в плоскости вращения винта от экспериментальных значений для модели на основе уравнений Эйлера, RANS и IDDES составили +2.5, +1.5 и -0.34 дБ соответственно (рис.2, справа).

Работа выполнена при финансовой поддержке Российского научного фонда (Проект 20-41-09018).

Результаты работы были получены с использованием оборудования ЦКП ИПМ им. М.В. Келдыша РАН (<https://ckp.kiam.ru>) и Центра коллективного пользования сверхвысокопроизводительными вычислительными ресурсами МГУ имени М.В. Ломоносова.

Литература

1. В.Г. Бобков, И.В. Абалакин, Т.К. Козубская. Методика расчета аэродинамических характеристик винтов вертолета на основе реберно-ориентированных схем в комплексе программ NOISEtte. Компьютерные исследования и моделирование. 2020, Т. 12, №5, С. 1097–1122. DOI: 10.20537/2076-7633-2020-12-5-1097-1122.
2. Guseva, E.K., Garbaruk, A.V., Strelets, M.K.: Assessment of Delayed DES and Improved Delayed DES Combined with a Shear-Layer-Adapted Subgrid Length-Scale in Separated Flows. Flow, Turbulence and Combustion 98(2), 481–502, 2017, DOI: 10.1007/s10494-016-9769-7.

ВЛИЯНИЕ ГЕОМЕТРИИ ЗАДНЕЙ СТЕНКИ НА ПУЛЬСАЦИИ ДАВЛЕНИЯ В ОТСЕКЕ ПЕРСПЕКТИВНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Р.Г. Абдрашитов, Д.А. Останко, **О.Ю. Попов**, И.Б. Чучкалов
ПАО ОАК, «ОКБ Сухого», г. Москва

При создании перспективной авиационной техники перед инженерами возникают вопросы выбора конфигураций отсеков с авиационными средствами поражения (АСП), позволяющих обеспечить допустимые аэроакустические нагрузки в широком диапазоне чисел Маха при открытии отсека.

В процессе проектирования отсека АСП не всегда удается реализовать в полной мере мероприятия по снижению пульсаций давления, характеризующие аэроакустические нагрузки при открытии отсека. В частности, из-за существующих конструктивных и компоновочных ограничений не удается реализовать такой способ, как наклон всей задней стенки отсека на необходимый угол.

В этой связи, в «ОКБ Сухого» были проведены численные и трубные исследования влияния геометрии задней стенки отсека с АСП на пульсации давления, возникающие в открытом отсеке при пуске АСП.

В результате проведённых расчётов получены осреднённые и нестационарные поля давления, числа Маха, скорости, плотности, температуры, завихренности, позволяющие определить влияние количества граней скоса задней стенки отсека, изменения их угла наклона на нестационарные аэроакустические нагрузки в отсеке перспективного ЛА.

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ТОНАЛЬНОГО ШУМА НЕСУЩЕГО ВИНТА С ПОМОЩЬЮ КОДА «ГЕРБЕРА»

Р.В. Акиншин¹, В.И. Воронцов¹, М.Ю. Зайцев¹,
В.А. Титарев^{1,2}, **Г.А. Фараносов¹**

¹ФАУ «ЦАГИ», Москва, *georgiy.faranosov@tsagi.ru*

²ФИЦ ИУ РАН, Москва

Шум на местности является одним из параметров, который необходимо оптимизировать при проектировании вертолетов нового поколения в виду все большего значения экологических аспектов их эксплуатации. Поэтому задача снижения шума вертолетных винтов является актуальной и востребованной. В связи с тем, что возможности акустического эксперимента для вертолетных винтов (в особенности для режима полета) весьма ограничены в связи с отсутствием в России заглушенных аэродинамических труб достаточного размера, перспективным выглядит использование численных методов применительно к задаче моделирования аэроакустических характеристик таких винтов и разработке методов их улучшения.

Первым шагом в направлении такого использования численных методов является их валидация с использованием доступных экспериментальных данных. В рамках настоящей работы исследована возможность использования вычислительного кода “Герберга” [1] для моделирования аэроакустических характеристик несущего винта на режиме висения, для которого имеется набор экспериментальных данных, позволяющий провести валидацию численного метода [2, 3]. Исходно параллельный вычислительный код “Герберга” развивался применительно к задаче моделирования тонального шума самолетных пропеллеров [4–6] с использованием суперкомпьютеров и был валидирован на экспериментальных данных, полученных на крупномасштабной и маломасштабной аэроакустических установках [5].

В настоящей работе с помощью кода “Герберга” проведено моделирование аэродинамических и акустических характеристик модельного двухлопастного вертолетного винта на режиме

висения. Моделирование проводилось на основе численного решения уравнений Эйлера, что позволяет, как показал опыт расчетов самолетных винтов, приемлемо воспроизводить интегральные аэродинамические характеристики и первые тональные составляющие шума.

Геометрия лопасти была аналогична той, которая рассматривалась в эксперименте [2]: лопасть была прямоугольной в плане, без крутки, диаметр винта составлял $D = 2.76$ м. Концевое число Маха составляло 0.55, угол установки лопасти 8° . Отметим, что аналогичная конфигурация рассматривалась в работе [3], но в ней проводилось моделирование лишь одной лопасти в рамках подхода, предложенного в [7], что не позволяло явным образом учесть взаимодействие между лопастями винта.

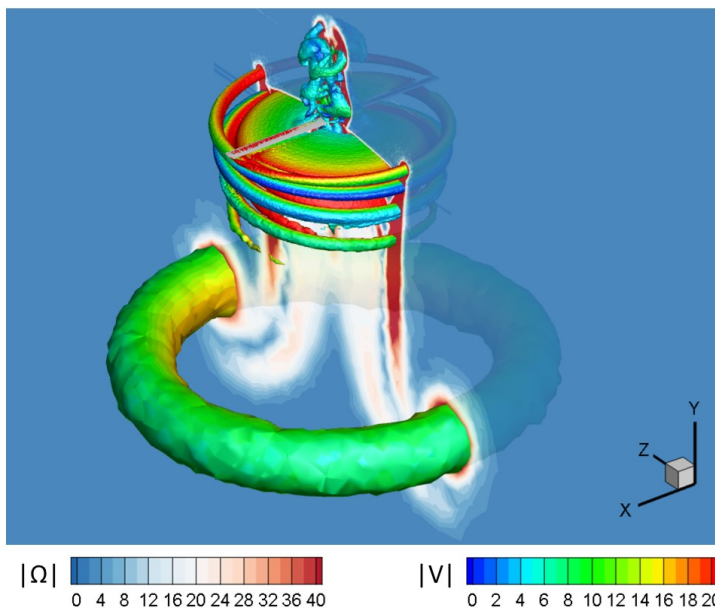


Рис. 1. Мгновенное поле вокруг винта после 10 оборотов; изоповерхности Q -критерия, подцветенные значением модуля скорости; поле модуля завихренности в плоскости $X=0$

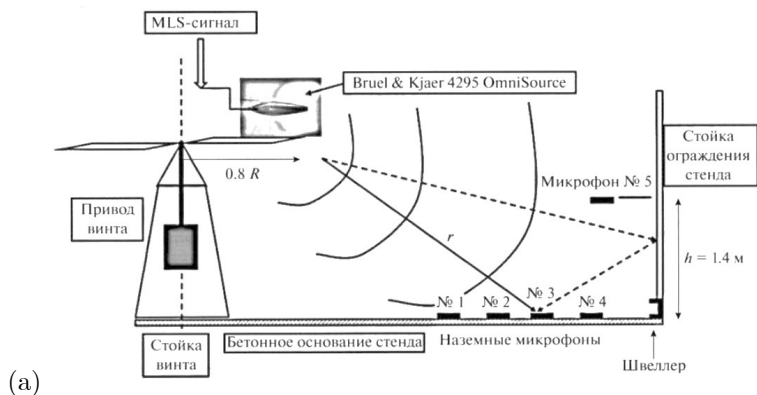
Расчеты проводились на неструктурированной сетке с тетраэдральными ячейками, состоящей из подвижной области вокруг винта и неподвижной внешней области. Общее число ячеек составляло около 55 млн. Нестационарное моделирование

выполнялось примерно для 10 оборотов винта, что существенно больше, чем для самолетных винтов. В качестве начальных данных для нестационарного расчета использовались результаты стационарного расчета, проводимого с большим шагом по времени. Необходимость длительного расчета при моделировании винта на режиме висения объясняется отсутствием набегающего потока, сносящего возмущения: винт сам создает течение в окружающем пространстве. На рис. 1 показана типичная картина мгновенного поля течения вокруг винта после примерно 10 оборотов. Хорошо заметен так называемый стартовый вихрь, имеющий вид вихревого кольца. Как видно, за время моделирования стартовый вихрь отделился от плоскости вращения винта чуть более чем на один калибр и все еще оказывает влияние на поле течения около винта. В частности, влияние стартового вихря выражается в виде индуцированного кольцом поля скорости, приводящего к некоторому уменьшению тяги винта, которое тем более заметно, чем ближе стартовый вихрь к плоскости винта.

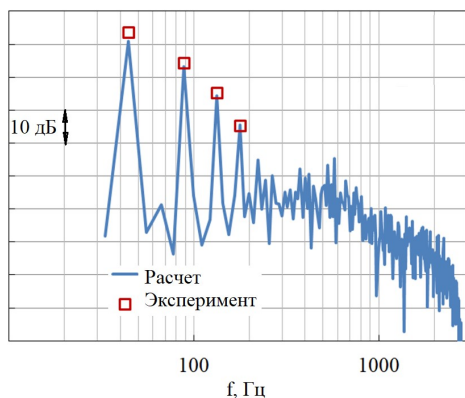
В результате моделирования получено, что значение тяги в расчете занижено примерно на 13%, а крутящего момента – на величину около 20%. Занижение тяги отчасти связано с эффектом стартового вихря и может быть уменьшено за счет более длительного времени моделирования, а занижение крутящего момента – с использованием уравнений Эйлера и не учетом вязкой компоненты аэродинамической силы, дающий вклад в интегральное значение момента.

Далее был выполнен расчет звукового поля как вблизи винта – для сравнения с данными измерений [3], так и в дальней зоне, представляющей интерес с практической точки зрения. Сравнение с экспериментом показало неплохое совпадение расчета для первых 4-х тональных компонент: основной (на частоте следования лопастей), и ее трех гармоник (рис. 2).

В дальнейшем поле был проведен анализ направленности тонального шума, а также анализ вклада различных механизмов шумообразования: шума вытеснения и шума нагрузки.



(а)



(б)

Рис. 2. (а) – схема эксперимента [2, 3], (б) – сравнение уровней тональных компонент шума, полученных в расчете и эксперименте [2, 3] (микрофон N.4)

Представленный метод может быть использован для исследования влияния геометрических модификаций лопасти винта на структуру низкочастотного тонального шума.

Для валидации кода «Гербера» использовались, в том числе, данные экспериментов, проведенных в УНУ «Заглушенная камера с потоком АК-2» ФАУ «ЦАГИ», модернизируемой при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования РФ по соглашению № 075-15-2022-1036.

Данная работа выполнена при частичной поддержке гранта Российского научного фонда (проект № 21-71-30016).

Литература

1. В.А. Титарев. Программный комплекс “Гербера” для расчета аэроакустических характеристик воздушных самолетных винтов. Свид. о регистрации программ N 2020616696 от 22.06.2020.
2. В.Ф. Копьев, М.Ю. Зайцев, Н.Н. Остриков, С.Л. Денисов, С.Ю. Макашов, В.А. Аникин, В.В. Громов. Об определении акустических характеристик моделей несущих вертолетных винтов на открытом стенде. Акуст. журн., Т.62(6), 2016, с. 725–730.
3. В.Ф. Копьев, М.Ю. Зайцев, В.И. Воронцов, С.А. Карабасов, В.А. Аникин, Расчет шума несущего винта вертолета и его экспериментальная проверка на режиме висения. Акуст. журн., Т.63(6), 2017, с. 651–664.
4. И.В. Беляев, В.Ф. Копьев, В.А. Титарев. Разработка нового подхода к расчету шума винтов с использованием суперкомпьютеров. Уч. зап. ЦАГИ, Т.XLV(2), 2014, с. 78–106.
5. I. Belyaev, V.F. Kopyev, I.V. Pankratov, R.A. Skvortsov, V.A. Titarev, M.Yu. Zaytsev. Comparison of rotor noise measurement results in large-scale and small-scale anechoic facilities. 21st AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 2015, AIAA paper 2015-2986.
6. В.А. Титарев, Г.А. Фараносов, С.А. Чернышев, А.С. Батраков. Численное моделирование влияния взаимного расположения винта и пилона на шум турбовинтового самолета. Акуст. журн., Т.64(6), 2018, с. 737–751.
7. A.S. Morgans, S.A. Karabasov, A.P. Dowling, T.P. Hynes. Transonic helicopter noise. AIAA J., V.43(7), 2005, p.1512–1524.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ГЕНЕРАЦИИ АКУСТИЧЕСКИХ ВОЛН ВИНТОМ КВАДРОКОПТЕРА В РАМКАХ МОДЕЛИ АКУСТИКО-ВИХРЕВОЙ ДЕКОМПОЗИЦИИ

А.А. Аксенов¹, Д.В. Клименко² С.Ф. Тимушев²,
Е.В. Шапоренко³

¹ОИВТ РАН, Москва, andrey@tesis.com.ru

²МАИ, Москва, irico.harmony@gmail.com

³ВИП, Нижний Новгород, elena.shaporenko@flowvision.ru

Акустическое воздействие малых летающих аппаратов на окружающую среду вызывает ухудшение экологической обстановки. Поэтому проектирование аппаратов, имеющих малый шум, является актуальной проблемой. Современное проектирование предполагает использование численного моделирования как способа автоматизации инженерных расчетов функционирования создаваемых объектов до их реального воплощения «в металле». Это подход проявляется и при моделировании шума от создаваемого объекта.

В настоящее время начинает широко использоваться подход к моделированию генерации и распространения акустических волн через декомпозицию нестационарного давления на гидродинамические пульсации (псевдозвук) и акустическое поле [1]. Одна из реализаций этого подхода достигается путем определения пульсаций поля на воображаемой поверхности, удаленной от источника акустического поля, где практически нет пульсаций гидродинамического поля (поверхность Кирхгофа) [2]. За пределами этой поверхности решается волновое уравнение переноса акустических волн различными методами. Главный недостаток этого метода – неопределенность в расстоянии, на котором необходимо провести поверхность Кирхгофа. Дело в том, что при расчете методами CFD акустическая составляющая давления достаточно быстро затухает из-за схемной вязкости численного метода. Для преодоления схемной вязкости приходится дробить расчетную сетку, что приводит к большому потреблению вычислительных ресурсов. Поэтому приближение поверхности Кирхгофа к источнику шума уменьшает требуемые

ресурсы компьютера, но вызывает искажения акустического поля за счет того, что на этой поверхности учитываются не только акустические, но и вихревые колебания давления (псевдозвук). Удаление поверхности Кирхгофа от источника приводит к искажению не только амплитуд акустической волны, но и ее спектральных характеристик, так как схемные эффекты CFD-метода влияют по-разному на разные частоты.

В настоящей работе используется подход акустико-вихревой декомпозиции [3]. В нем источник шума определяется непосредственно в объеме поля течения, являющегося генератором шума. Расчет акустических волн проводится во всей области расчета, включая источник шума. Данный подход реализован в программном комплексе FlowVision и является усовершенствованной мультипроцессорной моделью ранней однопроцессорной бета-версии [4]. Процесс расчета выглядит следующим образом. Сначала на достаточно подробной сетке в интересующей области проводится расчет движения газа или жидкости с учетом сжимаемости среды. При этом используются LES/iLES подходы расчета турбулентного течения. Объемный акустический источник рассчитывается на заданном количестве шагов по времени. Акустический источник представляет собой облако точек внутри заданного объема. В каждой точке акустический источник хранится в виде спектра по частотам (разложен в ряд Фурье). Расчет акустики может осуществляться либо одновременно и на той же сетке, что и CFD расчет, либо с использованием рассчитанного источника на другой расчетной сетке и в другой области расчета. Например, если в расчете необходимо определить дальнейшее акустическое поле, то CFD расчет проводится в меньшей области расчета, где и рассчитывается источник. Далее в увеличенной области расчета решаются уравнения акустики с рассчитанным источником и соответствующими граничными условиями. Волновое уравнение рассчитывается для переноса пульсация давления явным методом.

В работе показаны результаты расчета аэродинамических характеристик винта квадрокоптера в режиме висения, которые сравниваются с экспериментальными данными [5]. Также приводится расчет акустики дальнего поля шума винта.

Литература

1. К.И. Артамонов. Термогидро-акустическая устойчивость. М.: Машиностроение, 1982. – 261 с,
2. F. Farassat and M.K. Myers. Extension of Kirchhoff's formula to radiation from moving surfaces. *Journal of Sound and Vibration* 123, 451–461, 1988.
3. S.C. Crow. Aerodynamic Sound Emission as a Singular Perturbation Problem. -*Studies in Applied Mathematics*, 1970, vol. XLIX, No.1.
4. Sergey Timushev, Alexey Yakovlev, Dmitry Klimenko, Andrey Aksenov, Vladimir Gavriluk, Pyotr Moshkov, CFD-CAA approach for sound generation and propagation in the UAV propeller with subsonic flow. Quiet Drones. International e-Symposium on UAV/UAS Noise Remote from Paris – 19th to 21st October 2020.
5. J.B. Brandt. Small-scale propeller performance at low speed. Master thesis, University of Illinois at Urbana-Champaign, 2005.

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ГЕНЕРАЦИИ ШУМА РАЗНЫМИ КОНФИГУРАЦИЯМИ ВИНТОВ МУЛЬТИКОПТЕРА

А.А. Аксенов¹, Д.В. Клименко², П.А. Мошков²,
С.Ф. Тимушев², С.Ю. Федосеев², А.А. Яковлев²

¹*ОИВТ РАН, Москва, andrey@thesis.com.ru*

²*МАИ, Москва, irico.harmony@gmail.com*

Небольшие мультикоптеры (дроны), становятся все более полезными для коммерческой и частной деятельности. Несмотря на свою полезность, беспилотники создают шум, который раздражает население [1–3]. Акустические характеристики становятся ключевым контрольным и конструктивным параметром [4], и вводят дополнительные ограничения на шумовое загрязнение, которое оказывает непосредственное влияние на здоровье людей [5].

В данной работе продолжена верификация метода декомпозиции псевдозвука (вихревой моды) и акустического поля [6], который реализован в однопроцессорной бета-версии [7] акустической модели пакета FlowVision 2.5.

Линеаризуя уравнения движения сплошной сжимаемой среды, можно получить неоднородное волновое уравнение относительно колебаний энтальпии потока (a – скорость звука в невозмущенной среде):

$$\frac{1}{a^2} \frac{d^2 h}{dt^2} - \Delta h = -\Delta H. \quad (1)$$

Возмущающую функцию в правой части уравнения (1) можно выразить через поле скоростей вихревой моды:

$$-\Delta H = \nabla \left(\frac{1}{2} \nabla U^2 - \mathbf{U} \times \nabla \times \mathbf{U} \right). \quad (2)$$

В акустико-вихревом методе источник шума может быть представлен как функция поля скорости вихревой моды. Такой подход в значительной степени избавляет от произвола и условностей аэроакустической аналогии, определяя источник, пульсации давления и распространение шума в ближнем поле, как прямой результат численного моделирования.

Расчетное исследование проведено для винта Parrot Mambo Drone (<http://www.thingiverse.com/thing:3315340>). Диаметр винта 70 мм, частота вращения 12000 об/мин. Рассматривается отдельный винт в режиме висения и ряд конфигураций с 4 и 6 винтами. Винты помещены в расчетную область в форме полусферы радиусом 5 м. Нижняя часть полусферы моделирует твердую абсолютно отражающую поверхность.

Расчеты проведены «методом подвижного тела» -- в процессе расчета винт поворачивается, моделируя реальное вращение. Ниже (рис. 1) приведено характерное распределение мгновенного поля давления и скорости в плоскости, прилегающей к плоскости вращения винта, для конфигурации Неха с шестью винтами.

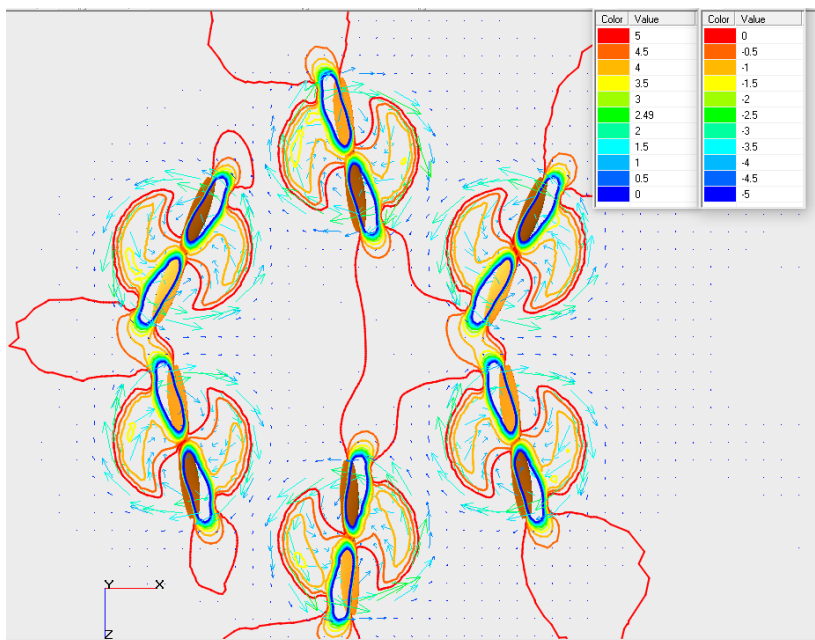


Рис. 1. Мгновенное поле давления и скорости над плоскостью вращения винтов для схемы Неха, м/с, Па

Мгновенное поле давления в меридиональной плоскости имеет неоднородность на два порядка ниже, чем в плоскости вращения винта, поэтому источник гармонических пульсаций

ЧСЛ определяется в основном распределением давления на лопастях винта.

Анализ нестационарных полей давления показывает, что генерация шума должна сильно зависеть от гидродинамического взаимодействия роторов, учитывая их взаимное положение [8]. Эти проблемы будут рассмотрены в следующем исследовании.

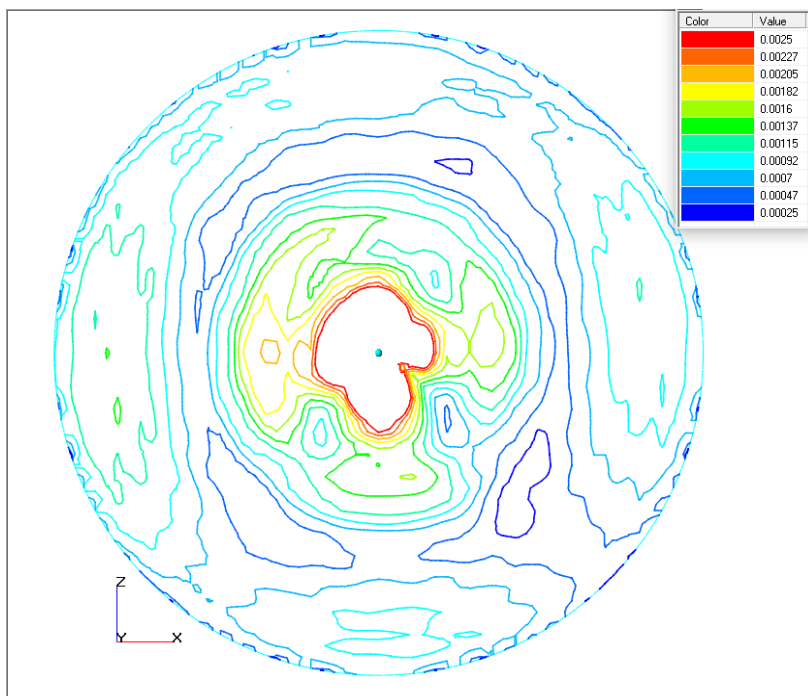


Рис. 2. Неха. Уровень амплитуды ЧСЛ на поверхности полусферы, Па

Закономерности изменения амплитуды вблизи винта и в ближнем поле, а также влияние конечно-разностной сетки рассмотрены в [9]. На рис. 2 показано распределение амплитуды ЧСЛ на поверхности полусферы для конфигурации Неха.

Результаты расчета звуковой мощности для исследованных конфигураций сведены в таблицу 1.

Таблица 1. Звуковая мощность излучения ЧСЛ

Конфигурация	Звуковая мощность, Вт	Звуковая мощность, дБ
Single	2.533E-08	4.807E+01
Quadro	1.705E-07	6.464E+01
Hexa	1.090E-07	6.075E+01
Hexa2	1.323E-07	6.243E+01

Все мульти-роторные схемы дают повышение звуковой мощности первой гармоники ЧСЛ на 12-16 дБ. При этом схема Quadro имеет худший результат. Возможно, такой результат связан с тем, что в данном исследовании не рассматривалась оптимизация взаимного положения винтов.

Литература

1. “BBC News: “Why your pizza may never be delivered by drone.” <https://www.bbc.com/news/business-46483178>. Accessed: 11-03-2019.
2. P.A. Moshkov., V.F. Samokhin, A.A. Yakovlev. Selection of an audibility criterion for propeller driven unmanned aerial vehicle // Russian Aeronautics. 2018. Vol. 61. No. 2. pp. 149-155. DOI: 10.3103/S1068799818020010
3. P. Moshkov, N. Ostrikov, V. Samokhin, A. Valiev. Study of Ptero-G0 UAV Noise with Level Flight Conditions // 25th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. 2019. AIAA Paper No. 2019-2514. <https://doi.org/10.2514/6.2019-2514>
4. C. Holsclaw. Stage 5 Airplane Noise Standards, Federal Aviation Administration, Federal Register, Vol. 81, No. 1923, Washington, D.C., Jan. 2016.
5. H. Swift. A Review of the Literature Related to Potential Health Effects of Aircraft Noise // Partnership for Air Transportation Noise and Emissions Reduction, Massachusetts Inst. of Technology PARTNERCOE-2010-003, Cambridge, MA, July 2010.
6. S.C. Crow. Aerodynamic Sound Emission as a Singular Perturbation Problem.- Studies in Applied Mathematics, 1970, vol. XLIX, No.1.

7. Sergey Timushev, Alexey Yakovlev, Dmitry Klimenko, Andrey Aksenov, Vladimir Gavrilyuk, Pyotr Moshkov. CFD-CAA approach for sound generation and propagation in the UAV propeller with subsonic flow // Quiet Drones. International e-Symposium on UAV/UAS Noise Remote from Paris – 19th to 21st October 2020
8. Brendan Smith, Farhan Gandhi, Robert Niemiec. A Comparison of Multicopter Noise Characteristics with Increasing Number of Rotors // Presented at the Vertical Flight Society's 76th Annual Forum & Technology Display, Virginia Beach, Virginia, October 6-8, 2020.
9. А.А. Аксенов, С.Ф. Тимушев, Д.В.Клименко, С.Ф. Федосеев. Применение акустико-вихревого метода для моделирования шума пропеллера квадрокоптера // Математическое моделирование, 2022.

РАЗВИТИЕ МОДЕЛИ ОБЛЕДЕНЕНИЯ ICEVISION2.0 В СВЕТЕ НОВЫХ ТРЕБОВАНИЙ НОРМ ЛЕТНОЙ ГОДНОСТИ

А.А. Аксенов¹, А.А. Бабулин², С.В. Жлуктов¹, М.К. Окулов²,
К.Э. Сорокин¹, **В.И. Шевяков**²

¹ТЕСИС, Москва, andrey@tesis.com.ru

²Филиал «Региональные самолёты» ПАО «Корпорация «Иркут»,
Москва, A_Babulin@ssj.irkut.com

В России при сертификации самолётов транспортной категории для эксплуатации в условиях обледенения используются требования Приложения «С» к «Авиационным правилам» АП-25, описывающие условия обледенения. В европейских сертификационных требованиях CS-25, кроме Приложения «С», используется Приложение «О», в котором рассматриваются крупные переохлаждённые водяные капли. В настоящее время использование Приложения «О» предлагается в проекте нового российского сертификационного документа «Нормы лётной годности» (НЛГ-25), введение которого ожидается в ближайшее время. Учитывая это, необходимо иметь инструмент определения форм и размеров ледяных отложений и для условий Приложения «О».

С точки зрения численного моделирования обледенения главное в Приложении «О» – это большая водность и капли большого диаметра (до 500 мкм и более). При таких параметрах дисперсного потока на первый план выходят такие физические факторы, как срыв плёнки воды и разбрызгивание плёнки при попадании в неё крупных капель. При этом поток дисперсной среды становится существенно мультидисперсным, так как срывающиеся капли имеют не только другой диаметр (обычно меньше, чем средний диаметр капель в рамках Приложения «О»), но и другую температуру.

Для расчёта обледенения самолётов в рамках Приложения «О» модель обледенения IceVision [1], реализованная в рамках программного комплекса FlowVision [2], была модифицирована. В модели IceVision изменение формы льда рассчитывается с использованием технологии VOF. Внешнее обтекание самолёта

рассчитывается одновременно с изменением формы льда и его прогрева. Шаг по времени, за который изменяется форма льда, может на два и более порядков превосходить шаг по времени, с которым интегрируются уравнения внешнего обтекания, тем не менее, остаётся малой величиной относительно отрезка времени обледенения. В отличие от лагранжевых подходов (Fensap ICE, StarCCM+, Lewice), в IceVision эйлерова расчётная сетка не перестраивается. Она автоматически адаптируется соответственно заданным критериям адаптации, например, в области прохождения границы раздела лед-воздух. Такой подход обеспечивает устойчивый расчёт образования ледяных отложений произвольной формы.

В новой версии модели IceVision 2.0 учитываются срыв плёнки воды с поверхности льда и разбрызгивание падающих капель и плёнки на поверхностях самолета и льда. В модели IceVision 2.0 предполагается, что температура срывающихся капель равна температуре плёнки (т.е. температуре плавления льда). Диаметр вторичных капель рассчитывается с использованием известных эмпирических корреляций.

В модели IceVision 2.0 при расчёте течения воды по твёрдой поверхности учитывается действие аэродинамических сил, силы тяжести и силы поверхностного натяжения. Поверхностное натяжение создаёт эффект поперечного стягивания плёнки. Это приводит к образованию потоков воды и ледяных отложений в форме ручейков. На поверхности льда выполняется балансовое соотношение, в котором учитываются энергия падающих капель, теплообмен между льдом и воздухом, теплота кристаллизации и теплота испарения / сублимации. Моделируются конденсация водяного пара на поверхности плёнки / сухого льда и таяние льда при соответствующих локальных условиях.

В докладе представлено валидационное исследование модели IceVision 2.0 на различных экспериментальных тестах, опубликованных в открытой литературе.

Литература

1. A.A. Aksenov, P.M. Byvaltsev, S.V. Zhluktoy, K.E. Sorokin, A.A. Babulin, V.I. Shevyakov. Numerical simulation of ice accretion on airplane surface. AIP Conference Proceedings 2125, 030013 (2019).
2. Аксенов А.А. FlowVision: индустриальная вычислительная гидродинамика // Компьютерные исследования и моделирование, 2017, Т.9, N.1, с. 5–20.

ГЕНЕРАЦИЯ АНИЗОТРОПНОГО ТУРБУЛЕНТНОГО ПОЛЯ С ЗАДАННЫМИ ПАРАМЕТРАМИ НА ОСНОВЕ ТЕНЗОРНОГО МЕТОДА ФИЛЬТРАЦИИ

А.В. Александров¹, Л.В. Дородницын²

¹Институт прикладной математики им. М.В.Келдыша РАН, Москва

²Московский государственный университет имени М.В.Ломоносова, Москва, dorodn@cs.msu.ru

Искусственно сгенерированные турбулентные поля широко используются в вычислительной газовой динамике. Такие поля применяются, прежде всего, при задании входного турбулентного потока в качестве граничных условий.

В тех задачах, где нет необходимости учитывать детальные свойства анизотропных турбулентных полей, широкое распространение получили спектральные или Фурье-методы генерации [1, 2]. Типичный подход состоит в том, что на основе заданного энергетического спектра турбулентности, параметризованного в соответствии с энергонесущим масштабом, строится однородное изотропное поле, которое затем адаптируется к анизотропному случаю с учетом тензора рейнольдсовых напряжений, известного в каждой точке. Полученные таким образом искусственные анизотропные турбулентные поля имеют корректные одноточечные моменты первого и второго порядка, но при этом не контролируются двухточечные моменты второго порядка, учёт которых очень важен в задачах вычислительной аэроакустики. В [3] приводится пример занижения уровня шума в дальнем поле в задаче о взаимодействии анизотропной турбулентности с крыловым профилем.

В работе [4] был предложен метод прямой анизотропной фильтрации (DAF), основанный на свертке поля белого шума. В случае осесимметричной турбулентности метод позволяет корректно передать интегральные масштабы турбулентности. Однако оригинальный DAF не управляет поперечной средней скоростью. В работе [5] авторами был построен более общий прямой тензорный метод фильтрации. Генерируемые с его помощью осесимметричные турбулентные поля воспроизводят полный набор физических параметров.

Общая непрерывная модель. Векторное поле функции тока $\vec{\psi}(\mathbf{x}, t)$ строится с помощью фильтрации белого шума $\mathcal{U}_k(\mathbf{x}, t)$:

$$\psi_k(\mathbf{x}, t) = \int_{\mathbf{R}^3} G_{kl}(\mathbf{x} - \mathbf{x}') \mathcal{U}_l(\mathbf{x}', t) d\mathbf{x}'. \quad (1)$$

Используется стандартный трехмерный белый шум с единичной дисперсией:

$$\langle \mathcal{U}_k(\mathbf{x}, t) \mathcal{U}_l(\mathbf{x}', t) \rangle = \delta(\mathbf{x} - \mathbf{x}') \delta_{kl}.$$

Поле скоростей $\mathbf{u}' = \text{rot } \vec{\psi}$ получается путем аналитического дифференцирования формулы (1):

$$u_i(\mathbf{x}, t) = \varepsilon_{ijk} \int_{\mathbf{R}^3} \frac{\partial}{\partial x_j} G_{kl}(\mathbf{x} - \mathbf{x}') \mathcal{U}_l(\mathbf{x}', t) d\mathbf{x}'. \quad (2)$$

Тем самым автоматически обеспечивается несжимаемость поля скоростей.

Матричное ядро фильтра $G_{ij}(\mathbf{r})$ определяется через известную матрицу ковариаций функции тока $C_{ij}(\mathbf{r})$. Образ Фурье последней $\hat{C}_{ij}(\mathbf{k})$ подвергается факторизации Холецкого

$$\hat{C}(\mathbf{k}) = \hat{\mathbf{G}}(\mathbf{k}) \hat{\mathbf{G}}(\mathbf{k})^T. \quad (3)$$

Затем для нахождения $\mathbf{G}(\mathbf{r})$ выполняется обратное преобразование Фурье от $\hat{\mathbf{G}}(\mathbf{k})$. В свою очередь, тензоры ковариаций функции тока $C_{kl}(\mathbf{r})$ и скорости $R_{kl}(\mathbf{r})$ связаны друг с другом [5].

Метод [5] обобщает частные случаи изотропной турбулентности и «скалярно-анизотропной» модели [4]. Тензорный метод фильтрации приобретает простой наглядный вид в приближении осесимметричной турбулентности.

Осесимметричный случай. Пусть выделенное направление совпадает с осью x . Анизотропию турбулентного поля характеризуют среднеквадратичные скорости пульсаций u_a , u_t и интегральные масштабы l_a , l_t в осевом и поперечном направлениях.

Пользуясь гипотезой Кершена–Глибе [6], выберем следующую модель [5] спектрального тензора ковариаций функции тока:

$$\hat{C}(\mathbf{k}) = l_a^4 u_a^2 f(\xi) \text{diag}(1 + \alpha, 1, 1), \quad \xi^2 = l_a^2 k_a^2 + l_t^2 k_t^2,$$

$$\mathbf{k} = (k_a, k_y, k_z), \quad k_t = \sqrt{k_y^2 + k_z^2}, \quad \alpha = 2 \frac{u_t^2}{u_a^2} - \frac{l_t^2}{l_a^2} - 1.$$

В волновом векторе \mathbf{k} выделяются осевая и поперечная составляющие. В качестве $f(\xi)$ задается безразмерная функция, фигурирующая в той или иной модели энергетического спектра *изотропной* турбулентности.

Матрица ядра фильтра, согласно (3), становится диагональной и, после обратного преобразования Фурье, приобретает вид:

$$\mathbf{G}(\mathbf{r}) = G(\mathbf{r}) \text{diag}(\sqrt{1+\alpha}, 1, 1), \quad G(\mathbf{r}) = u_a l_a^{-1/2} g(\zeta),$$

$$g(\zeta) = \frac{4\pi}{\zeta} \int_0^\infty \sqrt{f(\xi)} \sin(\xi\zeta) \xi d\xi, \quad \zeta(\mathbf{r}) = \sqrt{\frac{x^2}{l_a^2} + \frac{y^2 + z^2}{l_t^2}}. \quad (4)$$

Дискретный алгоритм. Согласно методу рандомизированных частиц [3, 4], область задания белого шума разбивается на N прямоугольных параллелепипедов с центрами \mathbf{x}_n и размерами $\Delta_x, \Delta_y, \Delta_z$. Поле $\mathcal{U}_k(\mathbf{x})$ приближается системой случайных элементов $\mathcal{U}_{k,n}$. Интеграл в (1)–(2) заменяется конечной суммой. Подстановка в выражение для скорости (2) осесимметричного ядра (4) приводит к покомпонентному представлению

$$u'(\mathbf{x}, t) = \sum_{n=1}^N \left(\frac{\partial G(\mathbf{x} - \mathbf{x}_n)}{\partial y} \Omega_{z,n} - \frac{\partial G(\mathbf{x} - \mathbf{x}_n)}{\partial z} \Omega_{y,n} \right) \sqrt{V_n},$$

$$v'(\mathbf{x}, t) = \sum_{n=1}^N \left(\frac{\partial G(\mathbf{x} - \mathbf{x}_n)}{\partial z} \sqrt{1+\alpha} \Omega_{x,n} - \frac{\partial G(\mathbf{x} - \mathbf{x}_n)}{\partial x} \Omega_{z,n} \right) \sqrt{V_n},$$

$$w'(\mathbf{x}, t) = \sum_{n=1}^N \left(\frac{\partial G(\mathbf{x} - \mathbf{x}_n)}{\partial x} \Omega_{y,n} - \frac{\partial G(\mathbf{x} - \mathbf{x}_n)}{\partial y} \sqrt{1+\alpha} \Omega_{x,n} \right) \sqrt{V_n},$$

$$V_n = \Delta_x \Delta_y \Delta_z, \quad \Omega_{k,n} = \pm 1 (\mathcal{P} = 1/2).$$

Здесь $\Omega_{k,n}$ – набор вихрей со случайными осями вращения. В используемом алгоритме суммы берутся только по вихрям, попадающим в некоторую область влияния для точки \mathbf{x} .

В настоящей работе численно исследуются характеристики искусственных турбулентных полей, генерируемых на основе прямого тензорного метода фильтрации, с использованием спектральных моделей, не реализованных в рамках скалярного DAF-метода [4]. Эффективность метода генерации будет продемонстрирована на примере расчетов ряда тестовых задач.

Работа выполнена при финансовой поддержке Российского фонда фундаментальных исследований, проект № 19-51-80001 БРИКС_т.

Литература

1. R. Kraichnan. Diffusion by a random velocity field. *Phys. Fluids*, v.13, No.1, 1970, pp.22–31.
2. M.L. Shur, P.R. Spalart, M.K. Strelets, A.K. Travin. Synthetic turbulence generators for RANS-LES interfaces in zonal simulations of aerodynamic and aeroacoustic problems. *Flow Turbulence Combust.*, v.93, No.1, 2014, pp.63–92.
3. F. Gea-Aguilera, J. Gill, X. Zhang. Synthetic turbulence methods for computational aeroacoustic simulations of leading edge noise. *Comp. Fluids*, v.157, 2017, pp.240–252.
4. Z. Shen, X. Zhang. Direct anisotropic filter method of generating synthetic turbulence applied to turbulence-airfoil interaction noise prediction. *J. Sound Vibr.*, v.458, 2019, pp.544–564.
5. Александров А.В., Дородницын Л.В. Прямой тензорный метод фильтрации для генерации синтетических турбулентных полей скорости. Препринты ИПМ им. М.В.Келдыша, 2021, N.95, 15 с.
6. E.J. Kerschen, P.R. Glike. Noise caused by the interaction of a rotor with anisotropic turbulence. *AIAA J.*, v.19, 1981, pp.717–723.

ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ АЭРОДИНАМИКИ ГОЛОВНОГО БЛОКА ПРИ АВАРИИ В УСЛОВИЯХ ВЕТРОВОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ

М.И. Аникеева, А.А. Дядькин, М.В. Михайлов

*ПАО «РКК «Энергия», Королев, МО, anikeeva_emina@mail.ru,
anatolydyadkin@gmail.com, maksim.mihaylov9@rsce.ru*

В случае аварии на участке выведения пилотируемого корабля (ПК) на орбиту осуществляется отделение возвращаемого аппарата (ВА) корабля с экипажем от аварийной ракеты-носителя (РН) с помощью двигателей системы аварийного спасения (САС) с последующей посадкой аппарата на парашютах.

Наиболее сложный случай аварии – это авария РН на старте из-за ограниченности времени и высоты для осуществления маневра увода аппарата от аварийной ракеты. Для этого случая чрезвычайно важным является надежное определение аэродинамических сил и моментов, действующих на отделяемый головной блок (ОГБ) в процессе отделения от РН.

В работе осуществляется численное моделирование обтекания системы тел (ОГБ САС и РН) в процессе их разделения с определением сил, моментов и распределения давления в квазистатической постановке – расстояния между телами задаются дискретно. Собственная скорость движения ОГБ с работающими двигательными установками (ДУ) на данной стадии исследования не учитывается. Главной задачей данного этапа является определение влияния ветра, струй ДУ и расстояния между объектами на газодинамические силы и моменты.

Исследования выполнены с использованием программного комплекса (ПК) FlowVision [1] разработки фирмы ТЕСИС, который хорошо зарекомендовал себя при решении задач такого класса.

Исследования выявили значительное влияние ветра со скоростью 30 м/с, характерной для района старта, на структуру течения, распределения давления и газодинамические силы и моменты, действующие на ОГБ при относительно небольших

осевых расстояниях ($x/D = 1,5$, где x – расстояние между ОГБ и РН, D – диаметр миделя ВА).

Интерференция обуславливает изменения давления на донном лобовом теплозащитном экране (ЛТЭ) ВА вследствие частичного затекания в зазор между ОГБ и РН продуктов сгорания ДУ и соответствующее изменение суммарных аэродинамических характеристик ОГБ. Типовые структуры течения при различных расстояниях x/D между ОГБ с работающими ДУ и РН демонстрируются на рисунке 1 в виде полей плотности с векторами скорости.

В работе представлены зависимости от осевого расстояния между ОГБ и РН продольного, нормального коэффициентов сил, момента тангажа и распределения давления на поверхности ОГБ. Приведены структуры течения и поля параметров течения для этих случаев.

На последующих этапах работ планируются исследования влияния собственной скорости движения ОГБ и одновременной работы основного ракетного двигателя (ОРД) и ракетных двигателей разделения (РДР) ДУ САС.

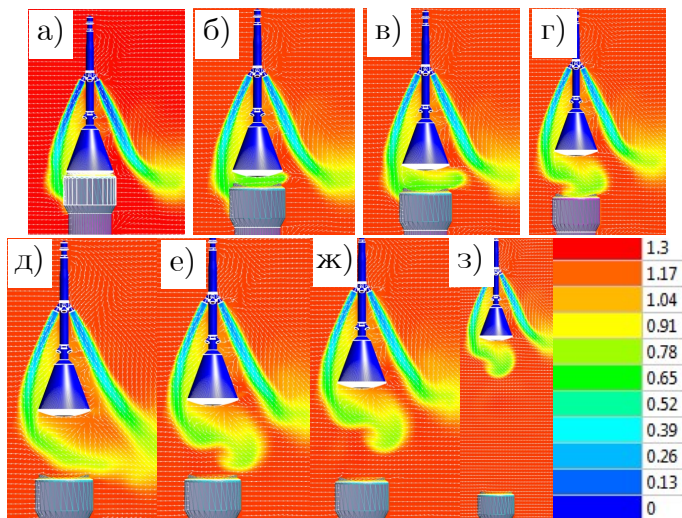


Рис. 1. Структура течения поля плотности и векторов скорости около ОГБ и РН при различных осевых расстояниях x/D :
 а) $x/D = 0$; б) $x/D = 0,25$; в) $x/D = 0,5$; г) $x/D = 1,0$;
 д) $x/D = 1,25$; е) $x/D = 1,5$; ж) $x/D = 2,0$; з) $x/D = 4,0$

Проведен анализ особенностей течения и влияния расстояния x/D между ОГБ с работающими ДУ и РН на аэродинамические характеристики (АДХ) ОГБ САС.

Литература

1. Аксенов А.А. FlowVision: индустриальная вычислительная гидродинамика. Компьютерные исследования и моделирование, 9(1), 2017, с.5–20.

ОПЫТ ПРИМЕНЕНИЯ СХЕМ ПОВЫШЕННОГО ПОРЯДКА ТОЧНОСТИ С КВАЗИОДНОМЕРНОЙ РЕКОНСТРУКЦИЕЙ ПЕРЕМЕННЫХ ПРИ РАСЧЕТАХ НА НЕСТРУКТУРИРОВАННЫХ СЕТКАХ

Е.В. Бабич, Е.В. Колесник

Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого, Санкт-Петербург, ll.helen.ll@mail.ru

Современные задачи аэродинамики и аэроакустики, решаемые посредством численного моделирования, требуют адекватного разрешения мелкомасштабных возмущений с сохранением их волновых свойств, при этом качество и ресурсоемкость вычислений в первую очередь определяются точностью используемых численных схем [1–4]. В настоящее время среди схем высокого порядка точности, применяемых для решения задач на неструктурированных сетках по методу конечного объема, большее распространение получили схемы с квазиодномерной реконструкцией переменных [2–4]. Согласно данному подходу вначале с использованием различных полиномов определяются значения «основных» переменных слева и справа от грани, после чего расчет вектора газодинамических потоков на грани проводится с использованием реконструированных значений. К настоящему времени исследованиям по данной тематике посвящено большое количество публикаций, однако в литературе до сих пор имеются различные мнения по данному вопросу [2]. Настоящая работа посвящена тестированию нескольких схем повышенного порядка точности (3-го и 5-го порядка) с квазиодномерной реконструкцией переменных при расчетах на неструктурированных сетках с различным типом сеточных элементов.

Расчеты выполнены с использованием конечно-объемного «неструктурированного» программного кода SINF/Flag-S, разрабатываемого в СПбПУ. В рамках данной работы код SINF/Flag-S был дополнен возможностью проведения расчетов с применением схем 3-го и 5-го порядков точности с квазиодномерной реконструкцией переменных. Для нахождения

точек расширенного шаблона реконструкции на неструктурированных сетках был реализован алгоритм, предложенный в работах [3, 4].

В работе проведен анализ и сопоставление схем повышенного порядка точности с квазиодномерной реконструкцией переменных, построенных в соответствии с конечно-разностным (КР) и конечно-объемным (КО) подходом. Различие этих подходов заключается в том, что конечно-объемный подход аппроксимирует первую производную с заданным порядком точности, а конечно-разностный с заданным порядком точности аппроксимирует значение переменной на грани. Необходимо отметить, что данные оценки справедливы на равномерной структурированной сетке, т.е. когда реконструкция вырождается в одномерную.

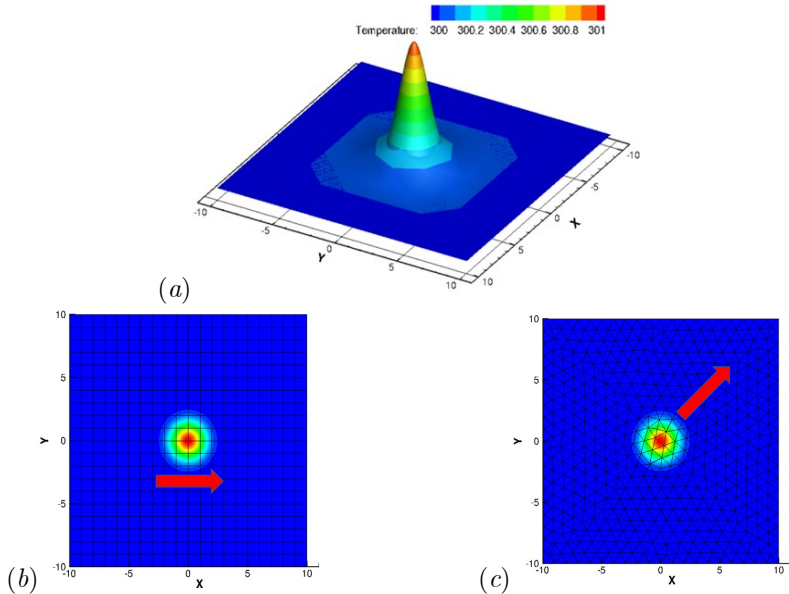


Рис. 1. Пример сигнала, полученного на прямоугольной и треугольной сетках

Тестирование схем проводится на двумерной задаче переноса начального сигнала со скоростью $c = 1$, имеющего вид функции Гаусса (рис. 1 (a)) $T_0(x) = 300 + \exp(-(x^2+y^2)/2)$ в квадратной области $-10 < x < 10$, в течение промежутка времени $t_{\max} = 1.25$. Полученные результаты сравнивались с известным

аналитическим решением. Численная ошибка и порядок точности оценивались в точке максимума функции Гаусса. Расчеты были проведены на сетках с прямоугольным (рис. 2*a*) и треугольным типом ячеек (рис. 2*b*), а также на сетках с сильно скошенными ячейками (рис. 2*c*).

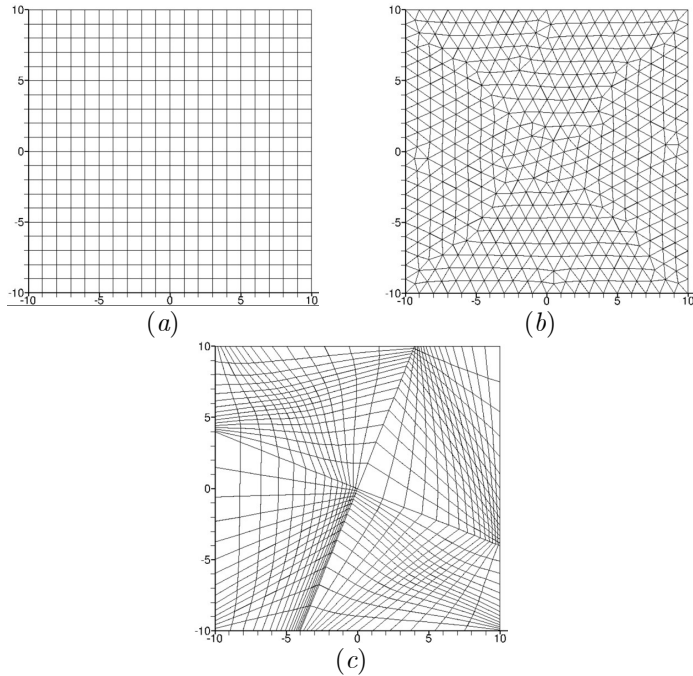


Рис. 2. Пример расчетной сетки с прямоугольными ячейками (а), треугольными ячейками (b) и сетка с сильно скошенными ячейками (с)

На рис. 3*a* показано, что на равномерных сетках с прямоугольными ячейками достигаются предсказываемые теорией порядки точности (до пятого включительно). Для расчетов на сетке из треугольных элементов (рис. 3*b*) видно общее увеличение ошибки аппроксимации по сравнению с результатами на прямоугольной сетке, а порядок точности схем в среднем не превышает трех. Стоит отметить, что в данном случае ошибка аппроксимации может зависеть от выбора ячейки, в которой оценивалась ошибка, поэтому аккуратно оценить порядки точности с помощью такого подхода затруднительно.

В работе также проводился анализ интегральной ошибки для различных сеток и было показано, что высокоточные схемы дают пониженную интегральную ошибку, в том числе на сетках низкого качества (например, с сильно скошенными ячейками).

В целом, можно отметить преимущество схем, построенных по конечно-объемному подходу, при расчете на квазиструктурированных сетках, однако на неструктурированных сетках низкого качества лучшие результаты были получены по схемам, построенным в соответствии с конечно-разностным подходом.

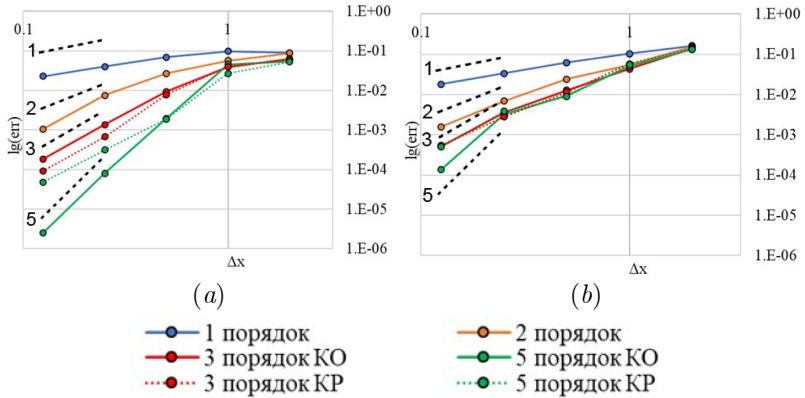


Рис. 3. Ошибка численного решения для задачи переноса температурного сигнала на равномерной квазиструктурированной сетке (a) и треугольной сетке (b)

Литература

1. Liu X.-D., S. Osher, T. Chan Weighted essentially non-oscillatory schemes. J. Comput. Phys., v.115, 1994, pp. 200-212.
2. B. V. Leer, H. Nishikawa Towards the ultimate understanding of MUSCL: Pitfalls in achieving third-order accuracy. J. Comput. Phys., v.446, 2021.
3. C. Le Touze, A. Murrone, H. Guillard Multislope MUSCL method for general unstructured meshes. J. Comput. Phys., v.284, 2015, pp. 389-418.
4. Бахвалов П.А., Козубская Т.К. Схема с квазиодномерной реконструкцией переменных, определенных в центрах элементов трехмерной неструктурированной сетки. Матем. Моделирование, 2016, т. 28, N.3, С. 79–95.

МЕТОД КОНЕЧНО-ЭЛЕМЕНТНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ГИДРОДИНАМИЧЕСКОГО ШУМА, ВОЗНИКАЮЩЕГО ПРИ ОБТЕКАНИИ УПРУГИХ ТЕЛ

Н.В. Балакирева, В.О. Еремеев, С.Г. Зайцева, А.С. Суворов
ИПФ РАН, г.Н.Новгород, eremeev.vladimir.o@ipfran.ru

Представлен метод моделирования гидродинамического шума, позволяющий осуществлять расчет излучения звука в механоакустических системах произвольной геометрии с учетом упругих резонансов движущегося в жидкости тела. Метод основан на представлении акустического излучения как процесса рассеяния турбулентных псевдозвуковых волн на неоднородностях обтекаемой поверхности и оперирует совместным решением уравнений Гельмгольца и теории упругости в конечно-элементной постановке в спектральной области. В качестве исходных гидродинамических данных в методе используется тензор напряжений Лайтхилла, что позволяет подавить нефизичные пульсации, свойственные для расчетов течений жидкости в RANS-LES постановке.

В работе представлены результаты валидации метода на примере классических задач и его апробации в задаче шумоизлучения гидравлического оборудования. Показано, что в отличие от аэроакустической проблематики основной вклад в излучение звука гидродинамическими источниками формируется за счет возбуждения потоком резонансных колебаний обтекаемых тел.

ЛОКАЛИЗАЦИЯ ИСТОЧНИКОВ ШУМА СФЕРИЧЕСКОЙ МИКРОФОННОЙ РЕШЁТКОЙ В ПАССАЖИРСКОМ САМОЛЁТЕ ПРИ НАЗЕМНЫХ ИСПЫТАНИЯХ

Д.В. Барышева¹, Т.О. Лесных¹, Е.В. Иванова¹, Н.В. Ким¹,
М.С. Сергеев¹, Г.А. Романенко², Д.В. Печагин²

¹ПАО «Корпорация «Иркут», Москва, *office@irkut.com*

²ООО «БКМСК», Москва, *info@bkmsk.tech*

Введение. В последнее время оценка акустических характеристик самолета не ограничивается только крейсерскими режимами полета. Рекомендуется оценивать характеристики шума в течение всего полета [1], а также при наземных гонках маршевых силовых установок (МСУ).

Измерения уровня звукового давления (УЗД) на вновь создаваемых самолётах являются обязательными при оценке степени комфорта для пассажиров и условий работы экипажа [2].

Для выявления наиболее заметных источников шума может быть использована система сферического бимформинга. Она разработана специально для использования внутри кабин самолётов, вертолетов и автомобилей, которые могут иметь сложное звуковое поле с большим количеством отражений, что делает невозможным применение обычных плоских микрофонных решеток. Система сферического бимформинга, обеспечивает формирование сферической диаграммы направленности и позволяет обойти данные ограничения.

Измерительный программно-аппаратный комплекс. В рамках данной демонстрационной работы проводилась локализация источников шума системой сферического бимформинга [3], состоявшей из сферической микрофонной решетки, многоканальной системы сбора данных и ПО постобработки. Измерения проводились в кабине экипажа и пассажирском салоне при наземной гонке МСУ.

Сферическая микрофонная решетка состояла из твердой сферы, на поверхности которой расположено 12 видеокамер и 36 микрофонов. Сфера имела диаметр 19,5 см, вес 5 кг. Использование нескольких камер позволило получить панорамное

изображение с наложенными на него акустическими параметрами шума, измеренными микрофонами решетки.

Для обработки акустических данных испытаний использовалось ПО “Array Acoustics Post-processing” [4] со встроенным алгоритмом “Фильтрация и суммирование” (“Filter and Sum”).

Локализация источников шума в салоне. Изложенным выше способом возможно решение практической задачи – получение распределения уровней звукового давления в районе установки сферической микрофонной решётки и выявления мест с наибольшими значениями УЗД в разных диапазонах частот.

Измерения акустических характеристик выполнялись в условиях наземной гонки МСУ на холостом ходу (режим малого газа «IDLE») и при различных вариантах работы системы кондиционирования воздуха (СКВ) и вспомогательной силовой установки (ВСУ).

Результаты измерений по локализации источников шума в контрольных областях в кабине экипажа (рис. 1) и пассажирском салоне (рис. 2) представлены в виде карты распределения полей суммарных УЗД в диапазоне измеряемых частот, а также графиков спектров УЗД ко всем источникам шума в среднем и для отдельных точек на карте.

Выводы. В рамках демонстрационной работы успешно проведены акустические испытания по локализации источников шума в контрольных областях в салоне и кабине экипажа пассажирского самолета при гонке МСУ с применением сферической микрофонной решётки с 36 микрофонами и встроенными цифровыми камерами.

Получены диаграммы распределения суммарных УЗД и выделены источники шума внутри пассажирского салона и кабины экипажа.

Проведен анализ вклада шума самолетных систем, с учётом их конструктивных особенностей, в общий уровень шума в самолете. Данный метод определения акустических характеристик позволяет выявить возможные места доработок конструкции, а повторные испытания - оценить эффективность

данных доработок для снижения общего шума пассажирского самолета.

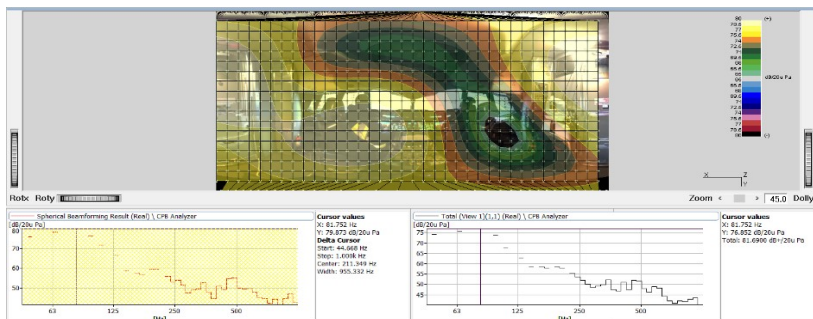


Рис. 1. Кабина экипажа, режим СКВ+ВСУ+МСУ (82 Hz)

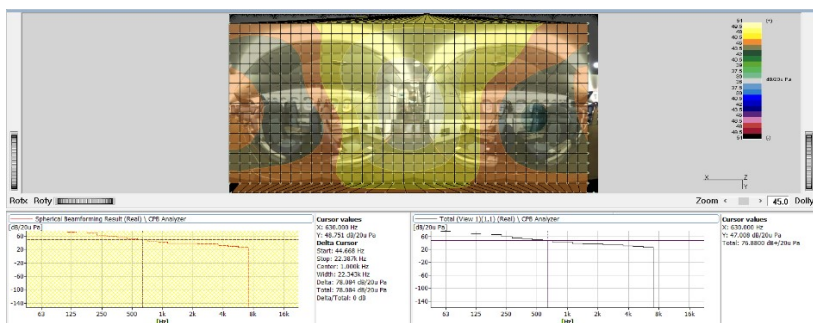


Рис. 2. 3-й ряд пассажирских кресел, режим СКВ+ВСУ (630 Hz)

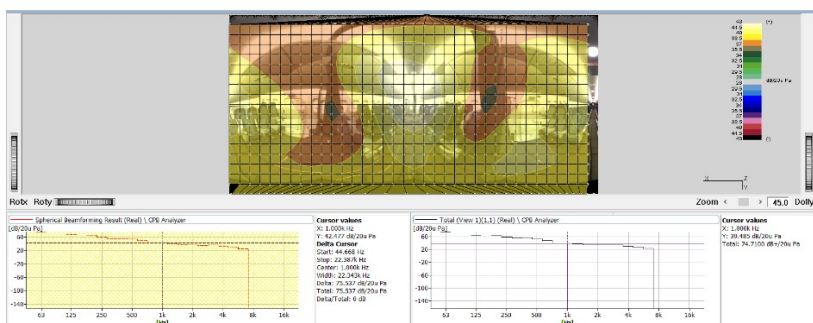


Рис. 3. Зона между бизнес-классом и эконом-классом, режим СКВ+ВСУ+МСУ (1000 Hz)

Литература

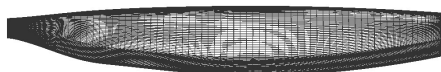
1. ГОСТ 20296-2014. Допустимые уровни шума в салонах и кабинах экипажа и методы измерения шума. – М.: Стандартиформ, 2019, 9 с.
2. А.Г. Муни́н, Б.М. Ефимцов, Л.Я. Кудисова. Авиационная акустика. Ч. 2: Шум в салонах пассажирских самолетов. – М.: Машиностроение, 1986, 262 с.
3. VN 0690–14. Система сферического бимформинга. Техническое описание, “Брюль и Кьер”, 2019, 5с.
4. VP 2144–28. Решение для идентификации источников шума. Техническое описание, “Брюль и Кьер”, 2019, 3с.

РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ АКУСТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК МОДЕЛЕЙ ВИНТОВ ВБЛИЗИ ЗЕМЛИ

А.С. Батраков, А.Н. Кусюмов, **В.В. Пахов**, Р.П. Степанов
КНИТУ-КАИ, Казань, VVPakhov@kai.ru

Валидация численных расчетов характеристик летательных аппаратов (в том числе акустических) остается одной из основных проблем численных методов. Данная работа содержит результаты исследований поля акустического давления в окрестности трех комплектов лопастей с различной формой в плане. Приводится сравнение результатов численных расчетов и экспериментальных данных.

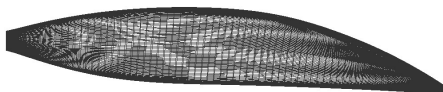
В работе исследовались три комплекта лопастей различной формы в плане. Каждый комплект состоял из четырех лопастей. Комплекты лопастей крепились к жесткой дюралюминовой втулке. Все исследуемые винты имели угол общего шага $\varphi_7 = 8^\circ$ и диаметр 900 мм. Форма в плане трех комплектов лопастей (КП-1, КП-2 и КП-3) показана на рис. 1. Такая форма винтов характерна для конвертопланов.



КП-1



КП-2



КП-3

Рис. 1. Форма лопастей КП-1, КП-2 и КП-3 в плане

Исследование винтов осуществлялось в окрестности подстилающей поверхности (экрана). Исследования характеристик винтов в присутствии экрана имеют большой практический интерес, поскольку взлетно-посадочные режимы конвертопланов сопряжены с более высокими рисками по сравнению с традиционными летательными аппаратами.

Измерения акустических характеристик осуществлялись вертикально установленным линейным массивом из 9 микрофонов GRAS 40PP. Центральный микрофон линейного массива устанавливался в плоскости вращения винта. Дистанция между микрофонами составляла 45 мм (0,1 радиуса винта). Микрофоны были установлены на расстоянии 1,2 радиуса от оси вращения винта.

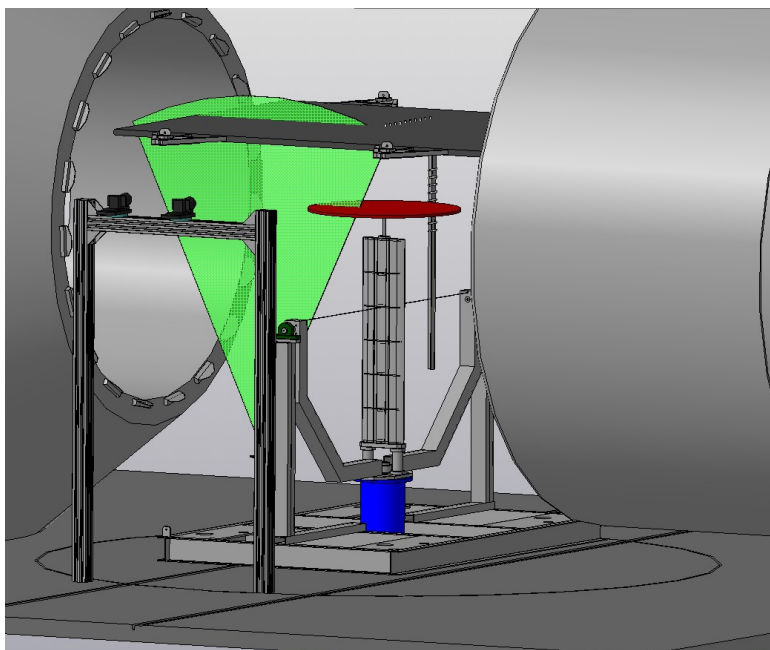


Рис. 2. Схема экспериментальной установки

Акустические характеристики винтов исследовались при различных частотах вращения: 500, 700, 900, 1200, 1400, 1600 и 1800 об/мин. Исследования для режима работы винтов «на месте» проводились в рабочей части АДГ Т-1К, модифицированной для акустических измерений. Схема

экспериментальной установки показана на рис. 2. (экран был установлен на расстоянии одного радиуса винта от плоскости вращения)

На рисунках 3 и 4 представлены временные развертки сигналов микрофонов для винтов КП-1, КП-2 и КП-3. На рис. 4 также представлены результаты численного моделирования акустических характеристик винта КП-1.

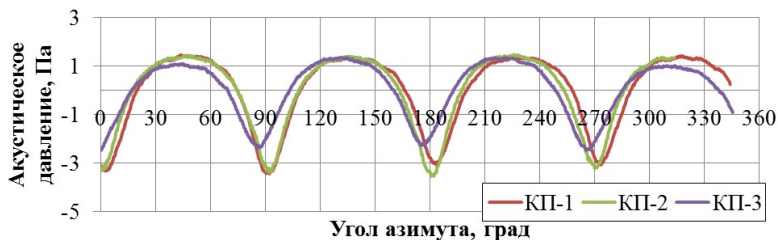


Рис. 3. Временная развертка сигнала микрофона массива, смещенного вверх относительно плоскости вращения на расстояние 0,2 радиуса; винты КП-1, КП-2 и КП-3; частота вращения 900 об/мин; микрофон на 0,2 радиуса выше плоскости вращения винта; эксперимент

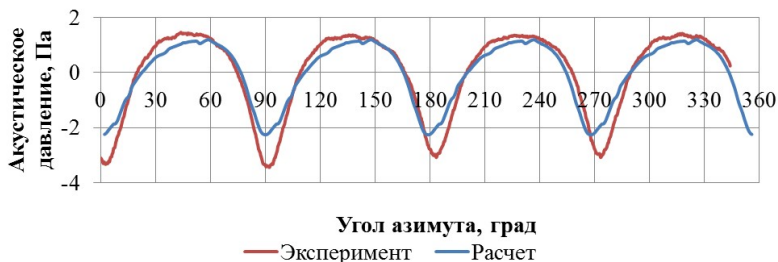


Рис. 4. Сравнение временной развертки давления по результатам численных расчетов и экспериментальных измерений; винт КП-1, частота вращения 900 об/мин; микрофон на 0,2 радиуса выше плоскости вращения винта

В результате проведения экспериментальных исследований установлено, что форма лопастей оказывает существенное влияние на акустические характеристики винта. Винт КП-3 имеет наименьший перепад аэроакустического давления. Разница

между положительным и отрицательным пиковыми давлениями для винта КП-3 приблизительно на тридцать процентов ниже, в сравнении с двумя другими винтами.

Научные исследования проведены при финансовой поддержке Минобрнауки России в рамках исполнения обязательств по Соглашению номер 075-03-2020-051/3 от 09.06.2020 (номер темы FZSU-2020-0021)

СРАВНЕНИЕ ПРОТИВОПОТОЧНЫХ И СИММЕТРИЧНЫХ WENO-СХЕМ ПРИ МОДЕЛИРОВАНИИ БАЗОВЫХ ТУРБУЛЕНТНЫХ ТЕЧЕНИЙ МЕТОДОМ КРУПНЫХ ВИХРЕЙ

С. Бахнэ, А.И. Трошин

*Центральный аэрогидродинамический институт, 140180, Жуковский,
bakhne@phystech.edu*

Как известно, при использовании гибридных RANS/LES-методов в задачах обтекания твердых поверхностей важен вопрос выбора численной схемы. Противопоточные схемы, которые обычно применяются вблизи стенки, обладают высоким уровнем диссипации, непригодным для LES. Центральные-разностные (CD) схемы, привлекательные с точки зрения описания малых масштабов течения, обладают недостаточным запасом устойчивости при использовании их в пристенной части пограничного слоя. Одним из подходов в данной ситуации является использование гибридных разностных схем, которые с помощью эмпирической переходной функции переключаются между противопоточной и центральной-разностной аппроксимациями. Типичным примером такой схемы является [1]. Отметим, что переходная функция в [1] достаточно сложна и включает в себя зависящую от течения константу. Другим подходом может быть применение модифицированных схем семейства WENO, которые, если позволяют гладкость решения, выбирают комбинации элементарных шаблонов из соображений оптимизации диссипативно-дисперсионных свойств. Согласно [2], самыми многообещающими схемами такого типа являются WENO-ZM [3] и WENO-SYMBOO [4].

WENO-ZM относится к классу противопоточных схем, то есть, использует несимметричный шаблон. В WENO-ZM, по сравнению с классической схемой WENO, выбраны индикаторы гладкости и весовые коэффициенты элементарных шаблонов, что позволяет улучшить поведение численного решения в окрестности особых точек (гладких экстремумов и точек перегиба). Схема WENO-SYMBOO добавляет в набор элементарных шаблонов симметричный шаблон, однако включает

его с относительно малым весом, что обеспечивает устойчивость счета в пограничных слоях и вблизи разрывов решения. Кроме того, все весовые коэффициенты WENO-SYMBOO откалиброваны так, чтобы сдвинуть отличный от нуля уровень диссипации вправо по спектру волновых чисел, в область, где дисперсионные ошибки схемы превышают 10%.

Основная цель данной работы — выяснить, насколько схемы WENO-ZM и WENO-SYMBOO могут составить конкуренцию гибридной схеме, комбинирующей классическую схему WENO5 и CD-схему 2 порядка точности с помощью переходной функции [1] в рамках LES. Для сравнения также рассмотрены классическая WENO-схема и CD-схемы различных порядков точности.

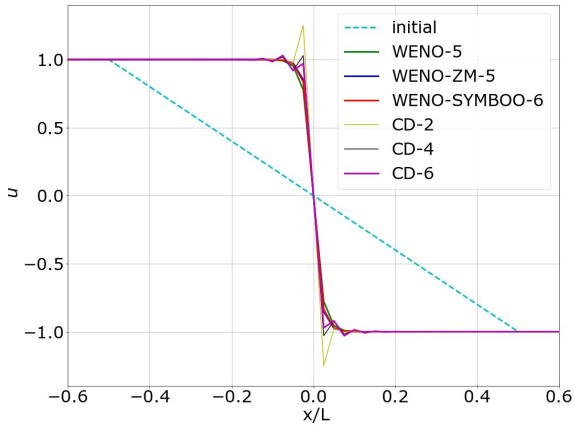


Рис. 1. Уравнение Бюргерса, стационарное решение

На первом этапе работы были проведены одномерные расчеты по модельным уравнениям переноса, Хопфа и Бюргерса. Был установлен численный порядок сходимости по набору вложенных сеток, который совпал для всех схем с теоретическим. Показательным примером в данной серии является решение уравнения Бюргерса в стационарном пределе с кусочно-линейным начальным распределением (рис. 1). Видно, что все центрально-разностные схемы породили существенные осцилляции решения, амплитуда которых тем выше, чем ниже порядок схемы. В противоположность им, все WENO-схемы дали монотонное решение, причем наименее размытым численной вязкостью оказалось решение по схеме WENO-ZM.

На втором этапе были проведены LES-расчеты распада изотропной турбулентности. Использовалась программа *zFlare* (ЦАГИ). На многоблочной структурированной сетке решалась полная сжимаемая система уравнений LES с подсеточной моделью на базе SST, взятой из метода DDES. В качестве временной аппроксимации использовался явный метод Хойна 3-го порядка. Расчеты проводились в кубической расчетной области с периодическими граничными условиями. Для основных расчетов использовалась сетка с 64^3 ячейками. Было установлено, что схемы WENO-ZM и WENO-SYMBOO уступают по качеству воспроизведения энергетического спектра гибридной схеме [1]. Основное отличие пришлось на коротковолновую область спектра, где наблюдалась излишняя диссипативность новых схем. Даже при полном отключении подсеточной модели спектр не содержал развитого инерционного интервала. Таким образом, схемы [3] и [4] рекомендуется применять вILES-постановке.

Заключительный этап был посвящен расчету развития турбулентного временного слоя смешения. Использовалась прямоугольная расчетная область с $128 \times 128 \times 256$ ячейками. Изучалось развитие и характеристики турбулентного сдвигового слоя. Для каждой схемы задавался оптимальный для нее коэффициент подсеточной модели C_{DES} , определенный на предыдущем этапе. На рис. 2 показаны поля продольной компоненты скорости в конечный момент времени по двум численным схемам.

В этом тесте гибридная схема [1] снова оказалась предпочтительной по сравнению с WENO-схемами [3] и [4], разрешив более мелкомасштабные структуры течения. Это сопровождалось более быстрым выходом скорости нарастания толщины слоя смешения на автомодельный режим и более протяженным инерционным интервалом продольного энергетического спектра, вычисленного по центральной плоскости в слое смешения. Заметим, что в этом тесте, как и в задаче о затухании изотропной турбулентности, гибридная схема дала решение, близкое к CD-схеме 2-го порядка точности.

Данная работа позволяет сделать вывод, что, по крайней мере, в расчетах с дозвуковыми LES-областями схемы WENO-ZM и WENO-SYMBOO не могут конкурировать по диссипативным свойствам с гибридной схемой на основе [1].

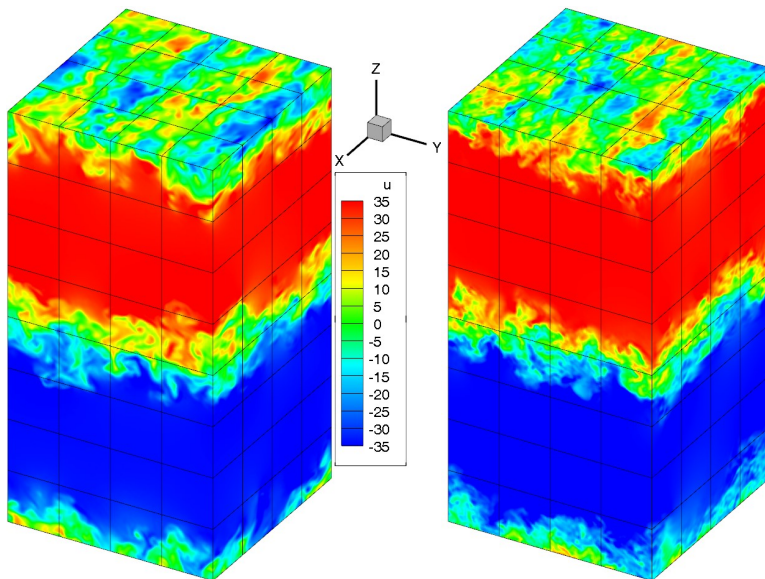


Рис. 2. Поле продольной компоненты скорости при использовании WENO-SYMBOO — слева и гибридной схемы [1] — справа

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда №. 21-71-10105, <https://rscf.ru/en/project/21-71-10105/>

Литература

1. Guseva E.K., Garbaruk A.V., Strelets M.K. An automatic hybrid numerical scheme for global RANS-LES approaches. *J. Phys.: Conference Series* 929, 2017.
2. Li H., Luo Y., Zhang S. Assessment of upwind/symmetric WENO schemes for direct numerical simulation of screech tone in supersonic jet. *J. Sci. Comput.*, 87(1):1-39, 2021.
3. Zhao S., Lardjane N., Fedioun I. Comparison of improved finite-difference WENO schemes for the implicit large eddy simulation of turbulent non-reacting and reacting high-speed shear flows. *Comput. Fluids* 95:74-87, 2014.
4. Nathan J., Datta V. A bandwidth and order optimized WENO interpolation scheme for compressible turbulent flows. *AIAA paper* 2011-366.

ТЕСТИРОВАНИЕ МЕТОДА РАСЧЕТА ОТРЫВНЫХ ТЕЧЕНИЙ НА ОСНОВЕ ПОДХОДА IDDES И МОДЕЛИ ТУРБУЛЕНТНОСТИ КЛАССА DRSM

С. Бахнэ, А.В. Волков, И.С. Матяш, С.В. Матяш,
А.И. Трошин

*Центральный аэрогидродинамический институт, г. Жуковский,
andrey.wolkov@tsagi.ru*

Надежное моделирование отрывных течений до сих пор остается нерешенной задачей вычислительной аэродинамики. Популярные в настоящее время методы, основанные на буссинесковских моделях турбулентности, могут давать ошибку в размере отрывных зон до 100%, связанную с некорректным воспроизведением интенсивности обмена массой, импульсом и энергией через границу отрыва.

Модели турбулентности класса DRSM (Differential Reynolds Stress Models — дифференциальные модели для напряжений Рейнольдса) обладают значительным потенциалом в описании отрывных течений в рамках системы уравнений Рейнольдса [1]. Отметим, что развитию этого направления посвящен европейский проект HiFi-TURB (2019–2022). В связи с этим интересен вопрос: какие преимущества можно получить в *вихреразрешающих* расчетах на базе модели класса DRSM?

В данной работе рассматривается оригинальный вариант метода IDDES, обозначенный DRSM-IDDES, основанный на небуссинесковской модели турбулентности SSG/LRR- ω и сформулированный по аналогии с SST-IDDES [2]. Данный метод реализован в конечно-объемном структурированном коде zFlare (ЦАГИ) и применяется совместно с гибридной схемой WENO5-CD2 с переходной функцией [3]. Метод использует подсеточный масштаб длины SLA [4]. Представлены уравнения, методика настройки ключевых констант, связанных с RANS-LES-гибридизацией метода, и результаты набора тестов.

В качестве тестовых задач выбраны «Затухание изотропной турбулентности», «Развитое турбулентное течение в плоском канале», «Дозвуковой отрыв в гладком канале с расширением» и «Течение вблизи стыка модельного крыла с фюзеляжем». В

первой задаче проводилась калибровка константы C_{DES} , отвечающей за скорость диссипации и форму энергетического спектра турбулентности в LES-области. Во второй задаче варьировалась константа C_{dnl} , определяющая положение границы RANS- и LES-областей вблизи стенки. В третьей задаче настроенный метод без дальнейших изменений был применен расчету дозвукового отрывного течения в области расширения канала (рис. 1). Использовалась сетка, содержащая 4.6 млн ячеек. Расчет по DRSM-IDDES сравнился с аналогичным расчетом по модели SST-IDDES и продемонстрировал значительное приближение к эталонным данным [5] по профилям как средней скорости (рис. 2), так и напряжений Рейнольдса.

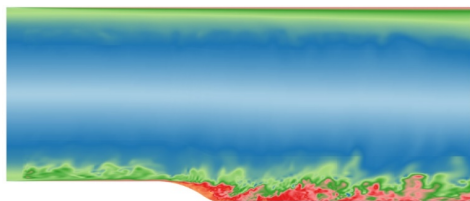


Рис. 1. Мгновенное поле течения в задаче «Дозвуковой отрыв в гладком канале с расширением»

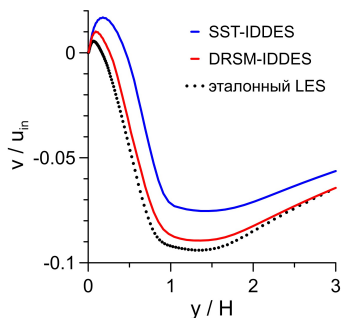


Рис. 2. Профиль поперечной компоненты скорости в сечении, проходящем через центр отрыва

В четвертой задаче с помощью DRSM-IDDES было смоделировано нестационарное течение в окрестности стыка крыла с перпендикулярной плоскостью (рис. 3), которое ранее изучалось экспериментально [6]. Использовалась подробная сетка из 100 млн ячеек. Это течение характерно наличием системы мощных вихрей с существенно анизотропной турбулентностью, которые практически невозможно воспроизвести правильно в рамках подхода RANS. Действительно, в DRSM-IDDES-расчете были получены более реалистичные, чем в RANS-расчетах, профили скорости и напряжений Рейнольдса (рис. 4), а также

характерный для эксперимента бимодальный режим течения, при котором во времени перемежаются два «основных» состояния турбулентного течения. Все проведенные RANS-расчеты, напротив, сходились к стационарному решению.

Полученные результаты дают основания считать, что направление вихреразрешающих методов на основе небуссинесковских моделей турбулентности действительно представляет интерес как способ дальнейшего уточнения описания отрывных течений.

Работа проведена в рамках соглашения о субсидии с Министерством науки и высшего образования (N. 075-11-2021-080 от 24.09.2021 г.).

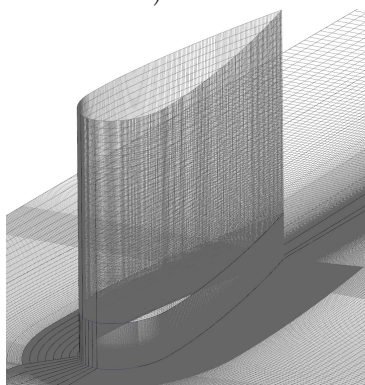


Рис. 3. Общий вид модели в задаче «Течение вблизи стыка модельного крыла с фюзеляжем»

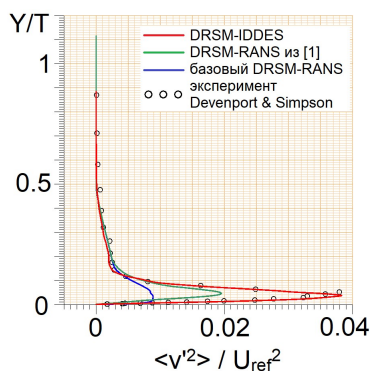


Рис. 4. Профиль $\langle v'^2 \rangle$ в центральной плоскости перед крылом вблизи центра вихря

Литература

1. A. Troshin, I. Matyash, S. Mikhaylov. Reynolds stress model adjustments for separated flows. Proc. ECCOMAS Congress 2020, 12 p., https://www.scipedia.com/public/Troshin_et_al_2021a.
2. M.S. Gritskevich, A.V. Garbaruk, J. Schütze, F.R. Menter. Development of DDES and IDDES formulations for the $k-\omega$ shear stress transport model. Flow Turb. Combust., v.88(3), 2012, pp.431–449.

3. E.K. Guseva, A.V. Garbaruk, M.Kh. Strelets. An automatic hybrid numerical scheme for global RANS-LES approaches. *J. Phys.: Conf. Ser.* v.929, 2017, 012099.
4. M.L. Shur, P.R. Spalart, M.K. Strelets, A.K. Travin. An enhanced version of DES with rapid transition from RANS to LES in separated flows. *Flow Turb. Combust.*, v.95(4), 2015, pp.709–737.
5. S. Lardeau, M.A. Leschziner. The interaction of round synthetic jets with a turbulent boundary layer separating from a rounded ramp. *J. Fluid Mech.*, v.683, 2011, pp.172–211.
6. W.J. Devenport, R.L. Simpson. Time-dependent and time-averaged turbulence structure near the nose of a wing-body junction. *J. Fluid Mech.*, v.210, 1990, pp.23–55.

ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЫ НА ХАРАКТЕРИСТИКИ ВИНТА ВЕРТОЛЕТА

В.Г. Бобков¹, В.А. Вершков¹, Т.К. Козубская¹,
Б.С. Крицкий², Р.М. Миргазов²

¹Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН,
Москва, vbobkov@keldysh.ru

²Центральный аэрогидродинамический институт им. профессора
Н.Е. Жуковского, Жуковский, ruslan.mirgazov@tsagi.ru

При проектировании новых перспективных винтокрылых летательных аппаратов для исследования аэродинамических характеристик (АДХ) винтов широко применяются физические эксперименты в аэродинамической трубе (АДТ). Размер рабочей камеры АДТ ограничен и несомненно оказывает влияние на исследуемые АДХ винта.

В данной работе методика вычислительного эксперимента была применена для исследования влияния стенок рабочей камеры АДТ на АДХ вращающегося винта вертолета на режиме горизонтального полета.

Для исследования применялся исследовательский программный комплекс NOISEtte, разрабатываемый в ИПМ им. М.В. Келдыша РАН [1-2].

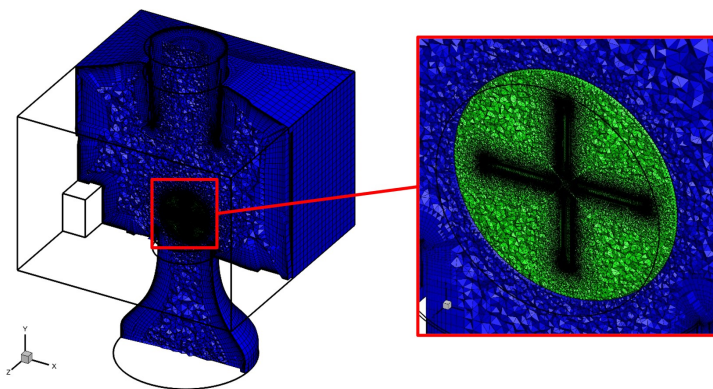


Рис. 1. Расчетная область: винт в АДТ

В расчетах применялась модель на основе нестационарных осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса (URANS). При моделировании обтекания винта в АДТ в расчетной области выделялось вращающаяся цилиндрическая подобласть с винтом и внешняя область, описывающая рабочую камеру АДТ (рис.1). Для описания течения во вращающейся области использовалась модель на основе уравнений Навье-Стокса, записанная в неинерциальной вращающейся системе координат [2]. На границе вращающейся и невращающейся подобластей применялась методика скользящего интерфейса [3].

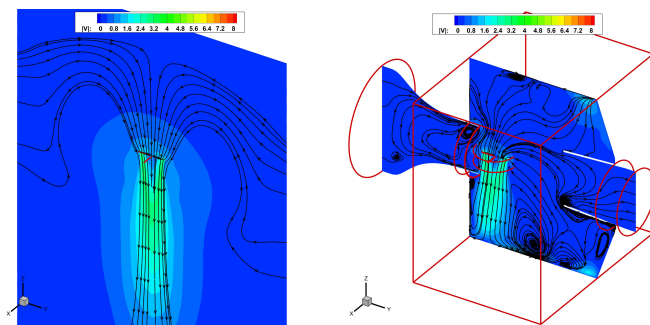


Рис. 2. Поле течения при осевом обтекании изолированного винта(слева) и винта в АДТ (справа).

Анализ результатов, полученных в серии вычислительных экспериментов показал, что для режима висения АДХ изолированного винта и винта в АДТ существенно отличаются из-за влияния макроскопических потоков, вызванных влиянием твердых поверхностей рабочей камеры АДТ (рис. 2).

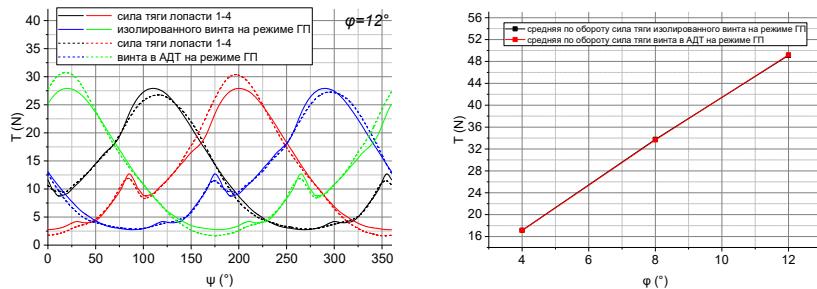


Рис. 3. Величина тяги лопастей по обороту винта (слева) и осредненная по обороту тяга (справа).

Результаты моделирования винта на режиме горизонтального полета показали, что несмотря на отличия в величинах максимумов и минимумов тяги и моментов по обороту винта для изолированного винта и винта в АДГ интегральные характеристики отличаются несущественно (рис. 3).

Технология моделирования турбулентного обтекания вращающегося винта, применяемая в данной работе, была разработана при финансовой поддержке Российского научного фонда (Проект 20-41-09018).

Результаты работы были получены с использованием оборудования ЦКП ИПМ им. М.В. Келдыша РАН (<https://ckp.kiam.ru>).

Литература

1. A.Gorobets. Parallel Algorithm of the NOISEtte Code for CFD and CAA Simulations. Lobachevskii Journal of Mathematics. 2018, Vol. 39, No. 4, pp. 524–532. DOI: 10.1134/S1995080218040078.
2. В.Г. Бобков, И.В. Абалакин, Т.К. Козубская. Методика расчета аэродинамических характеристик винтов вертолета на основе реберно-ориентированных схем в комплексе программ NOISEtte. Компьютерные исследования и моделирование. 2020, Т. 12, №5, С. 1097–1122. DOI: 10.20537/2076-7633-2020-12-5-1097-1122.
3. И.А. Абалакин, П.А. Бахвалов, В.Г. Бобков, А.В. Горобец. Параллельный алгоритм моделирования течения в системах ротор-статор на основе реберно-ориентированных схем. Матем. моделирование. 2020, 32(6) С. 127–140. DOI: 10.20948/mm-2020-06-09.

ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ЗЕМЛИ НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ЖЁСТКОГО ВИНТА ВЕРТОЛЁТА

В.Г. Бобков¹, М.С. Григорьева^{1,2}

¹ *Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша, Москва, vbobkov@keldush.ru*

² *МГУ имени М.В. Ломоносова, Москва, tashama9919@mail.ru*

Расчёт аэродинамических характеристик при обтекании винта вертолёта является актуальной задачей из-за многообразия типов вертолётов, видов винтов, конфигурации лопастей и режимов работы винта. Численные исследования обтекания винта необходимы и все шире применяются при разработке и проектировании вертолётов для определения характеристик летательного аппарата на этапе проектирования. Одним из сложных для анализа аэродинамики винта вертолёта является режим работы на предельно низких высотах из-за влияния земли на аэродинамические характеристики винта вертолёта. Целью данной работы являлось численное исследование влияния земли на аэродинамические характеристики жёсткого винта вертолёта при осевом обтекании.

Для описания течения вблизи вращающегося винта использовались модель на основе системы уравнений Навье-Стокса записанных в неинерциальной вращающейся системе координат [1]. Для пространственной дискретизации конвективных потоков использовалась EBR-схема построенная для неструктурированных гибридных расчетных сеток [2]. Интегрирование по времени осуществляется явными методами типа Рунге-Кутты. Данная численная методика реализована в исследовательском программном комплексе NOISEtte [3].

Исследовались аэродинамические характеристики четырёхлопастного жёсткого несущего винта вертолёта радиусом 1.3 метра при осевом обтекании. Все лопасти были идентичные прямоугольные в плане с хордой 0.13 м и углом установки 12° . В силу симметричности геометрии винта и осевого характера обтекания было возможным моделировать сектор с раствором 90° с одной лопастью с периодическим замыканием по азимутальным плоскостям. Для численного исследования была построена последовательность неструктурированных гибридных расчетных сеток с расчетной областью в виде сектора цилиндра с одной лопастью в которых в нижняя плоскость моделировала поверхность земли на разной высоте. На твердых поверхностях ставилось граничное условие прилипания и строился призматический пограничный слой, таким образом, что-

бы сеточное число Рейнольдса y^+ для большинства пристеночных узлов не превышало 1.

По результатам расчетов была построена зависимость отношения силы тяги винта к силе тяге изолированного винта от относительного расстояния до поверхности земли (рис. 1). Референсные данные приведенные на данном графике представлены в работе [4] и включают в себя данные физических экспериментов, результаты численного моделирования других авторов и аналитические оценки. Из представленного графика видно, что результаты полученных в ходе данной работы, хорошо согласуются с ними.

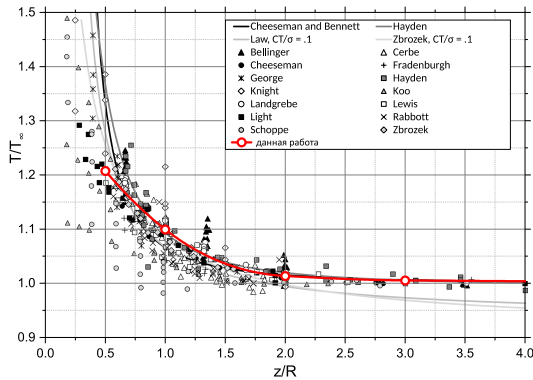


Рис. 1: Зависимость относительной силы тяги винта от высоты

Анализ полученных полей показал, что увеличение относительной тяги с приближением поверхности земли вызвано как увеличением избыточного давления на поверхности лопасти, так и увеличением давления в зоне между винтом и землей (рис. 2).

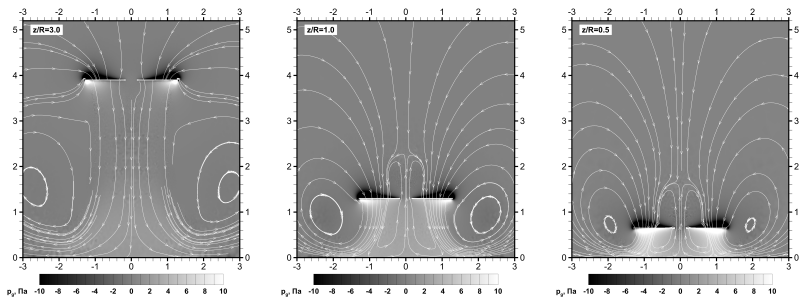


Рис. 2: Избыточное давления и линии тока в поперечном сечении

Работа выполнена при финансовой поддержке Российского научного фонда (Проект 20-41-09018).

Результаты работы были получены с использованием оборудования ЦКП ИПМ им. М.В. Келдыша РАН (<https://ckp.kiam.ru>).

Литература

1. Abalakin I. V., Anikin V. A., Bakhvalov P. A., Bobkov V. G., Kozubskaya T. K. Numerical investigation of the aerodynamic and acoustical properties of a shrouded rotor // *Fluid Dynamics*. Vol. 51, Is. 3, pp. 419–433, 2015. DOI: 10.1134/s0015462816030145.
2. Bakhvalov P. A., Kozubskaya T. K. Construction of edge-based 1-exact schemes for solving the Euler equations on hybrid unstructured meshes // *Computational Mathematics and Mathematical Physics*. Vol. 57, Is. 4, pp. 680–697, 2017. DOI: 10.1134/s0965542517040030.
3. Абалакин И. В., Горобец А. В., Дубень А. П., Козубская Т. К., Бахвалов П. А. Параллельный программный комплекс NOISETTE для крупномасштабных расчетов задач аэродинамики и аэроакустики // *Вычислительные методы и программирование*. 2012. № 13. С. 110–125.
4. Tanner P. E., Overmeyer A. D., Jenkins L. N., Yao C.-S., Bartram S. M. Experimental investigation of rotorcraft outwash in ground effect // *AHS International Annual Forum & Technology Display*, No. NF1676L-21054, 2015.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ОБТЕКАНИЯ ВИНТА КВАДРОКОПТЕРА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МЕТОДА ПОГРУЖЕННЫХ ГРАНИЦ И ДИНАМИЧЕСКОЙ АДАПТАЦИИ СЕТКИ

В.Г. Бобков¹, Н.С. Жданова¹, Т.К. Козубская¹,
Л.Н. Кудрявцева^{1,2}, **В.О. Цветкова¹**

¹*Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН,
Москва, lera.tsvetkova@gmail.com*

²*ВЦ им. А.А. Дородницына, ФИЦ «Информатика и управление» РАН,
Москва*

Моделирование задач нестационарной газодинамики с движущимися или деформируемыми телами представляет все возрастающий интерес для современной науки. Решение таких задачи требует специальных методов и вычислительных технологий. Например, для решения практических задач с присутствием движущегося тела можно использовать сетки типа «Химера» или строить деформацию расчетной сетки. В данной работе используется метод погруженных границ [1] для описания подвижных тел в односвязной расчетной области. Положение обтекаемого тела моделируется источниковыми членами в системе определяющих газодинамических уравнений. Для разрешения границы тела и повышения точности моделирования используется метод сеточной адаптации, основанный на динамическом перераспределении сеточных узлов. Деформированная сетка находится путем минимизации упругого квазиизометрического функционала [2].

В качестве главного геометрического параметра процедура адаптации на вход принимает интерполяционное восьмидеверо, вершины которого являются носителями функции расстояния и ее градиентов, а также дополнительных характеристик, описывающих особенности геометрии. Используя эти данные, управляющая метрика адаптации строится таким образом, чтобы анизотропия сеточных ячеек учитывала участки высокой кривизны и эффективно приближала границу обтекаемого объекта сложной формы (рис. 1). В работе приводятся особенности построения адаптации к форме винта квадрокоптера.

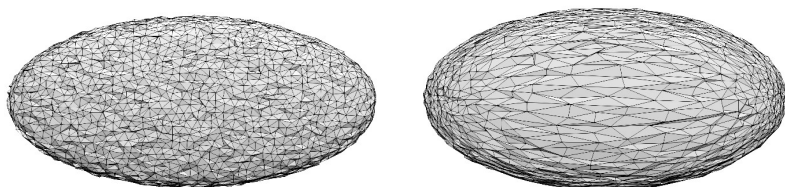


Рис. 1. Иллюстрация перераспределения сеточных узлов с учетом формы тела на примере эллипсоида

В докладе обсуждаются результаты расчета задачи обтекания вращающегося винта [3], а также ряда вспомогательных задач, рассмотренных в целях верификации разработанной методики и исследования влияния различных факторов. Моделирование проводится на основе осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса для вязкого сжимаемого газа. В качестве замыкания этой системы используется модель турбулентности Спаларта-Аллмараса.

Вычисления выполняются с помощью гибридного суперкомпьютера К60, установленного в Центре коллективного пользования ИПМ им. М.В. Келдыша РАН. Исследование проводится при финансовой поддержке РНФ в рамках научного проекта № 20-41-09018.

Литература

1. I. Abalakin, T. Kozubskaya, N. Zhdanova. Immersed boundary penalty method for compressible flows over moving obstacles. In: R. Owen, R. de Borst, J. Reese, C. Pearce (eds), Proceedings of ECCM 6/ECFD 7. Barcelona: CIMNE, 2018, p.3449-3458.
2. Garanzha V.A., Kudryavtseva L. Moving Deforming Mesh Generation Based on the Quasi-Isometric Functional, In: Garanzha V.A., Kamenski L., Si H. (eds) Numerical Geometry, Grid Generation and Scientific Computing. Lecture Notes in Computational Science and Engineering, Vol. 143. Springer, Cham
3. Brandt J.B., Small-scale propeller performance at low speeds: дис. – University of Illinois at Urbana-Champaign, 2005.

ОСОБЕННОСТИ ОБТЕКАНИЯ БЛИЖНЕМАГИСТРАЛЬНОГО САМОЛЕТА С МОТОГОНДОЛОЙ ДВИГАТЕЛЯ, РАСПОЛОЖЕННОЙ НАД КРЫЛОМ

А.Л. Болсуновский, Н.Н. Брагин, Н.П. БузOVERЯ,

И.Л. Чернышев

ФАУ «ЦАГИ», Жуковский, МО, skomorohov@tsagi.ru

Жесткие экологические требования сформулированы в авиационном сообществе к техническим показателям воздушных судов ближайшего будущего, обеспечивающим прогнозируемый устойчивый рост воздушного транспорта. Одними из направлений исследований аэродинамических компоновок, которые позволяют снизить уровень шума на местности является экранирование планером самолета шума двигателя. В частности, к таким компоновкам относятся самолеты так называемых нетрадиционных схем: интегральной, схемы «летающее крыло», самолет с несущим фюзеляжем и т.д.

Значительный экранирующий эффект может быть получен и на самолете классической схемы если двигатели располагать на верхней поверхности крыла. Принципиально данная компоновка практически не отличается от классической и может быть реализована на уровне современных технологий. Важнейшими преимуществами рассматриваемой конфигурации являются: возможность установки на самолете двигателей большой и сверхбольшой степени двухконтурности вследствие снятия ограничения на их размеры при размещении над крылом; защищенность двигателей от повреждения посторонними предметами с ВПП; благоприятные возможности для управления вектором тяги.

В работе представлены результаты расчетных исследований обтекания аэродинамической компоновки современного пассажирского самолета направленных на минимизацию сопротивления самолета с двигателем расположенным над крылом.

Выполнены исследования по уменьшению интерференции между планером и гондолой ТРДД.

Подтверждена возможность обеспечения допустимого уровня сопротивления интерференции и предельно допустимого значения величины Судоп современного пассажирского самолета рассматриваемой схемы.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ПРОВЕРКА МЕТОДА И ПРОГРАММЫ РАСЧЕТА НИЗКОЧАСТОТНЫХ ПУЛЬСАЦИЙ НА ГРАНИЦЕ СТРУИ НАТУРНОЙ ДОЗВУКОВОЙ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЫ ЗАМКНУТОГО ТИПА

С.М. Босняков, Д.А. Ливерко, С.В. Михайлов, В.А. Маленко, А.Н. Морозов

ФАУ «ЦАГИ», Жуковский, МО

Исследуется точность расчета методом DDES границы дозвуковой струи в классической малоскоростной аэродинамической трубе с открытой рабочей частью. Проведено сопоставление результатов нескольких серий расчетных и экспериментальных исследований в которых низкочастотные пульсации полного давления в струе исследовались различными методами. Расчет проведен методом LES (IDDES) с применением программы EWT-ЦАГИ. Эксперимент выполнен с применением манометров, датчиков ИКД-100 и КуЛайт. Проведено сопоставление расчетных и экспериментальных данных. Показано, что они находятся в приемлемом соответствии друг с другом. Отмечено, что проведение работ по сопоставлению расчетных и экспериментальных данных в условиях больших масштабов затруднено вследствие необходимости покрытия расчетной сеткой больших объемов пространства, что ведет к серьезной нагрузке компьютера. С другой стороны, точки измерения в эксперименте привязаны к определенным позициям, которые не всегда оптимальны с точки зрения исследования физических особенностей течения.

Работа выполнена при поддержке НИЦ РПТВАТ ЦАГИ.

МЕТОД ХАРАКТЕРИСТИЧЕСКИХ ШТРАФНЫХ ФУНКЦИЙ ДЛЯ МОДЕЛИРОВАНИЯ ТЕЧЕНИЙ СЖИМАЕМОГО ГАЗА В СЛОЖНОЙ ГЕОМЕТРИИ

О.В. Васильев

*Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН,
Москва, oleg.v.vasilyev@gmail.com*

Эффективное численное моделирование течений жидкости и газа со сложной геометрией, особенно с движущимися элементами или деформируемыми границами, представляет собой довольно сложную задачу. В настоящий момент существует два основных подхода численного моделирования задач сложной геометрии: методы на основе согласованных сеток, отслеживающих границы области [1], и методы погруженных (затопленных) границ [2]. В общепринятом подходе на основе согласованных структурированных и неструктурированных сеток узлы расчётной сетки совпадают с границей области, что позволяет напрямую накладывать граничные условия в узлах сетки. Основной сложностью использования согласованных сеток является дороговизна их построения, контроль качества вычислительных сеток и невозможность применения декартовых сеток. Построение согласованных сеток сильно усложняется для геометрии с движущимися или деформируемыми границами, так как требует непрерывной адаптации или построения новой сетки с интерполяцией решения со старой сетки на новую.

Метод погруженных границ позволяет избежать затрат и сложностей, связанных с построением согласованных сеток, и дает возможность численного моделирования с использованием декартовых сеток посредством изменений уравнений, обеспечивающих выполнение граничных условий без сосредоточения узлов сетки вдоль поверхности. В докладе будет представлен краткий обзор метода характеристических штрафных функций (МХШФ) [3-5], представляющего отдельный подкласс дифференциальных методов погруженных границ, в которых эффект присутствия объектов сложной геометрии достигается посредством введения дополнительных объёмных источников членов в дифференциальные уравнения,

обеспечивающих возможность накладывать общие однородные и неоднородные граничные условия Дирихле, Неймана и Робена. Метод характеристических штрафных функций довольно гибок и применим для решения как параболических, так и гиперболических систем уравнений, при этом, МХШФ даёт возможность контролировать ошибку численного решения пенализированных уравнений через штрафные параметры.

Применимость метода характеристических штрафных функций, общность формулировки и возможность накладывать произвольные граничные условия на стационарных и подвижных границах, по функциональности, гибкости и простоте применения близкая к определению аналитических граничных условий, продемонстрированы на примерах сверхзвуковых/дозвуковых вязких/невязких течений со сложной геометрией. В докладе также продемонстрирована эффективность метода характеристических штрафных функций при совместном использовании с сеточной адаптацией, позволяющей локальное разрешение сложной геометрии с заданной точностью без чрезмерного разрешения вдали от границ, включая моделирование обтекания объектов с движущимися и деформируемыми границами.

Публикация подготовлена в рамках реализации Программы создания и развития научного центра мирового уровня «Сверхзвук» на 2020–2025 годы при финансовой поддержке Минобрнауки России (Соглашение от 25.04.2022 № 075-15-2022-330).

Литература

1. J.F. Thompson. Boundary fitted coordinate systems for numerical solution of partial differential equations. A review J.F. Thompson, Z.U.A. Warsi, C.W. Mastin. J. Comput. Phys., vol.47, 1982, pp.1–108.
2. C.S. Peskin. The immersed boundary method. Acta Numerica, 2002., pp.479–517.
3. E. Brown-Dymkoski, N. Kasimov, O.V. Vasilyev. A Characteristic Based Volume Penalization Method for General Evolution Problems Applied to Compressible Viscous Flows. J. Comput. Phys., vol.262, pp.344–357.

4. E. Brown-Dymkoski, N. Kasimov, O.V. Vasilyev. Characteristic-Based Volume Penalization Method for Arbitrary Mach Flows Around Solid Obstacles. Direct and Large-Eddy Simulation IX, Proceedings of the Ninth International ERCOFTAC Workshop on Direct and Large-Eddy Simulations, Edts. J. Frohlich, H. Kuerten, B.J. Geurts, and V. Armenio, Springer, 2015, pp.109–115.
5. N. Kasimov, E. Brown-Dymkoski, G. De Stefano, O.V. Vasilyev. Galilean-Invariant Characteristic-Based Volume Penalization Method for Supersonic Flows with Moving Boundaries. Fluids., vol.6, no.8, 2021, URL: <https://doi.org/10.3390/fluids6080293>.

ПРИМЕНЕНИЕ МЕТОДА ХАРАКТЕРИСТИЧЕСКИХ ШТРАФНЫХ ФУНКЦИЙ ДЛЯ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ТУРБУЛЕНТНОГО ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ

О.В. Васильев, Н.С. Жданова

*Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН,
Москва, nat.zhdanova@gmail.com*

Известно, что для численного решения задач аэродинамики, характеризующихся высоким числом Рейнольдса, необходимо высокое разрешение расчетной сетки вблизи границы обтекаемого тела. Это накладывает жесткие требования к объему вычислительных ресурсов, увеличивает время счета задачи и усложняет построение самой сетки. Ограничения на размер расчетных ячеек вблизи поверхности тела могут быть заметно снижены применением методов на основе пристеночных функций [1], что достигается заменой граничных условий прилипания на поверхности тела условием сшивки пристеночной функции с внешней областью турбулентного пограничного слоя. Пристеночные функции дают возможность переноса касательных напряжений из внешней области пограничного слоя на поверхность тела посредством использования условия проскальзывания, задаваемое в неявном виде пристеночной функцией.

В традиционных подходах (см., например, [2]) граничные условия определяются путем решения нелинейных уравнений в точке сшивки, при этом сама точка сшивки заранее не известна, так как неявно задана расстоянием от стенки, нормированным на масштаб вязкой длины, который, в свою очередь, является функцией касательного напряжения на стенке.

Основная идея разработанного метода заключается в замене алгебраического условия сшивки внешнего решения с пристеночной функцией на дифференциальную формулировку, позволяющую использовать обобщение метода характеристических штрафных функций [3] для переноса касательного напряжения из внешней области пограничного слоя на поверхность тела. При этом область сшивки задается неявно

через локализованный источниковый член в уравнении пограничного слоя, записанный как функция расстояния от стенки, нормированного на масштаб вязкой длины. Такой подход позволяет, во-первых, полностью устранить плохо-определенное условие точки сшивки решений и, во-вторых, свести систему дифференциальных уравнений с нелинейными алгебраическими связями к системе уравнений с дифференциальными обратными связями, основанном на методе характеристических штрафных функций и обеспечивающим эту связь. Последнее обстоятельство определяет возможное развитие метода, связанное с применением дифференциальных пристеночных функций (для задач с сильными отрывами). В целом, новый метод позволяет заметно снизить требования к пристеночному разрешению расчетной сетки без существенного усложнения вычислительного алгоритма.

Численная реализация метода проведена на базе программного комплекса NOISEtte с применением вершинно-центрированного метода контрольных объемов и EBR (Edge Based Reconstruction) схемы повышенной точности.

Возможности метода показаны на примере численного решения задач о течении в канале и обтекания плоской пластины при больших числах Рейнольдса. Используются различные способы задания граничных условий на твердой стенке: применение согласованных с границей сеток и метод погруженных границ.

Работа выполнена при финансовой поддержке Российского научного фонда (Проект 20-41-09018).

Литература

1. T.J. Craft *et al.* Development and application of wall-function treatments for turbulent forced and mixed convection flows. *Fluid Dyn. Res.*, v.38(2), 2006, pp.127–144.
2. B.E. Launder, D.B. Spalding. The numerical computation of turbulent flows. *Comp. Meth. Appl. Mech. Eng.*, v.3(2), 1974, pp.269–289.
3. E. Brown-Dymkoski, N. Kasimov, O.V. Vasilyev. A Characteristic Based Volume Penalization Method for General Evolution Problems Applied to Compressible Viscous Flows. *J. Comput. Phys.*, v.262, 2014, pp.344–357.

РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ АКУСТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ОБРАЗЦОВ ЗВУКОПОГЛОЩАЮЩИХ КОНСТРУКЦИЙ ПРИ НОРМАЛЬНОМ ПАДЕНИИ ЗВУКОВОЙ ВОЛНЫ С ПОМОЩЬЮ РАЗЛИЧНЫХ МЕТОДОВ

И.А. Васкецов, О.Ю. Кустов, В.В. Пальчиковский,

И.В. Храмцов

ПНИПУ, Пермь, imgsh@pstu.ru

Звукопоглощающие конструкции (ЗПК) являются наиболее эффективным средством снижения шума вентилятора авиационного двигателя. основополагающей характеристикой ЗПК является ее импеданс – комплексная величина, которая зависит от геометрических параметров ЗПК и от специфических внешних условий эксплуатации.

Методы экспериментального определения импеданса ЗПК имеют некоторые недостатки. Данные методы базируются на микрофонных измерениях, при этом микрофоны размещаются на стенках экспериментальных установок или исследуемых образцов (в случае многослойных ЗПК такое размещение микрофонов весьма проблематично). При этом результаты экспериментального определения импеданса ЗПК, полученные с помощью различных методов на различных установках отличаются не только от результатов прогнозирования импеданса по расчетным моделям, но и между собой.

Другим способом исследования акустических характеристик образцов звукопоглощающих конструкций является численное моделирование. Такой подход может применяться как для прямой симуляции натурального эксперимента по испытаниям образца ЗПК, так и для исследования ряда физических величин внутри и на поверхности ЗПК, что в дальнейшем можно использовать для уточнения моделей прогнозирования импеданса, а также коррекции методов экспериментального исследования ЗПК.

В данной работе рассматриваются акустические характеристики образцов ЗПК, получаемые с помощью

различных методов в интерферометре нормального падения при высоких уровнях звукового давления. В ходе эксперимента использовались стандартизованный метод передаточной функции и метод Дина. Численное моделирование основывалось на решении нестационарной газодинамической задачи распространения звуковой волны внутри интерферометра нормального падения с установленным образцом звукопоглощающей конструкции. В ходе расчета на каждом временном шаге производилась запись сигналов давления в точках, имитирующих микрофоны на стенке интерферометра и зонды на лицевой и тыльной поверхностях образцов. Полученные сигналы обрабатывались аналогично эксперименту.

Результаты полученные с помощью численного моделирования результаты имеют хорошее соответствие с результатами эксперимента. Однако, было выявлено отличие результатов, получаемых по методу передаточной функции и методу Дина. Данный эффект наблюдался, как в ходе экспериментальных работ, так и в ходе численных исследований.

Для объяснения причин отличий результатов, получаемых с помощью различных методов, был разработан оригинальный метод обработки результатов численного моделирования. Данный метод позволяет определять импеданс непосредственно из соотношения акустического давления на поверхности к акустической скорости. Полученные результаты демонстрируют, что с использованием метода передаточной функции определяется импеданс именно лицевой поверхности образца ЗПК, а с помощью метода Дина, определяется импеданс отдельных ячеек.

Работа выполнена при поддержке гранта Президента Российской Федерации для молодых ученых – кандидатов наук МК-541.2021.1.2.

ИЗМЕРЕНИЕ ВИБРАЦИИ В ПОЛЁТЕ В РАЙОНЕ ЦЕНТРОПЛАНА И НА КРЕСЛЕ ПИЛОТА ПАССАЖИРСКОГО САМОЛЕТА

А.А. Воронков², А.Н. Вишняков²,

Т.О. Лесных¹, Е.В. Иванова¹, Г.В. Паранин¹

¹ПАО «Корпорация «Иркут», Москва, office@irkut.com

²ООО «Экофизика», Москва, sale@octava.info

Введение. Улучшение комфорта пассажиров и снижение утомляемости экипажа в пассажирских самолетах, а также ужесточение требований к характеристикам внутренней вибрации как со стороны авиационных властей [1], так и со стороны авиаперевозчиков делают актуальным инструментальный контроль фактических уровней вибрации.

В рамках мероприятий по улучшению комфорта пассажирского салона самолета были выполнены работы по выявлению источников внутренней вибрации и определению ее характеристик [2]. Установлено наличие во время полёта существенной составляющей вибрации на частоте 56,8 Гц.

Измерение вибрационных характеристик. Для выявления причин возникновения вибрации в полёте в районе центроплана и на кресле пилота было установлено виброакустическое оборудование компании ООО «Экофизика» *шумомеры-виброметры, анализаторы спектра Экофизика-110А* [3].

Важными достоинствами использования оборудования является:

- измерение виброакустических характеристик;
- обработка результатов экспериментов в реальном времени в процессе эксперимента параллельно с записью измеряемых величин;
- возможность последующей обработки и использования полученных данных;
- метрологическая обеспеченность виброакустических измерений

Параметры вибрации измерялись в полёте при помощи акселерометров. Было выполнено обзорное исследование в районе центроплана и на опоре кресла пилота, с последующим анализом.

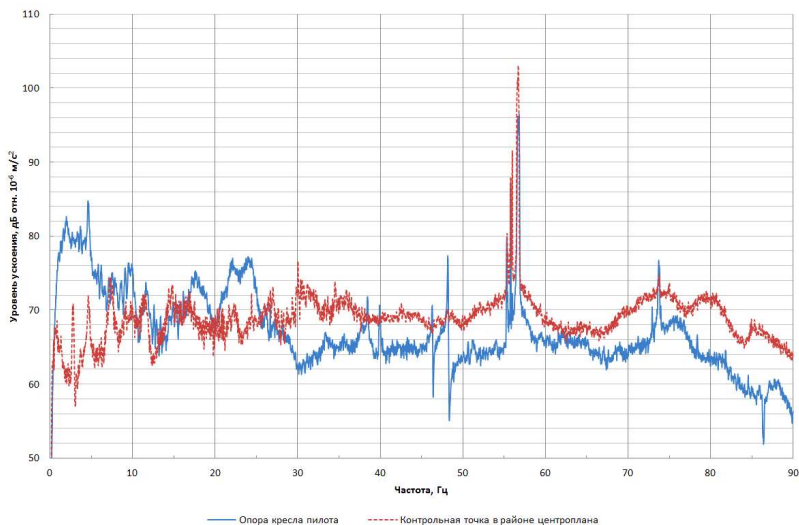


Рис. 1. Эквивалентные уровни ускорения в дБ отн. 10^{-6} м/с² в вертикальном направлении, усреднение за интервал 30 минут, соответствующий полёту на эшелоне

На рис. 1 представлены спектры низкочастотной вибрации в районе центроплана и на опоре кресла пилота. Хорошо видна повторяющаяся доминирующая спектральная составляющая на частоте 56,8 Гц.

На рис. 2 представлены: хронограмма (временная диаграмма) ускорения в 1/3-октавной полосе 63 Гц по осям X, Y, Z и в фильтре Fk по оси X (сверху) при полёте 1 и уровнеграмма ускорения в полосе от 2 до 100 Гц; уровнеграмма ускорения для интервала в 328 секунд для вертикального направления (красная линия) и горизонтального направления перпендикулярно продольной оси самолёта (зелёная) при полёте 2. Оба измерения проводились в районе центроплана. На обеих диаграммах хорошо виден циклический характер изменения уровня основной спектральной составляющей во времени.

В таблице 1 представлены основные спектральные составляющие низкочастотной вибрации на опоре кресла пилота.

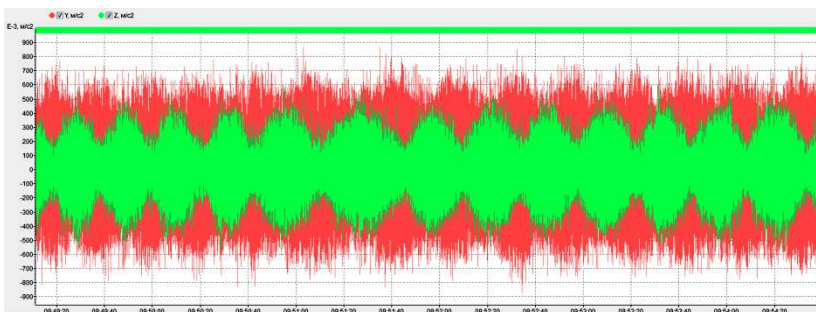
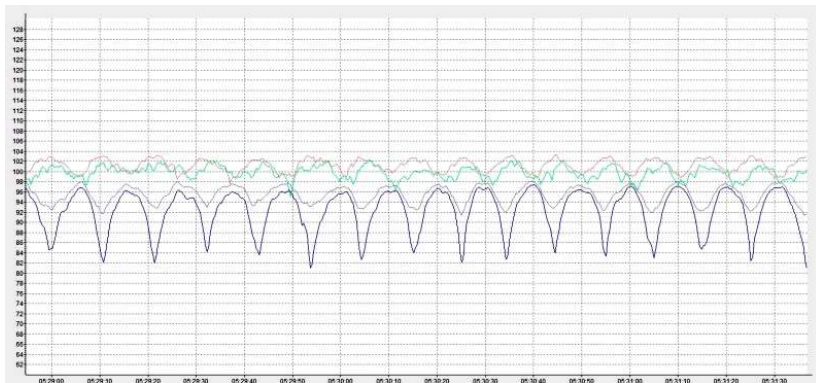


Рис. 2. Уровни ускорения в дБ отн. 10^{-6} м/с² (сверху),
ускорение в м/с² (снизу)

Таблица 1

	Уровни ускорения в дБ отн. 1×10^{-6} м/с ² в 1/3-октавных полосах частот со среднегеометрическими частотами, Гц						
	5 Гц	16 Гц	20 Гц	25 Гц	50 Гц	63 Гц	80 Гц
Измеренное значение (оценка на основе БПФ анализа)	93,4	89,6	92,1	93,6	89,2	103,2	90,7
Норматив для вертикальной вибрации на сидении по ГОСТ 23718-2014 (табл. 5) [1]	110	116	118	120	126	128	130

Сравнительный анализ результатов измерений.

Сравнение результатов измерений, полученных в разных контрольных точках при разных обстоятельствах показывает:

1) Сходный характер соотношения вибрации по разным направлениям – наибольшие уровни вибрации в низкочастотном диапазоне сосредоточены по оси Y.

2) Наличие во время обоих полётов на существенной составляющей вибрации на частоте 56,8 Гц, причём наблюдался схожий характер изменения во времени этой составляющей вибрации – циклы с длительностью в несколько десятков секунд.

Выводы.

Проведены измерения вибрации в полёте в районе центроплана и на опоре кресла пилота и получен сравнительный анализ. С учётом того, что ГОСТ 23718-2014 предъявляет требования к вибрации на сидениях пилотов в диапазоне 1,6-160 Гц при разработке мероприятий по снижению вибрации на кресле пилота необходимо в первую очередь обеспечить снижение вибрации на частоте 56,8 Гц.

Литература

1. ГОСТ 23718-2014. Допустимые уровни вибрации в салонах и кабинах экипажа и методы измерения вибрации. – М.: Стандартинформ, 2015, 1с, 5 с.
2. Вибрации в технике: Справочник. В 6-ти т./Ред. совет: В.Н. Челомей (пред.). – М.: Машиностроение, 1981. – Т.6. Защита от вибраций и ударов / Под ред. К.В. Фролова. 1981, 456 с.
3. Описание типа Экофизика-110А, ГРСИ 48906-12, 6с.
4. Описание типа Экофизика-110А, Экофизика-111В ГРСИ 73243-18, 6с.

МУЧИТЕЛЬНАЯ ИНДУСТРИАЛИЗАЦИЯ НАУЧНОГО CFD КОДА ДЛЯ ГИБРИДНЫХ СУПЕРКОМПЬЮТЕРОВ

А.В. Горобец

ИПМ им. М. В. Келдыша РАН, Москва, gorobets@keldysh.ru

Рассматривается гетерогенный программный комплекс NOISEtte [1] для моделирования турбулентных течений и аэродинамического шума от них. Для распараллеливания используются стандарты MPI, OpenMP и OpenCL, что позволяет задействовать много CPU и GPU, причем разных производителей. В предыдущей работе [1] гордо сообщалось о высоком ускорении и параллельной эффективности на крупных вихреразрешающих расчетах. Однако дальнейший переход от расчетов сферических коней в вакууме к расчетам промышленно-ориентированных задач доставил хлопот.

Реализация вычислений на GPU была рассчитана на частичное портирование и позволяла оставить на CPU часть сложной, но дешевой функциональности. Однако GPU оказались слишком быстрыми, каждая оставленная на CPU мелочь разрасталась до неприличных размеров. В докладе пойдет речь о подключении к GPU версии разных наворотов: пристеночные функции, поверхности смещения, скользящий интерфейс, генератор синтетической турбулентности и др. Также поговорим о функционале для надежности и отказоустойчивости, что особенно важно в случае схем повышенной точности, но пониженной социальной ответственности [2]. Рассказ будет обильно дополнен жалобами о нехватке памяти на GPU, а также о негативных тенденциях в развитии вычислительной техники. При этом, возможно, будут предложены какие-то пути решения возникающих проблем.

Работа выполнена при финансовой поддержке РНФ, проект 19-11-00299.

Литература

1. A. Gorobets, P. Bakhvalov. Heterogeneous CPU+GPU parallelization for high-accuracy scale-resolving simulations of compressible turbulent flows on hybrid supercomputers. *Comput. Phys. Comm.* Vol. 271. 2022. 108231.
2. P. Bakhvalov, T. Kozubskaya. EBR-WENO scheme for solving gas dynamics problems with discontinuities on unstructured meshes. *Comput. Fluids.* Vol. 157. 2017. 312–324.

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ КРИВОЛИНЕЙНОГО ТУРБУЛЕНТНОГО СЛЕДА ПРИ НАЛИЧИИ НЕБЛАГОПРИЯТНОГО ГРАДИЕНТА ДАВЛЕНИЯ

Е.К. Гусева, М.Х. Стрелец, **А.К. Травин**, М.Л. Шур
*Санкт-Петербургский политехнический университет Петра
Великого, Санкт-Петербург, atravin@cfld.spbstu.ru*

Надежный расчет характеристик криволинейных турбулентных следов, подверженных воздействию неблагоприятного градиента давления (НГД), является необходимым элементом расчетной оптимизации крыльев современных пассажирских самолетов, в которых для повышения подъемной силы при малых скоростях полета (на режимах взлета и посадки) применяется механизация крыла. При этом следы предкрылка и основного крыла попадают в область НГД, индуцированного отклоненным закрылком, что приводит к увеличению поперечной ширины следа и появлению в нем сильно заторможенной области или даже формированию локальной зоны возвратного течения («висячей» зоны отрыва). Это, в свою очередь, влечет за собой уменьшение эффективного угла поворота следа и ограничение максимальной подъемной силы.

Оптимизации таких крыльев требует многовариантных расчетов на основе осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса (RANS) в сочетании с полуэмпирическими моделями турбулентности, которые на протяжении многих лет были и до сих пор остаются основным вычислительным инструментом таких расчетов при практически значимых (высоких) числах Рейнольдса. Однако, в отличие от расчета обтекания крыльев на маршевом режиме полета (с отключенной механизацией), при расчете обтекания трехэлементных крыльев на режимах взлета/посадки точность существующих RANS-моделей оказывается неудовлетворительной, особенно для углов атаки, обеспечивающих близкую к максимуму подъемную силу [1], что в большой степени обусловлено их неспособностью адекватно описать эволюцию турбулентных следов в условиях значительной продольной кривизны линий тока и больших НГД. Для

устранения этого недостатка RANS-моделей требуются детальные данные по статистическим характеристикам турбулентности таких следов, которые необходимы как для разработки, так и для валидации усовершенствованных моделей.

Получение таких данных на основе высокоточных вихреразрешающих подходов к моделированию турбулентности и является основной задачей настоящей работы. Она выполнена в рамках финансируемого DFG и РФФИ комплексного (расчетно-экспериментального) Германо-Российского проекта “Течения в сложных турбулентных следах” и является развитием проводившихся ранее (см. [2, 3]) расчетных исследований прямолинейного симметричного турбулентного следа. Добавление к модельному следу [2, 3] асимметрии и продольной кривизны делает его более представительным с точки зрения воспроизведения реальных следов за трехэлементным механизированным крылом. Кроме того, как показано в докладе, это позволяет устранить глобальные низкочастотные автоколебания потока, которые возникают в геометрически симметричной конфигурации следа вследствие неустойчивости симметричного решения. Это делает результаты расчетов симметричного следа, полученные в рамках вихреразрешающих подходов, практически бесполезными с точки зрения возможности их использования для усовершенствования RANS-моделей турбулентности.

Расчеты проведены для модели асимметричного криволинейного следа, конструкция которой была разработана на первом этапе данного проекта [4] (рис. 1а). В ней, в отличие от модели прямолинейного следа [2, 3], показанной на рис. 1б, плоская пластина, генерирующая след (Flat Plate – FP), установлена под ненулевым углом атаки. Для создания НГД, как и в модели прямого следа, за генерирующей пластиной симметрично установлены два тонких аэродинамических профиля (“liner-foils” – LF). Однако далее вниз по потоку, вместо второй пары симметрично расположенных профилей используются наклонная пластина и профиль с отклоненным закрылком. Геометрические параметры этой модели (углы атаки пластин, длина и угол отклонения закрылка) подобраны таким образом, чтобы, с одной стороны, обеспечить безотрывное обтекание всех элементов конструкции, а с другой, сделать влияние НГД и

эффектов кривизны достаточно сильным для образования в следе обширной застойной зоны и существенного воздействия кривизны линий тока на характеристики турбулентности.

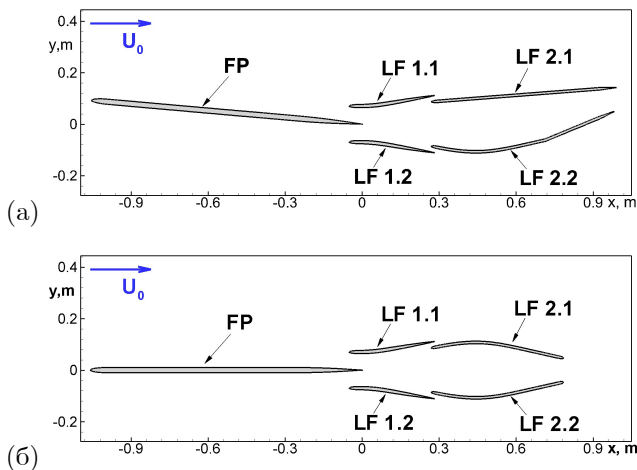


Рис. 1. Модели асимметричного криволинейного (а) и симметричного прямолинейного (б) следа FP

Применяемый для расчета описанной конфигурации вихреразрывающий подход в целом аналогичен подходу, использовавшемуся для расчета прямого следа в [2, 3]. Он базируется на зонной RANS-LES модели, причем в зоне LES используется гибридный подход IDDES [5]. При наличии разрешенной турбулентности последний функционирует как LES с пристеночным моделированием (WMLES) в присоединенных пограничных слоях и как «чистый» LES вдали от обтекаемых поверхностей. Зона RANS включает всю внешнюю часть течения и значительную часть пограничного слоя на FP и простирается от входной границы области примерно до середины пластины. Кроме того, она включает все пограничные слои, формирующиеся на внутренних поверхностях управляющих профилей. В свою очередь, зона IDDES охватывает остальную часть пограничного слоя FP и след, который является основным объектом исследования в данной работе. Для обеспечения быстрого перехода от RANS к WMLES на интерфейсе RANS-IDDES используется объемный генератор синтетической турбулентности.

На рис. 2 представлены вычислительные визуализации течения в прямом (вверху) и криволинейном (внизу) следе в виде мгновенных изоповерхностей параметра закрутки, «раскрашенных» величиной локальной продольной скорости. Они показывают, что в обоих случаях под воздействием НГД в следе образуется обширная застойная зона. Кроме того, рисунок демонстрирует отсутствие в асимметричном криволинейном следе крупномасштабных колебаний потока, наблюдающихся при моделировании симметричной конфигурации следа.

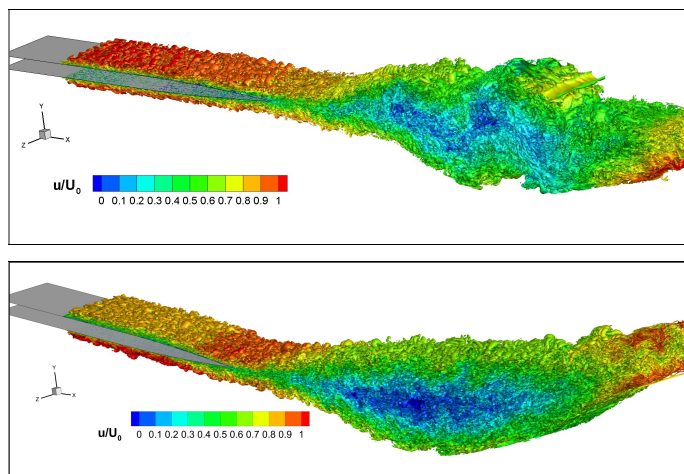


Рис. 2. Вычислительные визуализации течения в прямом (вверху) и криволинейном (внизу) следах

В докладе, наряду с результатами, показанными выше, будут подробно представлены и проанализированы другие результаты расчетов, включая методические вопросы (влияние сетки и размера расчетной области по координате z), а также влияние числа Рейнольдса и расстояния между управляющими аэродинамическими профилями на поля средней скорости в следе и на пульсационные и статистические характеристики потока. Будет также представлена оценка точности расчета рассматриваемого течения на основе различных моделей RANS.

Работа выполнена при поддержке РФФИ (гранты № 17-58-12002 и № 21-58-12002). Расчеты проведены в суперкомпьютерном центре СПбПУ «Политехнический».

Литература

1. C.L. Rumsey, S.X. Ying. Prediction of high lift: review of present CFD capability. *Progr. Aerospace Sci.*, v.38, 2002, pp.145–180.
2. W. Breitenstein, P. Scholz, et al. A Wind Tunnel Experiment for Symmetric Wakes in Adverse Pressure Gradient. *AIAA Paper 2019-1875*, 2019.
3. Е.К. Гусева, М.Х. Стрелец, А.К. Травин, М.Л. Шур. Расчет эволюции турбулентных следов под воздействием неблагоприятного градиента давления с помощью метода моделирования крупных вихрей. *Математическое моделирование*, т.32, 2020, № 6, с.3–20.
4. E. Guseva, D. Niculin, A. Travin, R. Radespiel, P. Scholz. RANS-based design of experimental flow model for investigation of complex curved turbulent wakes subjected to adverse pressure gradient. *J. Phys.: Conf. Ser.* v.2103, 2021, paper no.012203.
5. M. Shur, P. Spalart, M. Strelets, A. Travin. A hybrid RANS-LES approach with delayed-DES and wall-modelled LES capabilities. *Int. J. Heat and Fluid Flow*, v. 29, 2008, pp.1638–1649.

ЧИСЛЕННЫЙ АНАЛИЗ ЭВОЛЮЦИИ ИНТЕНСИВНЫХ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ СТРУЙ В ЗАДАЧАХ С НЕПЛОСКОЙ ГЕОМЕТРИЕЙ

И.Ю. Демин¹, С.Н. Гурбатов¹, А.А. Лисин¹, С.А. Карабасов²

¹*Нижегородский государственный университет*

ул. Н.И. Лобачевского, г. Нижний Новгород, demin@rf.unn.ru

²*Queen Mary University of London, London, United Kingdom*

В работе представлена гибридная акустическая модель для оценки спектральной плотности шума на больших расстояниях от сверхзвуковых струй. В ближней зоне задачи, включающей струю и ее ближнее акустическое поле, решаются уравнения Навье-Стокса с учетом моделирования турбулентности и ударных волн (скачков уплотнения), и затем происходит расчет трехмерного акустического переноса. Полученное решение для ближнего поля используется в качестве граничного условия для эволюционного уравнения Бюргерса. Для решения последнего разработана эффективная численная схема в спектральной области с учетом неплоской задачи (сферическая и цилиндрическая расходимость) звукопереноса. Представлены примеры расчета сверхзвуковых струй из эксперимента LTRAC (Университета Монаш, Австралия) и TUTA (Техасский Университет, США).

В отличие от проведенных ранее расчетов [1] выполнено численное моделирование переноса звука в широком диапазоне акустических чисел Рейнольдса. Также для увеличения эффективности в имеющуюся программу решения эволюционного уравнения Бюргерса в спектральной области добавлена неявную схему интегрирования по пространству. Это позволило провести оценку влияния геометрического фактора и сравнить результаты звукопереноса в предположении сферической и цилиндрической симметрии источника. Из решения последнего будут получены акустические спектры на больших расстояниях от струи, как с учетом эффектов нелинейности, так и без.

Работа выполнена при поддержке гранта РФФ, проект 19-12-00256.

Литература

1. Гурбатов С.Н., Демин И.Ю., Лисин А.А., Карабасов С.А., Тюрина А.В. Численное моделирование эволюции интенсивной аэродинамической струи в дальней зоне распространения. Матем. Моделирование. 2022. Т. 34 (в печати).

ПОСТРОЕНИЕ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОЙ МОДЕЛИ ЭЛАСТИЧЕСКОЙ ТУРБУЛЕНТНОСТИ В ДВУМЕРНОЙ ЯЧЕЙКЕ ДЛЯ ТЕЧЕНИЯ КОЛМОГОРОВА

В.В. Денисенко, С.В. Фортова

*Институт автоматизации проектирования РАН, Москва,
ned13@rambler.ru*

Целью работы является численное исследование явления полимерной турбулентности в двумерной ограниченной области (квадратной ячейке) при воздействии внешней силы. Возникновение и развитие турбулентного режима изучается на примере течения Колмогорова. Методами прямого численного моделирования течения вязкоупругой среды при различных параметрах течения и полимеров изучены различные типы течения, включая режим эластической турбулентности и режим поднижения сопротивления.

Полимерный раствор обладает необычными реологическими свойствами, связанными с упругими свойствами полимеров [1–3]. Эти свойства проявляются в том случае, когда полимеры оказываются сильно растянутыми. Сильное растяжение происходит как в ламинарных, так и в хаотических потоках. Эффективность растяжения определяется безразмерным числом Вайссенберга

$$Wi = \frac{s}{\gamma_0},$$

где s – характерный градиент скорости, а γ_0 – темп линейной релаксации полимеров. Сильное растяжение полимеров (coil-stretch transition) происходит при $Wi \sim 1$. При дальнейшем увеличении Wi возможен переход в состояние эластической турбулентности, которое является хаотическим состоянием с сильными флуктуациями потока. Нас будут интересовать характеристики эластической турбулентности.

Полная система гидродинамических уравнений, описывающих течение упругой среды, представляет собой совокупность законов сохранения массы, импульса и энергии

$$\begin{aligned} \frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{V}) &= 0, \\ \frac{\partial \rho u}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho u \mathbf{V}) &= -\frac{\partial p}{\partial x} + \rho G \sin ky + \mu \Delta u + An \frac{\partial}{\partial x} (R^x)^2 + An \frac{\partial}{\partial y} [\gamma(R) R^y R^x], \\ \frac{\partial \rho v}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho v \mathbf{V}) &= -\frac{\partial p}{\partial y} + \rho G \sin kx + \mu \Delta v + An \frac{\partial}{\partial y} (R^y)^2 + An \frac{\partial}{\partial x} [\gamma(R) R^y R^x], \\ \frac{\partial}{\partial t} (\rho V^2 + e) + \nabla \cdot \left(\mathbf{V} \left(\frac{\rho V^2}{2} + p + e \right) \right) &= \rho G v \sin kx + \rho G u \sin ky + \partial_k \Pi^{ik}, \quad (1) \\ \frac{\partial R^x}{\partial t} + u \frac{\partial R^x}{\partial x} + v \frac{\partial R^x}{\partial y} - R^x \frac{\partial u}{\partial x} - R^y \frac{\partial u}{\partial y} + \gamma(R) R^x &= 0, \\ \frac{\partial R^y}{\partial t} + u \frac{\partial R^y}{\partial x} + v \frac{\partial R^y}{\partial y} - R^x \frac{\partial v}{\partial x} - R^y \frac{\partial v}{\partial y} + \gamma(R) R^y &= 0, \\ \mathbf{V} = (u, v)^T, \Pi_e^{ik} = An \gamma(R) R^k R^i, \Pi^{ik} = \Pi_v^{ik} + \Pi_e^{ik}, \gamma(R) &= \frac{\gamma_0}{1 - \frac{R^2}{R_m^2}} \end{aligned}$$

К известным уравнениям Навье-Стокса добавляются члены, описывающие процесс влияния полимерного раствора на поток. Также в система уравнений включает в себя уравнения, описывающие эволюцию состояния полимерного раствора. Состояние раствора описывается вектором растяжения полимерных молекул $\bar{R} = (R^x, R^y)$. В уравнениях эволюции вектора \bar{R} присутствует т.н. коэффициент релаксации полимерных молекул $\gamma(R)$, в выражение для которого входит член, обозначенный как R_m , – величина максимального растяжения полимеров. Система (1) замыкается уравнением состояния идеальной среды $p = (\gamma - 1)\rho e$, $\gamma = 7/5$.

Система (1) решалась гибридным методом – ее гидродинамическая часть аппроксимировалась простейшей линеаризацией Годунова [4], а система, описывающая эволюцию поля вектора растяжений полимерных молекул – конечно-разностным методом. Для повышения устойчивости численной методики в правую часть системы уравнений эволюции поля

растяжений полимеров \bar{R} был добавлен диффузионный член $C_d \Delta R^i$.

В работе численно исследовано влияние граничных условий и концентрации полимерных молекул An на характеристики течения. Увеличение An приводит к тому, что течение становится более неустойчивым. Также исследовано влияние одного из важных параметров задачи - числа Wi на устойчивость течения и формирования турбулентного режима течения.

Литература

1. S. Berti, A. Bistagnino, G. Boffetta, A. Celani and S. Musacchio. Small scale statistics of viscoelastic turbulence. // *Europhysics Letters*, 76(1), 2006.
2. S. Berti, A. Bistagnino, G. Boffetta, A. Celani, and S. Musacchio. Two-dimensional elastic turbulence. // *Phys. Rev. E*, 77, 055306(R), 2008.
3. S. Berti and G. Boffetta. Elastic waves and transition to elastic turbulence in a two-dimensional viscoelastic Kolmogorov flow. // *Phys. Rev. E*, 82, 036314, 2010.
4. Godunov, S., Denisenko, V., Klyuchinskiy, D., Fortova, S., and Shepelev, V. (2020). Study of Entropy Properties of a Linearized Version of Godunov's Method. *Computational Mathematics and Mathematical Physics*. 60. 628-640. 10.1134/S0965542520040089.

ПРОБЛЕМЫ РАСЧЕТНЫХ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ ЭКРАНИРОВАНИЯ АВИАЦИОННЫХ НЕКОМПАКТНЫХ ИСТОЧНИКОВ ШУМА

С.Л. Денисов¹, Н.Н. Остриков²

¹ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский, *stanislav.denisov@tsagi.ru*

²ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский, *nikolay.ostrikov@tsagi.ru*

Проблема снижения шума самолётов на местности является одной из приоритетных задач в современной гражданской авиации, решение которой позволяет не только удовлетворить экологическим требованиям, но и обеспечить конкурентное преимущество. Хорошо известно, что одним из основных источников шума самолётов на местности является шум двигателя, а одним из возможных и достаточно эффективных способов его снижения является эффект экранирования с помощью различных элементов конструкции планера самолёта. Проблемам реализации эффекта экранирования шума авиационной силовой установки с точки зрения анализа возможности проведения расчётных и экспериментальных исследований и посвящен данный доклад.

Авиационная силовая установка представляет собой сложный акустически некомпактный источник шума, который в случае двухконтурного турбовентиляторного двигателя можно представить в виде совокупности источников различной интенсивности, направленности излучения и спектральных свойств. Основными источниками шума двухконтурного турбовентиляторного двигателя следует признать шум вентилятора в передней полусфере, шум внешнего контура в задней полусфере и шум струи в задней полусфере.

Анализ этих источников шума по отдельности представляет собой достаточно не простую задачу, в решении которой в последнее время наметился существенный прогресс благодаря активному использованию высокопроизводительных расчётных методов, а также углублению понимания сути физических явлений, лежащих в основе процессов генерации звука

нестационарными потоками, что позволило развить различных (эмпирически, полуэмпирические или иные) расчётные модели, адекватно описывающие излучение звука в интересующем диапазоне параметров. Однако при анализе эффекта экранирования наличие экранирующей поверхности в непосредственной близости от источника существенно усложняет рассматриваемую задачу, что приводит к необходимости доработки как методов расчёта, так и рассматриваемых моделей.

На ранних этапах оценки [1] эффекта экранирования использовались упрощенные модели как для описания рассматриваемых источников шума, так и для расчёта эффективности экранирования (метод Маекавы, метод Френеля или метод Кирхгофа) непосредственно. Однако расчёты, проведенные с использованием данных методов показали эффективность экранирования до 30 – 40 дБ, что носило однозначно завышенную оценку и не наблюдалось в эксперименте. Детальный анализ данных результатов [2–4] выявил глубинные противоречия в используемых подходах, главным из которых было не корректное описание фазовой структуры звукового поля в непосредственной близости к рассеивающей кромке экрана (зачастую фаза вообще не рассматривалась, поскольку в качестве диаграммы направленности принималась выраженная в дБ амплитуда звукового поля, измеренного в эксперименте в дальнем поле). Использование упрощенных методов расчёта дифракции в данном случае только увеличивало ошибку.

Развитие новых методов [3–5] для расчёта эффективности экранирования (например, Геометрическая Теория Дифракции) в совокупности с новыми подходами для моделирования шума [6, 7], излучаемого авиационными некомпактными источниками, позволило существенно повысить точность расчёта звукового поля в освещенной зоне, зоне тени и зоне полутени, а для некомпактных источников ввести также понятие зоны частичной тени.

Данные успехи существенно опираются на развитие экспериментальных методов исследования [8], которые, благодаря использованию метода последовательностей максимальной длины, позволили не только давать количественную оценку влияния положения и геометрии экрана на снижение шума, но и дали

возможность выявить вклад различных границ экрана в суммарное звуковое поле в рассматриваемых точках наблюдения.

Параллельно шло развитие численных методов расчёта эффективности экранирования с помощью Метода Конечных Элементов или Метода Граничных Элементов. Несмотря на присущие численным методам недостатки (необходимость построения сетки, использование значительных вычислительных ресурсов и проч.), они имеют важное достоинство, поскольку позволяют точно описать геометрию экранирующей поверхности, что особенно важно для задач авиационной акустики с точки зрения выбора положения силовой установки по отношению к планеру самолёта при условии снижения шума самолёта на местности.

Таким образом, на сегодняшний день существует несколько взаимодополняющих подходов как для оценки влияния эффекта экранирования так и для расчёта непосредственно эффективности экранирования на снижение шума самолёта на местности. Анализ границ применимости рассматриваемых методов, а также возможность их реализации и эффективность использования составляют основную цель данной работы.

Публикация подготовлена в рамках реализации Программы создания и развития научного центра мирового уровня «Сверхзвук» на 2020–2025 годы при финансовой поддержке Минобрнауки России (соглашение от 17 мая 2022 г. № 075-15-2022-1023). Экспериментальная часть работы выполнена на базе УНУ «Заглушенная камера с потоком АК-2» ФАУ ЦАГИ, модернизируемой при поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации по соглашению № 075-15-2022-1036.

Литература

1. Von Glahn, U., Goodykoontz, J., Wagner, J. Nozzle Geometry and Forward Velocity Effects on Noise for CTOL Engine-Over-The-Wing Concept // NASA TM-X-71453, Oct. 1973.
2. Broadbent E.G. Noise Shielding for Aircraft // Prog. Aerospace Science, 1977, Vol.17, pp. 231–268.

3. Ostrikov N.N., Denisov S.L. Mean Flow Effect on Shielding of Noncompact Aviation Noise Sources // 22nd AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 30 May – 1 June, 2016, AIAA Paper 2016 – 3014.
4. Denisov S.L., Ostrikov N.N. Comparison of the methods for noncompact aviation noise sources shielding calculation // The 22nd International Congress on Sound and Vibration, 12 – 16 July 2015, Florence, Italy.- Book of abstracts. P. 196.
5. Ostrikov N.N., Denisov S.L. Airframe Shielding of Noncompact Aviation Noise Sources: Theory and Experiment // AIAA Paper 2015 – 2691.
6. Денисов С.Л., Копьев В.Ф., Остриков Н.Н., и др. // Акустический журнал, 2020, 66, N.5, С. 540–555.
7. Денисов С.Л., Остриков Н.Н., Гранич В.Я. // Акустический журнал, 2021, 67, N.1, С. 10–15.
8. Денисов С.Л., Остриков Н.Н., Панкратов И.В. // Акустический журнал, 2020, 66, N.6, С. 620–631.

СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ЧИСЛЕННОГО И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО ИССЛЕДОВАНИЯ ДВУМЕРНОЙ ТУРБУЛЕНТНОСТИ В ЯЧЕЙКЕ С ТВЕРДЫМИ СТЕНКАМИ

А.Н. Долуденко¹, С.В. Фортова²

¹*Объединенный институт высоких температур РАН, Москва*

²*Институт автоматизации проектирования РАН, Москва,*

sfortova@mail.ru

Турбулентность – это хаотическое состояние, возникающее в жидкости под воздействием внешнего воздействия при больших числах Рейнольдса Re . В трехмерной турбулентности образуется широкий диапазон масштабов, где наблюдаются хаотические пульсации скорости. Наличие такого широкого диапазона связано с каскадом энергии, которая передается благодаря нелинейному взаимодействию от интегрального масштаба турбулентности (где она создается за счет накачки) ко все более мелким масштабам вплоть до диссипативного масштаба, где включается вязкость, которая преобразует кинетическую энергию в тепло.

В тонких слоях жидкости турбулентность эффективно является двумерной на масштабах, превышающих толщину слоя жидкости. При этом основной особенностью двумерного турбулентного течения, постоянно возбуждаемого внешней силой, является возникновение обратного энергетического каскада [1, 2]. За счет нелинейных эффектов пространственный масштаб вихрей, создаваемых внешней силой, увеличивается до тех пор, пока рост не будет остановлен размером ячейки. В последнем случае энергия накапливается на этих масштабах. При определенных условиях накопление приводит к возникновению системы когерентных вихрей. Наблюдаемые вихри имеют размер сравнимый с размером ячейки [3].

Физический эксперимент, используемый в данной работе для сравнения с численным экспериментом, проводится в ограниченном замкнутом объеме – экспериментальной ячейке, ограниченной стенками (рис. 1) [4].

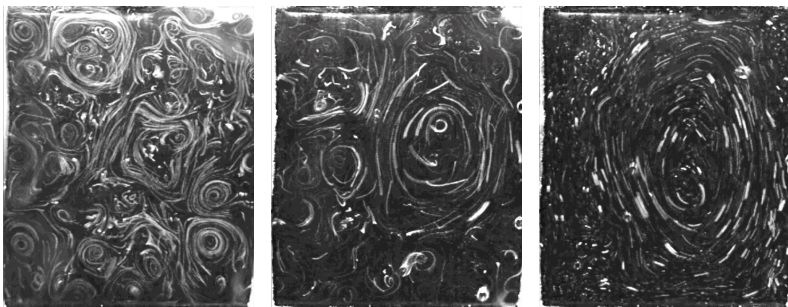


Рис. 1. Физический эксперимент по двумерной турбулентности в квадратной ячейке; показано формирование когерентного вихря

Для качественного сравнения расчетов с этим экспериментом при численном моделировании учитывались условия прилипания к стенкам и наличие трения о дно. В численном эксперименте, представленном в данной работе, наличие трения о дно учтено путем добавления дополнительного члена в систему гидродинамических уравнений:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{V}) = 0,$$

$$\frac{\partial \rho u}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho u \mathbf{V}) = -\frac{\partial p}{\partial x} + \rho G \sin ky + \mu \Delta u - \zeta u,$$

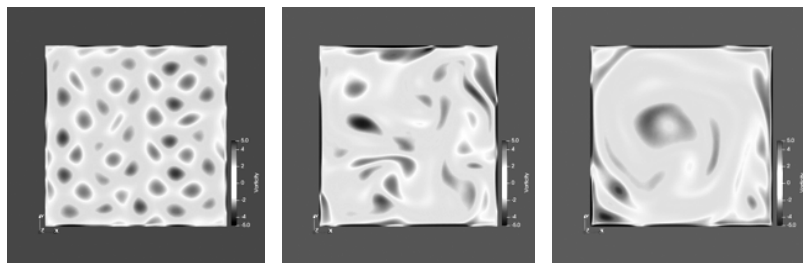
$$\frac{\partial \rho v}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho v \mathbf{V}) = -\frac{\partial p}{\partial y} + \rho G \sin kx + \mu \Delta v - \zeta v.$$

Здесь $\mathbf{V} = (u, v)^T$ – вектор скорости, ρ – плотность жидкости, k – пространственная частота внешней силы, μ – динамическая вязкость жидкости, ζ – коэффициент трения о дно. В качестве граничных условий используются условия прилипания.

В данной работе исследование проводилось путем прямого численного моделирования системы уравнений Навье-Стокса численным методом Мак-Кормака с использованием модели слабосжимаемой жидкости. Течение рассматривалось в двумерной квадратной ячейке с граничными условиями прилипания. Развитие течения происходило благодаря наличию постоянно действующей силы, периодической по направлениям Ox и Oy .

В работе проведен анализ влияния величины внешней силы и коэффициента трения о дно на картину течения и ее

характеристики. Показано, что увеличение значения внешней силы турбулизует поток. Тогда как увеличение трения о дно приводит к стабилизации течения и формированию ламинарного режима. Таким образом, наблюдаются различные виды течения в зависимости от величины внешней силы и коэффициентов трения о дно.



(а)

(б)

(в)

Рис. 2. Завихренность в различного типа течениях: ламинарное (а), хаотическое (б), когерентный вихрь (в)

Литература

1. Kraichnan R.H. Inertial Ranges in Two-Dimensional Turbulence // *Phys. Fluids*. 1967. Vol. 10. P. 1417.
2. Batchelor G.K. Computation of the Energy Spectrum in Homogeneous Two-Dimensional Turbulence // *Phys. Fluids*. 1969. Vol. 12, № Suppl. II. P. 233.
3. Doludenko A.N., Fortova S.V., Kolokolov I.V., Lebedev V.V. Coherent vortex in a spatially restricted two-dimensional turbulent flow in absence of bottom friction // *Physics of Fluids*. V. 33(1), 2021. P. 011704.
4. J. Sommeria. Experimental study of the two-dimensional inverse energy cascade in a square box // *Journal of Fluid Mechanics* – 1986. V. 170. P. 139–168.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ ВОЗЛЕ НАКЛОННОГО ОБРАТНОГО УСТУПА BFS45 С ПОМОЩЬЮ КОДА NOISETTE

А.П. Дубень, Т.К. Козубская

ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, г. Москва, aduben@keldysh.ru

В докладе будут представлены результаты расчетов сверхзвукового турбулентного течения возле наклонного (угол 45°) обратного уступа [1] (BFS45). Задача характеризуется числом Маха внешнего потока $M = 3$ и числом Рейнольдса, посчитанным по высоте уступа h , $Re_h = 4.9 \cdot 10^5$. Будут представлены результаты расчетов с помощью метода RANS в двумерной постановке, а также вихреразрешающие расчеты в рамках гибридного RANS-LES подхода IDDES [2]. В качестве модели замыкания рассматриваются модели Спаларта-Аллмараса (SA) и SST Менгера. Для задания турбулентных пульсаций в расчетах IDDES в пограничном слое на входе используется генератор синтетической турбулентности [3]. Расчеты проводятся с помощью адаптивного численного метода повышенной точности [4], сочетающего центрально-разностную, противоточную и WENO5 аппроксимации для конвективных членов. Все расчеты выполнены с помощью программного комплекса NOISEtte [5], работающего на неструктурированных сетках. Трехмерная вычислительная сетка для IDDES содержит 18.5 млн узлов (151 слой на $1.5h$ в поперечном, Z, направлении).

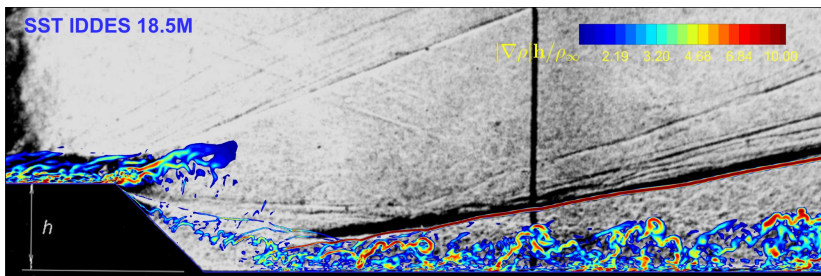


Рис. 1. Мгновенная картина течения из вихреразрешающего расчета, наложенная на экспериментальную

Анализ результатов расчетов проводится на основе сравнения с экспериментальными данными по картине течения (Теплеровская фотография в центральном сечении, линии тока на поверхности), распределении статического давления на поверхности, а также профилям полного давления в различных сечениях. Будет показано, что модели RANS не способны с достаточной точностью описать образующееся отрывное турбулентное течение. В то же время вихререзающий метод IDDES позволяет получать вполне приемлемые результаты, близкие к экспериментальным по ряду характеристик. Будет рассмотрено влияние выбора модели замыкания на результаты расчетов.

Работа выполнена в рамках реализации Программы создания и развития научного центра мирового уровня «Сверхзвук» на 2020–2025 годы при финансовой поддержке Минобрнауки России (соглашение от 25.04.2022 N. 075-15-2022-330).

Литература

1. С.М. Босняков, А.П. Дубень, А.А. Желтоводов, Т.К. Козубская, С.В. Матяш, С.В. Михайлов. Численное моделирование сверхзвукового отрывного обтекания обратного наклонного уступа методами RANS и LES // Матем. моделирование, 31:11 (2019), 3–20.
2. M.L. Shur, P.R. Spalart, M.Kh. Strelets, A.K. Travin. A hybrid RANS-LES approach with delayed-DES and wall-modeled LES capabilities // Int J Heat Fluid Flow, 2008, 29(6), pp. 1638-1649.
3. M.L. Shur, P.R. Spalart, M.Kh. Strelets, A.K. Travin. Synthetic Turbulence Generators for RANS-LES Interfaces in Zonal Simulations of Aerodynamic and Aeroacoustic Problems // Flow Turbul Combust, 2014, v.93, p.63-92.
4. Duben, A.P., and Kozubskaya, T.K. Evaluation of quasi-one-dimensional unstructured method for jet noise prediction // AIAA J., Vol. 57, No. 12, 2019, pp. 5142–5155.
5. Gorobets, A., and Bakhvalov, P.. Heterogeneous CPU+GPU parallelization for high-accuracy scale-resolving simulations of compressible turbulent flows on hybrid supercomputers // Comput. Phys. Commun., Vol. 271, 2022, p. 108231.

РАСЧЕТ ПУЛЬСАЦИЙ ДАВЛЕНИЯ НА РАКЕТЕ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ НА ЭТАПЕ ВЫВЕДЕНИЯ

А.П. Дубень¹, Т.К. Козубская², С.П. Рыбак², М.В. Михайлов²

¹ИИПМ им. М.В. Келдыша РАН, г. Москва, aduben@keldysh.ru

²ПАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королёва», г. Королёв, Московская обл., Sergey.Rybak@rsce.ru

Одной из важных задач, связанных с разработкой ракет космического назначения (РКН) является оценка нестационарных пульсаций давления на ее поверхностях. На этапе выведения при трансзвуковых и сверхзвуковых режимах обтекания различные зоны вблизи важных внутренних и внешних составных частей РКН подвергаются воздействию повышенных пульсационных нагрузок. Возле ракеты образуется сложное турбулентное течение, характеризующееся наличием локальных отрывов потока и ударных волн, взаимодействующих со слоями смешения и с турбулентным пограничным слоем.

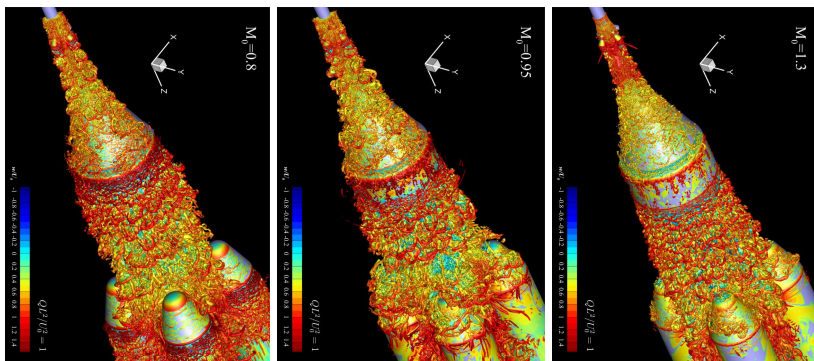


Рис. 1. Визуализация течений возле РКН на различных режимах.

В докладе будут представлены результаты крупномасштабных расчетов турбулентных течений, возникающих на поверхности РКН на этапе выведения. Рассматриваются трансзвуковые и сверхзвуковые режимы обтекания (характерные числа Маха от 0.8 до 1.3, числа Рейнольдса – порядка 10^9). Численное моделирование проводится с помощью вихререзающего гибридного RANS-LES подхода

IDDES [1]. Для задания турбулентных пульсаций на входе в исследуемую область используется генератор синтетической турбулентности [2]. Расчеты проводятся с помощью адаптивного численного метода повышенной точности [3] на кластерах с гетерогенной архитектурой с помощью программного комплекса NOISEtte [4]. В докладе будет рассмотрена аэродинамика течения возле РКН при различных режимах в контексте формирования пульсационных нагрузок на поверхностях. Для последних будет проведен спектральный анализ. Также будет представлено сравнение данных с соответствующими результатами расчетов модели РКН (уменьшенная в 30 раз копия). Кроме всего вышеописанного, на примере трансзвукового режима $M_0=0.95$ будет проведена оценка влияния боковых блоков на аэродинамику течения и характеристики на поверхности.

Результаты работы были получены с использованием оборудования ЦКП ИПМ им. М.В. Келдыша РАН (<https://ckp.kiam.ru>) и Центра коллективного пользования сверхвысокопроизводительными вычислительными ресурсами МГУ имени М.В. Ломоносова.

Литература

1. M.L. Shur, P.R. Spalart, M.Kh. Strelets, A.K. Travin. A hybrid RANS-LES approach with delayed-DES and wall-modeled LES capabilities // *Int J Heat Fluid Flow*, 2008, 29(6), pp. 1638-1649.
2. M.L. Shur, P.R. Spalart, M.Kh. Strelets, A.K. Travin. Synthetic Turbulence Generators for RANS-LES Interfaces in Zonal Simulations of Aerodynamic and Aeroacoustic Problems // *Flow Turbul Combust*, 2014, v.93, p.63-92.
3. Duben, A. P., and Kozubskaya, T. K. Evaluation of Quasi-One-Dimensional Unstructured Method for Jet Noise Prediction // *AIAA J.*, Vol. 57, No. 12, 2019, pp. 5142-5155.
4. Gorobets, A., and Bakhvalov, P. Heterogeneous CPU+GPU parallelization for high-accuracy scale-resolving simulations of compressible turbulent flows on hybrid supercomputers // *Comput. Phys. Commun.*, Vol. 271, 2022, p. 108231.

МОДЕЛИРОВАНИЕ АЭРОДИНАМИКИ ДЕЛЬТОВИДНОГО КРЫЛА НА РЕЖИМЕ ПОСАДКИ

А.П. Дубень, Т.К. Козубская, П.В. Родионов

ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, г. Москва, pavel.rodionov.cs@gmail.com

Использование крыльев дельтовидной (треугольной) формы для самолетов, предназначенных для сверхзвуковых скоростей полета, достаточно распространено. На крейсерском сверхзвуковом режиме данные крылья по сравнению со стреловидными крыльями обеспечивают большую прочность планера и меньшее лобовое сопротивление. В то же время основным недостатком дельтовидных крыльев является необходимость повышения угла атаки для поддержания требуемого уровня подъемной силы при низких скоростях полета, которыми, в частности, характеризуется режим посадки. Повышение угла атаки приводит к увеличению силы лобового сопротивления и возникновению над поверхностью крыла отрывного течения, имеющего, как правило, сложную вихревую структуру.

Экспериментально обтекание дельтовидных крыльев изучается достаточно давно. Для наиболее простых конфигураций доступны надежные экспериментальные данные [1], причем постоянное совершенствование точности и методов измерений стимулирует проведение все новых экспериментов (например, [2]: рис. 1). Исследование аэродинамики дельтовидных крыльев может проводиться и при помощи численного моделирования, что особенно актуально на этапе проектирования новых конфигураций, однако в данном случае критическую важность имеет валидированность применяемых подходов и методов на задачах данного класса.

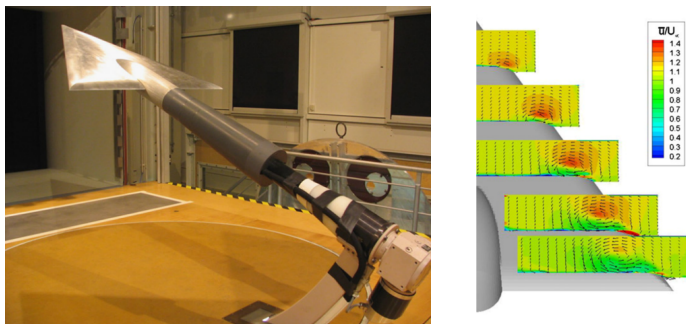


Рис. 1: Эксперимент VFE-2 [2]: исследуемая геометрия (слева) и пример получаемого поля скорости (справа)

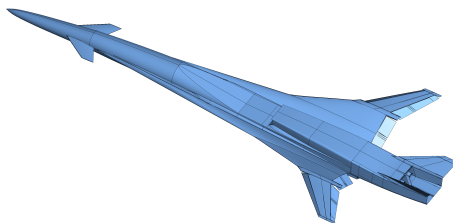


Рис. 2: Прототип R1 планера СПС с положением крыловой механизации, соответствующим режиму посадки

Целью настоящей работы является валидация программного комплекса NOISEtte [3] на задаче об обтекании дельтовидного крыла и применение протестированных моделей и методов для решения промышленных задач. В докладе будут представлены результаты RANS и IDDES моделирования обтекания дельтовидного крыла, проведено сравнение с экспериментальными данными [2]. Протестированные методы будут применены для RANS моделирования обтекания прототипа планера сверхзвукового пассажирского самолета (СПС) в конфигурации R1 на режиме посадки (рис. 2), будет представлено описание получаемого численного решения.

Публикация подготовлена в рамках реализации Программы создания и развития научного центра мирового уровня «Сверхзвук» на 2020–2025 годы при финансовой поддержке Минобрнауки России (Соглашение от 25.04.2022 № 075-15-2022-330). Вычисления проведены с помощью гибридного суперкомпьютера K60, установленного в Суперкомпьютерном Центре коллективного пользования ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, а также оборудования Центра коллективного пользования сверхвысокопроизводительными вычислительными ресурсами МГУ имени М.В. Ломоносова.

Литература

1. J. Chu, J.M. Luckring. Experimental Surface Pressure Data Obtained on 65° Delta Wing. NASA Tech. Mem. 4645, 1996.
2. A. Furman, C. Breitsamter. Turbulent and unsteady flow characteristics of delta wing vortex systems. *Aerosp. Sci. Technol.*, v.24:1, 2013, pp. 32–44.
3. A. Gorobets, P. Bakhvalov. Heterogeneous CPU+GPU parallelization for high-accuracy scale-resolving simulations of compressible turbulent flows on hybrid supercomputers. *Comput. Phys. Commun.*, v.271, 2022, pp. 108231.

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ВОСПРИИМЧИВОСТИ СВЕРХЗВУКОВОГО ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ НА ПЛОСКОЙ ПЛАСТИНЕ К ПРОСТРАНСТВЕННЫМ АКУСТИЧЕСКИМ ВОЗМУЩЕНИЯМ

И.В. Егоров^{1,2}, Н.В. Пальчеховская^{1,2}

¹*Московский физико-технический институт, Долгопрудный,
egorov.ivan.v@mipt.ru*

²*Центральный аэрогидродинамический институт им. проф.
Н.Е. Жуковского (ЦАГИ), г. Жуковский, МО*

Для сверхзвуковых течений явления, связанные с ламинарно-турбулентным переходом (ЛТП) стоят особенно остро, т.к. переход влияет не только на аэродинамическое качество летательного аппарата, но и ведет к резкому увеличению тепловых потоков к обтекаемой поверхности. В настоящее время активно разрабатываются физически обоснованные методы предсказания ЛТП, в которых учитываются все основные стадии процесса, включая стадию восприимчивости к возмущениям набегающего потока.

Цель настоящей работы - изучение восприимчивости пограничного слоя на плоской пластине к внешним акустическим возмущениям, приводящим к возбуждению первой моды Мэка [1]. Возбуждение этой моды моделировалось с помощью внешних акустических волн в трехмерной постановке. Для этого был выбран режим обтекания с числом Маха набегающего потока $M = 3$, единичным числом Рейнольдса $Re_1 = 2 \cdot 10^7$, температурой набегающего потока $T_\infty = 80$ К и температурой поверхности, близкой к адиабатической. При указанных параметрах в пограничном слое доминируют трехмерные неустойчивые волны первой моды Мэка.

Набегающий поток направлен под нулевым углом к пластине, что приводит к формированию ударной волны в поле течения. Для изучения процесса восприимчивости во внешний поток внесены возмущения в виде трехмерных акустических волн. На основе полей невозмущенного течения и линейной теории устойчивости (LST) были выбраны частоты и волновые числа внешних акустических волн, приводящих к возбуждению неустойчивой

первой моды Мэка в пограничном слое на плоской пластине. Численное моделирование основано на решении системы уравнений Навье–Стокса в пространственной постановке с использованием оригинального пакета программ [2], который реализует неявный метод конечного объема с аппроксимацией второго порядка по пространству и времени.

Достоверность полученных результатов доказаны с помощью верификации по сеткам и сравнением с линейной теорией устойчивости. Для данных значений невозмущенного течения на внешней границе пограничного слоя вычислялся автомодельный пограничный слой и характеристики его устойчивости. Сначала рассчитывались распределения максимального продольного волнового числа, максимальной частоты и максимального трансверсального волнового числа $\alpha_{\max}(R, \omega_{\max}, \beta_{\max}), \omega_{\max}(R), \beta_{\max}(R)$. Затем вычислялись инкременты и интегральные усиления (N-факторы) при различных частотах ω и трансверсальных волновых числах β , соответствующих β_{\max} . Для AoA=0° расчеты выполнены при температуре на внешней границе пограничного слоя $T_e = T_\infty = 80$ К, числе Маха на внешней границе пограничного слоя $M_e = 3$ и числе Рейнольдса на внешней границе пограничного слоя $Re_e = 2 \cdot 10^7$. Из семейства кривых нарастания выбрана такая, при которой N-фактор равен $N \sim 9.16$. Для случая AoA = 0° частота акустической волны выбиралась $\omega = 172.82$, трансверсальное волновое число $\beta = 815.26$.

Расчеты выполнены для малого значения амплитуды внешней медленной акустической волны $dP_{\text{ext}} = 4 \cdot 10^{-7}$, что обеспечивает линейность механизма восприимчивости. Быстрая акустическая волна не приводит к росту возмущений согласно LST, поэтому в данной работе она не рассматривалась. Распределения модуля возмущения давления на стенке при $z = 0$ нормированы так, чтобы в окрестности минимума, который близок к точке потери устойчивости, амплитуда возмущений давления $\text{abs}(dP)_w = 1$.

На Рис. 1 нормированные распределения, полученные с помощью прямого численного моделирования (DNS), сравниваются с распределением, полученным на основе линейной теории устойчивости (LST). Видно, что линейная теория устойчивости хорошо предсказывает линейный рост возмущения. Далее начинается не-

линейное насыщение DNS распределения и его стохастизация. Данное распределение позволяет вычислить коэффициент восприимчивости пограничного слоя к акустическим возмущениям: $C_{recept} = 6.6$.

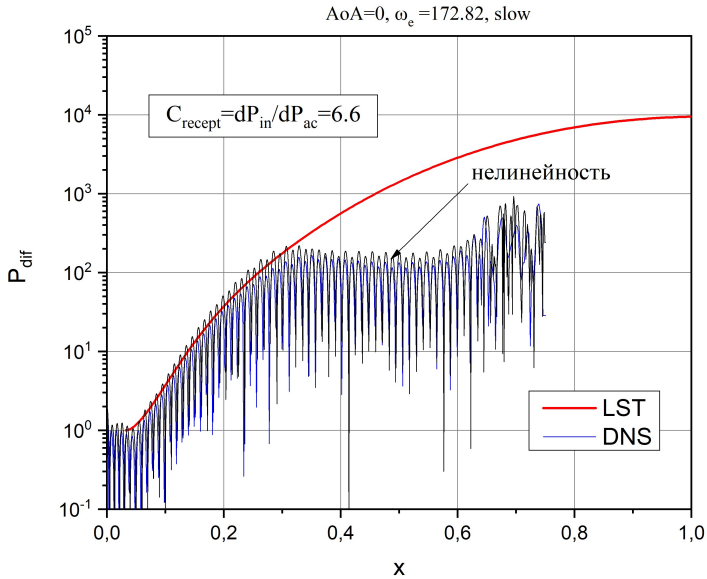


Рис. 1. Нормированные DNS распределения модуля пульсаций давления на стенке и LST распределение $\exp(N)$

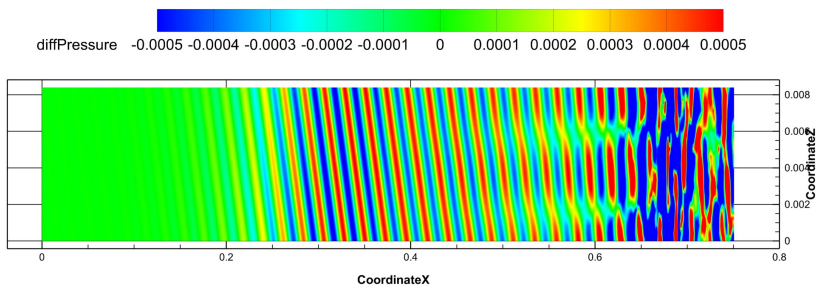


Рис. 2. Поле возмущений давления на поверхности пластины для медленной акустической волны с амплитудой

На Рис. 2 представлено поле возмущений давления на поверхности пластины для рассматриваемого режима обтекания.

Гармоническое возмущение в набегающем потоке проходит через ударную волну и проникает в пограничный слой, где возбуждает неустойчивость, характерную для первой моды Мэка. Данное поле демонстрирует этапы развития возмущения, проходящего сначала линейную фазу, и далее при $x > 0.5$ можно наблюдать нелинейное развитие возмущений.

Работа выполнена в Московском физико-техническом институте при поддержке гранта Российского научного фонда N. 21-19-00307.

Литература

1. Mack L.M. Linear stability theory and the problem of supersonic boundary layer transition // AIAA J. 1975. V. 13. P.278–289.
2. Егоров И. В., Новиков А. В. Прямое численное моделирование ламинарно-турбулентного обтекания плоской пластины при гиперзвуковых скоростях потока // ЖВММФ. 2016. Т. 56, N. 6, с. 145–162.

ПРИМЕНЕНИЕ НЕЛИНЕЙНОЙ МОДЕЛИ ТУРБУЛЕНТНОСТИ SST-NL К РАСЧЁТАМ ТЕЧЕНИЙ С ВЫРАЖЕННОЙ АНИЗОТРОПИЕЙ НАПРЯЖЕНИЙ РЕЙНОЛЬДСА

А.О. Жаворонкин, И.А. Курсаков, Е.С. Матяш, А.А. Савельев,
А.И. Трошин
ЦАГИ, Жуковский, *andrey.savelyev@tsagi.ru*

Основным инструментом, применяемым при исследовании обтекания летательного аппарата в настоящее время, являются расчёты, основанные на решении осреднённых по Рейнольдсу уравнений Навье–Стокса, замкнутых моделью турбулентности. В настоящее время наиболее распространёнными моделями турбулентности являются модели Спаларта–Аллмараса (SA) и Ментера (SST) и их модификации. Однако оба этих семейства основаны на гипотезе Буссинеска, что ограничивает их применимость классами течений, в которых на течение влияет единственная компонента тензора напряжений. В более сложных течениях (например, в угловых течениях или отрывах) проявляются эффекты анизотропии турбулентности, которые не могут быть описаны в рамках гипотезы Буссинеска.

Известным примером является угловое течение вблизи корня крыла: расчёты по буссинесковским моделям предсказывают в этом месте обширный отрыв даже при небольших углах атаки, что не подтверждается экспериментальными исследованиями. Этот отрыв влияет на картину течения над всей поверхностью крыла. Для расчёта таких течений необходимо использовать модели турбулентности, способные воспроизводить анизотропию тензора напряжений Рейнольдса. К их числу относятся дифференциальные (DRSM) и алгебраические (EARSM) модели для рейнольдсовых напряжений. К классу последних можно также отнести нелинейные расширения буссинесковских моделей, поскольку итоговые формулы для тензора напряжений в них имеют тот же вид, что и в EARSM.

В работе приводятся результаты тестирования модели турбулентности с нелинейной турбулентной вязкостью SST-NL [1], реализованной в программе EWT-ЦАГИ. Рассматриваются течение в прямоугольном канале, трансзвуковое обтекание модели DLR-F6 [2], а также тестовый случай NASA Juncture Flow [3]. На рис. 1 представлено распределение коэффициента трения и предельные линии тока на поверхности модели для теста NASA JF, полученные с использованием линейной (SST, рис. 1а) и нелинейной (SST-NL, рис. 1б) моделей турбулентности. Видно, что разме-

ры углового отрыва, предсказываемого по нелинейной модели, существенно меньше, что хорошо согласуется с экспериментальными данными.

В дальнейшем результаты, полученные в данной работе, будут использованы при разработке метода расчёта ламинарно-турбулентного перехода на основе модели для напряжений Рейнольдса.

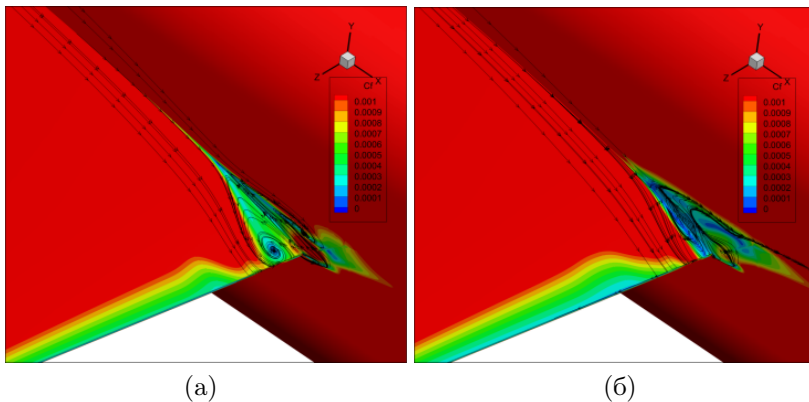


Рис. 1: Распределение коэффициента трения и предельные линии тока на поверхности модели для теста NASA JF: модель турбулентности SST (а) и модель турбулентности SST-NL (б)

Исследование выполнено за счёт гранта Российского научного фонда №22-29-00660, <https://rscf.ru/project/22-29-00660>

Литература

1. Matyushenko A.A., Garbaruk A.V. Non-linear correction for the $k - \omega$ SST turbulence model. IOP Conf. Series: Journal of Physics, 2017.
2. Lafin K.R., Wahls R.A., Morrison J.H., Tinoco E.N., Vassberg J.C., Brodersen O., Godard J.L. Summary of Data from the Second AIAA CFD Drag Prediction Workshop, AIAA Paper, AIAA-2004-555.
3. Rumsey C.L., Lee H.C., Pulliam T.H. Reynolds-Averaged Navier-Stokes Computations of the NASA Juncture Flow Model Using FUN3D and OVERFLOW, AIAA SciTech, AIAA Aerospace Sciences Meeting, AIAA 2020-1304, DOI: 10.2514/6.2020-1304.

ОСОБЕННОСТИ МЕТОДИКИ ЧИСЛЕННОГО ТРЕХМЕРНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ВЯЗКИХ МНОГОКОМПОНЕНТНЫХ ТЕЧЕНИЙ

В.Т. Жуков, Н.Д. Новикова, О.Б. Феодоритова

*ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, Москва, vic.zhukov@gmail.com,
nn@kiam.ru, feodor@kiam.ru*

В работе обсуждаются особенности численной модели расчета нестационарных течений вязкой теплопроводной многокомпонентной газовой смеси. Модель реализована в виде компьютерного кода MCFL (MultiComponent FLOws), алгоритм которого представлен в [1]. Компьютерная реализация разрабатывается нами на базе аэродинамического кода NOISEtte [2] с наследованием основных его возможностей и добавлением новых. Основная специфика нашего подхода определяется целями создания методики прямого численного моделирования многокомпонентных течений с учетом диффузии компонентов, химических реакций, сопряженного теплообмена с обтекаемыми твердотельными конструкциями. В перспективе планируется учесть изменения геометрии конструкций под действием аэротермических процессов. Указанные цели определяют принцип выбора основных алгоритмических элементов методики. Этот принцип состоит в ориентации на явные алгоритмы. Явно-итерационные схемы успешно опробованы при решении линейных и квазилинейных уравнений теплопроводности [3], систем уравнений трехтемпературной газодинамики [4], уравнений кристаллизации жидких металлов [5], уравнений Навье-Стокса [6]. Для систем уравнений Навье-Стокса и их расширений на случай многокомпонентных смесей разработанная нами явно-итерационная схема носит название LINS (Local Iterations for Navier-Stokes) [7]. Схема LINS, как и ее предшественники, не требует эмпирических управляющих параметров, и обеспечивает минимизацию глобальных операций при реализации на массивно-параллельных суперкомпьютерах.

При изложении особенностей MCFL методики кратко опишем алгоритм интегрирования определяющей системы

уравнений динамики вязкой теплопроводной многокомпонентной газовой смеси.

В основе методики лежит схема расщепления расчета одного временного шага определяющих уравнений на гиперболический (конвективный) и параболический (диффузионный) этапы. Дискретизация по пространству проводится в рамках кода NOISEtte [2] на трехмерных неструктурированных сетках. Для расчета сопряженного теплообмена нами разрабатывается многоблочная сеточная технология на основе использования совокупности неструктурированных сеток, конформных на интерфейсных границах «газ – твердое тело».

Простейший пример разбиения расчетной области на блоки показан на рис. 1. Здесь приведена схема течения газа в канале, ограниченном теплопроводными стенками. Два блока – это твердые стенки с заданными теплофизическими свойствами. Граница Γ_0 контакта «газ – твердое тело» показана красным, на ней заданы условия теплообмена (непрерывность температуры и теплового потока по нормали к границе). На внешних границах стенок задается либо температура, либо тепловой поток, либо их комбинация. Третий блок – это газовая среда, ограниченная твердыми стенками, а также входной и выходной границами.

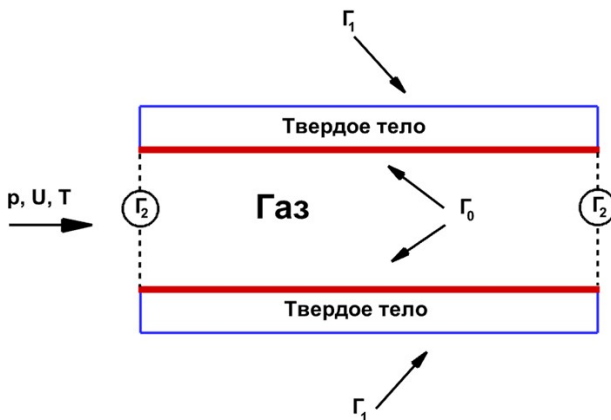


Рис. 1. Схема течения в канале с теплопроводными стенками

Отметим, что многоблочная технология существенно опирается на использование явных и явно-итерационных алгоритмов, что обеспечивает эквивалентность многоблочного расчета и сквозного расчета на объединенной сетке.

Для гиперболической подсистемы расчет одного шага по времени выполняется по явной схеме гудуновского типа с шагом, ограниченным условием устойчивости конвективного переноса массы, импульса, энергии. Такое ограничение при расчете нестационарных процессов носит физически естественный характер. Но при наличии зон с доминированием диффузии над конвекцией полный расчет по явной схеме практически невозможен. В этом случае можно записать неявную схему, и после линеаризации решать систему линейных алгебраических уравнений каким-либо итерационным алгоритмом. При таком подходе возникает этап эмпирической настройки алгоритма (вид предобусловливателей, критерии окончания итераций и др.).

В схеме LINS диффузионный этап реализуется с помощью явной чебышевской итерационной схемы специальной конструкции. Параметры этой конструкции определяются величиной конвективного временного шага и верхней границей сеточного диффузионного оператора, настроечных параметров нет. Результирующая схема обеспечивает выполнение основных законов сохранения, а ее алгоритмическая структура гарантирует эффективность параллельной реализации.

При расчете реагирующих смесей учитывается дополнительное условие на шаг по времени, ограничивающее рост внутренней энергии в результате химических реакций.

Один из основных результатов применения схемы расщепления по физическим процессам состоит в том, что на достаточно подробных сетках поэтапный расчет требует меньше вычислительных затрат (особенно при большем числе компонентов смеси), чем решение полной системы. Кроме того, гиперболические и параболические уравнения имеют разную физическую природу, и выбор численных методов с учетом этого фактора, приводит не только к экономии вычислительных ресурсов, но может повысить реальную точность приближенных решений. Дополнительно получен новый важный результат - запись схемы расщепления в виде последовательности явных и явно-итерационных алгоритмов обеспечивает эффективную реализацию схемы на многоблочных неструктурированных конформных сетках.

Для демонстрации особенностей схемы LINS обсуждаются результаты решения модельной задачи сопряженного теплообмена.

Публикация подготовлена в рамках реализации Программы создания и развития научного центра мирового уровня «Сверхзвук» на 2020–2025 годы при финансовой поддержке Минобрнауки России (Соглашение от 25.04.2022 N. 075-15-2022-330).

Литература

1. O.V. Feodoritova, M.M. Krasnov, V.T. Zhukov. A numerical method for conjugate heat transfer problems in multicomponent flows. *J. Phys.: Conf. Ser.*, 2021, 2028 012024.
2. Абалакин И.В., Бахвалов П.А., Горобец А.И., Дубень А.П., Козубская Т.К. Параллельный программный комплекс NOI-SEtte для крупномасштабных расчетов задач аэродинамики и аэроакустики. *Вычисл. методы и программирование*. 2012. Т. 13. С. 110–125.
3. Жуков В.Т. Явно итерационные схемы для параболических уравнений. *Вопросы атомной науки и техники. Сер.: Математическое моделирование физических процессов*. 1993. N. 4. С. 40–46.
4. Жуков В.Т. О явных методах численного интегрирования для параболических уравнений. *Математическое моделирование*. 2010. Т. 22. N. 10. С. 127–158.
5. Жуков В.Т., Феодоритова О.Б. Программа расчета газодинамики НЗТ. *Математика в приложениях*. Всероссийская конференция, приуроченная к 80-летию академика С. К. Годунова. 2009. С. 116–117.
6. Жуков В.Т., Зайцев Н.А., Лысов В.Г., Рыков Ю.Г., Феодоритова О.Б. Численный анализ модели процессов кристаллизации металлов, двумерный случай. *Математическое моделирование*. 2012. Т. 24. N. 1. С. 109–128.
7. Жуков В.Т., Новикова Н.Д., Феодоритова О.Б. Об одном подходе к интегрированию по времени системы уравнений Навье–Стокса. *Ж. вычисл. матем. и матем. физики*. 2020. Т. 60. N. 2. С.267–280.

ВАЛИДАЦИЯ МЕТОДА РАСЧЁТА ШУМА МОДЕЛЬНОГО НЕСУЩЕГО ВИНТА НА ОСНОВЕ ПРОВЕДЕННЫХ ЭКСПЕРИМЕНТОВ В ЗАГЛУШЕННОЙ КАМЕРЕ АК-2

М.Ю. Зайцев¹, В.А. Копьев¹, В.А. Титарев^{1,2}, Г.А. Фараносов¹

¹ФАУ «ЦАГИ», Москва, *mikhail.y.zaytsev@tsagi.ru*

²ФИЦ ИУ РАН, Москва

Настоящая работа представляет собой комплексное расчетно-экспериментальное исследование, направленное на создание научно-технического задела по определению аэроакустических характеристик винта винтокрылого летательного аппарата (ВКЛА).

Основной целью работы являлась валидация (т.е. установление степени соответствия экспериментальным данным) разработанных в ЦАГИ программ расчета аэроакустических характеристик винтов (самолетных и несущих винтов вертолета). Проблема создания высокоэффективных валидированных методов расчета шума несущего винта вертолета, ориентированных на оценку влияния различных конструктивных параметров, предсказания которых можно напрямую использовать в процессе конструирования малозумных эффективных лопастей, является исключительно актуальной.

Лидерами в создании и разработке методов суперкомпьютерного моделирования аэроакустики винтов и валидации полученных результатов в настоящее время являются исследовательские центры NASA (США), ONERA (Франция), DLR (Германия) и лаборатории в Глазго и Эдинбурге (Великобритания). Во всех перечисленных организациях также имеются развитые возможности по экспериментальному исследованию шума вертолета и сравнению результатов компьютерного и натурального экспериментов.

В России разработкой методов численного моделирования задач аэроакустики винтов занимаются коллективы ЦАГИ [1,2], СПбПУ Петра Великого [3] и ИПМ им. М.В. Келдыша [4]. Однако у российских коллективов отсутствует специальная крупномасштабная экспериментальная база по этому

направлению, что существенно затрудняет валидацию разрабатываемых методов, алгоритмов и программных комплексов.

Для расчета шума вертолетных винтов в акустическом отделении ЦАГИ разработаны различные программные комплексы для широкого спектра задач, начиная с режима висения и нулевого угла установки и заканчивая режимом скоростного полета с учетом угла тангажа, крена, а также с моделированием работы автомата перекоса. Эти комплексы направлены на расчет нестационарного поля вблизи лопасти/лопастей с последующим использованием программного модуля для оценки шума в дальнем поле по методу Фокса Вильямса-Хоукингса с конвективной функцией Грина, использующего полученные из нестационарного расчета данные на поверхности FWH. Полученные в настоящей работе экспериментальные данные будут способствовать валидации разработанных программных комплексов.

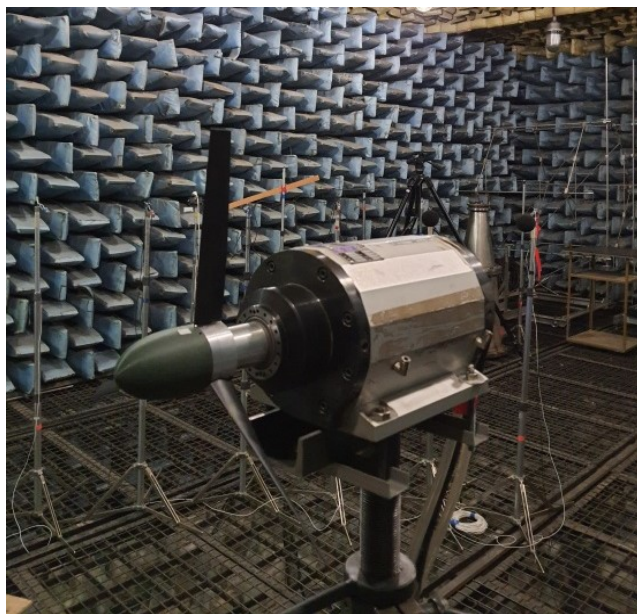


Рис. 1. Маломасштабная модель винта, установленная в заглушенной камере ЦАГИ

Экспериментальная валидационная база данных акустических характеристик винта была создана на основе измерений шума маломасштабной модели трехлопастного винта в акустической заглушенной камере с потоком АК-2 ЦАГИ (рис. 1). Следует также отметить, что, помимо акустических измерений, впервые в практике ЦАГИ для исследования вихревой системы модельного винта были измерены поля скорости с помощью двухкомпонентной (2C) скоростной системы PIV (Particle Image Velocimetry, рис. 2).

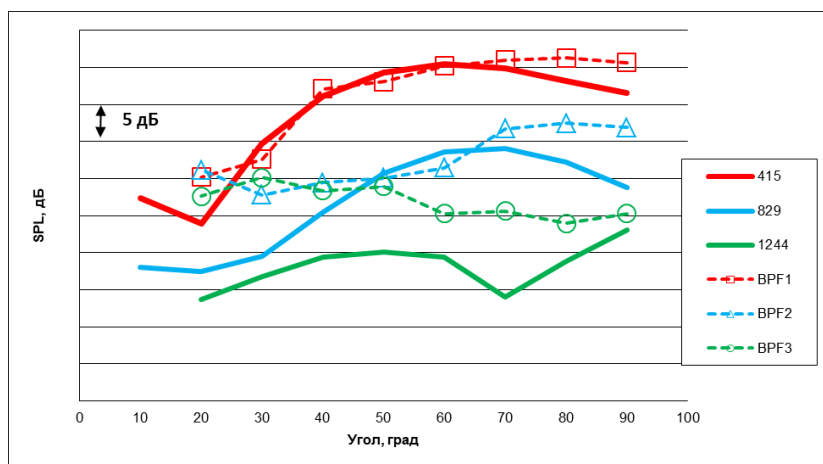


Рис. 2. Сравнение расчетной и экспериментальной направленностей первых трех гармоник частоты следования лопастей для режима висения

Для проведения численного исследования была создана трехмерная математическая модель винта, а на ее основе для целей эксперимента была изготовлена маломасштабная (1:21) модель трехлопастного винта. Суперкомпьютерные расчеты с использованием одного из собственных трехмерных аэродинамических решателей проводились для нескольких режимов работы модельного винта, соответствующих вертолетному (висение), переходному (косое обтекание) и самолетному (осевое обтекание) режимам.

В результате сравнительного анализа экспериментальных и расчетных данных удалось определить диапазоны рабочих параметров модельного винта, для которых имеется

удовлетворительное соответствие с данными расчетов для таких акустических характеристик, как акустические спектры (рис. 2), направленность тональных составляющих и т.д. Особое значение имеет полученное в эксперименте позиционирование и динамика вихревых структур, что является критически важным для валидации численных методов (рис. 3).

Кроме того, впервые проведенный в ЦАГИ визуализационный эксперимент с использованием высокоскоростной системы TR PIV, продемонстрировал большой потенциал для получения распределения давления вблизи несущей поверхности, в частности, вертолетной лопасти, неинвазивным методом, что может оказаться важным инструментом изучения трехмерного нестационарного течения около винта.

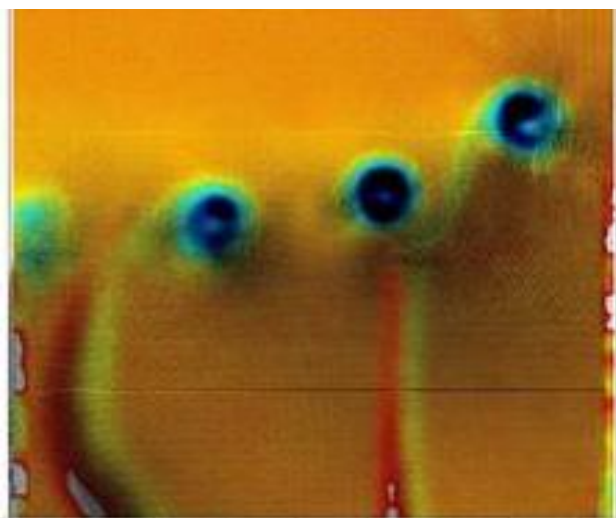


Рис. 3. Среднее поле завихренности в следе за винтом, полученное из PIV измерений

Работа частично выполнена при финансовой поддержке Российского Научного Фонда (проект N.21-71-30016). Экспериментальная часть работы была выполнена на базе УНУ «Заглушенная камера с потоком АК-2», модернизируемой при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации по соглашению № 075-15-2022-1036.

Литература

1. В.Ф. Кошьев, М.Ю. Зайцев, В.И. Воронцов, С.А. Карабасов, В.А. Аникин, Расчет шума несущего винта вертолета и его экспериментальная проверка на режиме висения. Акуст. журн., Т.63(6), 2017, с. 651–664.
2. В.А. Тигарев, Г.А. Фараносов, С.А. Чернышев, А.С. Батраков, Численное моделирование влияния взаимного расположения винта и пилона на шум турбовинтового самолета. Акуст. журн., Т.64(6), 2018, с. 737–751.
3. P.R. Spalart, A.K. Travin, M.L. Shur, M.Kh. Strelets. Initial Noise Predictions for Open Rotors Using First Principles // AIAA Paper AIAA-2010-3793, 2010.
4. В.О. Цветкова, И.В. Абалакин, В.Г. Бобков, Н.С. Жданова, Т.К. Козубская, Л.Н. Кудрявцева. Моделирование обтекания винта на адаптивной неструктурированной сетке с использованием метода погруженных границ. Матем. моделирование, 33:8 (2021), 59–82.

ОБ АНАЛОГИИ ТЕЧЕНИЯ КУЭТТА В КОЛЬЦЕВОМ И ПОЛУКОЛЬЦЕВОМ КАНАЛАХ

В.Н. Зиновьев¹, В.А. Лебига^{1,2}, Д.С. Миронов¹, А.Ю. Пак¹

¹Институт теоретической и прикладной механики

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

²Новосибирский государственный университет, Новосибирск

Одним из простейших классических течений является течение между коаксиальными цилиндрами, впервые предложенное и использованное Куэттом для определения вязкости жидкости. В дальнейшем и течение в зазоре между плоскими пластинами стали называть течением Куэтта, в котором определяющую роль играет относительная скорость пластин. Это течение хорошо изучено и теоретически, и экспериментально для разных условий – ламинарного, турбулентного состояния потока, влияния теплообмена и т.д. [1–4]. Изучению течения Куэтта в кольцевом канале, ввиду его важности для практики, уделяется много внимания, имеются многочисленные результаты, полученные теоретическими, вычислительными методами, требующими верификации.

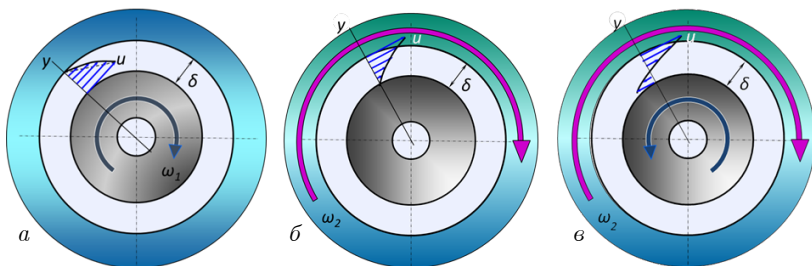


Рис. 1. Различные варианты кольцевого течения Куэтта:
а – вращение внутреннего цилиндра; б – вращение наружного цилиндра; в – одновременное вращение обоих цилиндров в противоположных направлениях

В отличие от плоского течения, характер течения Куэтта в кольцевом канале зависит не только от относительной скорости стенок и вязкости рабочей жидкости, но и от действия центробежных сил, приводящих к возникновению вихрей Тейлора-Гёртлера. В зависимости от вращения отдельно каждого

из цилиндров, либо одновременного их вращения, скорости и взаимного относительного направления, профили скоростей и структура течения меняется существенно, рис. 1.

Применение экспериментальных методов для изучения таких кольцевых течений даже для простейших случаев весьма ограничено. Это требующие прозрачных стенок оптические методы и визуализация поверхностных линий тока на стенках, которые дают некоторую, в основном качественную информацию о структуре течения, преимущественно для жидкостей, кроме того, практически невозможно изучение нестационарных характеристик потока. Введение в поток любых датчиков приводит к созданию ими возмущений, занимающих весь объем в канале и искажающих всё течение, [5–7].

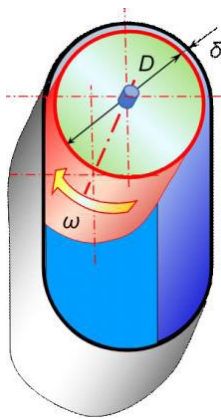


Рис. 2. Схема установки для изучения течения Куэтта

Возможным решением этой проблемы для случая вращения внутреннего цилиндра (рис. 1а) может быть реализация течения в канале, образованном концентрическими неподвижной стенкой в виде полуцилиндра и вращающимся цилиндром диаметром $D = 2R = 200$ мм и высотой $H = 100$ мм, рис. 2. Зазор между поверхностями цилиндров составлял $\delta = 4$ мм, но можно было его изменять за счёт применения цилиндров других диаметров.

Максимальная скорость вращения цилиндра могла достигать 60 об/с, а линейная скорость поверхности цилиндра до ~ 40 м/с. Внутренний объём стенда был герметизирован, что позволяло изменять давление в течении Куэтта как ниже, так и выше атмосферного. Датчики термоанемометра с нитью 5–8 микрон могли вводиться в поток и перемещаться поперёк канала в нескольких местах по его длине с помощью координатника, созданного на базе измерительного микрометра.

Были определены профили средних и пульсационных скоростей, [8–11]. Масло-сажевая визуализация течения на стенке неподвижной полуцилиндрической поверхности подтвердила образование вихрей Тейлора-Гёртлера.

Критерием, определяющим образование этих вихрей является число Тейлора: $Ta = Re(\delta/R)^{0.5}$.

Формирование вихрей Тейлора-Гёртлера начинается при числах Тейлора около 20, а их разрушение и переход к турбулентному течению в канале происходит в районе чисел Тейлора равных 100.

Помимо изучения характеристик течения, такая конструкция стенда позволила провести серии тарировок датчиков термоанемометра в среде воздуха и гелия при больших числах Кнудсена, определённых по диаметру нити датчика.

Однако возникает вопрос: насколько течения в кольцевом и исследуемом полукольцевом каналах аналогичны при одинаковых геометрических размерах канала. Аргументом в пользу подобия этих течений может служить тот факт, что и в кольцевом, и в полукольцевом каналах течение определяется только вязкостью рабочего газа и центробежными силами, одинаковыми при равенстве скоростей вращения цилиндра. Благодаря успокоительной камере отсутствует перепад давления между входом в полукольцевой канал и выходом из него. Влияние вязкого слоя, образующегося на вращающемся цилиндре в успокоительной камере, ограничивается входным участком канала. Впрочем, в случае моделирования плоского течения Куэтта также имеется вязкий слой на движущейся противоположной стенке, но обычно не возникает вопрос о влиянии этого слоя на поток в канале и отклонения от линейного профиля скорости при ламинарном режиме течения.

Прямое сравнение течений Куэтта в кольцевом и полукольцевом каналах по характеристикам потока (профилям скорости и пульсаций скорости) невозможно по указанным выше причинам. Подтверждением аналогии этих течений могло бы служить математическое моделирование обоих течений. Аналогия была бы подтверждена в случае взаимного соответствия таких расчётов и совпадения с измерениями в экспериментах для полукольцевого течения.

Работа выполнена при поддержке грантом РФФИ-МНТ_a N.21-58-52013.

Литература

1. Шлихтинг Г. Теория пограничного слоя. М.: Наука, 1974.
2. Aydin F.M., Leutheusser H.J. Plane-Couette flow between smooth and rough walls. *Experiments in Fluids*. 1991. No. 11. P. 302–312.
3. Tillmark N., Alfredson P.H. Experiments on transition in plane Couette flow. *J. Fluid Mech.* 1992. Vol. 235. P. 89–102.
4. Bottin S., Dauchot O., Daviaud F., Maneville P. Experimental evidence of streamwise vortices as finite amplitude solutions in transitional plane Couette flow // *Physics of Fluids*. 1998. Vol. 10. P. 2597–2607.
5. Coles, D. Transition in circular Couette flow // *J. Fluid Mech.* 1965. Vol. 21. P. 385–425.
6. Andereck, C.D., Liu, S.S., Swinney, H.L. Flow regimes in a circular Couette system with independently rotating cylinders // *J. Fluid Mech.* 1986. Vol. 164. P. 155–183.
7. Dou, H.S., Khoo, B.C., and Yeo, K.S. Instability of Taylor-Couette Flow between Concentric Rotating Cylinders // *Inter. J. of Thermal Science*. 2008. Vol. 47, No. 11. P. 1422–1435.
8. Lebiga V.A., Zinoviev V.N., Pak A.Yu., Zharov I.R. The circular gap Couette flow modelling. *Siberian Journal of Physics*, Vol. 11, No. 4, 2016, pp. 52–60.
9. Lebiga V.A., Pak A.Yu., Zinoviev V.N., Mironov D.S. Simulation of properties of flat and ring Couette flow in semicircular channel. XIX International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR 2018) (Novosibirsk, Russia, 13–19 Aug., 2018): AIP Conference Proceedings. Vol.2027, No.1. S.I., 2018. -030145(5) p. DOI: 10.1063/1.5065239.
10. Жаров И.Р., Зиновьев В.Н., Лебига В.А., Пак А.Ю. Установка для моделирования течения типа Куэтта и способ тарировки датчика термоанемометра в установке для моделирования течения Куэтта. Патент на изобретение РФ N. 2657513. М., 2018. С. 11. – Бюллетень «Изобретения. Полезные модели», N. 17.
11. Зиновьев В.Н., Лебига В.А., Пак А.Ю., Миронов Д.С. Течение Куэтта в полукольцевом канале. Вычислительный эксперимент в аэроакустике и аэродинамике: VIII Всероссийская конференция. (Геленджик, 20–25 сент. 2021 г.) 2021. – С. 2–23–15–00–2.

**RANS РАСЧЕТЫ ИНТЕНСИВНЫХ ОТРЫВНЫХ И
СМЕРЧЕВЫХ ТЕЧЕНИЙ НА
СТРУКТУРИРОВАННЫХ ПЛАСТИНАХ И
СТЕНКАХ КАНАЛОВ В ЦИФРОВЫХ ДВОЙНИКАХ
ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ СТЕНДОВ ИНСТИТУТА
МЕХАНИКИ МГУ И КАЗНЦ РАН**

**С.А. Исаев^{1,2}, А.Г. Судаков², Д.В. Никущенко¹, А.Е. Усачов³,
А.Ю. Чулюнин⁴, Е.Б. Дубко²**

¹Санкт-Петербургский государственный морской технический университет, Санкт-Петербург, isaev3612@yandex.ru

²Санкт-Петербургский государственный университет гражданской авиации, Санкт-Петербург, sudakov-1950@mail.ru

³Научно-исследовательский московский комплекс ЦАГИ, Москва, usachov_al@mail.ru

⁴НИИ механики МГУ им. М.В.Ломоносова, Москва, chulyu-n@mail.ru

Тестирование современных, в особенности, отечественных пакетных технологий на цифровых аналогах экспериментальных стендов РФ представляет актуальную задачу для обеспечения информационной безопасности. Мировую значимость такому тестированию придает выбор в качестве решаемых задач самоорганизующихся высокоинтенсивных отрывных и смерчевых пристеночных потоков около структурированных поверхностей с наклонными канавками на пластине и стенке узкого канала.

В [1, 2] открыто явление аномальной интенсификации отрывного течения и теплообмена в наклонных канавках на энергоэффективных структурированных поверхностях и сопутствующее явление ускорения потока в ядре канала с многорядными наклонными канавками. В последние годы эти явления получили экспериментальное подтверждение [3–5]. Прежде всего, обоснованы экстраординарные перепады статического давления в наклонных канавках, которые предопределяют ультравысокие скорости возвратного и вторичного течения. Измерения поля скорости в узких каналах показали ускорение потоков в ядре канала в зонах над входами в наклонные канавки.

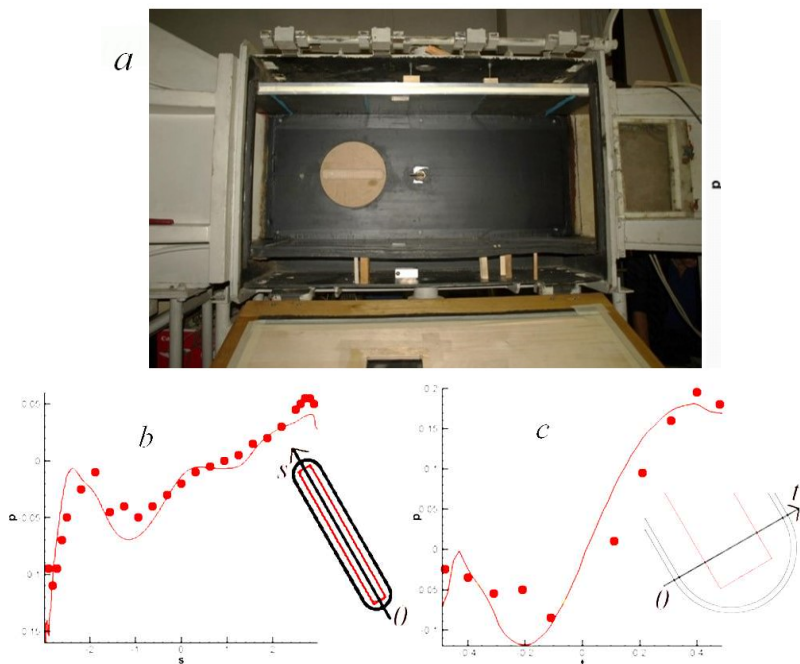


Рис. 1. Фотография экспериментальной установки в НИИ механики МГУ с наклонной канавкой на пластине при варьировании углом наклона от 0 до 90° (а), сравнение расчетных (линии) и экспериментальных (точки) распределений статического давления в срединном продольном (b) и характерном поперечном (c) сечениях

Развитые экспериментальные базы данных позволяют развернуть систематические численные исследования по сравнительному анализу прогнозов, полученных на различных типах расчетных сеток, с использованием разноуровневых моделей турбулентности, разнообразных универсальных и университетских кодов. Особое значение имеет обоснование адекватности RANS-подхода для решения рассматриваемых задач с интенсивными отрывными течениями.

В данной работе представляются некоторые результаты проведенных исследований и обозначаются их желаемые перспективы.

Серия экспериментов проведена на аэродинамической трубе А4 НИИ механики МГУ, в рабочей части которой размещается

пластина с канавкой длиной 6, шириной 1 и глубиной 0.25 (рис. 1). Число Рейнольдса внешнего потока 67000, а толщина пограничного слоя в районе канавки – 0.16. Угол наклона варьируется от 0 до 90 градусов. Численные прогнозы турбулентного обтекания воздухом пластины с уединенной канавкой получены на основе применения пакета VP2/3. На рис. 2.3 установлено, что численные прогнозы вполне удовлетворительно качественно и количественно коррелируют с экспериментальными данными. Хорошо согласуются максимумы давления в зоне торможения внешнего потока на наветренном склоне во входной части канавки и в ее выходной области в продольном срединном сечении. Также хорошо улавливаются минимумы отрицательного давления в зоне разрежения, где начинает формироваться торнадоподобный вихрь (переходящий в закрученный поток).

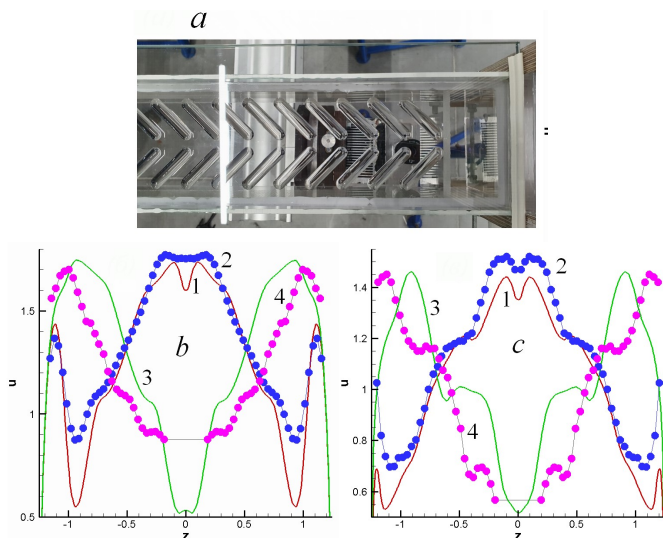


Рис. 2. Фотография экспериментальной установки структурированного узкого канала с плотным расположением наклонных канавок (а) и сравнение расчетных (1,3) и экспериментальных (2,4) поперечных профилей продольной составляющей скорости $u(z)$ при ламинарном (b – $Re=10^3$) и турбулентном (c – $Re=4000$) режимах течения. 1,2 – $\varphi=\pm 45^\circ$; $y=0.4$; 3,4 – $(\pm 135^\circ)$; 0.23

Таким образом, получено численное и экспериментальное подтверждение управляющего механизма аномальной интенсификации отрывного течения теплообмена в наклонной канавке, выявлены углы наклона, при которых он успешно функционирует. Важно подчеркнуть, что существенно расширен диапазон чисел Рейнольдса внешнего потока, при котором наблюдается это интересное явление.

Эксперимент на установке в КазНЦ РАН нацелен на подтверждение явления ускорения в ядре потока с заметным превышением максимальной скорости по сравнению с максимумом скорости в плоскопараллельном канале с гладкими стенками (рис. 2). В оптически прозрачном канале (высота 10 мм, ширина 100 мм, длина 800 мм) с двухрядными 26-ю канавками на стенке при двух значениях числа Рейнольдса 1000 и 4300 выполнены измерения динамики векторных полей скорости потока и выполнено обобщение экспериментальных данных по структуре течения и турбулентности. Ширина канавок 10 мм выбрана в качестве характерного размера. Длина канавок 4,5, глубина 0,25, шаг между центрами 2,53 (плотное расположение), рассмотрены два \vee и \wedge пакета канавок под углами $\pm 45^\circ$ и $\pm 135^\circ$. Установлено, что в формирующемся в конце облуненном канале над входом в лунки имеет место выраженная область повышенной скорости на координате y порядка 10-15% высоты канал. Для сравнения экспериментальных данных по продольной скорости с результатами численного моделирования проведены расчеты ламинарного ($Re=1000$) и турбулентного ($Re=4000$) течения в узком канале с однорядными 26-ю канавками, близкими по геометрии к экспериментальным аналогам. Таким образом, на продольной полосе канала над однорядным ансамблем лунок формируется сдвиговое течение с максимумом скорости над входом в лунки. Этот максимум превышает максимум скорости в плоскопараллельном канале и таким образом подтверждает обнаруженное численно явление ускорения потока в облуненном канале.

Исследования выполнены при финансовой поддержке РФФИ (грант №21-58-52013, управление структурами) и РНФ (грант №22-19-00056, экспериментальное обеспечение).

Литература

1. S.A. Isaev, M.S. Gritckevich, A.I. Leontiev, O.O. Milman, D.V. Nikushchenko. NT Vortex enhancement of heat transfer and flow in the narrow channel with a dense packing of inclined one-row oval-trench dimples. *Int. J. Heat Mass Transf.*, v. 145, no. 18737, 2019, pp. 1–13.
2. S.A. Isaev, A.Yu. Chulyunin, D.V. Nikushchenko, A.G. Sudakov, A.E. Usachov. Analysis of the anomalous intensification of a separate flow and heat transfer in a stabilized section of a narrow channel with single-row, inclined, oval-trench dimples with the use of various grids and turbulence models. *High Temp.*, v. 59, no. 1, 2021, pp. 106–114.
3. S.A. Isaev, S.V. Guvernuyuk, N.I. Mikheev, I.A. Popov, D.V. Nikushchenko. Numerical and experimental study of abnormal enhancement of separated turbulent flow and heat transfer in inclined oval-trench dimples on the plate and on the narrow channel wall. *J. Phys. Conf. Series*, v. 2039, no. 012009, 2021.
4. М.А. Зубин, А.Ф. Зубков. Структура отрывного обтекания цилиндрической каверны на стенке плоского канала. *Механика жидкости и газа*, №1, 2022, с.81–89.
5. S.A. Isaev, I.A. Popov, N.I. Mikheev, S.V. Guvernuyuk, M.A. Zubin, D.V. Nikushchenko, A.G. Sudakov. Vortex heat transfer enhancement in the separated flow near structured dimpled surfaces. *J. Phys. Conf. Series*, v. 2057, no. 012002, 2021.

ГРАНИЧНЫЕ УСЛОВИЯ ДЛЯ ПОВЕРХНОСТЕЙ, РЕАГИРУЮЩИХ НА КАСАТЕЛЬНОЕ АКУСТИЧЕСКОЕ ВОЗДЕЙСТВИЕ

Н.Г. Канев

*Акустический институт им. акад. Н.Н. Андреева, Москва,
nikolay.kanev@mail.ru*

В настоящее время теоретически и экспериментально исследуются среды нового типа – акустические метаматериалы – искусственно создаваемые структуры из элементов малых волновых размеров, которые могут иметь необычные для обычных сред свойства. Если такая структура покрывает некоторую поверхность и существенно изменяет ее исходные свойства, то говорят от метаповерхностях.

Чаще всего для создания метаповерхностей используют резонансные ячейки, например, независимые или связанные резонаторы Гельмгольца. Известно, что если расстояние между независимыми одинаковыми резонаторами Гельмгольца меньше половины длины волны, то свойства поверхности можно описать эквивалентным импедансом в том смысле, что метаповерхность обеспечивает такое же отражение звука в дальнем поле, как и обычная поверхность, импеданс которой равен эквивалентному импедансу метаповерхности.

В представленной работе рассматривается абсолютно жесткая поверхность, покрытая дипольными резонаторами (рис. 1), моменты которых направлены вдоль поверхности. Физическая модель дипольного резонатора – несжимаемая сфера на пружине, предложенная в работе [1].

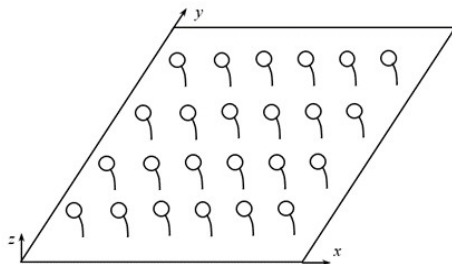


Рис. 1. Поверхность, покрытая дипольными резонаторами

Движение диполя вызывается движением среды в его окрестности [2], поэтому поверхность с дипольными резонаторами реагирует на градиент звукового давления по направлению вдоль момента диполей, т.е. на касательное акустическое воздействие. При нормальном падении звуковой волны (по оси z на рис. 1), резонаторы остаются неподвижными, поэтому поверхность не «чувствует» воздействия со стороны звукового поля и остается абсолютно жесткой. Податливость поверхности проявляется только при наклонном падении.

Предлагается описывать свойства такой поверхности с помощью граничного условия, представляющего отношение градиента звукового поля вдоль поверхности к ее нормальной скорости, названное тангенциальным импедансом.

Получен коэффициент отражения плоской звуковой волны, падающей на поверхность под произвольным углом, в зависимости от тангенциального импеданса.

Обсуждается возможность создания поляризованной метаповерхности, образованной резонаторами, момент которых имеет фиксированное направление.

Литература

1. Канев Н.Г., Миронов М.А. Дипольный резонансный рассеиватель звука. Акуст. журн., т. 49, 2003, с. 372-375.
2. Исакович М.А. Общая акустика. – М.: Наука, 1973.

ЧИСЛЕННЫЙ БИМФОРМИНГ И МЕТОД ДЕКОМПОЗИЦИИ ПО ДИНАМИЧЕСКИМ МОДАМ ДЛЯ АНАЛИЗА АКУСТИЧЕСКОГО ИСТОЧНИКА В ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОМ ЭКСПЕРИМЕНТЕ

А.Е. Каракулев^{1,2}, Т.К. Козубская¹, Г.М. Плаксин¹,
И.Л. Софронов²

¹*ИИПМ им. М.В. Келдыша РАН, г. Москва, Россия*

²*Московский физико-технический институт, г. Долгопрудный, Россия*

Анализ внешних акустических полей на основе данных газодинамических расчетов самолета и/или элементов его конструкции является важной составляющей процесса проектирования будущих изделий. В докладе рассматривается подход совместного применения методов численного бимформинга [1] и метода разложения на динамические моды (DMD) [2] для выявления пространственных и частотных характеристик источников звука, генерируемого газодинамическим течением в некоторой области интереса.

Численный бимформинг [1] решает задачу восстановления непрерывной функции акустического источника на основе данных, получаемых при численном моделировании задач обтекания. Было показано, что при соблюдении определенных ограничений на шаг сетки источника и сетки микрофонов построенная матрица оператора бимформинга обладает хорошей обусловленностью, а решение тестовых задач производится с высокой точностью. Разработанный метод был применен для обработки данных, полученных в ходе вычислительного эксперимента по турбулентному обтеканию профиля крыла 30P30N с выпущенной механизацией [3], конфигурации, хорошо исследованной как численно, так и экспериментально [4]. Амплитудно-частотная характеристика (АЧХ) найденной функции источника оказалась в хорошем соответствии с результатами анализа поля давления газодинамического расчета, показывающего наличие превалирующего источника звука вблизи зазора между предкрылком и крылом с теми же частотами.

Для уточнения характеристик акустического поля и извлечения дополнительной информации из газодинамических расчетов в недавней работе [5] предложена концепция применения численного бимформинга и метода DMD для анализа данных вычислительного эксперимента, накапливаемых на поверхности FWH. В применении к расчетам [3] было показано, что полученная бимформингом АЧХ источника с подъемами вблизи частот $Sh=11, 15.5, 21.5, 27$ хорошо согласуется с основными слабозатухающими модами, предоставляемыми анализом DMD, как по частотам, так и по локализации ис-

точника между предкрылком и крылом.

В докладе представлены результаты по продолжению исследований акустического поля, создаваемого турбулентным обтеканием профиля 30P30N. В частности, установлено, что монопольное излучение источника, расположенного вблизи зазора между предкрылком и крылом, является основным. При этом выявлена слабозатухающая DMD мода с частотой $Sh=17.4$; соответствующее распределение акустического поля в прямоугольной области под крылом представлено на рис. 1. С помощью бимформинга получено распределение функции источника для той же частоты на линии источника $x_1 \in [0, 0.7], x_2 = -0.1$. Результат расчета излучения от этой функции источника в той же прямоугольной области приведен на рис. 2. Сравнивая обе карты, можно выявить схожесть структур полей. Выделяются «лепестки», распространяющиеся от крыла, а также максимумы, расположенные вблизи зазора между крылом и предкрылком.

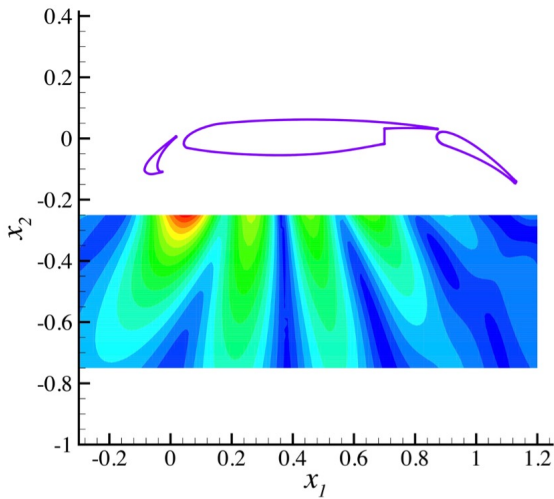


Рис. 1: Распределение акустического поля, полученное при помощи DMD.

Публикация подготовлена в рамках реализации Программы создания и развития научного центра мирового уровня «Сверхзвук» на 2020-2025 годы при финансовой поддержке Минобрнауки России (Соглашение от 25.04.2022 № 075-15-2022-330). В рамках этой программы поддержана работа первых трех авторов.

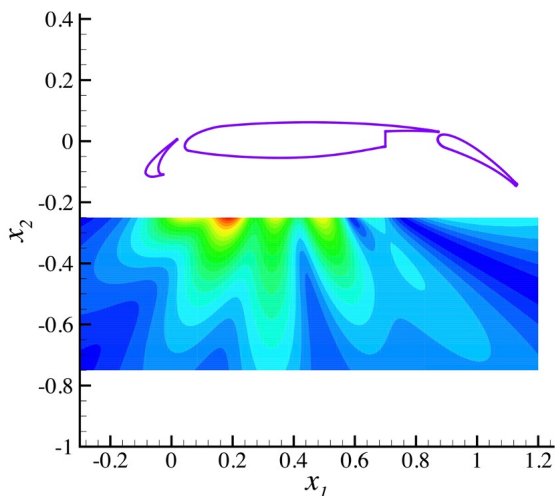


Рис. 2: Распределение акустического поля, соответствующее акустическому источнику, полученному при помощи бимформинга.

Литература

1. Козубская Т.К., Плаксин Г.М., Софронов И.Л. Постановка и метод решения задачи бимформинга для локализации акустического источника на основе данных вычислительного эксперимента. ЖВМиМФ, Т. 61, № 11, 2021, стр. 1904–1926
2. K. Taira, S. Brunton, S. Dawson, et al. Modal Analysis of Fluid Flows: An Overview. AIAA Journal, v.55(12), 2017; pp.4013-4041.
3. V. Bobkov, et al. Towards affordable CAA simulations of airliner's wings with deployed high-lift devices. In Book of Abstracts of the 5-th International Workshop "Computational Experiment in AeroAcoustics", September 19-22, 2018, Svetlogorsk, Kaliningrad region, Russia, 2018, pp. 36-37.
4. K. Pascioni, L.N. Cattafesta, M.M. Choudhari. An Experimental Investigation of the 30P30N Multi-Element High-Lift Airfoil. AIAA paper 2014-3062
5. A. Karakulev, T. Kozubskaya, G. Plaksin, I. Sofronov. Ffowcs Williams – Hawkins analogy for near-field acoustic sources analysis. International Journal of Aeroacoustics, June 2022.

СОПОСТАВЛЕНИЕ ЧИСЛЕННЫХ АЛГОРИТМОВ НА ПРИМЕРЕ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧИ О ВЗАИМОДЕЙСТВИИ ДВИЖУЩЕГОСЯ ВИХРЯ С УДАРНОЙ ВОЛНОЙ

М.А. Кирюшина¹, Т.Г. Елизарова¹, А.С. Епихин²

¹ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, Москва, *m_ist@mail.ru*

²ИСП им. В.П. Иванникова РАН, Москва

С помощью квазигазодинамического (КГД) метода решения задач газовой динамики [1], включенного в открытую платформу OpenFOAM в качестве вычислительного ядра QGDFoam [2], решена тестовая задача о нестационарном взаимодействии вихревого течения с ударной волной [3]. Решение задачи, полученное с помощью решателя QGDFoam, сравнивалось с тремя другими вычислительными ядрами, включенными в эту же платформу - вариантами решателя rhoCentralFoam с ограничителями второго порядка точности VanLeer и ограничителями первого порядка точности Minmod и upwind.

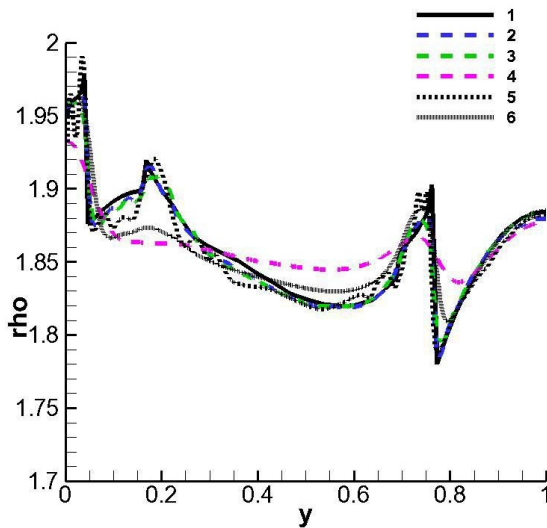


Рис. 1. Плотность ρ , сетка $h = 1/400$; 1 – эталонное решение из [3], 2 – VanLeer с числом Куранта $Co = 0.1$, 3 – Minmod, 4 – upwind, 5 – КГД, $\alpha = 0.1$, $Sc = 0.0$, 6 – КГД, $\alpha = 0.5$, $Sc = 0.0$

На рисунке 1 приведено сравнение решателей QGDFoam и вариантов rhoCentralFoam с эталонным, полученным на основе метода типа Годунова высокого порядка точности и вычисленного в [3].

При малых значениях диссипативных коэффициентов результаты КГД расчетов близки в результатам, полученным по схеме второго порядка точности, а при больших значениях - к результатам расчетов по схеме первого порядка точности с направленными разностями.

Алгоритм QGDFoam является наиболее затратным с точки зрения вычислительной эффективности, что объясняется вычислительной сложностью расчета τ -слагаемых, включающих в себя смешанные пространственные производные. В варианте QGDFoam reduced эти смешанные производные отключены, и алгоритм оказывается менее затратным в вычислительном плане. При этом в данной задаче результаты расчета по обоим вариантам алгоритма оказываются достаточно близкими. Варианты rhoCentralFoam с указанными ограничителями более эффективны с точки зрения времени расчета, однако точность решения и качественный вид полученных распределений плотности оказываются невысокими.

Таким образом, в результате выполнения работы было показано, что разностная схема первого порядка аппроксимации, построенная на основе КГД уравнений, при соответствующем подборе численных коэффициентов в искусственных диссипативных слагаемых с достаточной точностью решает поставленную задачу. Полученные результаты показывают, что для увеличения точности расчетов переход к алгоритмам высокого порядка аппроксимации может быть успешно дополнен применением алгоритмов первого порядка точности с сильно нелинейными и тонко настроенными диссипативными слагаемыми.

Литература

1. Елизарова Т.Г. Квазигазодинамические уравнения и методы расчета вязких течений. Москва, Научный мир, 2007.
2. M.V. Kraposhin, D.A. Ryazanov, E.V. Smirnova, T.G. Elizarova, M.A. Kiryushina (Istomina) // Development of OpenFOAM solver for compressible viscous flows simulation using quasi-gas dynamic equations. DOI: 10.1109/ISPRAS.2017.00026.
3. A.V. Rodionov. Simplified artificial viscosity approach for curing the shock instability // Computers and Fluids. 219 (2021). 104873.

ПРИМЕНЕНИЕ РАЗЛОЖЕНИЯ ПО ДИНАМИЧЕСКИМ МОДАМ ДЛЯ ПОИСКА ПАРАМЕТРОВ НЕУСТОЙЧИВОСТИ ВИХРЕВОГО СЛЕДА

Н.А. Клюев

*Центральный аэрогидродинамический институт им. профессора
Н.Е. Жуковского, г. Жуковский, nk_kluev@mail.ru*

Метод разложения по динамическим модам (dynamic mode decomposition, DMD) был представлен в работе [1] для анализа результатов расчётов и экспериментов. В качестве входных данных в разложении по динамическим модам используются конечномерные вектора измерений, полученные через равные промежутки вдоль некоторого выделенного направления. Центральной идеей разложения по динамическим модам является предположение линейной связи между векторами наблюдений, которая выражается через матрицу A следующим образом:

$$\vec{x}_i = A\vec{x}_{i-1}. \quad (1)$$

В этом случае измерения можно представить в виде следующего ряда:

$$\vec{x}_i = \sum_j b_j \vec{\varphi}_j \lambda_j^{i-1}, \quad (2)$$

где $\vec{\varphi}_j$ – собственный вектор матрицы A (называются динамическими модами), λ_j – собственное число матрицы A , b_j – амплитуда. Алгоритм разложения по динамическим модам заключается в поиске динамических мод $\vec{\varphi}_j$ и соответствующих им собственных чисел λ_j .

В работе разложение по динамическим модам применялось для поиска характеристик мод неустойчивости в расчёте дальнего вихревого следа за самолётом Boeing 747 в турбулентной атмосфере [2]. Из полей течения были извлечены координаты центров вихрей по локальному минимуму давления в равномерно распределённых сечениях. В каждый отдельный момент времени исследовалось развитие координат центров вихрей вдоль оси OX .

Дискретный спектр, полученный в результате разложения по динамическим модам, для различных моментов времени изображён на рис. 1. Из рисунка видно, что наиболее быстрорастущими колебаниями оказались колебания с длинами волн в диапазоне от 200 м до 400 м. Обнаружены пространственные колебания, длины волн которых с течением времени становились равными длине расчётной области, делённой на целое число, что говорит о влиянии

размеров расчётной области. Для амплитуд динамических мод, соответствующим некоторым длинам волн, наблюдается экспоненциальный закон роста, что качественно соответствует линейной теории неустойчивости дальнего вихревого следа [3].

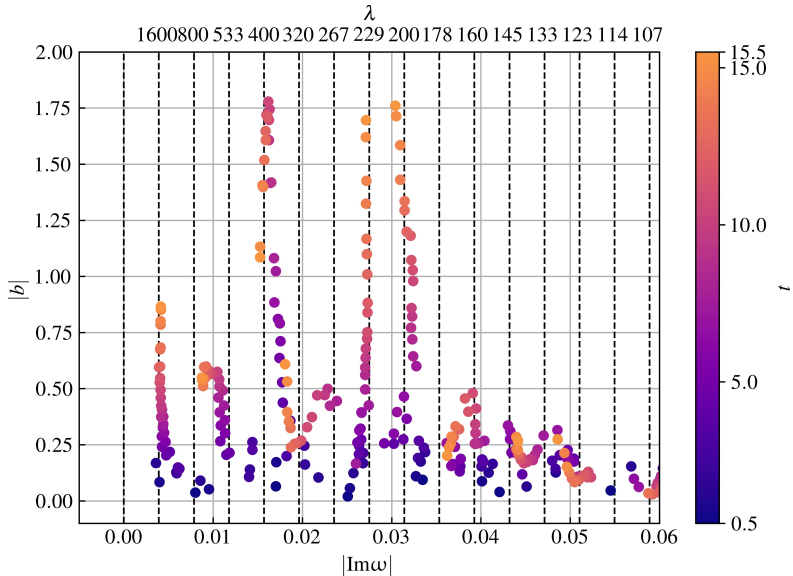


Рис. 1: Зависимость по времени модуля амплитуды $|b|$ для моды, соответствующей пространственной длине волны $\lambda \approx 229$ м

Литература

1. P.J. Schmid, J. Sesterhenn. Dynamic mode decomposition of experimental data. 8th International Symposium on Particle Image Velocimetry, Melbourne, Victoria, Australia, 2009
2. I.S. Bosnyakov, A.M. Gaifullin, Yu.N. Sviridenko. Aircraft wake vortex and neural model for training pilots for the encounter case. 55th 3AF International Conference on Applied Aerodynamics, Poitiers, France, 2020
3. S.C. Crow, Jr.E.R. Bate. Lifespan of trailing vortices in a turbulent atmosphere. J.Aircraft, v.13, 1976, pp. 262–281

ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ И ЗАТУПЛЕННОГО ТЕЛА В СВЕРХЗВУКОВОМ ПОТОКЕ

Е.В. Колесник, Е.В. Бабич, А.А. Смирновский, Е.М. Смирнов
*Санкт-Петербургский политехнический университет Петра
Великого, Санкт-Петербург, kolesnik_ev@mail.ru*

Исследование структуры течения, возникающей при обтекании сверхзвуковым потоком какой-либо конструкции, закреплённой на обтекаемой поверхности, важно для многих практических приложений, прежде всего, в авиакосмической отрасли. При обтекании затупленного тела, установленного на пластине, вдоль которой развивается пограничный слой (рис. 1а), возникает сложная вихревая структура, с изменяющейся от случая к случаю конфигурацией системы подковообразных вихрей. При сверхзвуковом обтекании картина взаимодействия становится еще сложнее из-за формирования скачков уплотнения [1–6]. Возникающая многотурбулентная структура течения приводит к сильно неоднородному распределению параметров в области сочленения тела и пластины. С практической точки зрения наиболее важно правильно предсказывать тепловые и динамические нагрузки в этой области. Изучение возникающих сложных трехмерных явлений вязко-невязкого взаимодействия очень интересно и в теоретическом отношении.

Задачи данного класса рассматривались с середины прошлого века, и первые исследования были в основном экспериментальные. В последнее время интерес к данным задачам возрос, с явным уклоном в сторону использования методов численного моделирования. Однако и в условиях достигнутого прогресса в исследованиях такого рода течений на данный момент имеется множество аспектов, требующих более детального изучения. В частности, малоисследованной областью остается возникновение неустойчивости и перехода к автоколебательным нестационарным режимам течения при изменении определяющих параметров задачи [3, 6]; в этом случае интенсивность тепловых и динамических нагрузок на тело резко

возрастает. Недавно в наших исследованиях было показано [4], что при параметрах, рассмотренных в [1], возможно существование двойственного решения, и двум разным решениям отвечают метастабильные состояния потока с различной конфигурацией вихревой структуры в передней отрывной области. Исследования показали, что обнаруженная двойственность решения существует в некотором диапазоне чисел Рейнольдса [5], при этом характер перехода к нестационарным режимам для двух типов решения может быть различным [4].

Для задач данного класса ключевые особенности течения зависят от большого числа параметров, таких как свойства среды, числа Маха и Рейнольдса, характеристики набегающего пограничного слоя и, конечно же, геометрические параметры рассматриваемой конфигурации. При этом в литературе наиболее часто рассматривается модельная задача о продольном обтекании вязким газом симметричного препятствия, передняя кромка которого представляет собой полуокружность, при этом препятствие закреплено на пластине под прямым углом [1–3]. Известно, однако, что снижение тепловых и динамических нагрузок, возникающих из-за формирующейся вихревой структуры в области перед обтекаемым телом, может быть достигнуто, в частности, путем изменения геометрии области сочленения.

Настоящая работа, которая является продолжением исследований [4–6], посвящена численному моделированию ламинарных (стационарных и нестационарных автоколебательных) режимов обтекания различных по геометрии конфигураций затупленного тела. Рассматриваются следующие модельные постановки: «нормальное» сочленение пластины и затупленного тела (ребра) с эллиптической передней кромкой (рис. 1*a*), сочленение пластины и тела под некоторым углом скоса передней кромки (рис. 1*b*), сочленение пластины и тела, имеющее скругление (рис. 1*c*).

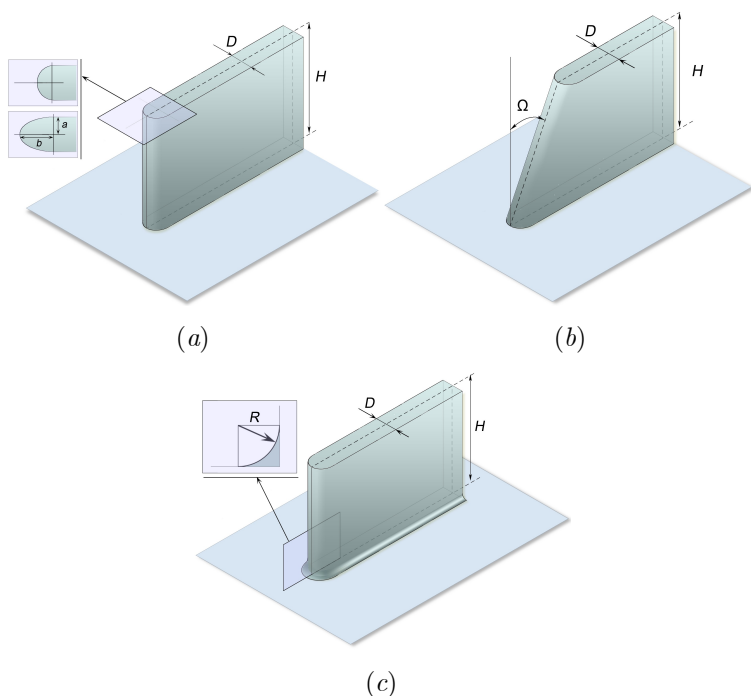


Рис. 1. Различные геометрические конфигурации области сопряжения затупленного тела и пластины

Численные расчеты трехмерных уравнений Навье-Стокса для вязкого совершенного газа выполнены с применением конечно-объемного «неструктурированного» программного кода SINF/Flag-S, разрабатываемого в СПбПУ. Для проведения расчетов использовались вычислительные ресурсы суперкомпьютерного центра Санкт-Петербургского политехнического университета Петра Великого (www.scc.spbstu.ru). Параметры постановки задачи основаны на работе [4]: рассматривается натекание сверхзвукового потока газа (воздуха) при числе Маха 5 на затупленное ребро, установленное на расстоянии $30D$ (D – толщина ребра) от начала пластины. Исследуются режимы течения при числах Рейнольдса, построенных по толщине ребра D , в диапазоне от $4 \cdot 10^3$ до $8 \cdot 10^3$.

В качестве иллюстраций на рис. 2 показана структура течения в плоскости симметрии для различных геометрических конфигураций (все результаты получены при числе Рейнольдса

$4 \cdot 10^3$, при котором реализуется стационарный режим течения). Видно, что в случае обтекания усложненной геометрии меняется вихревая структура в области перед обтекаемым телом: размеры подковообразных вихрей уменьшаются, а протяженность отрывной зоны сокращается.

В работе анализируется влияние геометрии препятствия на структуру течения, динамические и тепловые нагрузки, характер перехода к автоколебательным режимам течения и их особенности. Исследуются вопросы возможной двойственности численного решения при расчете обтекания рассматриваемых конфигураций и анализируются характерные особенности получаемых решений.

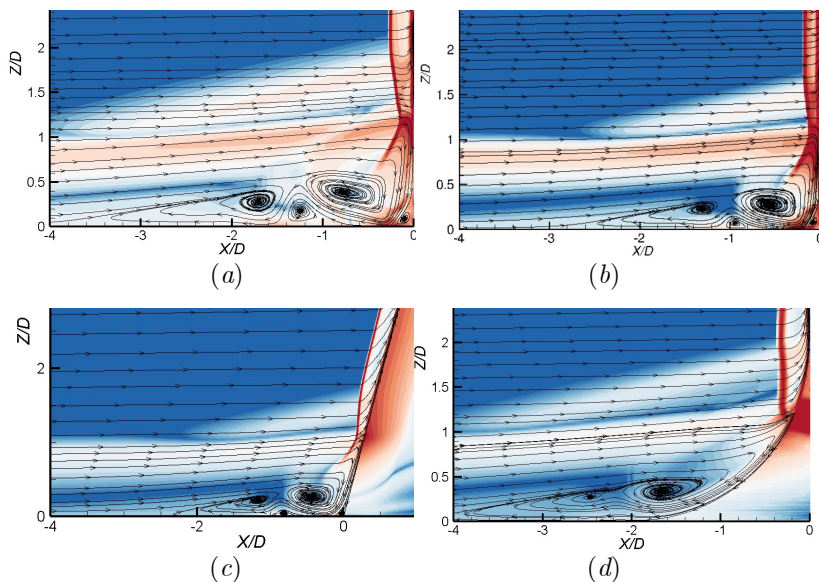


Рис. 2. Ударно-волновая картина и линии тока в плоскости симметрии для различных геометрических конфигураций: (a) исходная геометрия, (b) тело с эллиптической передней кромкой ($b/a = 4$), (c) тело под углом скола ($\Omega = 15^\circ$), (d) сочленение пластины и тела, имеющее скругление ($R = 2D$)

Литература

1. O.R. Tutty, G.T. Roberts, P.H. Schuricht. High-speed laminar flow past a fin-body junction. *J. Fluid Mech.*, v.737, 2013, pp.19-55.
2. Mortazavi M., Knight D. Simulation of Hypersonic-Shock-Wave–Laminar-Boundary-Layer Interaction over Blunt Fin. *AIAA Journal.*, v. 57, N.8, 2019, pp. 3506–3523.
3. Y.Q. Zhuang, X.Y. Lu Quasi-periodic Aerodynamic Heating in Blunt-fin Induced Shock Wave/Boundary Layer Interaction. *Procedia Eng.*, v.126, 2015, pp.134–138.
4. Е.В. Колесник, Е.М. Смирнов. Сверхзвуковое ламинарное обтекание затупленного ребра: двойственность численного решения. *Журнал технической физики*. Т. 91, N.5, 2021, С. 764–771.
5. Kolesnik E.V., Smirnov E.M. Dual numerical solutions for a supersonic laminar flow past a plate and a blunt-fin body junction. *AIP Conference Proceedings.*, v. 2351, 2021, p. 040030
6. Kolesnik E.V., Smirnov E.M., Smirnovsky A.A. Self-excited periodic oscillations in a supersonic laminar flow past a blunt-fin body mounted on a plate. *J. Phys. Conf. Ser.*, v. 1697, 2020, p. 012223

МОДЕЛИРОВАНИЕ АКУСТИКО-ВИХРЕВОГО ПОЛЯ НЕСТАЦИОНАРНОГО ДАВЛЕНИЯ В ЦЕНТРОБЕЖНОЙ МАШИНЕ С ПРИМЕНЕНИЕМ СПЛИТТЕРОВ

А.В. Кондратов, Д.В. Клименко, С.Ф. Тимушев

*Московский авиационный институт (национальный
исследовательский университет), Москва*

В последнее время все большее значение придается изучению проблем повышения надежности и ресурса центробежных насосов, которые являются основным источником шума в гидросистемах. Первые упоминания об этой проблеме появляются в 60-х годах прошлого века в связи с разрушением крупных промышленных насосов [1, 2]. Гидродинамическая вибрация возбуждается пульсациями давления, возникающими в проточной полости насоса за счет гидродинамических источников различной природы [3], к которым относятся вихреобразование, рециркуляция потока, кавитация, ступенчатая неоднородность параметров потока на выходе из центробежного рабочего колеса. Последний фактор вызывает генерацию пульсаций давления на так называемых частотах следования лопаток или на частоте прохождения лопаток (ЧСЛ) и ее высших гармониках и комбинационных частотах, которые доминируют в спектрах. Эти колебания давления являются неотъемлемой частью рабочего процесса центробежного насоса [4]. В центробежных насосах они имеют большую амплитуду из-за особенностей формирования шаговой неоднородности потока в центробежной лопаточной решетке. Детальные исследования параметров потока при абсолютном и относительном движении на выходе из рабочего колеса центробежных насосов, вентиляторов [5], компрессоров [6] подтверждают, что течение в лопаточном канале и на выходе из центробежного рабочего колеса имеет значительную неоднородность из-за особенностей формирования пограничного слоя в канале лопатки и вторичных течений [7, 8]. Хорошо известно, что физическая природа пульсаций давления в центробежном насосе является совокупным проявлением псевдозвуковых и акустических возмущений. Псевдозвук или

вихревая мода [9] быстро затухает вниз по течению от ротора, оставляя лишь акустическую моду колебаний давления в напорном трубопроводе. Двойственный характер пульсаций давления в центробежных насосах можно учесть, применив декомпозицию [10] с введением акустико-вихревых уравнений. Особенно резкое изменение параметров потока происходит у входных кромок направляющих лопаток и вблизи языка спирального отвода; поэтому выбору оптимального зазора между ротором и направляющим аппаратом или языком спиральной камеры [11] уделяется столь большое внимание, что подтверждается экспериментальными данными из разных источников по амплитуде пульсаций давления и динамических напряжений. в центробежных насосах. [12]. CFD-моделирование в настоящее время становится рутинным подходом для исследований в задачах пульсаций давления и акустики [13–15]. Исследования пульсаций давления в рабочей полости насоса дают информацию о нестационарных нагрузках [16–19], а также о генерации вибрации и шума. в насосе. При измерении динамических напряжений на входных кромках направляющей лопатки [20] центробежного насоса тензодатчиками установлено, что в диапазоне расхода 0,6 – 1,0 от его оптимального значения динамические напряжения прямо пропорциональны амплитудам пульсаций давления.

В конструкции насоса сплиттеры широко используются для улучшения кавитационных и энергетических параметров [21], в то же время пока мало результатов по влиянию укороченных лопаток на пульсации давления в турбомашинах [22, 23]. Очевидно, что применение сплиттеров может снижать неравномерность параметров потока на выходном радиусе центробежного рабочего колеса и амплитуду пульсаций давления, и шум ЧСЛ, поэтому полезны исследования их формы и положения в канале основной лопатки. Проблема оптимизации многоярусных центробежных колес может решаться с применением двумерных и трехмерных методов численного и физического моделирования [24]. В качестве двумерного метода предлагается метод дискретных вихрей [25].

Литература

1. Chen Y N 1961 Water-Pressure Oscillations in the Volute Casings of Storage Pumps. Sulzer Technical Review, Research number, pp 21-34.
2. Shtrub R A 1964 Pressors Fluctuations and Fatigue Stresses in Storage Pumps and Pump-Turbines. Transactions of the ASME, 86(2) 191 <https://doi.org/10.1115/1.3677575>
3. J F Guelich and U Bolleter 1992 Pressure Pulsations in Centrifugal Pumps. J VIB ACOUST 114 272
4. Petit O and Nilsson H 2013 Numerical Investigations of Unsteady Flow in a Centrifugal Pump with a Vaned Diffuser. International Journal of Rotating Machinery 2013 961580 <https://doi.org/10.1155/2013/961580>
5. Raj D and Swim W B 1981 Measurements of the Mean Flow Velocity and Velocity Fluctuations at the Exit of an FC Centrifugal Fan Rotor. J ENG P 103(2) 393 <https://doi.org/10.1115/1.3230733>
6. D Eckardt J 1975 Instantaneous Measurements in the Jet-Wake Discharge Flow of a Centrifugal Compressor Impeller. J ENG P 97(3) 337 <https://doi.org/10.1115/1.3445999>
7. M W Johnson and J Moore 1980 The Development of Wake Flow in a Centrifugal Impeller. J ENG P 102(2) 382 <https://doi.org/10.1115/1.3230265>
8. R E Wagner and H R Velkoff 1972 Measurement of Secondary Flows in a Rotating Duct. J ENG P 94(4) 261 <https://doi.org/10.1115/1.3445681>
9. Crow S C 1970 Aerodynamic Sound Emission as a Singular Perturbation Problem. Studies in Applied Mathematics 49(1) 21 <https://doi.org/10.1002/sapm197049121>
10. Timouchev S, Tourret J, Pavic G, Aksenov 2006 A Numerical 2-D and 3-D methods for computation of internal unsteady pressure field and near-field noise of fans. NOISE CONTROL ENG J 54(1) 15 DOI: 10.3397/1.2888774
11. Bunjes J S 1981 Diffuser or volute pump? A comparison of performances. Fluid Machinery for the Oil, Petrochemical and Related Industries (Eur. Congr. London: Mech. Eng. Publ. The Hague, 24-26 March 1981)

12. Zogg, U. Bolleter 1993 Generation and Propagation of Hydraulic Noise in Centrifugal Pumps. Pump Noise and Vibration. Proc. 1st Int. Symp. Pump Noise and Vibration (Clamart, France 7-9 July 1993) pp 263-270
13. Timushev S F, Fedoseev S Yu 2015 Methods of numerical simulation of vibration of the LRE axial booster pump. Trudy MAI (published by Moscow Aviation Institute) 83
14. Klimenko D V Timushev S F Korchinskiy V V 2015 Comparative analysis of pressure pulsations in designs of the tubular guide channels of the LRE screw centrifugal pump. Trudy MAI (published by Moscow Aviation Institute) 82
15. Timushev S F, Klimenko D V, Firsov V P, Antyukhov I V 2015 Numerical modeling of pressure pulsations in the turbo expander of perspective cryostatting system. Trudy MAI (published by Moscow Aviation Institute) 82
16. Y. Y. Jiang, S. Yoshimura, R. Imai, H. Katsura, T. Yoshida, C. Kato 2007 Quantitative evaluation of flow-induced structural vibration and noise in turbomachinery by full-scale weakly coupled simulation. J FLUID STRUCT 23 531
17. Hou-lin L, Han-wei D, Jian D, Ming-gao T, Yong W, Hao-qin H 2016 Numerical and experimental studies of hydraulic noise induced by surface dipole sources in a centrifugal pump. J HYDRODYN 28(1) 43 doi:10.1016/S1001-6058(16)60606-6
18. Nidal H and Abu-Hamdeh 2019 Experimental and theoretical study of a vane pass frequency for a centrifugal pump. Archive of Mechanical Engineering, 66(1) doi:10.24425/ame.2019.126371
19. Zhi-Jun S., Chen-Xing J., Dong-Hua W., Zeng-Hao Z. and Feng-Chen L. 2015 Numerical simulation of dynamic flow characteristics in a centrifugal water pump with three-vaned diffuser. ADV MECH ENG 7(8) 12 doi:10.1177/1687814015598487
20. Offenhäuser 1973 Druckschwankungsmessungen an Kreiselpumpen mit Leitrad. VDI-Berichte 193
21. Francesco Torre 2018 Design optimization of splitter blades for rocket engine turbopump. MSc thesis, Delft University of Technology
22. L Meng et al 2014 Study on the Pressure Pulsation inside Runner with Splitter Blades in Ultra-High Head Turbine. IOP Conf. Ser.: Earth Environ. Sci. 22 032012

23. Haiqin Song et al 2020 Analysis of rotor-stator interaction of a pump-turbine with splitter blades in a pump mode. Mathematics (Published by MDPI) 8 1465 doi:10.3390/math8091465
24. Li Jiawen, Timushev S, Klimenko D, Krivenko A 2019 Modeling pressure pulsation fields in a screw centrifugal pump (Conference Paper). Proc. of the 26th International Congress on Sound and Vibration (Montreal; Canada; 7-11 July 2019)
25. Постоловский С.Н., Ильичев К.П. Расчетное исследование отрывного обтекания круговых лопаточных решеток. Энергомашиностроение, №10, 1974
26. M. Ubaldi, P. Zunino, G. Barigozzi, A. Cattane An Experimental Investigation of Stator Induced Unsteadiness on Centrifugal Impeller Outflow. Journal of Turbomachinery JANUARY 1996, Vol. 118/41M.

ШУМ ОБТЕКАНИЯ КРУГОВОГО ЦИЛИНДРА И ЦИЛИНДРА С ПЛОСКИМ ДОННЫМ СРЕЗОМ: ЭКСПЕРИМЕНТ И ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ

**В.Ф. Копьев¹, И.В. Беляев¹, М.Ю. Зайцев¹, М.Л. Шур²,
А.К. Травин², М.Х. Стрелец²**

¹ФАУ «ЦАГИ», Москва, vkopiev@mktsagi.ru

²ФГАОУ ВО СПбПУ, Санкт-Петербург, strelets@cdf.spb.ru

Определение уровня и спектрального состава шума, генерируемого при обтекании кругового цилиндра, является классической задачей аэроакустики и, в то же время, представляет большой практический интерес, поскольку цилиндрические тела входят в конструкции многих аэродинамических объектов (типичным примером таких объектов является шасси самолета). Как следствие, в литературе активно исследуются различные способы снижения шума обтекания цилиндра, такие, например, как использование пористых материалов [1], спиральных нитей [2] или плазменных актуаторов [3].

Альтернативный метод, состоящий в модификации поперечного сечения кругового цилиндра путем удаления его небольшого сегмента (цилиндр с плоским донным срезом) был предложен в ЦАГИ [4]. Его эффективность была подтверждена в экспериментах, выполненных в АК-2 ЦАГИ, измерения шума в которых проводились с помощью метода азимутальной декомпозиции. Теоретическое объяснение наблюдаемого эффекта снижения шума предложено в работах [5, 6]. Метод был также проверен в испытаниях с одиночными цилиндрами при числах Рейнольдса до $Re \approx 8 \cdot 10^4$ [7], помещенными в круглую турбулентную струю, которые показали, что шум при обтекании цилиндра с плоским донным срезом на ≈ 5 дБ ниже, чем при обтекании круглого цилиндра, как в турбулентной, так и в ламинарной части набегающего на цилиндр потока (область смещения и начальная область струи, соответственно) в широком диапазоне частот. Влияние числа Рейнольдса на эффективность данного метода было далее исследовано в АК-2 ЦАГИ для

цилиндров различного диаметра, соответствовавших числам Рейнольдса от $8 \cdot 10^4$ до $2.6 \cdot 10^5$ [8]. Эти эксперименты показали, что эффект снижения шума сохраняется при увеличении числа Рейнольдса, хотя для самых больших из рассмотренных его значений данный вывод нельзя считать твердо установленным, так как для них диаметр цилиндра составлял 25% диаметра струи, что приводило к значительному возмущению набегающего на цилиндр потока. Наконец, в работе [9] эффективность данного метода снижения шума была продемонстрирована применительно к «подкосу» натурной модели шасси, установленному в следе за основной стойкой шасси, при испытаниях в большой заглушенной установке FL-17 CARDC, которые соответствовали числам Рейнольдса $1.5 \cdot 10^5 - 3.5 \cdot 10^5$, рассчитанным по диаметру подкоса шасси.

Тем не менее, не во всех испытанных конфигурациях использование цилиндра с плоским донным срезом приводило к снижению шума по сравнению с круговым цилиндром. Так, при испытаниях в FL-17 CARDC для подкоса шасси, расположенного не в следе за основной стойкой, а сбоку от нее (в ламинарном потоке), и для некоторых конфигураций, исследовавшийся в АК-2 ЦАГИ, снижения шума не наблюдалось. Кроме того, при значениях числа Рейнольдса близких к $8 \cdot 10^4$, отсутствовала повторяемость эффекта снижения или проявлялось влияние способа закрепления цилиндра (консольное или двухстороннее).

Для ответа на вопрос, имеет ли место снижение шума при обтекании бесконечного цилиндра с плоским донным срезом однородным потоком, было проведено соответствующее численное исследование, в котором рассматривалось обтекание обеих конфигураций при двух числах Рейнольдса ($4.5 \cdot 10^4$ и $1.4 \cdot 10^5$) в предположении о турбулентном характере течения в пограничном слое на обтекаемой поверхности вверх по потоку от точки отрыва. При этом для определения аэродинамических и пульсационных характеристик турбулентного течения использовался глобальный гибридный RANS-LES подход DDES [10] в сочетании с адаптированным к слоям смешения линейным подсеточным масштабом [11], а шум в дальнем поле рассчитывался с помощью метода Фокса Уильямса – Хоукинга. Размер расчётной области в направлении вдоль оси цилиндра составлял $10D$ (D – диаметр

цилиндра), и на соответствующих границах использовались условия периодичности. Диаметр расчетной области в плоскостях, нормальных к оси цилиндра, составлял $200D$.

На основе полученных численных решений была рассчитана азимутальная структура шума, генерируемого рассмотренными цилиндрами, включая энергетические спектры отдельных азимутальных мод (от нулевой до третьей) и диаграммы направленности удельной энергии мод в различных частотных диапазонах. Анализ полученных результатов показал, что во всех случаях доминирующими являются первая азимутальная и осесимметричная моды шума, представляющие собой диполи, ассоциированные соответственно с колебаниями подъемной силы и силы сопротивления цилиндров. При этом расчетные уровни шума, генерируемого при обтекании цилиндров с плоским донным срезом, снижаются по сравнению с шумом круговых цилиндров на величину не более 1 дБ.

Таким образом, значительное снижение шума или наоборот его отсутствие, обнаруженное в экспериментах ЦАГИ, может быть связано с особенностями условий обтекания, реализуемых в эксперименте, не учитываемыми в рамках идеализированной постановки расчетного исследования, что говорит о важности правильного учета особенностей обтекания как в эксперименте, так и в численном моделировании. В результате, для ответа на вопрос о влиянии особенностей обтекания, условий закрепления и роли числа Рейнольдса на степень снижения шума цилиндра, достигаемой путем удаления его небольшого сегмента, требуются постановка и проведение дополнительных согласованных экспериментальных и расчетных исследований.

Работа была выполнена при финансовой поддержке Российского научного фонда (грант РНФ №21-71-30016). Экспериментальная часть работы с маломасштабными моделями шасси была выполнена на базе УНУ «Заглушенная камера с потоком АК-2» ФАУ ЦАГИ, модернизируемой при поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации по соглашению № 075-15-2022-1036. Расчеты были проведены с использованием вычислительных ресурсов Суперкомпьютерного центра «Политехнический» СПбПУ.

Литература

1. E.J. Arcondoulis, Y. Liu, Z. Li, Y. Yang, Y. Wang. Structured porous material design for passive flow and noise control of cylinders in uniform flow. *Materials*, 2019, v.12(18), 2905.
2. L. Li, P. Liu, Y. Xing, H. Guo, Experimental investigation on the noise reduction method of helical cables for a circular cylinder and tandem cylinders. *Applied Acoustics*, 2019, v.152, pp. 79-87.
3. V.F. Kopiev, P.N. Kazansky, V.A. Kopiev, I.A. Moralev, M.Y. Zaytsev. HF DBD plasma actuators for reduction of cylinder noise in flow. *J. Phys. D: Appl. Phys.*, 2017, v. 50(47), 475204.
4. V.F. Kopiev, M.Yu. Zaytsev, N.N. Ostrikov, S.A. Tchernushev, Aerodynamic noise reducing method (variants) and low-noise structural element for operating in a fluid medium stream, US Patent 2009/0256027, 2009.
5. V.F. Kopiev, M.Yu. Zaitsev, R.K. Karavosov, Experimental Investigation of Azimuthal Structure of Dipole Noise for Rigid Cylinder Inserted in Turbulent Jet, in: 10th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 10-12 May 2004, Manchester, United Kingdom, AIAA Paper 2004-2927.
6. M. Yu. Zaitsev, V. F. Kopiev, Mechanism of Sound Radiation by Turbulence near a Rigid Body, *Fluid Dyn.*, 43 (1) (2008) 86–96.
7. V. Kopiev, M. Zaitsev, N. Ostrikov, New noise source mechanism of flow/surface interaction as applied to airframe noise reduction, in: 12th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 8-10 May 2006, Cambridge, Massachusetts, USA, AIAA Paper 2006-2717.
8. V. Kopiev, M. Zaitsev, N. Ostrikov, Reynolds number effect in a problem of sound generation by round and truncated cylinder streamlined by turbulent flow, *Prog. Flight Phys.*, 3 (2012) 421- 428.
9. Kopiev V., Belyaev I., Zaytsev M., Zhao K. Experimental study of truncated-cylinder struts for noise reduction of large-scale landing gears. *J. Sound Vib.*, 2021, v. 511, 116362.
10. P.R. Spalart, S. Deck, M.L. Shur, K.D. Squires, M.Kh. Strelets, A. Travin. A new version of detached-eddy simulation, resistant to ambiguous grid densities. *Theor. Comput. Fluid Dyn.*, 2006, v. 20, pp. 181-195.
11. M.L. Shur, P.R. Spalart, M.Kh. Strelets, A.K. Travin. An enhanced version of DES with rapid transition from RANS to LES in separated flows. *Flow, Turbulence and Combustion*, 2015, v. 95, No. 4, pp 709-737.

ПРОБЛЕМЫ ПРИМЕНЕНИЯ ЧИСЛЕННЫХ МЕТОДОВ ДЛЯ ПОИСКА ОПТИМАЛЬНЫХ ЗНАЧЕНИЙ ИМПЕДАНСА ЗПК С ЦЕЛЬЮ СНИЖЕНИЯ ШУМА САМОЛЕТОВ НА МЕСТНОСТИ

В.Ф. Копьев, **Н.Н. Остриков**, М.А. Яковец, В.В. Башкатов

ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский, nikolay.ostrikov@tsagi.ru

Наиболее эффективным способом снижения шума вентилятора авиадвигателя является облицовка его каналов звукопоглощающими конструкциями (ЗПК), параметры которых подбираются таким образом, чтобы обеспечить максимальное снижение шума на местности на различных режимах работы двигателя в течение взлетно-посадочного цикла полета самолета.

В отличие от строительной акустики, в которой успех звукопоглощения звука на стенках помещений определяется за счет увеличения коэффициента звукопоглощения материалов облицовок, создание эффективных ЗПК для ТРДД является комплексной научной проблемой, включающей в себя: (i) решение специфических волноводных прямых и обратных задач, включая дифракционную задачу излучения звука из открытого конца волновода, с целью определения оптимальных импедансных граничных условий, обеспечивающего наибольшее затухание звука в канале при заданных характеристиках источника звука (вентилятора) и геометрических параметров системы; (ii) разработку конструкций ЗПК, включая создание новых материалов для их заполнения, которые могут реализовать заданный оптимальный импеданс в широком диапазоне частот; (iii) разработку технологий изготовления ЗПК, позволяющих обеспечить многочисленные требования к конструкциям, размещаемым в ТРДД.

Звук распространяется по каналам двигателя в виде суперпозиции, так называемых, вращающихся азимутальных мод. Если стенки канала облицованы ЗПК, характеризующиеся некоторым комплексным значением импеданса, то на каждой частоте каждая распространяющаяся звуковая мода приобретает индивидуальное затухание. Варьируя импеданс ЗПК, можно

добиться заметного увеличения затухания для одной фиксированной звуковой моды, однако затухание других мод может при этом снизиться. Суммарное затухание звукового поля в канале определяется модальным составом звукового поля, т.е. распределением амплитуд между различными звуковыми модами, генерируемыми источниками звука (для авиадвигателей – это вентилятор). Таким образом, задача настройки ЗПК (выбор значения импеданса на каждой частоте) состоит в обеспечении сильного затухания наиболее «вредных» звуковых мод в модальном составе звукового поля, генерируемого вентилятором авиадвигателя.

До последнего времени оптимальный импеданс ЗПК определялся из аналитического решения модельных задач о распространении звука в облицованных каналах с потоком на основе минимизации звуковой энергии, достигающей среза канала без учета эффекта отражения. При этом наиболее «вредными» звуковыми модами являлись моды, сгенерированные вентилятором с наибольшей звуковой энергией, которые в силу особенностей процесса генерации звука в каналах оказываются на каждой частоте вблизи условия отсечки.

При объяснении полученных в работе [1] диаграмм направленности звука, излучаемого из модельного воздухозаборника при заданном модальном составе, была показана важность эффекта отражения звуковых мод от открытого конца канала. Действительно, каждая звуковая мода излучается из открытого конца канала в окружающее пространство с индивидуальной амплитудой и диаграммой направленности. При этом для звуковых мод, находящихся вблизи условия отсечки и приобретающих при генерации большую амплитуду, имеет место сильный эффект отражения от открытого конца обратно внутрь канала, в результате которого такие моды значительно теряют свою амплитуду в дальнем звуковом поле. Тем самым, настраивать параметры ЗПК на обеспечение сильного затухания только этих звуковых мод не требуется – они и так плохо излучаются из канала.

Данный результат показал, что возникает необходимость изменения парадигмы настройки импеданса ЗПК: оптимальный импеданс должен непосредственно определяться из условия

максимального снижения шума в дальнем поле с учетом отражения звука от открытого конца канала.

Кроме этого, последние исследования показали необходимость учета при настройке ЗПК следующих эффектов, которыми ранее пренебрегали. Результаты работы [1] экспериментально подтвердили результат, полученный изначально численно в работе [2]: на диаграмму направленности звука в дальнем поле существенное влияние оказывает эффект рефракции звука в неоднородном потоке, имеющем место вблизи среза воздухозаборника. В работе [3] была показана важность учета стыков облицовок канала, на которых имеет место как отражение звука, так и перераспределение амплитуд звуковых мод при их прохождении через разрыв импеданса. В работе [4] была показана важность учета влияния пограничного слоя на характеристики распространяющихся звуковых мод при наличии облицовки стенок канала. Также, важно учитывать и нелинейный эффект работы ЗПК (зависимость импеданса от уровня звукового давления), который, как показывают алгоритмы, основанные на асимптотических решениях, может приводить как ослаблению, так и увеличению затухания звуковых мод.

Учет всех указанных эффектов при поиске оптимального импеданса ЗПК в совокупности с тем, что реальные каналы авиадвигателя имеют достаточно сложную геометрическую форму, становится невозможным без использования численных методов. Наиболее эффективным численным методом решения задач о распространении звука в каналах с потоком является в настоящее время метод конечных элементов (МКЭ). Этот метод был верифицирован с помощью аналитических решений о прохождении звуковых мод через разрыв импеданса в работе [4] и об излучении звуковых мод из цилиндрического канала в работе [5].

В то же время, применение только МКЭ для поиска оптимальных значений импеданса сталкивается с рядом трудностей. В первую очередь, это достаточно большие временные затраты. Действительно, решение оптимизационной задачи требует на каждой частоте провести расчеты, перебирая тем или иным способом значения импеданса ЗПК. Однако при этом на каждом из трех режимов полета самолета необходимо провести расчеты для более десятка частот, причем в наиболее

слышимом человеком диапазоне частот необходимо провести расчеты в среднем для нескольких тысяч звуковых мод. Заметим, что одновременно провести расчет для всей совокупности звуковых мод на каждой частоте нельзя, поскольку в реальном двигателе они статистически независимы друг от друга, и поэтому в дальнейшем поле складываются квадраты их амплитуд. В итоге число расчетных случаев при наличии только одного сегмента ЗПК исчисляется десятками миллионов, что под силу только суперкомпьютерам. При этом, если рассматриваются сегментированные ЗПК, т.е. различные ЗПК, между которыми имеется стык, то число расчетных случаев возрастает на порядки, и в этой ситуации расчетное время становится крайне большим.

Уменьшение числа расчетных случаев возможно, если иметь предварительную информацию о зоне на комплексной плоскости импеданса, в которой располагается оптимальное значение импеданса. Заметим, что такие зоны сосредоточены вблизи двойных корней характеристического уравнения, определяющих эффект слияния звуковых мод, имеющих соседние радиальные числа, и которые просто и быстро разыскиваются аналитическими методами, но только в модельных ситуациях. Однако использование МКЭ встречает дополнительные трудности при нумерации звуковых мод радиальными числами. Действительно, хорошо известно [6], что комплексная функция, определяющая зависимость осевого волнового числа звуковой моды от импеданса, является многозначной и содержит бесконечное число точек ветвления, располагающихся в двойных корнях характеристического уравнения. При этом существует устоявшаяся в литературе способ выбора римановой поверхности для этой функции. Этот способ определяет, в том числе, нумерацию звуковых мод радиальными числами. В стандартных версиях МКЭ ищется только множество всех реализуемых осевых волновых чисел без их нумерации радиальными числами, что затрудняет осмысленное применение этого метода. Реализовать процедуру нумерации звуковых мод с помощью МКЭ возможно, но это потребует опять значительного числа дополнительных расчетов для каждой звуковой моды.

Таким образом, для преодоления указанных трудностей необходимо использовать симбиоз численных и аналитическим

методов при поиске оптимальных значений импеданса ЗПК на основе минимизации шума на местности.

Работа выполнена в рамках реализации Программы создания и развития научного центра мирового уровня «Сверхзвук» на 2020–2025 годы при финансовой поддержке Минобрнауки России (соглашение от 17 мая 2022 г. № 075-15-2022-1023). Экспериментальная часть работы выполнена на базе УНУ «Заглушенная камера с потоком АК-2» ФАУ ЦАГИ, модернизируемой при поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации по соглашению № 075-15-2022-1036.

Литература

1. В.Ф. Копьев, Н.Н. Остриков, М.А. Яковец, Ипатов М.С., А.Е. Кругляева, С.Ю. Сидоров Излучение звука из открытого конца канала, моделирующего воздухозаборник авиадвигателя в статических условиях и в потоке // Акустический журнал. – 2019. – Т. 65, № 1. – С. 59-73
2. C.K.W. Tam, S.A. Parrish, E. Envia, E.W. Chien. Physics of Acoustic Radiation from Jet Engine Inlets. AIAA Paper 2012-2242.
3. N.N. Ostrikov, A.F. Sobolev, M.A. Yakovets, M.S. Ipatov V.V. Palchikovskiy, V.V. Pavlogradskiy, Investigation of impedance eduction accuracy on “interferometer with the flow” test rigs with help of exact solution problem of sound propagation in duct with impedance transition, AIAA Paper 2017-3186.
4. S. Denisov, N. Ostrikov, M. Yakovets, M. Ipatov, Investigation of Sound Propagation in Rectangular Duct with Transversally Non-Uniform Flow and Anisotropic Wall Impedance by Asymptotic Theory and 3D Finite Element Method// AIAA Paper 2019-2640
5. В.В. Башкатов, Н.Н. Остриков, М.А. Яковец, «Верификация численного метода конечных элементов для задачи определения коэффициентов отражения звуковых мод от открытого конца канала воздухозаборника при отсутствии потока», Акустика среды обитания, материалы конференции, май 2021 г.
6. А.Г. Мунин, В.М. Кузнецов, Е.А. Леонтьев, Аэродинамические источники шума, Москва: Машиностроение, 1981.

УЧЕТ ТЕРМОВЯЗКИХ ГРАНИЧНЫХ УСЛОВИЙ В ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫХ ЗАДАЧАХ АКУСТИКИ

А.И. Корольков, А.В. Шанин

МГУ им. М. В. Ломоносова, Москва, korolkov@physics.msu.ru

Как известно [1], термические и вязкие эффекты в воздухе малы, что позволяет описывать распространение акустических волн с помощью волнового уравнения. Однако, в узких полостях и вблизи границ пренебрегать данными эффектами нельзя. Точное описание дается системой уравнений Навье-Стокса:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \rho_0 \nabla \cdot \mathbf{v} = 0, \quad (1)$$

$$\frac{\partial \mathbf{v}}{\partial t} + \frac{1}{\rho_0} \nabla p - \nu (\Delta \mathbf{v} + \frac{1}{3} \nabla (\nabla \cdot \mathbf{v})) = \mathbf{0}, \quad (2)$$

$$\rho_0 c_V \frac{\partial T}{\partial t} + p_0 \nabla \cdot \mathbf{v} - \kappa \Delta T = 0, \quad (3)$$

где ρ, p, \mathbf{v} и T - возмущения плотности, давления, скорости и температуры соответственно. Величины ρ_0, p_0, T_0 являются равновесными значениями переменных, ν - коэффициент кинематической вязкости, c_V - удельная теплоемкость при постоянном объеме, и κ - коэффициент теплопроводности.

Численное решение системы (1-3) является трудоемкой и в ряде случаев излишней процедурой. Известно, что термовязкие эффекты могут быть описаны так называемой системой уравнений для пограничного слоя. Более того, в случае гармонического возбуждения данные эффекты можно описать лишь с помощью граничных условий специального вида ([2]):

$$\delta_V \frac{i-1}{2} \Delta_\tau p - \delta_T k_0^2 \frac{(i-1)(\gamma-1)}{2} p + \frac{\partial \tilde{p}}{\partial n} = 0, \quad (4)$$

где

$$\delta_V = \sqrt{\frac{2\nu}{\omega}}, \quad \delta_T = \sqrt{\frac{2\kappa}{\omega \rho_0 c_p}}, \quad (5)$$

i - мнимая единица, Δ_τ - тангенциальная часть лапласиана, $k_0 = \omega^2/c^2$ - волновое число, ω - частота. Зависимость от времени предполагается вида $e^{i\omega t}$.

В ряде случаев требуется решать волновое уравнение во временной области, что ведет к появлению дробных производных (вследствие наличия дробных степеней ω в (4)) и, следовательно, нело-

кальности граничных условий. А именно, акустическая задача сводится к волновому уравнению

$$\frac{1}{c^2} \frac{\partial^2 p}{\partial t^2} - \Delta p = 0, \mathbf{x} \in \Omega \quad (6)$$

со следующими граничными условиями:

$$\sqrt{\nu} \delta_{\tau 0} {}^C D_t^{-1/2} \Delta_\nu p + \frac{(\gamma - 1)}{c^2} \sqrt{\frac{\kappa}{\rho_0 c_p}} {}^C D_t^{3/2} p + \frac{\partial p}{\partial n} = 0, \mathbf{x} \in \Gamma_\nu, \quad (7)$$

где \mathbf{x} координатный вектор, Ω – некоторая область, а Γ_ν . В (7) также была введена дробная производная в смысле Капуто [3]:

$${}^C D_t^\beta f(t) = \frac{1}{\Gamma(n - \beta)} \int_a^t \frac{d^n f}{d\tau^n} \frac{1}{(t - \tau)^{\beta+1-n}} d\tau. \quad (8)$$

В настоящей работе авторами дается численный анализ уравнений (6-7). А именно, дается слабая постановка, и с помощью метода конечных элементов задача сводится к системе обыкновенных интегро-дифференциальных уравнений типа Вольтера:

$$\hat{\mathbf{M}} \frac{d}{dt} \mathbf{y} = \hat{\mathbf{K}} \mathbf{y} + \hat{\mathbf{V}} \int_0^t G(t - \tau) \mathbf{y}(\tau) d\tau + \hat{\mathbf{T}} \int_0^t G(t - \tau) \frac{d}{d\tau} \mathbf{y}(\tau) d\tau + \hat{\mathbf{f}}, \quad (9)$$

где $\hat{\mathbf{M}}$, $\hat{\mathbf{K}}$, $\hat{\mathbf{V}}$, $\hat{\mathbf{T}}$ некоторые постоянные матрицы, $G(t - \tau)$ – разностное ядро следующего вида:

$$G(t - \tau) = \frac{1}{\sqrt{\pi(t - \tau)}}, \quad (10)$$

а \mathbf{y} представляет из себя вектор неизвестных величин. Для численного решения уравнения (9) авторами строится явно-неявная схема, работоспособность которой демонстрируется на нескольких численных примерах.

Работа выполнена при поддержке гранта РФФИ 19-29-06048.

Литература

1. Allan D. Pierce. *Acoustics*. Springer International Publishing, 2019.
2. Martin Berggren, Anders Bernland, and Daniel Noreland. Acoustic boundary layers as boundary conditions. *Journal of Computational Physics*, 371:633–650, oct 2018.
3. Sverre Holm. *Waves with Power-Law Attenuation*. Springer International Publishing, 2019.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ОБТЕКАНИЯ ВИНТОВ МУЛЬТИКОПТЕРОВ

К.Г. Косушкин, Б.С. Крицкий, Р.М. Миргазов

Центральный аэрогидродинамический институт им. проф.

Н.Е. Жуковского (ЦАГИ), г. Жуковский, МО, spintest@tsagi.ru

Для мультикоптеров – беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) характерно большое количество несущих винтов от четырёх, которые могут занимать сложные пространственные положения и, соответственно, оказывать сильное индуктивное влияние друг на друга, особенно при больших поступательных скоростях полёта. Учёт взаимовлияния необходимо учитывать при оценке аэродинамических и акустических характеристик, при разработке систем автоматического управления БПЛА.

Здесь приводятся результаты расчётного исследования аэродинамических характеристик несущих систем беспилотных мультикоптеров различных компоновок, выявление особенностей обтекания винтов, оценка взаимовлияния винтов друг на друга. Рассматривались комбинации из четырех, восьми (четыре соосных) и четырнадцать двухлопастных винтов.

В настоящее время для первоначальной, быстрой оценки аэродинамических и акустических характеристик, авторы считают, что достаточно воспользоваться, апробированными и надёжными на определённых режимах, вихревыми методами. Методология расчета нестационарного аэродинамического нагружения лопастей несущего винта изложена в [1,2]. Кинематические параметры движения считаются известными. Ограничений на форму лопастей винта, их количество, а также на характер их движения не накладывается. Лопастей винта заменяются бесконечно тонкими базовыми поверхностями. Для определения нагрузок на несущих поверхностях используется интеграл Коши-Лагранжа. При численной реализации метода расчет непрерывные процессы и распределения заменяются дискретными по времени и пространству. Лопастей винта разбиваются на некоторое число панелей по радиусу и по хорде. В центре панелей размещаются контрольные точки, в которых выполняется условие непротекания, и вычисляются

аэродинамические нагрузки. В качестве безразмерного времени принимается угол азимутального положения лопасти. Форма следа выстраивается в результате расчета. Рассматриваемый численный метод определения аэродинамических характеристик НВ вертолета прошел широкую апробацию, при которой обоснована достоверность получаемых результатов [1–3]. Данные расчетные исследования проводились с использованием программы, разработанной в ЦАГИ: «Программа расчета многовинтовых систем винтокрылых летательных аппаратов различной конфигурации» (MultiRotor VTOL [4]).

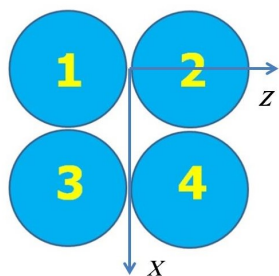


Рис. 1. Четырехвинтовая несущая система. Нумерация винтов

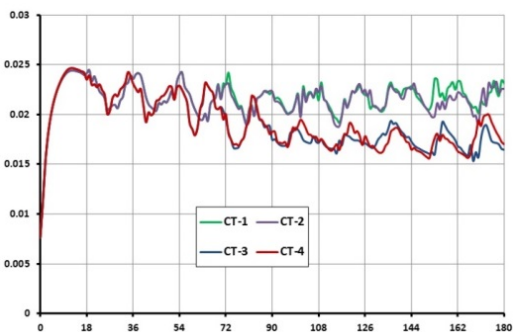


Рис. 2. Изменение коэффициентов тяги c_t винтов четырехвинтовой системы по расчетным шагам ($V=100$ км/ч)

На рис. 1 представлена схематично несущая система, состоящая из четырех двухлопастных НВ, геометрические параметры которых характеризуются следующими величинами: радиус винта $R=2,15$ м; хорда лопасти $b=0,2$ м. Ввиду симметричности расположения винтов, как в продольной плоскости, так и в поперечной, набегающий поток может быть ориентирован произвольно.

Для рассматриваемой несущей системы для скорости $V=100$ км/ч на рис. 2 приведено изменение коэффициентов тяги c_t винтов четырехвинтовой системы по расчетным шагам. Винты 3-4, расположенные позади винтов 1-2, работают в скошенном потоке от винтов 1-2, поэтому осредненные за два последних оборота значения коэффициентов тяги винтов 3-4 приблизительно на 20% меньше коэффициентов тяги винтов 1-2. В этом, главным

образом, проявляется взаимодействие винтов четырехвинтовой несущей системы.

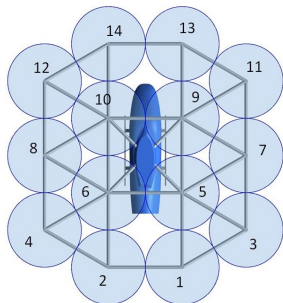


Рис. 3. Четырнадцативинтовая несущая система. Нумерация винтов

На рис. 3 представлена схематично несущая система, состоящая из четырнадцати двухлопастных НВ, геометрические параметры которых характеризуются следующими величинами: радиус винта $R=1,12$ м; хорда лопасти $b=0,1$ м. Особенностью рассматриваемой несущей системы, состоящей из 14 винтов, является продольное расположение четырех винтов и трех винтов сбоку. Винты всей комбинации влияют на обтекание друг друга.

По сравнению с рассмотренной ранее несущей системой БПЛА на 14-ти винтовой несущей системе, формируется сложная картина течения в окрестности несущей системы, которая порождает нерегулярность в зависимостях коэффициентов тяги от времени (по расчетным шагам). На рис. 4 для скорости 100 км/ч представлены графики изменения коэффициентов тяги ряда винтов четырнадцативинтовой системы по расчетным шагам.

Осредненные за один оборот значения коэффициентов тяги CT указанных винтов приведены на рис. 5. Видно, что винты, расположенные в поле индуктивных скоростей от передних винтов, имеют меньшие значения CT при одинаковых геометрических и кинематических параметрах.

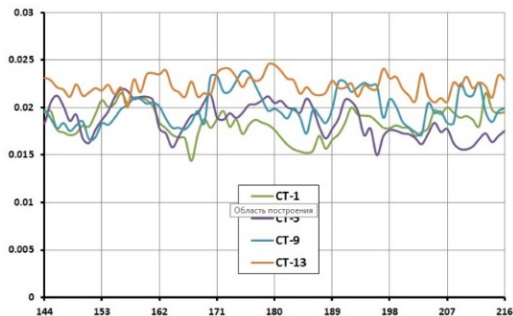


Рис. 4. Изменения коэффициентов тяги винтов 13-9-5-1 по расчетным шагам ($V=100$ км/ч)

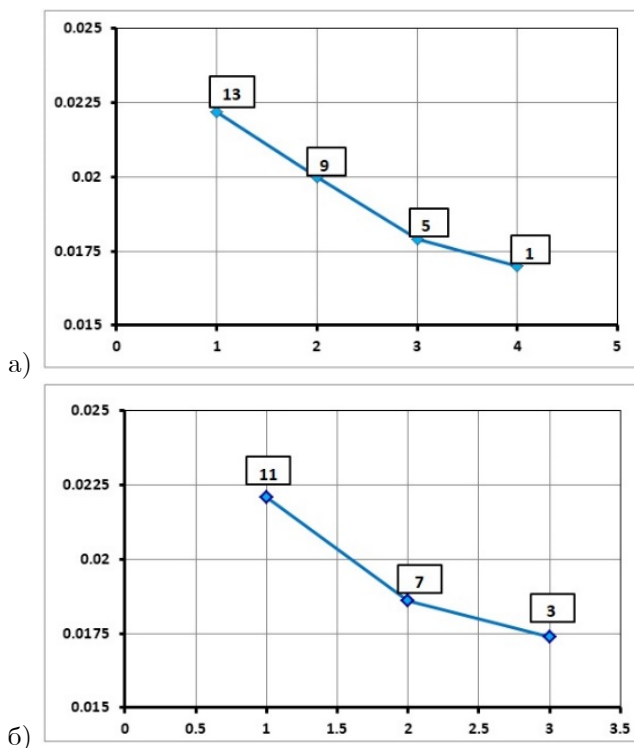


Рис. 5. Осредненные значения коэффициентов тяги C_t винтов:
а) 13-9-5-1; б) 11-7-3 ($V=100$ км/ч)

Главной особенностью обтекания многовинтовых несущих систем мультикоптеров является значительное взаимное влияние винтов.

В поступательном полете уменьшение тяги позади расположенных винтов требует компенсации, которая может быть достигнута либо за счет увеличения частоты вращения винтов, либо за счет увеличения угла установки (шага) лопастей. По мере увеличения взлетной массы мультикоптера и, соответственно, размеров и массы винтов управление изменением частоты вращения винтов может вызвать трудности из-за уменьшения чувствительности и запаздывания в управлении. Пульсации тяги и, соответственно, вибрации и шум уменьшаются с увеличением скорости полета.

Литература

1. Белоцерковский С.М., Локтев Б.Е., Ништ М.И. Исследование на ЭВМ аэродинамических и аэроупругих характеристик несущего винта. – М.: Машиностроение, 1992, с. 220.
2. Крицкий Б.С. Математическая модель аэродинамики винтокрылого летательного аппарата. Труды ЦАГИ, вып. 2655, 2002, с. 50–56.
3. Вершков В.А., Крицкий Б.С., Махнев М.С., Миргазов Р.М., Требунских Т.В. Сравнение результатов численного моделирования обтекания несущего винта в различных пакетах программ. // Электронный журнал «Труды МАИ», N.89. 2016. URL: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=72704>.
4. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2020660091 от 27.08.2020.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ МЕТОДОВ И БИБЛИОТЕКИ ФУНКЦИОНАЛЬНОГО ПРОГРАММИРОВАНИЯ ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЧИСЛЕННЫХ ЗАДАЧ НА ГРАФИЧЕСКИХ УСКОРИТЕЛЯХ С ТЕХНОЛОГИЕЙ CUDA

М.М. Краснов, О.Б. Феодоритова

*Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН,
Москва, ktm@kiam.ru, feodor@kiam.ru*

Аннотация. Современные графические ускорители (GPU) позволяют существенно ускорить выполнение численных задач. Однако перенос программ на графические ускорители является непростой задачей. Иногда перенос программ на такие ускорители осуществляется путём практически полного их переписывания (например, при использовании технологии OpenCL). При этом возникает непростая задача поддержки двух независимых исходных кодов. Однако, графические ускорители CUDA, благодаря разработанной компанией NVIDIA технологии, позволяют иметь единый исходный код как для обычных процессоров (CPU), так и для CUDA. Машинный код, генерируемый при компиляции этого единого текста, зависит от того, каким компилятором он компилируется (обычным, таким, как gcc, icc и msvc, или компилятором для CUDA, nvcc). Однако, в этом едином исходном коде нужно каким-то образом указать компилятору, какие части этого кода нужно распараллеливать на общей памяти. Для CPU это обычно делается с помощью OpenMP и специальных прагм компилятору. Для CUDA распараллеливание делается совершенно по-другому. Применение разработанной авторами библиотеки функционального программирования [1] позволяет скрыть использование того или иного механизма распараллеливания на общей памяти внутри библиотеки и сделать пользовательский исходный код полностью независимым от используемого вычислительного устройства (CPU или CUDA). В настоящей статье показывается, как это можно сделать. В частности, при реализации этого подхода активно использовалось метапрограммирование шаблонов языка C++ (см [2], [3]), в том числе шаблоны выражений [4], основан-

ные на идиоме языка C++ CRTP [5]. Более подробно про новые возможности языка C++ можно прочитать в книге автора языка [6]. Предлагаемый авторами подход применен для переноса на графические ускорители программного кода MCFL для численного моделирования течения вязкого теплопроводного многокомпонентного газа, взаимодействующего с твердым телом [7].

Краткое введение в функциональное программирование.

В функциональном программировании центральным объектом является (как это и следует из названия) функция. Функции являются полноправными участниками вычислительного процесса, такими же, какими при обычных вычислениях являются числа. Это значит, что функция может быть передана как параметр другой функции и может быть возвращена как результат работы функции. Функцию можно вычислить, так же, как при обычных вычислениях можно вычислить число. Простой пример – композиция двух одноместных функций, которая возвращает новую одноместную функцию, вызывающую последовательно обе функции. В специализированных функциональных языках программирования (таких, как Haskell) такие возможности встроены в язык, в то время, как реализация композиции функций на языке C++ является нетривиальной задачей, требующей специальных ухищрений. Примеры будут приводятся на языке Haskell, так как этот язык позволяет записывать многие вещи максимально кратко и в то же время понятно.

При реализации библиотеки функционального программирования для языка C++ `funcprog` ставилась задача написать библиотеку, с помощью которой на языке C++ можно было бы писать в стиле, близком к стилю языка Haskell.

Функторы, аппликативы и монады

Функторы. Пусть у нас есть некоторый контейнер, хранящий какое-то количество значений, например, список. Теперь поставим задачу: применить обычную одноместную функцию (например, `sin`) к значениям в контейнере. Универсальный подход состоит в том, чтобы доверить это ответственное дело самому контейнеру. Для этого в языке Haskell

определён специальный класс `Functor`, в котором продекларирована функция `fmap`:

```
class Functor f where
  fmap :: (a -> b) -> f a -> f b
```

Прототип функции `fmap` можно записать в другом эквивалентном виде (это следует из правоассоциативности стрелки вправо):

```
fmap :: (a -> b) -> (f a -> f b)
```

Любая реализация функтора должна удовлетворять двум функторным законам:

```
1. fmap id = id           -- 1st functor law
2. fmap (g . f) = fmap g . fmap f -- 2nd functor law
```

Апplikативы. Если стоит задача применить функцию с двумя аргументами к двум контейнерам (например, просуммировать два списка), то функционала класса `Functor` будет недостаточно. Для решения этой задачи предназначен другой класс – аппликативный функтор (аппликатив). Вот определение класса `Applicative`:

```
class Functor f => Applicative f where
  pure  :: a -> f a
  (<*>) :: f (a -> b) -> f a -> f b
```

Любая реализация аппликатива должна удовлетворять аппликативным законам:

```
1. pure id <*> v = v           -- Identity
2. pure f <*> pure x = pure (f x) -- Homomorphism
3. u <*> pure y = pure ($ y) <*> u -- Interchange
4. pure (.) <*> u <*> v <*> x = u <*> (v <*> x) -- Composition
```

Монады позволяют строить цепочки вычислений из так называемых «монадных» функций, принимающих обычное значение (например, число), а возвращающих значения в контейнере (например, список значений).

Реализация функторов, аппликативов и монад

Реализация функторов, аппликативов и монад в библиотеке `funcprog` в чём-то похожа на реализацию этих понятий в языке `Haskell`. Любой класс может объявить себя функтором,

апликативом или монадой. Для этого достаточно для этого класса реализовать специализацию классов соответственно Functor, Applicative и Monad. В сам класс никаких изменений вносить не требуется.

Сеточные выражения как функторы, аппликативы и монады.

Сеточные выражения можно рассматривать как контейнеры (особенно это справедливо для сеточных функций). Сделаем сеточное выражение функтором, аппликативом и монадой, чтобы и к ним можно было применять функции. Пусть f – применяемая функция, а $gexp$ – сеточное выражение.

Функтор. Для функтора мы даём следующее определение (на псевдо-Haskell-e):

```
(fmap f gexp)[i] = f gexp[i]
```

Теорема 1 (о функторе). Определённая выше функция `fmap` удовлетворяет функторным законам.

Апликатив. Апликативные функции `pure` и `apply` для сеточных выражений определены следующим образом:

```
(pure val)[i] = val  
(apply gexp_f gexp)[i] = gexp_f[i] gexp[i]
```

Теорема 2 (об аппликативе). Определённые выше функции `pure` и `apply` удовлетворяют аппликативным законам.

Монада. Монадные функции `mreturn` и `mbind` определены следующим образом:

```
(mreturn val)[i] = val  
(mbind gexp f)[i] = (f gexp[i])[i]
```

Теорема 3 (о монаде). Определённые выше функции `mreturn` и `mbind` удовлетворяют монадным законам.

Пример программы. Приведём пример программы, вычисляющий функцию `axpy` из библиотеки BLAS:

```
template<typename T>  
void axpy(T a, math_vector<T> const& x, math_vector<T> &y){  
    mv(y) = _([&](T a, T xi, T &yi, size_t /*i*/){  
        yi += a * xi;  
    }) / p(a) * mv(x);  
}
```

```
int main(){
    size_t const N = 10;
    math_vector<double> x(N, 2), y(N, 3);
    axpy(5., x, y);
    std::cout << y[0] << std::endl; // 13
}
```

Литература

1. Краснов М.М. Библиотека функционального программирования для языка C++. Программирование, 2020 г., № 5, с. 47-59, DOI: 10.31875/S0132347420050040
2. David Abrahams, Aleksey Gurtovoy. C++ Template Metaprogramming. Addison-Wesley, 2004, 400 с. ISBN 978-0-321-22725-6.
3. Краснов М.М. Метапрограммирование шаблонов C++ в задачах математической физики. М.: ИПМ им. М.В. Келдыша, 2017. 84 с., DOI: 10.20948/mono-2017-krasnov
4. T. Veldhuizen, Expression Templates. C++ Report, Vol. 7 № 5, June 1995, pp. 26-31.
5. J.O. Coplien. Curiously recurring template patterns. C++ Report, February 1995, pp. 24-27.
6. Bjarne Stroustrup. The C++ Programming Language, Fourth Edition. Addison-Wesley, 2013. ISBN 978-0-321-56384-2, 1368 с.
7. Feodoritova O.B., Krasnov M.M., Zhukov V.T. A Numerical Method for Conjugate Heat Transfer Problems in Multicomponent Flows. // J.Phys.Conf.Ser., 2021. Vol.2028 012024, DOI:10.1088/1742-6596/2028/012024

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ РАЗВИТИЯ НЕУСТОЙЧИВОСТЕЙ В СВЕРХЗВУКОВЫХ СТРУЯХ ПРЯМОУГОЛЬНОГО СЕЧЕНИЯ

А.Н. Кудрявцев, Д.В. Хотяновский

Институт теоретической и прикладной механики

им. С.А. Христиановича Сибирского отделения РАН, Новосибирск,

khotyanovsky@itam.nsc.ru

На основе модели Навье–Стокса–Фурье для сжимаемого совершенного газа проводится вихреразрешающее численное моделирование развития неустойчивостей в сверхзвуковых струях, истекающих из прямоугольных сопел. В данном случае представлены результаты моделирования для изобарической струи одноатомного газа (аргон), истекающей в спутный внешний поток из сопла квадратного сечения. Во входном сечении задается кусочно-постоянный (ударный) профиль струи со скоростью потока $U = U_j$, $|y|, |z| \leq h/2$ и $U = U_a$, $|y|, |z| > h/2$. Здесь U_j , U_a – соответственно скорости струи и спутного потока, h – размер поперечного сечения струи. Температура и давление двух потоков полагаются равными: $p_j = p_a$, $T_j = T_a$. Рассматриваются два случая: в первом спутный поток является сверхзвуковым, $M_j = 2.5$, $M_a = 1.5$, а во втором – дозвуковым, $M_j = 1.5$, $M_a = 0.5$. Числа Маха выбраны таким образом, чтобы конвективное число Маха $M_c = (U_j - U_a)/(a_j + a_a) = 0.5$ было одинаковым в обоих случаях (a_j , a_a – скорости звука в соответствующих потоках). Расчеты проводятся для двух существенно различных значений числа Рейнольдса $Re = U_j h/\nu = 5000$ и $Re = 1 \cdot 10^5$.

На основное течение во входном сечении накладываются нестационарные возмущения нормальной v и трансверсальной w компонент скорости в виде бегущих волн. Функции формы возмущений суть $\hat{v} = \hat{w} = 1/(\cosh(2y) \cdot \cosh(2z))$. Длина волны основного возмущения $\lambda = 2\pi/\alpha$ полагается равной ширине струи $\lambda = h$, фазовая скорость полагается равной полусумме скоростей струи и спутного потока $c = 0.5 (U_j + U_a)$. В некоторых расчетах, в дополнение к возмущению «фундаментальной» частоты $\omega = \alpha c$, задается также его первая гармоника с частотой 2ω и

субгармоника с частотой $\omega/2$. Начальные амплитуды возмущений задаются достаточно большими: $A = 0.01$. Рассматриваются различные фазовые сдвиги между возмущениями двух компонент скорости.

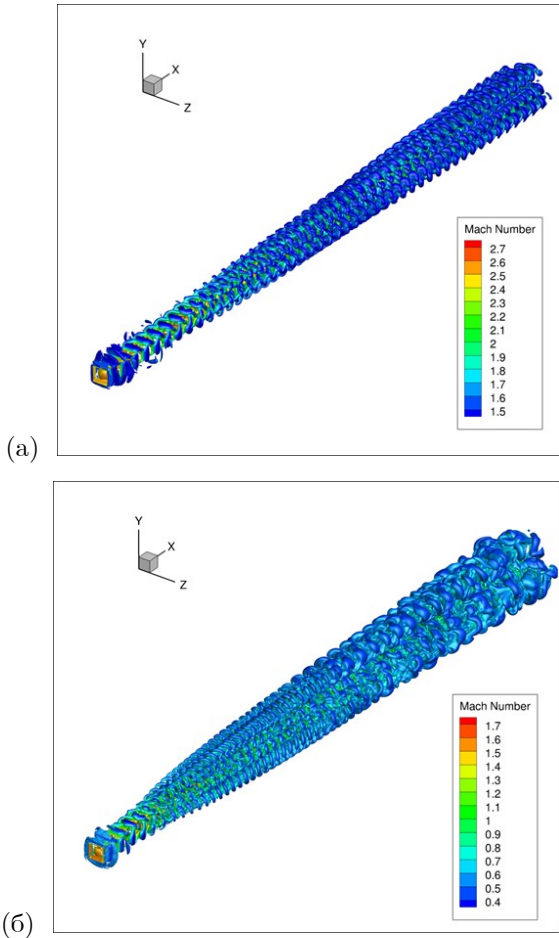


Рис. 1. Визуализация Q-критерия для мгновенного трехмерного поля течения при $M_j = 2.5$, $M_a = 1.5$ (а) и $M_j = 1.5$, $M_a = 0.5$ (б)

Вычислительная область имеет форму параллелепипеда с длиной $L_x = 40 h$, и размерами $L_y = 10 h$, $L_z = 10 h$ по нормальным осям. В некоторых расчетах используется удлиненная расчетная область с $L_x = 80 h$. Расчетная сетка сгущается в ядре и ближнем поле струи. Большая часть тестовых

расчетов выполняется на сетке с числом узлов $N_x = 768$, $N_y = 220$, $N_z = 220$ (37 млн). В некоторых расчетах используется более подробная сетка с числом узлов $N_x = 1152$, $N_y = 330$, $N_z = 330$ (125 млн). Расчеты проводились с помощью расчетного кода NuCFS, разработанного в ИТПМ СО РАН, на гибридном вычислительном сервере, оснащенный восемью графическими ускорителями.

Численные результаты показывают, что во всех рассмотренных случаях неустойчивость быстро развивается на границе струи, и затем распространяется на всю струю. Неустойчивость при более низком числе Рейнольдса развивается медленнее, но особенное различие наблюдается между случаями со сверхзвуковым и дозвуковым спутным потоком. В первом случае, рис. 1а, возмущения сохраняют достаточно регулярную структуру вплоть до выходной границы расчетной области, расположенной на расстоянии $40 h$. В случае дозвукового спутного потока, рис. 1б, неустойчивость развивается заметно быстрее, и, начиная с некоторого сечения, происходит активное вихреобразование, что интенсифицирует перемешивание с окружающим газом. Интересной особенностью течения является интенсивное излучение звуковых волн в спутный поток, хорошо заметных на полях плотности.

Работа поддержана РФФ, грант 18-11-00246-П.

О ПРОСТРАНСТВЕННОЙ ПЕРИОДИЧНОСТИ ПОЛЯ СКОРОСТЕЙ В ПОГРАНИЧНОМ СЛОЕ НА 3D ЦИЛИНДРЕ

А.Н. Кусюмов, С.А. Кусюмов, С.А. Михайлов,

Е.В. Романова

КНИТУ-КАИ, Казань, postbox7@mail.ru

На основе решения уравнений Нвье-Стокса (DNS) рассматривается задача прямого численного моделирования нестационарного 3D обтекания кругового цилиндра в потоке несжимаемой жидкости (газа) для докритического числа Рейнольдса $Re=3900$. Аналогичная задача моделирования 3D обтекания изолированного цилиндра рассматривалась в работах различных авторов как на основе DNS моделирования (например, [1]), так и с применением вихреразрешающих моделей (LES) турбулентности (например, [2]). Интерес к данной постановке задачи объясняется возможностью воспроизведения различных физических особенностей, включая отрыв (ламинарный) пограничного слоя, образование сдвиговых слоев, вихревой след (дорожка Кармана). На некотором удалении от поверхности цилиндра вниз по потоку также находится потенциально неустойчивая область, где возникает турбулентность. Это позволяет воспроизводить различные участки спектра осцилляций параметров потока, включая энергетическую и инерциальную подобласти спектра [1], [2].

В настоящей работе задача моделирования решается как для условий обтекания изолированного цилиндра, так и с использованием периодических граничных условий для воспроизведения обтекания цилиндра в составе решетки из цилиндров. Расчетная область в системе координат OXYZ представляла собой прямоугольник с размерами $20d \times 10d \times \pi d$ для изолированного цилиндра (где d – диаметр цилиндра) и $20d \times 5d \times \pi d$ для цилиндра в составе решетки.

Расчетные гекса-сетки построены в сеточном генераторе ANSYS ICEM с вариацией количества элементов от $12 \cdot 10^6$ до $30 \cdot 10^6$. Численное моделирование проводилось в пакете ANSYS Fluent. При проведении численного моделирования использовался

алгоритм SIMPLE с разрешением второго порядка по пространственным переменным и первого порядка по времени.

Следует отметить, что образующая (окружность) CAD модели цилиндра строилась в сеточном генераторе ICEM. При построении по трем точкам (стандартная опция) окружность интерпретируется многоугольником с 60 гранями (А.В. Гарбарук обратил внимание авторов на данную особенность).

На рис. 1 представлено мгновенное поле завихренности для цилиндра в составе периодической решетки.

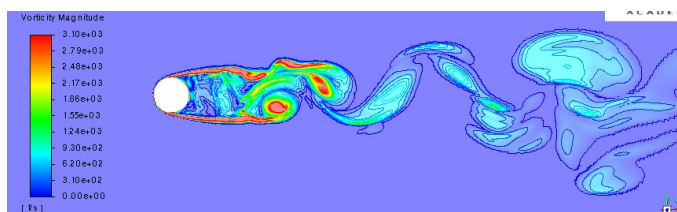


Рис. 1. Мгновенное поле завихренности в центральном сечении

На рисунке видна рециркуляционная зона в ближнем следе, два сдвиговых слоя, образовавшихся в результате ламинарного отрыва, и периодическая пространственная структура в виде дорожки Кармана в дальнем следе. На рис. 2 представлено векторное поле в центральном сечении потока около поверхности стенки цилиндра. Показанная область течения приблизительно соответствует углу 45 градусов вверх от критической точки.

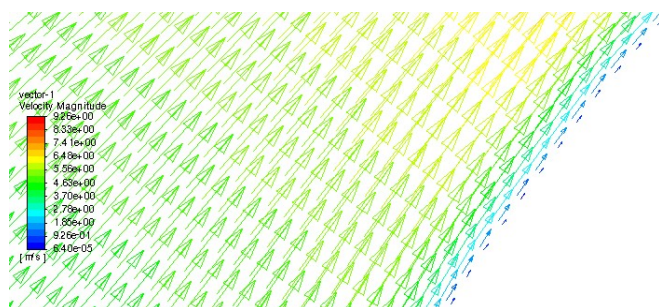


Рис. 2. Векторное поле модуля вектора скорости в центральном сечении

Рисунок демонстрирует постепенный рост значений модуля вектора скорости потока к границе пограничного слоя.

На рис. 3 показано мгновенное поверхностное распределение коэффициента трения в центральном сечении цилиндра.

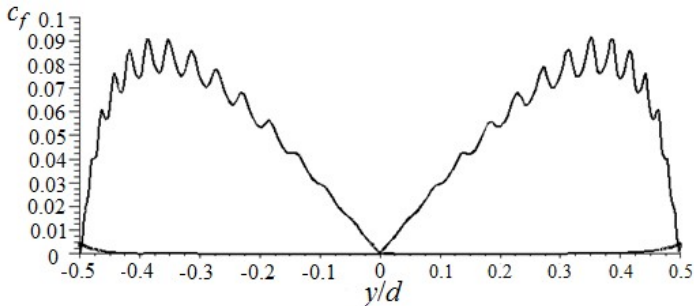


Рис. 3. Распределение коэффициента трения на поверхности цилиндра в центральном сечении

На представленном рисунке левая и правая половины рисунка соответствуют верхней и нижней частям поверхности цилиндра, критическая точка имеет координату $y=0$. Из рисунка следует, что распределение касательного напряжения в передней части цилиндра имеет осциллирующий характер: небольшие отклонения образующей цилиндра от окружности постоянного радиуса (не более $6.5 \times 10^{-4}d$) привели к довольно значительным пространственным осцилляциям коэффициента трения.

На основе дискретного преобразования Фурье (DFT) в пространстве и во временной области для поперечной компоненты v вектора скорости анализируются спектры плотности энергии (ESD) с использованием $DFT(v)$ и энергии сигнала (ESS) с применением $DFT(v^2)$.

Работа выполнена при поддержке гранта Минобрнауки России Рег. номер НИОКТР АААА-А20-120102190039-6.

Литература

1. J.G. Wissink, and W. Rodi, Numerical study of the near wake of a circular cylinder. International Journal of Heat and Fluid Flow, 2008, 29 (4), pp. 1060 – 1070.
2. A.G., Kravchenko, P. Moin, Numerical studies of flow over a circular cylinder at $Re_D = 3900$. Phys Fluids, 2000. v. 12, N 2, pp. 403 – 417.

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ РАСПРОСТРАНЕНИЯ ДЕТОНАЦИОННОЙ ВОЛНЫ В НЕОДНОРОДНОЙ СРЕДЕ В СИСТЕМЕ КООРДИНАТ ФРОНТА ВОЛНЫ

А.И. Лопато

*Институт автоматизации проектирования РАН, Москва,
lopato2008@mail.ru*

В последние несколько лет наблюдается рост числа работ, посвященных задачам распространения детонационных волн в неоднородных газовых смесях. Такие задачи представляют интерес не только с точки зрения фундаментальных основ теории детонации, но и с практической точки зрения. Одно из конкретных применений – предотвращение случайного возникновения детонации в шахтах, в изолированных частях которой может накапливаться взрывоопасная смесь. В такой смеси по разным причинам возможно образование градиента концентрации топлива, что, в свою очередь, будет влиять на механизм воспламенения смеси, переход горения в детонацию и ее последующее распространение. Однако основной причиной активных исследований особенностей детонационных процессов в неоднородных смесях является разработка двигателей, основанных на непрерывной вращающейся детонации (см., например, [1]). В таких двигателях окислитель и топливо впрыскиваются в установку отдельно, что приводит к распространению детонации по сильно неоднородной смеси.

Для описания сложного процесса, происходящего в реальных установках, проводятся исследования модельных постановок, при рассмотрении которых проясняются механизмы распространения детонации в неоднородных средах. Можно выделить группы работ (см., например, ссылки в [2]), в которых изучается распространение детонации в плоском канале в среде с переменным продольным и поперечным градиентом концентрации, в среде с переменной плотностью смеси, в среде с областями инертного газа. Отметим недавнюю работу [3], в которой изучается соотношение вкладов следующих двух составляющих в итоговую нелинейную динамику процесса

распространения детонационной волны в неоднородной среде: первая – связана с пульсирующей природой детонационной волны (ДВ) как таковой, проявляющейся и в однородной среде; вторая – обусловлена периодическим изменением параметров перед фронтом лидирующей ударной волны (ЛУВ). Обнаружено, что в зависимости от параметров задачи может происходить как усиление колебаний параметров за фронтом детонационной волны, так и, наоборот, стабилизация по сравнению со случаем однородной среды.

Расчеты ДВ в системе координат фронта детонационной волны имеет ряд достоинств. Так, данный подход требует существенно меньших вычислительных затрат по сравнению с традиционным рассмотрением задачи инициирования и распространения в лабораторной системе координат. Рассматривается некоторая область непосредственно за фронтом ДВ. Подход с переходом в систему координат фронта волны (СКФ) позволяет точно фиксировать параметры непосредственно за фронтом ЛУВ. ЛУВ является фиксированной границей расчетной области и не испытывает численного “размазывания”, в отличие от методов сквозного счета. Кроме того, СКФ гораздо лучше подходит для характеристического анализа поля течения за фронтом ДВ. Характеристический анализ способен дать обоснование реализующихся режимов течения (см., например, [4]).

Целью работы является математическое моделирование распространения детонационной волны по неоднородной смеси с синусоидальным изменением плотности перед фронтом ЛУВ.

Математическая модель основывается на уравнениях Эйлера, записанных в СКФ и дополненных одностадийной кинетикой Аррениуса:

$$\frac{\partial \mathbf{u}}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x}(\mathbf{f} - D\mathbf{u}) = \mathbf{s}, \quad x = x^l - \int_0^t D dt$$

$$\mathbf{u} = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho v \\ e \\ \rho Z \end{bmatrix}, \quad \mathbf{f} = \begin{bmatrix} \rho v \\ p + \rho v^2 \\ (p + e)v \\ \rho v Z \end{bmatrix}, \quad \mathbf{s} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -\rho Q \omega \\ \rho \omega \end{bmatrix},$$

$$e = \rho \varepsilon + \frac{1}{2} \rho v^2, \quad \varepsilon = \frac{p}{\rho(\gamma - 1)}, \quad \omega = -AZ \exp\left(-\frac{E\rho}{p}\right).$$

Обозначения величин, связанных с газовой динамикой и химической кинетикой, являются стандартными. D – скорость ЛУВ. Определяющая система уравнений решается на фиксированном отрезке $[-H; 0]$. Правая граница соответствует фронту ЛУВ. На ней выставляются соотношения Ренкина-Гюгио на скачке, движущемся с текущей скоростью D . Для определения D определяющая система уравнений записывается в характеристической форме вдоль C_+ -характеристики. Длина расчетной области H выбирается достаточно большой, чтобы левая граница не влияла на динамику движения фронта ЛУВ. На левой границе выставляются условия экстраполяции нулевого порядка.

Расчетная область покрывается равномерной расчетной сеткой. Для численного интегрирования определяющей системы уравнений используется явная схема Эйлера для интегрирования по времени, принцип расщепления по физическим процессам конвекции и химической кинетики, конечно-объемная дискретизация объемной конвективной части. Параметры на гранях ячеек определялись в результате кусочно-линейной реконструкции вектора консервативных переменных с помощью ограничителя `minmod`. Численный поток рассчитывается по схеме Куранта-Изаксона-Рис и учитывает неявным образом скорость ЛУВ. Более подробное описание вычислительного алгоритма в части газовой динамики можно найти в [2, 4].

Задача о взаимодействии УВ с синусоидальным возмущением плотности в инертной среде была рассмотрена в [5]. Данная задача (ее называют задачей Шу-Ошера) часто используется для проверки методов расчета течений с волнами детонации. Структура фронта ДВ включает лидирующий скачок и область гладкого изменения параметров за ней. В задаче Шу-Ошера течение также содержит области с гладкими участками и движущиеся разрывы. В начальный момент времени профили плотности, скорости, давления испытывают скачок в точке $x = 0$. Далее происходит формирование волн сжатия, контактных разрывов и других процессов, которые сопровождают течение смеси. В момент времени $t = 1.8$ график плотности имеет вид колеблющейся кривой, разделенной участками с контактными разрывами (КР), волнами сжатия (ВС) и разрежения (ВР), показанными на рис. 1(а). Решение хорошо согласуется с

результатами из [5]. Некоторая неточность в фазе пиков в области КР может быть обусловлена погрешностями оцифровки результатов [5] и неполной идентичностью моментов времени сравнения результатов.

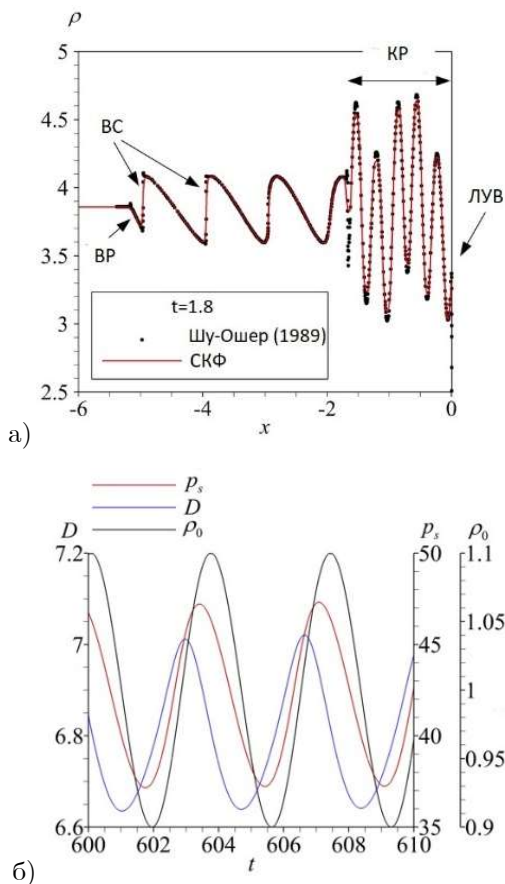


Рис. 1. (а) Рассчитанный профиль плотности задачи Шу-Ошера в момент времени $t = 1.8$; (б) динамика распространения ДВ: эволюция давления за ЛУВ p_s , скорости ЛУВ D и плотности перед ЛУВ ρ_0

Рассматривается задача о распространении ДВ по среде с синусоидально меняющейся плотностью перед фронтом ЛУВ. Параметры смеси, кинетики, синусоидального возмущения плотности взяты из [6]. При отсутствии синусоидально

меняющейся плотности происходит выход детонации на устойчивый режим с параметрами за ЛУВ, близкими к параметрам Чепмена-Жуге. Добавление синусоидального возмущения после момента времени $t_1 = 500.0$ приводит к возникновению пульсаций параметров за фронтом ЛУВ с периодом, соответствующим периоду колебаний плотности перед фронтом, что видно из рис. 1(б). Проводится характеристический анализ для прояснения механизмов пульсаций, связанных с химической кинетикой.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект N. 22-71-00113).

Литература

1. С.М. Фролов, В.С. Иванов. Прорыв в теории прямоточных двигателей. Химическая физика, Т.40, N.4, 2021, с. 68–75.
2. Я.Э. Порошина, А.И. Лопато, П.С. Уткин. Характеристический анализ динамики распространения ударной волны в среде с неравномерным распределением плотности. Химическая физика, Т.41, N.8, 2022, с.48–58.
3. A.R. Kasimov, A.Yu. Goldin. Resonance and mode locking in gaseous detonation propagation in a periodically nonuniform medium. Shock Waves, v.31, 2021, pp. 841-849.
4. Ya.E. Poroshina, A.I. Lopato, P.S. Utkin. Non-linear dynamics of pulsating detonation wave with two-stage chemical kinetics in the shock-attached frame. Journal of Inverse and Ill-posed Problems, Т.29, N.4, 2021, с.557-576.
5. C.W. Shu, S. Osher. Efficient implementation of essentially nonoscillatory schemes, Journal of Computational Physics, v.83, N.1, 1989, pp.32–78.
6. M. Kim, X.C. Mi, C.B. Kiyanda, H.D. Ng. Nonlinear dynamics and chaos regularization of one-dimensional pulsating detonations with small sinusoidal density perturbations, v.38, N.3, 2021, pp.3701–3708.

ПРИМЕНЕНИЕ ИСКУССТВЕННЫХ НЕЙРОННЫХ СЕТЕЙ ДЛЯ ОПТИМИЗАЦИИ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ПРОФИЛЕЙ С УЧЕТОМ НЕЛИНЕЙНЫХ ЭФФЕКТОВ

А.В. Лысенков, С.В. Матяш, В.В. Ореховский

ФАУ ЦАГИ, г. Жуковский Московской обл., lysenkov@tsagi.ru

Современные методы вычислительной аэродинамики (CFD) с использованием многопроцессорной вычислительной техники позволяют получать достоверные данные, точность которых достаточна для этапа проектирования [1]. Методы, основанные на решении уравнений RANS, позволяют получать характеристики в том числе и на нелинейных режимах до наступления сильных отрывных течений. Однако расчеты с использованием таких методов все еще остаются «дорогими» в смысле времени вычислений. При обработке и анализе полученных данных возникают задачи по быстрому получению характеристик в тех точках, в которых не было проведено расчетов, по выявлению основных закономерностей, по поиску оптимальных геометрий и по прогнозированию возможных улучшений характеристик. Все эти задачи могут быть решены с использованием методов машинного обучения [2]. В данной работе рассматривается обучение глубоких нейронных сетей (Deep Neural Networks) для аппроксимации характеристик профилей, в том числе на предотрывных режимах.

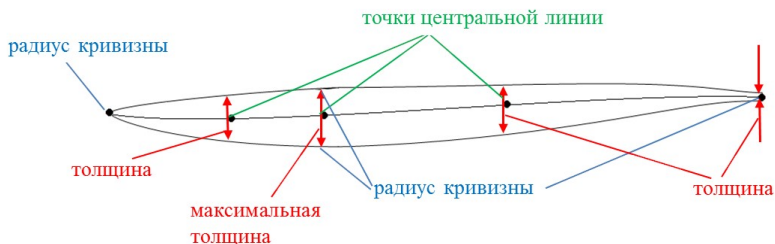


Рис. 1. Параметризация профиля

Параметризация геометрии профиля реализована на основе кривых Безье (рис. 1). Создана программа автоматического

построения структурированной многоблочной расчетной сетки. В качестве солвера используется программный комплекс EWT-ЦАГИ [3].

Разработана методика расчета характеристик профилей с использованием программного комплекса EWT-ЦАГИ. Выбран размер расчетной области, мощность расчетной сетки, модель турбулентности и т.д. Результатом являются интегральные характеристики профиля: коэффициент сопротивления C_x , коэффициент подъемной силы C_y и коэффициент момента тангажа M_z . Проведены верификация и валидация разработанной методики на примере профиля NASA-8318. Этот профиль при числе $M = 0.06$ характерен тем, что практически на всех углах атаки имеет отрывное обтекание. Разработанная методика расчета позволяет рассчитать характеристики такого профиля с достаточной точностью (рис. 2).

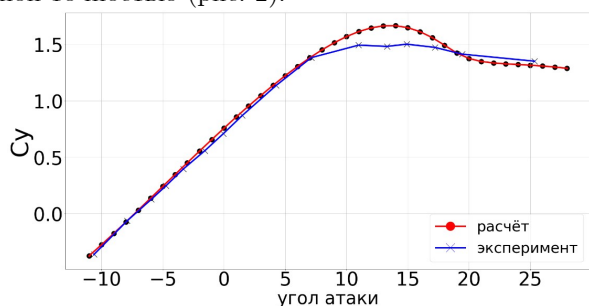


Рис. 2. Расчет характеристик профиля NASA-8318

На базе более ста тысяч расчетов характеристик профилей строится глубокая нейронная сеть для определения характеристик профиля в рамках созданной параметрической модели на любом режиме (M , α , Re). Показано, что для большинства точек точность аппроксимации нейронной сети может быть лучше 5% (рис. 3). Показано увеличение точности аппроксимации нейронной сети при увеличении объема исходных точек.

Обученная искусственная нейронная сеть встроена в оптимизационный цикл, что позволяет проводить оптимизацию характеристик профиля на любых режимах. Для поиска решения используется генетический алгоритм с дополнительным уточнением решения с использованием градиентного метода.

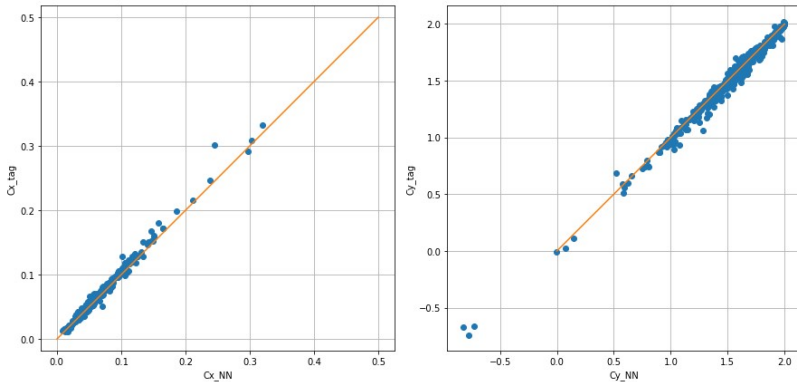


Рис. 3. Сравнение коэффициентов, посчитанных с использованием солвера EWT-ЦАГИ (с индексом tag) и определенных искусственной нейронной сетью (с индексом NN)

Заданными величинами являются скорость набегающего потока (число Маха), число Рейнольдса и ограничение на значение коэффициента подъемной силы C_y . Целевой функцией является аэродинамическое качество профиля. Для оптимальной геометрии проводится расчет характеристик с использованием солвера EWT-ЦАГИ.

Таким образом, созданная система оптимизации характеристик профиля позволяет получить геометрию оптимального профиля и его характеристики, рассчитанные высокоточными методами. Время оптимизации за счет использования нейронной сети вместо RANS расчетов сокращается примерно в 100 раз.

Литература

1. S.M. Bosnyakov, A.F. Chevagin, A.R. Gorbushin, I.A. Kursakov, S.V. Matyash, S.V. Mikhailov. About accuracy of experimental data for validation of numerical methods, 6-я всероссийская конференция в аэроакустике. CEAA2016, 19–24 September 2016, Svetlogorsk.
2. G. Sun, Y. Sun, S. Wang. ANN based inverse design: airfoils and wings. *Aerosp. Sci. Technol.* 42 (2015), 415–428.
3. С.М. Босняков и др. Использование методов вычислительной аэродинамики в экспериментальных работах ЦАГИ. Матем. моделирование, 2011, т. 23, N. 11, с. 65–98.

**АНАЛИЗ RANS/ILES МЕТОДОМ ВЛИЯНИЯ
ДРОССЕЛИРОВАНИЯ И СИСТЕМЫ СЛИВА НА
СПЕКТРАЛЬНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ
ПУЛЬСАЦИЙ ДАВЛЕНИЯ В СПАРЕННОМ
СВЕРХЗВУКОВОМ ВОЗДУХОЗАБОРНИКЕ**

Д.А. Любимов

ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова, г. Москва, E-mail: lyubimov@ciam.ru

С помощью RANS/ILES метода высокого разрешения [1] исследовано течение в спаренном модельном сверхзвуковом воздухозаборнике (ВЗ) в зависимости от дросселирования каждого из ВЗ и особенностей системы слива пограничного слоя (ПС). За основу был взят экспериментально исследованный в [2] модельный ВЗ смешанного сжатия с прямоугольным поперечным сечением постоянной ширины с системой слива пограничного слоя. Ширина высота выходного сечения диффузора равнялись ширине и высоте H входа в ВЗ. Метод [1] ранее успешно применялся для расчета этого ВЗ на разных режимах [3]. Далее при представлении результатов линейные размеры будут отнесены к H . Дросселирование ВЗ достигалось с помощью изменения высоты горла сопел Лавала, пристыкованных к выходу каждого из ВЗ. Контур сопла описывался функцией $TR \cdot \sin(x)$. Величина TR определяла степень дросселирования. Она менялась в диапазоне 0.22–0.28. Структурированная расчетная сетка для спаренного ВЗ содержала $3.4 \cdot 10^6$ ячеек. Расчетная сетка в продольном сечении показана на рис.1.

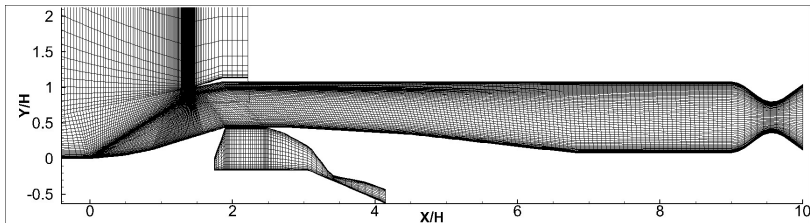


Рис. 1. Расчетная сетка в продольном сечении ВЗ

Расчеты проводились для M набегающего потока 1.8 (расчетное число M для этого ВЗ равняется 2.0). Число Рейнольдса, вычисленное по высоте H и скорости набегающего

потока, как и в эксперименте [2], составляло $2.9 \cdot 10^6$. ВЗ располагались вплотную друг к другу и были разделены тонкой перегородкой, форма которой совпадала с внешними боковыми стенками каждого из ВЗ. Величины TR у каждого из ВЗ менялись независимо друг от друга. Рассмотрено два варианта системы слива ПС: раздельная (Individual Bleed System – IBS) для каждого из ВЗ и общая (Common Bleed System – CBS) для обоих ВЗ: отсутствовала стенка между ними. Исследованы помпажные и дроссельные режимы работы ВЗ. Значения $TR=0.22-0.28$ соответствуют коэффициенту расхода $\varphi=0.76-0.55$. Это дроссельные и помпажные режимы: в угловой точке в [2] $\varphi=0.805$.

Анализ результатов расчетов показал, что на течение и спектральные характеристики пульсаций давления в диффузорах ВЗ могут влиять, как уровень TR , так и тип системы слива. Во всех случаях получено, что максимальный уровень пульсация давления наблюдается в слое смешения над щелью слива пограничного слоя ($1.9 \leq X/H \leq 2.5$).

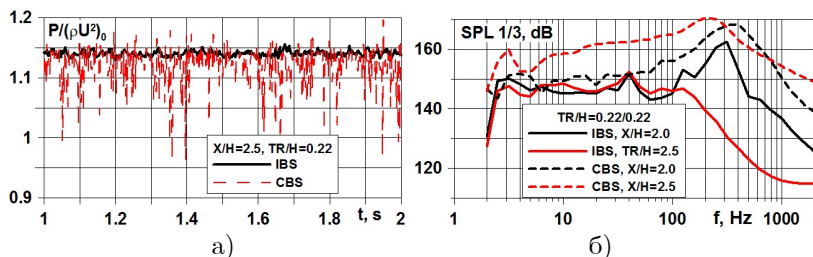


Рис. 2. $TR=0.22/0.22$. Осциллограммы (а) и 1/3 октавные спектры пульсаций давления (б) в слое смешения над щелью слива ПС

Причем, существенное влияние на уровень пульсаций может оказывать вид системы слива. Особенно это заметно при относительно малых TR . На рис. 2 видно, что для ВЗ с CBS при $TR=0.22/0.22$ происходит значительное повышение уровня пульсаций статического давления над щелью для слива пограничного слоя. На узкополосных спектрах в начале щели наблюдается подъем пульсаций давления до 15дБ на частотах (300-400)Гц (в расчетах полагалось $H=1m$). У ВЗ с CBS уровень пульсаций выше в обеих рассмотренных точках. Наибольший

подъем наблюдается при $X/H=2.5$: до 20дБ, пик составляет 170дБ при 200Гц. Интересно, что при увеличении дросселирования для ВЗ при с одинаковыми TR в обоих модулях, тип системы слива не влияет заметно на уровень и спектральные характеристики пульсаций давления в обоих ВЗ. При $TR=0.25/0.25$ помпаж не наблюдается. Максимальный уровень пульсаций над щелью для слива ПС 174дБ наблюдается на частотах (150-600)Гц. На частотах соответствующих помпажу (3-4)Гц он примерно на 5дБ ниже. Для случая $TR=0.28/0.28$ наблюдается помпаж. Для этого варианта OASPL при $X/H=2.5$ достигает (189-190)дБ.

При разном TR в каждом из модулей ВЗ наблюдается сильное влияние на течение CBS. Так при $TR=0.25/0.22$ общий слив «переворачивает» пиковые значения пульсаций около системы слива ПС: уменьшает в ВЗ в большом дросселировании и повышает в ВЗ с меньшим дросселированием. Для ИBS при $X/H=2.5$ OASPL равняется 180.5дБ и 178.5дБ соответственно, а при CBS наблюдается обратная картина: 176дБ и 182дБ для $TR=0.25$ и $TR=0.22$. В 1/3-октавном спектре у ВЗ с CBS при $TR=0.25$ в этой точке пик снижается со 174дБ до 167дБ ($f=150$ Гц), а у ВЗ с $TR=0.22$ повышается со 169дБ до 174дБ ($f=200$ Гц). При $X/H=2$ для ВЗ с ИBS пик был на частотах 300Гц/600Гц для $TR=0.25/0.22$ соответственно. В случае CBS в обоих ВЗ он стал на 400Гц.

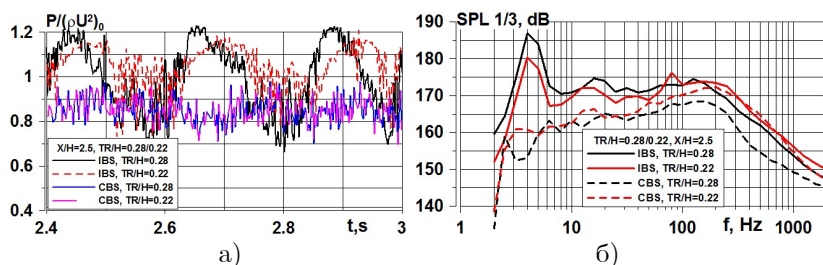


Рис. 3. $TR=0.28/0.22$. Осциллограммы (а) и 1/3 октавные спектры пульсаций давления (б) в слое смешения над щелью слива ПС

При анализе результатов выявлено, что в том случае, если в одном из ВЗ TR соответствует помпажному режиму ($TR=0.28$), то и в соседнем с меньшим TR в случае ИBS также возникают

колебания. Это показано на рис. 3 для варианта ВЗ с $TR=0.28/0.22$. Данные приведены для $X/H=2.5$. На рис. 3а видно, что в ВЗ с $TR=0.22$ также возникают колебания давления большой амплитуды. Это происходит вследствие передачи колебаний давления над щекой ВЗ, смежной с другим ВЗ, когда замыкающий скачок выходит из него наружу. Узкополосные спектры для этого ВЗ при $X/H=2.5$ представлены на рис. 3б. Видно, что на частоте помпажа 4Гц уровень пульсаций достигает 180-187дБ.

Для ВЗ с CBS течение кардинально меняется: помпажные колебания практически исчезают (рис. 3а), остаются только высокочастотные, обусловленные турбулентными вихрями. Пик на узкополосном спектре на частоте помпажа исчезает, и уровень пульсаций не превышает 160дБ на 4Гц. Интересно, что в случае IBS кривая спектра выше для $TR=0.28$, а для ВЗ с CBS наблюдается обратная картина (рис. 3б).

Для ВЗ с $TR=0.28/0.25$ в случае IBS также наблюдается помпаж в обоих ВЗ (рис. 4), в то время как для варианта с $TR=0.25/0.25$ он отсутствует. Частота помпажа в этом случае приблизительно 5Гц. Следует отметить высокий уровень высокочастотных турбулентных колебаний при $X/H=2.5$. Это хорошо видно на осциллограмме пульсаций давления на рис. 4а. На графиках показаны точки через каждые 15 шагов по времени. В узкополосном спектре на частоте помпажа составляет 187 и 182дБ для ВЗ с TR 0.28 и 0.25 соответственно.

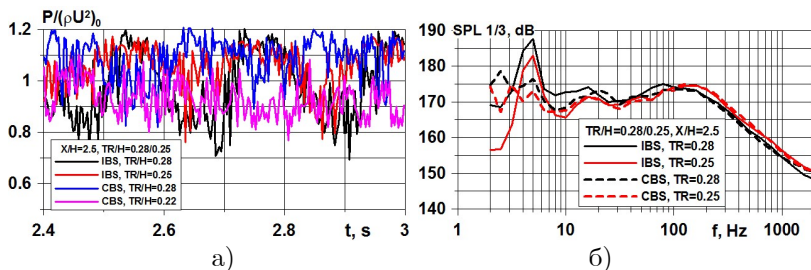


Рис. 4. $TR=0.28/0.25$. Осциллограммы (а) и 1/3 октавные спектры пульсаций давления (б) в слое смешения над щелью слива ПС

Для ВЗ с CBS картина течения становится иной. Амплитуда колебаний давления в слое смешения над щелью слива ПС при $X/H=2.5$ значительно снижается. Это представлено на рис. 4а. Помпажные колебания практически исчезают, их уровень составляет 172-176дБ. Кривые узкополосных спектров на частотах выше 30Гц близки для обоих вариантов системы слива ПС и значений TR для этих ВЗ.

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.
2. Trapier S., Duveau, P., Sébastien Deck S. Experimental Study of Supersonic Inlet Buzz. // AIAA J. 2006. V. 44, № 10, P. 2354.
3. Любимов Д.А., Потехина И.В. Исследование нестационарных режимов работы сверхзвукового воздухозаборника RANS/ILES-методом // ТВТ. 2016. Т. 54. N. 5. С. 784.

О ВОЗМОЖНОСТИ СНИЖЕНИЯ ШУМА СТРУИ ПЕРСПЕКТИВНОГО СПС ПРИ ПОМОЩИ ВПРЫСКА ВОДЫ

В.П. Маслов, А.К. Миронов, Е.В. Мышенков, П.А. Семенёв
ФАУ «Центральный Институт Авиационного Моторостроения»,
Москва, akotir@mail.ru

Проведено исследование возможности снижения шума выхлопной струи двигателя перспективного СПС с помощью струйных шумоглушителей, представляющих собой набор насадков, расположенных вблизи среза реактивного сопла, через которые в выхлопную струю инжектируется вода. Рассматривался двигатель со смешением потоков и степенью двухконтурности порядка 2.2-2.6.

Эксперименты проводились на модели в масштабе $\approx 1:60$, при испытаниях моделировались температура потока и перепады давления по контурам для взлетного режима и режима дросселирования (набор высоты). В испытаниях варьировались число струй впрыска воды, их диаметр, угол впрыска по отношению к направлению основного потока. Схема модели и типичная фотография впрыска воды в струю показаны на рис. 1.

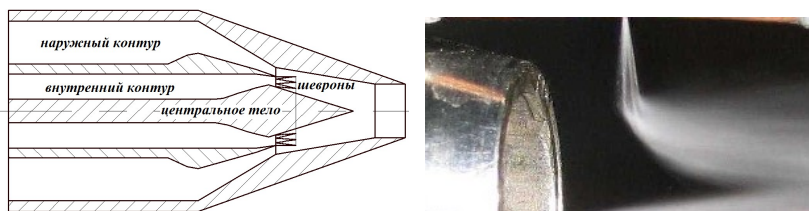


Рис. 1

Результаты экспериментов показали, что снижение шума выхлопной струи при заданной массе инжектируемой воды, в первом приближении, пропорционально импульсу инжектируемых струй воды. Наилучшая из испытанных конфигураций впрыска дала эффективность снижения шума в статических условиях (без внешнего обдува) величину порядка 1 дБ на расход воды равный 1% от расхода выхлопной струи.

Экспериментально исследовано влияние условий полета (внешнего обтекания) на эффективность шумоглушения.

Проведены оценки массы воды, необходимой для снижения шума струи двигателей перспективного СПС на местности до норм ИКАО на взлете и наборе высоты. При помощи численного моделированием методом дискретных частиц взаимодействия микроструй воды с воздушной струей получены оценки влияния впрыска воды вблизи среза сопла на расходные и тяговые характеристики выхлопной струи двигателя.

Публикация подготовлена в рамках реализации Программы создания и развития научного центра мирового уровня «Сверхзвук» на 2020–2025 годы при финансовой поддержке Минобрнауки России (Соглашение от 24 июня 2021г. No 075-15-2021-605).

Литература

1. Zoppellari, E., and Juve, D., 1997, Reduction of jet noise by water injection, AIAA Paper 97-1622-CP, 18th Aeroacoustics Conference, pp 266–274.
2. Krothapalli, A., Greska, B., and Arakeri, V., 2002, High speed jet noise suppression using microjets, AIAA 2002-2450, 8th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference.
3. Миронов А.К., Крашенинников С.Ю. Экспериментальное исследование влияния условий истечения на акустико-механический к.п.д. Акустический журнал, 2008, том 54, N.3, с. 451–458.

МЕТОД ДИФFUЗНОЙ ГРАНИЦЫ ДЛЯ СОПРЯЖЕННЫХ ЗАДАЧ АЭРОДИНАМИКИ И ДИНАМИКИ ТВЕРДОГО ТЕЛА

И.С. Меньшов

*Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН,
Москва, menshov@iam.ru*

В настоящей работе предлагается новый альтернативный подход к решению классических задач течения сжимаемой жидкости около стационарных (фиксированных в пространстве) и движущихся тел. В отличие от стандартного подхода, который опирается на такие понятия как геометрия поверхности твердого тела, уравнения газовой динамики в области течения, начальные и краевые условия, предлагаемый подход базируется на цифровом представлении геометрии, осредненных уравнениях, действующих во всем пространстве, и не требует постановки краевых условий (за исключением условий на бесконечности).

Истоком предлагаемого подхода служат математические модели многофазных сред [1], где для описания геометрии межфазных границ применяется метод диффузных границ. Пространственное распределение каждой фазы задается характеристической функцией (ХФ) – функцией Хевисайда соответствующей области. При численном интегрировании в силу численной диссипации разрыв ХФ размывается, и граница фактически представляется узкой переходной областью, где значения ХФ меняются от 0 до 1.

В работе [2] такая модель была использована для численного моделирования невязких сжимаемых течений около твердых объектов произвольной формы на простых равномерных декартовых сетках. Геометрия твердого тела представляется здесь скалярным полем, которое представляет собой объемную долю газа в каждом сеточном элементе. Уравнение переноса на объемную долю численно решается вместе с эффективными (с учетом объемной доли) уравнениями газовой динамики сквозным образом во всей области, включая твердое тело. Несмотря на высокоточные пространственные и временные расчетные схемы – DG и ADER, граница тела размывается в пределах нескольких ячеек, и важ-

ные для практики данные, такие как распределения параметров течения по поверхности тела, теряются. Это является одним недостатком метода. Другой состоит в том, что определяющая система уравнений становится неконсервативной, решение которой не однозначно и определяется конкретным видом соотношений Ренкина-Гюгонио, зависящих от выбора пути в фазовом пространстве [3].

В нашей работе мы пытаемся обойти эти недостатки, вводя в рассмотрение модель подсеточной реконструкции геометрии границы тела и используя решения составной задачи Римана [4]. Модель диффузной границы строится путем осреднения исходной краевой задачи в области, занятой газом. С этой целью вводится ХФ $\chi(t, \mathbf{x})$, принимающая 0 для точек внутри тела $D(t)$, и 1 вне тела. Если $\mathbf{V}_s(t, \mathbf{x})$ - поле скорости, порождаемое движением тела, то ХФ удовлетворяет соответствующему уравнению переноса, которое также может быть записано в дивергентной форме в силу того, что $\mathbf{V}_s(t, \mathbf{x})$ соленоидальное. Для получения диффузной модели вводится фильтр - малая область $V(\mathbf{x})$ с центром в точке \mathbf{x} , и средние по фильтру величины:

$$V_g = \int_V \chi dV, \quad \bar{\varphi} = \frac{1}{V_g} \int_V \chi \varphi dV, \quad \alpha = \frac{V_g}{V} = \frac{1}{V} \int_V \chi dV. \quad (1)$$

Система уравнений диффузной модели выводится путем интегрирования по фильтру уравнений исходной краевой задачи, умноженных на ХФ:

$$\begin{aligned} \frac{\partial \alpha}{\partial t} + \frac{1}{V} \int_{S_V} (\mathbf{V}_s, \mathbf{n}) ds &= 0 \\ \frac{\partial \alpha \bar{\mathbf{q}}}{\partial t} + \frac{\partial \alpha \bar{\mathbf{f}}_m}{\partial x_m} + \frac{1}{V} \int_{S_V} \begin{pmatrix} 0 \\ pn_k \\ p\mathbf{V}_s, \mathbf{n} \end{pmatrix} ds &= 0 \end{aligned} \quad (2)$$

где \mathbf{q} – вектор консервативных переменных, \mathbf{f} обозначает потоковые векторы, p – давление, $S_V = V \cap \partial D(t)$ - часть поверхности твердого тела $\partial D(t)$ внутри фильтра V , \mathbf{n} - единичная внешняя нормаль к S_V , направленная в сторону газа. Можно строго доказать, что в предельном переходе, когда фильтр стягивается в точку, уравнения (2) переходят в уравнения

$$\frac{\partial \alpha}{\partial t} + \mathbf{V}_s \cdot \nabla \alpha = 0$$

$$\frac{\partial \alpha \mathbf{q}}{\partial t} + \frac{\partial \alpha \mathbf{f}_m}{\partial x_m} + \begin{pmatrix} 0 \\ p \nabla_k \alpha \\ p \mathbf{V}_s \cdot \nabla \alpha \end{pmatrix} = 0 \quad (3)$$

которые совпадают с уравнениями из [2]. В этой работе авторы берут в качестве основы своих рассуждений неравновесную модель Байера-Нунзиато для двухфазного сжимаемого течения и затем переходят к предельному случаю, когда одна из фаз становится твердым телом.

В области, где параметр объемной доли равен 1, система уравнений (3) переходит в классическую систему уравнений Эйлера. В области твердого тела она вырождается. Неконсервативные члены в круглых скобках играют роль штрафных функций в методе погруженной границы [5]. Фактически они представляют собой компенсационные потоки в методе свободной границы [6, 7], которые определяют взаимодействие газа с твердой поверхностью обтекаемого тела. Компенсационные потоки обеспечивают выполнение граничных условий на поверхности тела.

При этом альтернативная модель не связана с реальной областью течения газа и может рассматриваться во всем пространстве, т.е., не требует постановки граничных условий. Это позволяет свести краевую задачу в ограниченной области к начальной задаче Коши во всем пространстве. Движение тела при таком подходе полностью определяется скалярным полем параметра объемной доли. При численном решении задачи это распределение может задаваться дискретным образом на простой декартовой сетке. Для более точного представления может быть применена технология AMR локальной сеточной адаптации. Таким образом, можно полностью исключить классическую задачу генерации сетки в области течения, которая в стандартных сеточных численных методах является достаточно затратной для задач со сложной пространственной и меняющейся во времени геометрией. Решение искомой задачи обтекания сводится к решению системы уравнений (3) во всем пространстве.

При численном решении (3) обычно используется метод диффузной границы, когда разрывное распределение объемной доли аппроксимируется сглаженным распределением, возникаю-

щим в результате численной диффузии [2]. При этом, конечно, теряются точные данные о геометрии поверхности тела. Это является основным недостатком подхода, так как в приложениях требуются не только интегральные данные аэродинамических характеристик, но и локальные, представляющие распределение газодинамических параметров по поверхности исследуемого объекта. Тем не менее, метод диффузной границы показывает хорошую точность описания внешнего течения. В частности, он успешно применялся для решения FSI задач (сопряженные задачи газовой динамики и динамики деформируемого твердого тела) [8].

В настоящей работе мы рассматриваем метод диффузной границы для внешних задач аэродинамики. В отличие от упомянутых выше работ построение численной методики проводится на основе осредненных уравнений (2). Мы применяем метод конечного объема для дискретизации этих уравнений, что позволяет на подсеточном уровне учесть компенсационные потоки на поверхности твердого тела в пересекаемых ячейках.

Для этого на каждом временном шаге делается подсеточная реконструкция геометрии поверхности тела на основе дискретного распределения объемной доли [9]. Тогда при вычислении потоков через грани ячейки можно явно учесть эффект твердой стенки вблизи грани, а также должным образом аппроксимировать компенсационные потоки. Для этого используется метод Годунова [10] и решение составной задачи Римана, которое описывает распад произвольного разрыва в газе при наличии дополнительного контактного разрыва [4, 9]. В частном случае это решение описывает также распад произвольного разрыва вблизи движущейся поверхности твердого тела. Подсеточная реконструкция геометрии на каждом временном шаге и метод составной задачи Римана при решении осредненных уравнений (3) позволяют, во-первых, обойти проблему неконсервативных систем и, во-вторых, фактически убрать численную диссипацию в решении уравнения для объемной доли; в одномерном случае доказывается, что граница тела разрешается с точностью до ровно одной ячейки.

Работа выполнена при поддержке Московского центра фундаментальной и прикладной математики (соглашение с Министерством науки и высшего образования Российской Федерации № 075-15-2019-1623).

Литература

1. M. Baer, J. Nunziato. A two-phase mixture theory for the deflagration-to-detonation transition (DDT) in reactive granular materials. *J. Multiph. Flow*, v. 12, 1986, pp.861–89.
2. F. Kemm, E. Gaburro, F. Thein, M. Dumbser. A simple diffuse interface approach for compressible flows around moving solids of arbitrary shape based on a reduced Baer–Nunziato model. *Computers and Fluids*, v. 204, 2020, pp104536.
3. G. Dal Maso, P. LeFloch P., F. Murat. Definition and weak stability of nonconservative products. *J. Math. Pures. Appl.*, v. 74, 1995, pp. 483–548.
4. Igor Menshov, Pavel Zakharov. On the composite Riemann problem for multi-material fluid flows. *International Journal for Numerical Methods in Fluids*, v. 76(2), 2014, pp.109–127.
5. R. Mittal, G. Iaccarino. Immersed boundary methods. *Annu. Rev. Fluid Mech.* v. 37, 2005, pp. 239–261.
6. И.С.Меньшов, М.А. Корнев. Метод свободной границы для численного решения уравнения газовой динамики в областях с изменяющейся геометрией. *Мат. моделирование*. Т. 26, № 5, 2014, 99-112.
7. И. С. Меньшов, П. В. Павлухин. Эффективный параллельный метод сквозного счета задач аэродинамики на несвязных декартовых сетках. *Жур. вычислительной математики и математической физики*, т.56, № 9, 2016, с. 1677–1691.
8. Favrie N., Gavriluk S. Diffuse interface model for compressible fluid—Compressible elastic-plastic solid interaction. *J. Comput. Phys.* v. 231, 2012, pp. 2695–723.
9. I. Menshov, C. Zhang and P. Zakharov, Interface Sharpening in Two-Phase Flows Based on Primitive Sub-Cell Reconstructions, in: *WCCM-ECCOMAS2020*.
10. С.К. Годунов. Разностный метод численного расчета разрывных решений уравнений гидродинамики. *Матем. Сборник*, Т. 47, № 3, 1957, с. 271–306.

РЕФРАКЦИЯ СПИРАЛЬНЫХ ВОЛН В ЦИЛИНДРИЧЕСКОМ КАНАЛЕ С НЕОДНОРОДНОЙ ПРОВОДИМОСТЬЮ СТЕНКИ

М.А. Миронов

*АО «Акустический институт им. акад. Н.Н. Андреева», Москва,
mironov_ma@mail.ru*

Во входном канале современного турбореактивного двигателя возбуждаются, в основном, моды с высокими значениями углового номера m – спиральные моды. Поля этих мод прижаты к стенке канала, их групповые скорости распространения вдоль оси канала малы. Эти особенности позволяют воздействовать на них звукопоглощающими покрытиями даже при небольшой длине вдоль оси канала. Распространяющиеся моды можно поглощать, а можно запирают – превращать их в нераспространяющиеся. В докладе обсуждается именно возможность запираения мод с помощью ЗПК. Оказывается, можно подобрать реактивную проводимость покрытия такую, что в определенном частотном диапазоне фазовая скорость поперек направления распространения спиральной волны увеличивается. Соответственно, волна будет рефрагировать, заворачивать в направлении меньшей фазовой скорости. При достаточно быстром изменении проводимости, в частности – скачком, может реализоваться эффект полного отражения. Представлены результаты асимптотических расчетов, рассмотрено влияние стационарного потока в волноводе.

ВЛИЯНИЕ МИКРОПРОФИЛИРОВАНИЯ НА НЕУСТОЙЧИВОСТЬ ПОПЕРЕЧНОГО ТЕЧЕНИЯ НА СВЕРХЗВУКОВОМ СТРЕЛОВИДНОМ КРЫЛЕ

А.В. Новиков^{1,2}, А.О. Образ^{1,2}, А.В. Фёдоров²

¹Центральный аэрогидродинамический институт, Жуковский

²Московский физико-технический институт, Долгопрудный

Введение. Около поверхности стреловидного (скользящего) крыла при типичной компоновке сверхзвукового самолёта развивается поперечное течение, которое направлено перпендикулярно к линии тока на внешней границе пограничного слоя (ПС). В таком пограничном слое может развиваться неустойчивость поперечного течения (или CF-неустойчивость, от английского термина cross flow). В условиях полёта, как правило, доминирует стационарная CF-неустойчивость. Она эффективно возбуждается микронеровностями обшивки крыла и представляет собой вихри, которые развиваются вдоль линий тока невязкого обтекания и локализованы в пограничном слое. Если начальная амплитуда CF-неустойчивости достаточно мала, её развитие хорошо описывается линейной теорией устойчивости вплоть до критических амплитуд, начиная с которых включаются нелинейные механизмы. Последние приводят ко вторичной неустойчивости и ламинарно-турбулентному переходу (ЛТП). CF-неустойчивость, как правило, вызывает ЛТП раньше, чем развиваются другие неустойчивые моды. Поэтому для ламинаризации обтекания стреловидных крыльев прежде всего необходимо либо стабилизировать CF-неустойчивости, либо задержать нелинейные процессы её распада в турбулентность.

Рассматривается возможность стабилизации CF-неустойчивости с помощью ряда длинных углублений, которые ориентированы примерно вдоль передней кромки скользящего крыла и имеют ширину, соизмеримую с толщиной пограничного слоя. Такое микропрофилирование (МП) вызывает эффект скольжения основного (невозмущённого) течения, что приводит к уменьшению скорости поперечного течения и, как следствие, снижению инкрементов роста CF-неустойчивости. Подобный способ затягивания ЛТП до сих пор подробно не исследовался. Нам известна только одна работа [1], где теоретически и экспериментально показана применимость МП для ламинаризации дозвукового обтекания стреловидного крыла.

В настоящей работе с помощью численного моделирования и расчётов по линейной теории устойчивости (ЛТУ) исследуется влияние микропрофилирования на неустойчивость поперечного тече-

ния на модельном стреловидном крыле при обтекании потоком с числом Маха $M_\infty = 2$.

Постановка задачи. Моделирование ламинарного обтекания крыла выполняется в рамках численного интегрирования полных уравнений Навье — Стокса для трёхмерных нестационарных сжимаемых течений вязкого газа. Движущаяся среда — совершенный газ с показателем адиабаты $\gamma = 1.4$, постоянным числом Прандтля $Pr = 0.72$ и динамической вязкостью, рассчитываемой по закону Сазерленда с константой $C = 110.4\text{К}$. Расчёты выполняются с помощью авторский пакета программ [3]. Применяется неявный метод конечного объёма, квазимонотонная схема типа Годунова и подход WENO-3, что даёт эффективно третий порядок аппроксимации по пространству. Характеристики неустойчивых мод ПС исследуются в рамках ЛГУ и e^N метода с использованием авторского кода [4].

Рассматривается обтекание стреловидного крыла бесконечного размаха под нулевым углом атаки с углом скольжения $\chi = 30^\circ$ и симметричным профилем в виде дуг окружностей с хордой c , толщиной $\tau = 0.13c$ при числе Маха набегающего потока $M_\infty = 2$ и числе Рейнольдса, посчитанном по длине хорды $Re_{\infty,c} = 9 \times 10^6$. Обтекаемая поверхность крыла считается изотермической с $T_w = 290\text{К}$. Температура в набегающем потоке — $T_\infty = 161\text{К}$ (статическая) и $T_0 = 290\text{К}$ (торможения). Эти параметры соответствуют работе [2] по численному и экспериментальному исследованию подавления роста СФ-неустойчивости с помощью системы отсоса.

На поверхности крыла на участке $0.3 < x < 0.4$ организовано микропрофилирование с продольным полупериодом $L_{grv} = 0.8\delta^*$ в виде ряда из 114 прямоугольных выемок полушириной $a = 0.8L_{grv}$, глубиной $b = 2a$ и полу-расстоянием между ними $c = 0.2L_{grv}$, где $\delta^* \approx 0.00055$ — толщина вытеснения ПС на гладкой поверхности крыла из предварительных расчётов. Схема профиля крыла и профилирования показана на рис. 1. Параметры профилирования выбились в результате предварительных оценок по ЛГУ.

При моделировании используется система координат, связанная с крылом, так что ось x направлена по нормали к передней кромке, ось z — по размаху, а ось y вертикально.

Расчётная область отмечена фиолетовой пунктирной линией на рис. 1. В плоскости (x, y) строится структурированная многоблочная сетка со сгущением вблизи стенки (50 узлов на толщину ПС). В силу бесконечности размаха крыла в z -направлении течение не меняется и число сеточных узлов по размаху выбирается минималь-

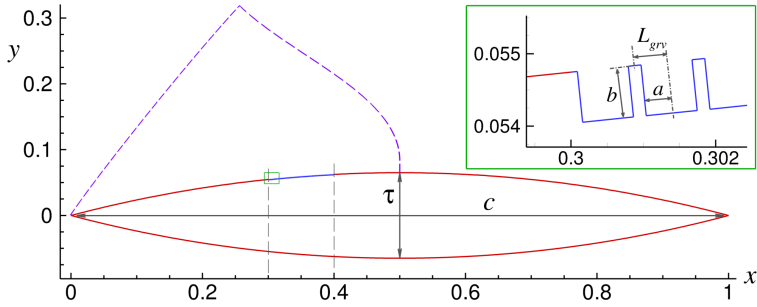


Рис. 1: Схема профиля крыла (красная линия), формы микропрофилирования (синяя линия) и границы расчётной области (фиолетовая пунктирная линия)

ным = 5 согласно шаблону численной схемы. Суммарное число узлов в расчётной сетке, используемой при моделировании невозмущённого обтекания, составило 7.1 миллионов.

При расчёте поля невозмущённого обтекания ставятся следующие граничные условия: прилипание и изотермичность на обтекаемой поверхности, в том числе на стенках углублений; условие набегающего потока на левой и верхней границах, причём $\{u, v, w\} = V_\infty \{\cos \chi, 0, \sin \chi\}$; линейная экстраполяция изнутри области для зависимых переменных на правой границе; условие периодичности на границах $z = \{z_{min}, z_{max}\}$.

Исследование выполняется в три этапа. На первом с помощью метода установления рассчитывается стационарное ламинарное поле обтекания начиная с однородного потока. На втором этапе, из полученного базового невозмущённого поля извлекаются профили ПС и решается задача ЛТУ. На третьем этапе в базовое поле вносится специальное возмущение и моделируется процесс развития CF-вихрей и их взаимодействия с углублениями.

Результаты. Картина рассчитанного ламинарного обтекания скользящего крыла представлена на рис. 2. Анализ показывает, что внутри углублений формируется проскальзывание в z -направлении. На основе профилей ПС с учётом течения в углублениях вычисляются характеристики устойчивости — диапазон наиболее неустойчивых CF-волн, их интегральные усиления $N(x)$. Показано, что рассматриваемое МП действительно замедляет рост CF-волн, так что при $x = 0.5$ усиление падает с $N \approx 12$ на гладкой поверхности до $N \approx 10$. Такое профилирование может являться эффективным пас-

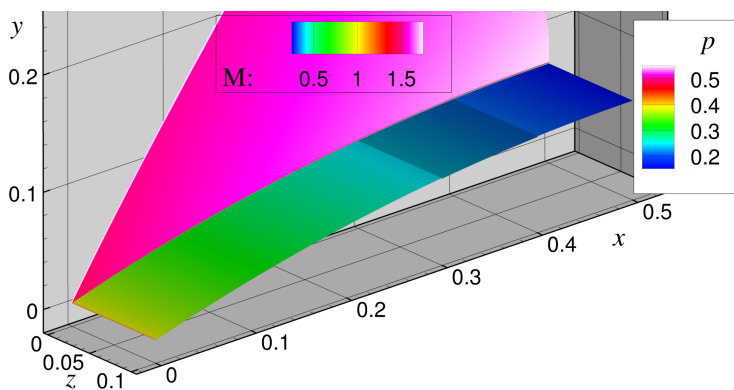


Рис. 2: Поля стационарного обтекания скользящего крыла: поле чисел Маха в плоскости (x, z) и поле безразмерного давления на поверхности

сивным способом затягивания ламинарно-турбулентного перехода на стреловидных крыльях. В докладе по результатам настоящей работы будут продемонстрированы данные прямого численного моделирования CF-вихрей в ПС на скользящем крыле.

Работа выполнена в рамках гранта РФФ № 19-19-00470.

Литература

1. Устинов М.В., Иванов А.В., Мищенко Д.А., Русьянов Д.А. Ламинаризация обтекания стреловидного крыла с помощью рельефа поверхности. XII Всероссийский съезд по фундаментальным проблемам теоретической и прикладной механики, Уфа, 19–24 августа 2019, С.704–706.
2. Hein S., Schülein E., Hanifi A., Sousa J., Arnal D. Laminar Flow Control by Suction at Mach 2. CEAS/KATnet II Conference on Key Aerodynamic Technologies, 2009.
3. Егоров И.В., Новиков А.В., Фёдоров А.В. Прямое численное моделирование ламинарно-турбулентного перехода при гиперзвуковых скоростях потока на супер-ЭВМ. ЖВМиМФ, Т.57, №8, 2017.
4. Образ А.О., Фёдоров А.В. Пакет программ HSFS для анализа устойчивости сжимаемых пограничных слоёв. Учёные записки ЦАГИ, т.XLVIII, №3, 2017, с.11–28.

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ВОСПРИИМЧИВОСТИ СВЕРХЗВУКОВОГО ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ К ЭНТРОПИЙНЫМ И ВИХРЕВЫМ ВОЗМУЩЕНИЯМ

Н.В. Пальчечковская^{1,2}

¹*Московский физико-технический институт, Долгопрудный,
palchekovskaia.nv@mipt.ru*

²*Центральный аэрогидродинамический институт им. проф.
Н.Е. Жуковского (ЦАГИ), г. Жуковский, МО*

Ламинарно-турбулентный переход (ЛТП) в среде с низким уровнем возмущений связан с возбуждением неустойчивых нормальных мод с малыми начальными амплитудами. Эти моды экспоненциально растут до критической амплитуды в соответствии с линейной теорией устойчивости (LST) и вызывают нелинейный распад. Целостное моделирование этих стадий ЛТП обеспечивается прямым численным моделированием (DNS). Летательные аппараты (ЛА) движутся на крейсерском режиме, как правило, на малых положительных углах атаки. Явления, связанные с ЛТП на подветренной стороне ЛА, представляются чрезвычайно важными, но в то же время мало изученными. В данной работе рассматривается восприимчивость пограничного слоя к энтропийным и вихревым возмущениям в случае перехода с преобладанием второй моды.

Ранее проводились исследования взаимодействия внешних возмущений с ударной волной на плоской пластине [1]. Восприимчивость к энтропийным и вихревым возмущениям, которые проходят через веер волн разрежения, выходящий из передней кромки тела, еще не исследовалась. Чтобы восполнить этот пробел, проведен DNS восприимчивости пограничного слоя на пластине к энтропийным волнам и волнам завихренности и роста неустойчивости для пограничного слоя на острой плоской пластине в свободном потоке с числом Маха $M = 6$ при различных углах атаки (AoA). Пограничный слой возмущается энтропийными волнами и волнами завихренности, проходящими через: ударную волну, вызванную телом при $AoA = -5^\circ$, слабую ударную волну, вызванную вязко-невязким взаимодействием при $AoA = 0^\circ$, и веер волн разрежения при $AoA = 5^\circ$. В отличие от

вышеупомянутых исследований DNS [1], расчеты проводятся для больших N-факторов ($N \sim 8.4$), имеющих отношение к переходу в слабо возмущенной среде. В работе рассмотрены случаи, когда доминирующая неустойчивость связана с плоскими волнами второй моды Мэка [2].

Численное моделирование проводилось с помощью решения системы уравнений Навье-Стокса в двумерной постановке. Уравнения решаются численно с использованием оригинального пакета программ [3], который реализует неявный метод конечного объема с аппроксимацией второго порядка по пространству и времени. Внешнее возмущение проникает в пограничный слой и возбуждает дискретные моды, включая моды F и S. Последние распространяются вниз по потоку, взаимодействуя между собой из-за эффекта непараллельности среднего потока, связанного с ростом толщины пограничного слоя. На некотором расстоянии вниз по потоку от передней кромки мода S становится неустойчивой, и ее амплитуда растет по экспоненте. В работе было проведено прямое численное моделирование (DNS) этого процесса, выделены моды S и F из DNS-решений с помощью метода декомпозиции и далее численные результаты сравнивались с теоретическими предсказаниями на основе двухмодового приближения (ТМА).

Целью работы является изучение физических механизмов, лежащих в основе восприимчивости и усиления неустойчивых режимов пограничного слоя на пластине в сверхзвуковом потоке газа. Для этого рассматривается случай сверхзвукового числа Маха ($M = 6$) и холодной стенки, в которой доминируют двумерные неустойчивые волны второй моды. На поверхности пластины задавались условия прилипания для скорости и изотермическое условие для температуры с температурным фактором $t_w = 0.3$. Сначала решалась задача установления течения над пластиной со свободным потоком с числом Маха $M = 6$, температурой $T_\infty = 80$ К, числом Рейнольдса $Re_\infty = 3 \cdot 10^7$. На полученное стационарное поле накладывались возмущения в виде энтропийной волны или волны завихренности с малой амплитудой $\epsilon = 10^{-5}$.

Используя начальные амплитуды F и S мод, можно предсказать распространение возмущений в пограничном слое вниз по потоку. На рис. 1 поле возмущений давления для случая

$\text{AoA} = 5^\circ$ и энтропийной волны показывает, что выше по течению от верха волн разрежения возмущения практически отсутствуют, но ниже по течению видны волновые колебания давления, связанные с энтропийными волнами. Этот факт согласуется с LST: за верхом разрежения или ударной волной генерируются все три вида малых возмущений, включая акустические.

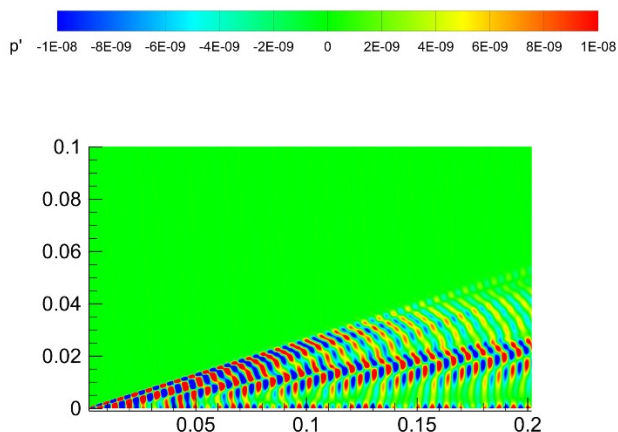


Рис. 1. Поле возмущений давления вблизи передней кромки для случая $\text{AoA}=5^\circ$ и энтропийных возмущений

Работа выполнена в Московском физико-техническом институте при поддержке гранта Российского научного фонда (проект N.21-79-00041).

Литература

1. Егоров И.В., Судаков В.Г., Федоров А.В. Численное моделирование восприимчивости сверхзвукового пограничного слоя к акустическим возмущениям. // Известия Российской академии наук. Механика жидкости и газа. 2006. N.1. с.42–53.
2. Mack L.M. Linear stability theory and the problem of supersonic boundary layer transition // AIAA J. 1975. V. 13. P.278–289.
3. Егоров И.В., Новиков А.В. Прямое численное моделирование ламинарно-турбулентного обтекания плоской пластины при гиперзвуковых скоростях потока // ЖВММФ. 2016. Т.56, N.6, с.145–162.

ВЛИЯНИЕ ШУМА ВИНТА НА ПОКАЗАНИЯ МИКРОФОНОВ ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ДЛЯ ДЕТЕКЦИИ ОТРЫВНОГО ТЕЧЕНИЯ В ЛЕТНОМ ЭКСПЕРИМЕНТЕ

П. А. Поливанов, В.В. Маркин, А.А. Сидоренко
ИТПМ им. С.А. Христиановича СО РАН, Новосибирск,
polivanov@itam.nsc.ru

Малые беспилотные летательные аппараты (БПЛА) часто совершают полеты в условиях турбулентной атмосферы. Для этих условий характерно наличие резких порывов ветра, что, с учетом небольших скоростей полета (10-30 м/с), может приводить к выходу БПЛА на закритические углы атаки [1]. В связи с этим, вопрос обнаружения отрыва потока на БПЛА по показаниям каких-либо датчиков приобретает большое значение. В работах [2, 3] были исследованы вопросы применимости микрофонов для определения отрыва течения на малом БПЛА в аэродинамической трубе. В работе [3] было показано, что акустический шум, генерируемый винтом [4], может существенно затруднить процесс детектирования отрывного течения по показаниям нестационарных датчиков. Целью этой работы является разработка методики позволяющей определять отрыв потока по показаниям микрофонов с учетом влияния шума винта в полете.



Рис. 1. Фотография БПЛА

Исследования выполнялись на БПЛА ZOHД Nano Talon Evo (рис. 1). Для сбора данных телеметрии полета и управления БПЛА использовался полетный контроллер miniPix Radiolink. Данные с нестационарных датчиков давления записывались на плату Teensy 4.1. В крыло БПЛА были встроены 2 датчика давления и 5 микрофонных датчиков. Датчики давления были расположены на расстоянии $X/b = 0.53$ от передней кромки крыла, и $Z/L = \pm 0.25$ относительно плоскости симметрии. Микрофоны располагались при $X/b = 0.54$ и $Z/L = \pm 0.19, \pm 0.167, 0.025$.

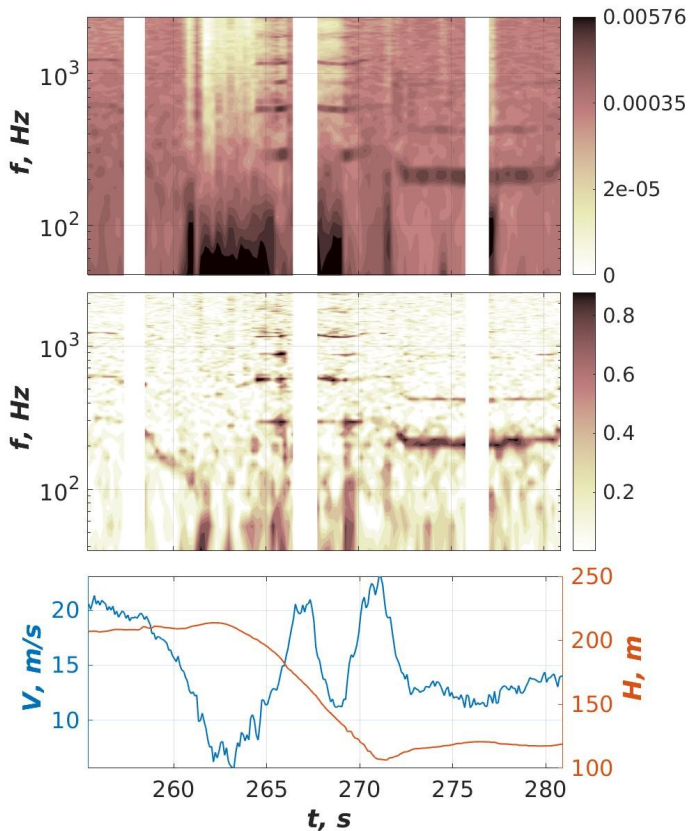


Рис. 2. Пример спектрограммы пульсаций давления (сверху), уровня когерентности сигнала между двумя микрофонами (посередине) и изменения воздушной скорости и высоты полета (снизу)

На рисунке 2 демонстрируются данные полученные при входе и выходе из штопора. На верхней части графика можно найти спектрограмму пульсаций давления полученных микрофонным датчиком. Спектральные данные нормировались на среднеквадратичную величину пульсаций. Средняя часть рисунка отображает изменение уровня когерентности сигнала между двумя близкорасположенными микрофонами ($\Delta Z/L = 0.023$). Нижняя часть рисунка 2 представляет данные о воздушной скорости и барометрической высоте полета БПЛА. Разрыв данных, наблюдаемый на рисунке, обусловлен необходимостью периодического сохранения данных в полете. Вход в штопор осуществлялся постепенным увеличением угла тангажа при выключенном двигателе ($t = 258 - 262.5$ с), что сопровождалось падением скорости. В диапазоне времен $t = 262.5 - 271.5$ с БПЛА находился в штопоре, что хорошо видно по падению высоты, после чего летательный аппарат возвращается в горизонтальный полет. Перед входом в штопор ($t = 260$ с) на спектрограмме видно появление низкочастотных осцилляций ($f < 130$ Гц). В работах [2, 3] было показано, что причиной низкочастотных пульсаций является отрыв потока. Для выхода из штопора был включен двигатель, что привело к появлению пиков пульсаций на частотах кратных частоте вращения пропеллера ($t > 265$ с, $f = 300, 600, 900, \dots$ Гц). В момент времени $t = 265 - 266.5$ с на спектрограмме наблюдается падение амплитуды низкочастотных пульсаций. Причиной этого является не исчезновение отрывного течения, а особенности нормировки спектров. Шум винтов приводит к росту среднеквадратичной величины пульсаций, что сопровождается падением относительного уровня пульсаций в низкочастотной области. При этом на спектрах когерентности по прежнему наблюдается высокая согласованность сигналов в низкочастотной области ($f < 130$ Гц), что свидетельствует о наличии отрывного течения [3].

В процессе поиска оптимальных способов детекции отрывного течения в работе были рассмотрены различные способы нормировки и фильтрации данных, в том числе с использованием данных о когерентности сигналов.

Работа поддержана грантом РФФИ 20-49-08006 и выполнена с использованием оборудования ЦКП «Механика» (ИТПМ СО РАН).

Литература

1. Williams D, Quach V, Kerstens W, et al. Low-Reynolds number wing response to an oscillating freestream with and without feed forward control. AIAA Pap. 2009-143. doi: 10.2514/6.2009-143
2. Polivanov P.A., Sidorenko A.A. Determining the flow separation near a small UAV by unsteady pressure sensors. Journal of Physics: Conference Series: 6 All-Russian Conference on Thermophysics and Physical Hydrodynamics, Vol.2057, No.1, 2021. -012008(7)
3. Поливанов П.А., Сидоренко А.А. Проблемы обнаружения отрыва потока датчиками давления на беспилотных летательных аппаратах с пропеллером. Письма в Журнал технической физики, Т.48, N.3. 2022, С. 40-43. DOI: 10.21883/PJTF.2022.03.51982.18946
4. Cambray A, Pang E, Showkat Ali SA, et al.8) Investigation towards a better understanding of noise generation from UAV propellers, AIAA/CEAS Aeroacoustics Conf, 2018. doi: 10.2514/6.2018-3450

МЕТОДИКА ОПРЕДЕЛЕНИЯ ТИПОВ РАЗРЫВОВ ПРИ РАСЧЕТАХ ТЕЧЕНИЙ ГАЗА

И.В. Попов

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

В работе представлена методика определения типов разрывов при численном решении различных задач газовой динамики. Актуальность темы определяется тем, что в сложных газодинамических постановках требуется корректное определение областей, занятых волнами разряжения, контактными разрывами и ударными волнами. От правильного определения таких областей зависит выбор той или иной схемы численного решения задачи. В настоящей работе представлена методика, которая позволяет единым образом определять границы областей, содержащих разрывы и волны различных типов. Для этого в терминах искоемых газодинамических функций выведены неравенства, выделяющие такие области. Эта информация используется при модификации известных или при построении новых разностных схем с целью повышения их устойчивости и/или монотонности. Например, полученные неравенства позволяют выделять численные схемы, решения которых удовлетворяют требованию неубывания энтропии. Основное рассмотрение излагается в одномерном случае. Дается обобщение методики на многомерный случай. Приводятся примеры применения методики при решении ряда известных тестовых задач газовой динамики.

В приведенном ниже расчёте после распада разрыва возникает ударная волна, волна разряжения и два контактных разрыва. На рис. 1а цветом показано давление, линиями – изолинии плотности и линиями со стрелками – направление скорости течения. На рис. 1б показаны маркеры, которые определяют для каждой расчётной ячейки, к какому типу разрыва они относятся и в процессе решения задачи позволяют вводить минимальную искусственную вязкость в ячейку в зависимости от типа разрыва. На этом рисунке вводимая вязкость изображается серым цветом. Чем темнее серый цвет, тем больше величина вводимой искусственной вязкости.

Благодарности: Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ и Национального научного фонда Болгарии № 20-51-18004.

Acknowledgments: The reported study was funded by RFBR and NSFB, project number 20-51-18004.

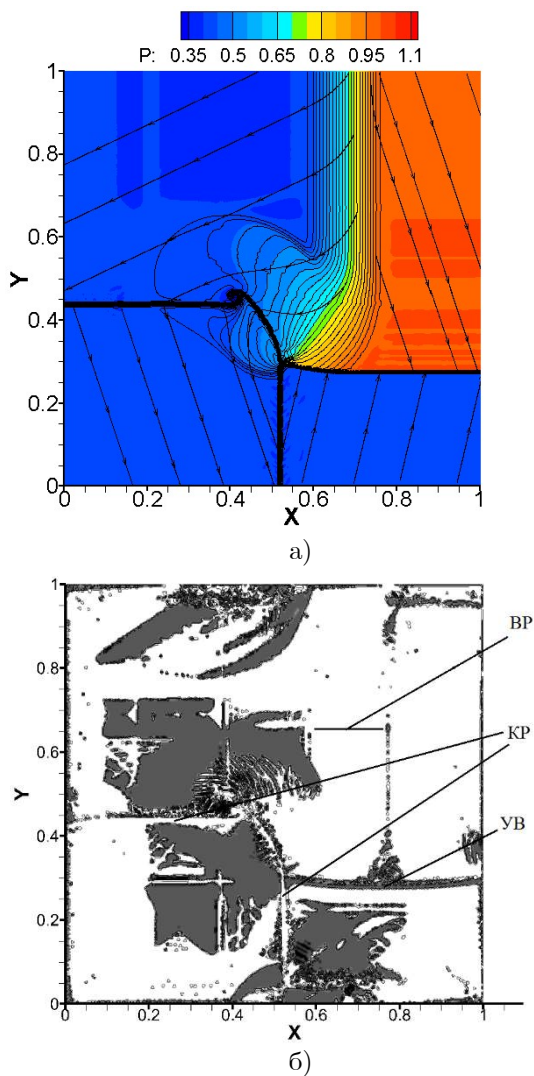


Рис. 1. Результаты расчётов на треугольной сетке для задачи распада разрыва

Литература

1. P.L. Roe. Approximate Riemann Solvers, Parameter Vectors and Difference Schemes, *J. Comp. Phys.*, 43, 357–372, 1981.
2. G. Sod. A Survey of Several Finite Difference Methods Systems of Nonlinear Hyperbolic Conservation Laws. *J. Comput. Phys.*, v.27, 1978, pp. 1–31.
3. B. Van Leer. *Lect. Notes Phys.* 1982. v. 170. pp. 507–512.
4. Е.Ф. Торо. Отчет колледжа воздухоплавания № 8907 июнь 1989 года под названием TVD regions for the weighted average flux (WAF) method as applied to a model hyperbolic conservation law.
5. Guan-Shan Jiang and Chi-Wang Shu. Efficient implementation of weighted eno schemes. *J. Comp. Phys.*, 126:202–228, 1996.
6. A. Harten, S. Osher. Uniformly high-order accurate nonoscillatory schemes. *SIAM J. Numer. Anal.*, 24:279–309, 1987.
7. Н.А. Дарьин, В.И. Мажукин, А.А. Самарский. Конечноразностный метод решения уравнений газовой динамики с использованием адаптивных сеток, динамически связанных с решением, *Ж. вычисл. матем. и матем. физ.*, 1988, том 28, номер 8, 1210–1225.
8. Похилко В.И., Тишкин В.Ф. Однородный алгоритм расчета разрывных решений на адаптивных сетках. *Матем. моделирование*, 6:11 (1994), с. 25–40.
9. Михайлова Н.В., Тишкин В.Ф., Тюрина Н.Н., Фаворский А.П., Шашков М.Ю. Численное моделирование двумерных газодинамических течений на сетке переменной структуры, *Ж. вычисл. матем. и матем. физ.*, 26:9 (1986), 1392–1406.
10. Б.Л. Рождественский, Н.Н. Яненко. Системы квазилинейных уравнений и их приложения к газовой динамике. М: Наука, 1968.
11. Л.В. Овсянников. Лекции по основам газовой динамики. – Москва-Ижевск. Институт компьютерных исследований, 2003.
12. Л.Д. Ландау, Е.М. Лифшиц. Гидродинамика. Теоретическая физика: т. VI. – М.: Наука, 1986.
13. И.В. Попов, И.В. Фрязинов. Адаптивная искусственная вязкость для многомерной газовой динамики в эйлеровых переменных в декартовых координатах. *Матем. моделирование*, 22:1 (2010), 32–45; *Math. Models Comput. Simul.*, 2:4 (2010), 429–442.

14. И.В. Попов, И.В. Фрязинов. Метод адаптивной искусственной вязкости для уравнений газовой динамики на треугольных и тетраэдральных сетках. Матем. моделирование, **24**:6 (2012), 109–127; Math. Models Comput. Simul., **5**:1 (2013), 50–62.
15. R. Liska, V. Wendroff. Comparison of several difference schemes on 1D and 2D test problems for the Euler equations, November 22, 2001, p.1-57, <http://www.math.ntnu.no/conservation/>
16. И. В. Попов, И. В. Фрязинов Метод адаптивной искусственной вязкости численного решения уравнений газовой динамики. // М., «КРАСАНД», 2014. – 288 с., 18 п.л.

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ОБТЕКАНИЯ И ОТНОСИТЕЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ ВОЗВРАЩАЕМОГО АППАРАТА И КРЫШКИ ЛЮКА ПАРАШЮТНОГО КОНТЕЙНЕРА В ПРОЦЕССЕ ИХ РАЗДЕЛЕНИЯ

Д.М. Слободянюк¹, В.Т. Калугин², М.В. Михайлов³

¹*РКК Энергия, Королев, МО, dmitriy.slobodyanyuk@rsce.ru*

²*МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, kaluginvt@bmstu.ru*

³*РКК Энергия, Королев, МО, maksim.mihaylov9@rsce.ru*

В настоящее время основным применяемым способом доставки экипажа и полезного и полезного груза с орбиты является использование возвращаемых аппаратов (ВА). Успех выполнения данной задачи напрямую зависит от безопасности полета на участке спуска. Ключевыми этапами движения ВА в плотных слоях атмосферы являются этапы отделения его элементов конструкции, например крышек люков парашютного контейнера. Такие элементы отстреливаются от ВА на заданных высотах при помощи толкателей, а их дальнейшее движение определяется действием аэродинамической и гравитационной силы. Затем происходит ввод вытяжного парашюта, а затем и основного.

Для обеспечения безударного отделения КЛПК от ВА в условиях внешних воздействий необходимо знание аэродинамических характеристик (АДХ) в полетном диапазоне чисел Маха (M_∞), углов атаки (α_n) и углов аэродинамического крена (φ_n). При этом наибольшую сложность представляет определение влияния аэродинамической интерференции на АДХ элементов при их близком взаимном расположении.

Исследования АДХ с учетом аэродинамической интерференции представляет всегда весьма сложную задачу, как в расчетном [1], так и в экспериментальном плане.

В докладе представлены результаты численного моделирования процесса отделения элементов ВА с учетом аэродинамической интерференции при различных режимах полета с использованием программного комплекса FlowVision [2]. Проведен анализ особенностей обтекания и влияния

кинематических параметров КЛПК на безударность процесса отделения. Типовые структуры обтекания ВА в процессе отделения КЛПК демонстрируются на рисунке 1 в виде полей чисел Маха.

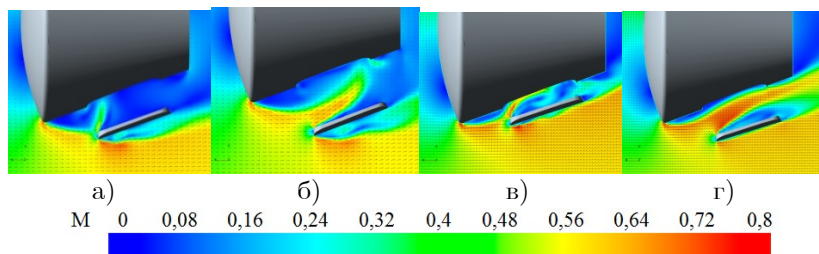


Рис. 1. Поля распределения числа Маха при $t = 0.1c$, $\alpha_n = 15^\circ$ (а, б), $\alpha_n = 30^\circ$ (в, г), $V_0 = 10$ м/с (а, в), $V_0 = 15$ м/с (б, г)

Литература

1. Аксенов А.А. и др. Компьютерное моделирование течения и относительного движения возвращаемого аппарата и крышки люка парашютного контейнера в процессе их разделения на участке спуска // Космическая техника и технологии. 2015. N. 2. С. 39–50.
2. Аксенов А.А. FlowVision: индустриальная вычислительная гидродинамика // Компьютерные исследования и моделирование. 2017. Т. 9. N. 1. С. 5–20.

ОБ УЧЕТЕ ПЕРЕМЕННОГО ИМПЕДАНСА ПРИ РАСЧЕТЕ РАСПРОСТРАНЕНИЯ ЗВУКА В ПРЯМОУГОЛЬНОМ КАНАЛЕ

А.А. Сипер¹, В.В. Пальчиковский², И.В. Храпцов², И.А. Корин²,
Е.В. Сорокин², **А.А. Старцев**¹

¹АО «ОДК-Авиадвигатель», Пермь, *siner@avid.ru*

²ФГАОУ ВО «ПНИПУ», Пермь, *vvpal@bk.ru*

При распространении звука в каналах авиационного двигателя со звукопоглощающими стенками имеет место существенное изменение уровня звука по длине канала. При этом, величина акустического импеданса, задаваемого в качестве граничного условия на стенке канала, существенно зависит от уровня звукового давления в падающей волне. Таким образом, для выполнения правильного расчета затухания звука в каналах двигателя необходимо учитывать изменение импеданса по длине канала, вызванное изменением уровня звукового давления в волне.

В данной работе рассматривается вопрос о расчетной оценке изменений импеданса ЗПК при изменении уровня звукового давления. Значения импеданса определяются из нестационарного расчета течения газа в одиночном резонаторе, установленном в боковой стенке прямоугольного канала. Для расчета течения используются нестационарные уравнения движения вязкого теплопроводного газа. Расчет проводится в коммерческом газодинамическом пакете для случая без касательного потока вдоль стенок канала. Полученные зависимости используются для задания граничных условий при расчете распространения звука в прямоугольном канале с импедансной стенкой с помощью уравнений Эйлера в частотной области. Расчеты распространения звука выполняются итерационно, граничные условия на поглощающей стенке уточняются по уровням звукового давления, полученным на предыдущей итерации. Итоговые результаты расчетов сравниваются с результатами эксперимента. По результатам работы формулируются методические рекомендации по выполнению расчетов с переменным импедансом на стенках канала.

ПРИМЕНЕНИЕ СХЕМЫ 16-ГО ПОРЯДКА ПРИ МОДЕЛИРОВАНИИ ЛАМИНАРНО- ТУРБУЛЕНТНОГО ПЕРЕХОДА

А.И. Толстых, Д.А. Широбоков

*Федеральный исследовательский центр «Информатика и управление»
РАН, Москва, tol@ccas.ru, shibo256@yandex.ru*

Обсуждаются спектральные характеристики схемы с мультиоператорными аппроксимациями 16-го порядка для уравнений Навье-Стокса (Н-С) сжимаемого газа [1]. Применение этой схемы позволяет при разумных сетках описывать возбуждение и развитие неустойчивых мод, начальные данные для которых содержатся в малых отклонениях численных решений от точных, вызванных ее погрешностями аппроксимаций, а также погрешностями машинной арифметики. Это свойство было выявлено при численном моделировании возникновения, распространения и развития волн Толмина-Шлихтинга (Т-С) при 2D дозвуковом обтекании пластины [2]. В этом случае не наблюдался стохастический режим течения. В данном сообщении приводятся численные решения 3D задачи в той же постановке, но для пластины конечной ширины. Использовались суперкомпьютерные вычисления на основе распараллеленного кода с 80% параллельной эффективностью на 512 ядрах. Оказалось, что 2D сценарий, значительно обогащенный колебаниями в поперечном направлении, сохраняется только до некоторого значения продольной координаты. В ее окрестности плоские волны Т-С останавливаются и теряют свою форму, а дальнейшая часть области заполняется хаотичными колебаниями. С течением времени она расширяется, доходя до границы расчетной области. Приводятся детали решений в этих областях, характеризующих ламинарный и турбулентный режимы.

Литература

1. Tolstykh, A.I. 16th and 32nd multioperators based schemes for smooth and discontinuous solutions // Commun. in Comput. Phys., v.45, 2017, pp 33–45.
2. Tolstykh, A.I., Shirobokov, D.A. Observing production and growth of Tollmien-Schlichting waves in subsonic flat plate boundary layer via excitors-free high fidelity numerical simulation // Journal of Turbulence, v.21, 2020, No.11, pp. 632–649.

ПОРОЖДЕНИЕ ВОЗМУЩЕНИЙ В СВЕРХЗВУКОВОМ ПОГРАНИЧНОМ СЛОЕ НА БАЗЕ ЛИНЕЙНОЙ ТЕОРИИ УСТОЙЧИВОСТИ

А.В. Фёдоров¹, П.В. Чувахов^{1,2}

¹Московский физико-технический институт, Долгопрудный (МФТИ),
afedorov55@gmail.com

²Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора
Н.Е. Жуковского (ЦАГИ), г. Жуковский, Pavel_chuvahov@mail.ru

Численное исследование механизма ламинарно-турбулентного перехода (ЛТП) в сверхзвуковых пограничных слоях (ПС) при малом уровне внешнего воздействия состоит из анализа трёх стадий: 1) возбуждение собственных возмущений (мод) пограничного слоя внешним воздействием, 2) рост собственных возмущений, 3) их нелинейный распад с образованием турбулентных пятен. Из-за большой протяжённости прямое численное моделирование (ПЧМ) стадии 2 трудозатратно. Однако эта стадия хорошо описывается в рамках линейной теории устойчивости (ЛТУ). В работе [1] на основе ЛТУ сформулирован подход, который позволил теоретически описать волновой пакет *второй* неустойчивой моды вдали от места его возбуждения. Среди волн второй моды ПС преобладают плоские волны, для которых теоретическая задача расщепляется по координатам. В настоящей работе подход [1] обобщается на случай трёхмерных *наклонных* волн первой моды. При обобщении использован математический аппарат теории функций комплексного переменного совместно с методом перевала. В результате получены вычислительно устойчивые аналитические выражения для порождения волнового пакета в заданном сечении пограничного слоя. Их легко реализовать в вычислительном коде в виде нестационарного граничного условия

$$\Psi_m(x, y, z, t) \approx \varepsilon \operatorname{Im} \left[\hat{A}_s \exp \left(\frac{1}{2i} \frac{S_{\beta\beta} \Delta t^2 + 2S_{\omega\beta} \Delta t \Delta z + S_{\omega\omega} \Delta z^2}{S_{\omega\omega} S_{\beta\beta} - S_{\omega\beta}^2} \right) \exp(i\beta_s z - i\omega_s t) \right],$$

которое согласуется с результатами [1] для плоских волн: $\beta_s=0$, $S_{\omega\beta}=0$. Здесь S — эйконал возмущения, а нижним индексом « s » отмечены параметры преобладающей волны, которые следуют из метода перевала; нижние индексы типа « $\omega\omega$ » обозначают вторую

производную по указанным переменным; $\hat{\mathbf{A}}_s$ – собственные функции линеаризованной задачи, которые зависят от y и вместе с S рассчитываются при анализе устойчивости пограничного слоя. Максимальная амплитуда возмущений ε (амплитуда горба пакета) является параметром, который задаётся пользователем. Полученное выражение согласуется с теоретическими результатами [2].

Рассмотрим обтекание плоской пластины в условиях, характерных для крейсерского полёта сверхзвукового пассажирского самолёта: число Маха 2, число Рейнольдса $Re_{\infty L} = 1.8 \cdot 10^7$, $T_{\infty, \text{dim}} = 167\text{K}$, $T_{w, \text{dim}} \approx 280\text{K}$. Расчёты выполнены с помощью авторского пакета программ в рамках полных уравнений Навье–Стокса; используется схема WENO-5.

Предложенные граничные условия хорошо согласованы с невозмущённым течением. Сгенерированные с их помощью при $x \approx 1.28$ волновые пакеты не искажают поле течения как при малых амплитудах горба ε (рис. 1а), так и при достаточно больших (рис. 1б). Это можно использовать для быстрой генерации турбулентных пятен из волновых пакетов. По мере продвижения вниз по потоку горб пакета удаляется от плоскости симметрии $z = 0$, а его амплитуда растёт.

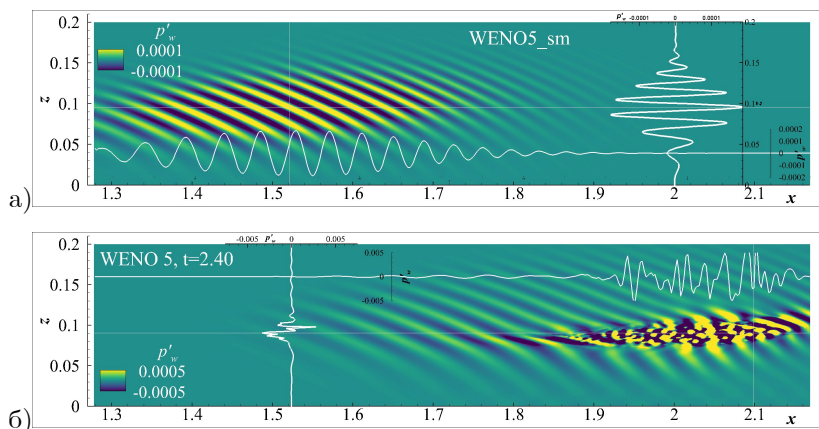


Рис. 1. Поле возмущения давления на поверхности:

а – волновой пакет ($\varepsilon = 10^{-6}$), б – турбулентное пятно ($\varepsilon = 10^{-4}$)

Валидация разработанного подхода проведена на линейном режиме развития возмущений. Для этого сопоставлены

амплитудные и спектральные характеристики волновых пакетов, сгенерированных как с помощью предложенного граничного условия, так и естественным образом (вблизи передней кромки с помощью генератора типа «вдув-отсос», расположенного далеко до рассматриваемого сечения вблизи передней кромки и обладающего широким спектральным составом возмущений). Траектории горба пакета на поверхности, углы наклона волновых фронтов, рост амплитуды волнового пакета (рис. 2), собственные функции возмущений – хорошо согласуются. Следует отметить, что амплитуда вводимых возмущений во всех случаях является параметром, поэтому результаты расчётов совмещены с результатами ЛГУ при $x_1 \approx 1.4$. Кривая ЛГУ дана с учётом дисперсии волнового пакета вниз по течению.

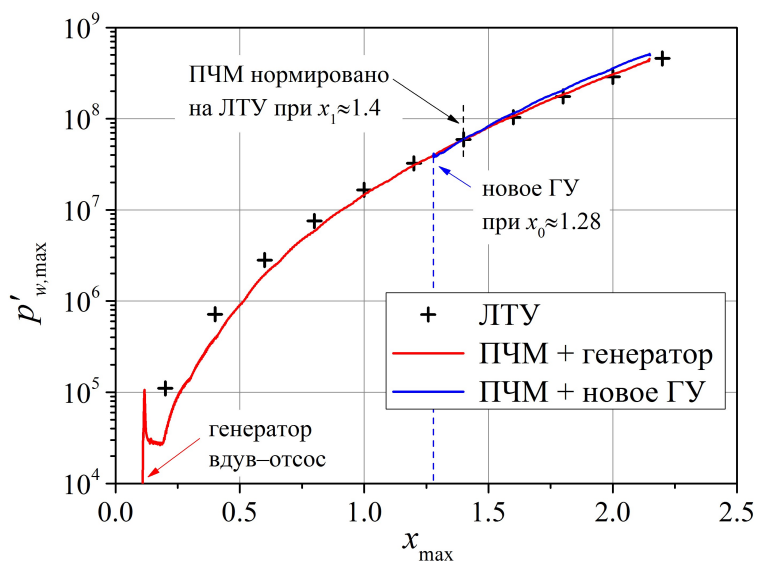


Рис. 2. Амплитуда горба волнового пакета ($\epsilon = 10^{-6}$)

Главным преимуществом предложенного подхода является возможность контролировать амплитуду возмущений сверхзвукового пограничного слоя, — амплитуду горба пакета ϵ . Это позволяет исследовать процессы нелинейного взаимодействия таких возмущений и их превращения в турбулентные пятна в прогнозируемых сечениях пограничного слоя. Это, в свою очередь, необходимо для построения целостного подхода к

моделированию ламинарно-турбулентного перехода в сжимаемых пограничных слоях.

Детали теоретического анализа при построении граничного условия, постановка и результаты расчётов ПЧМ и ЛТУ будут даны в докладе.

Работа выполнена в МФТИ при поддержке РФФ: проект 21-19-00307 – теоретический анализ и численное моделирование; проект 19-79-10132 – идея, подпрограммы для спектрального анализа.

Литература

1. P.V. Chuvakhov, A.V. Fedorov, A.O. Obraz. Numerical simulation of turbulent spots generated by unstable wave packets in a hypersonic boundary layer. *Computers and Fluids*, v.162, 2018, pp. 26–38.
2. M. Bailey, A. Tumin. Asymptotic analysis of wave packets in high-speed boundary layers. *AIAA paper 2022-1707*.

ДИФРАКЦИЯ НА ЧЕТВЕРТЬПЛОСКОСТИ. ПОЛУЧЕНИЕ АСИМПТОТИЧЕСКИХ ОЦЕНОК МНОГОМЕРНЫХ ИНТЕГРАЛОВ ФУРЬЕ

А.В. Шанин¹, R.C. Assier², А.И. Корольков¹

¹МГУ им. М.В.Ломоносова, Москва, a.v.shanin@gmail.com

²The University of Manchester, Manchester, UK,
raphael.assier@manchester.ac.uk

Во многих физических ситуациях (в частности, в акустике) волновое поле описывается многомерным интегралом Фурье:

$$u(x_1, x_2) = \iint_{\Gamma} W(\xi_1, \xi_2) e^{-i(\xi_1 x_1 + \xi_2 x_2)} d\xi_1 d\xi_2, \quad (1)$$

где интегрирование проводится по плоскости действительных ξ_1, ξ_2 . Соответственно, возникают задачи асимптотического оценивания и эффективного численного вычисления таких интегралов. В докладе описывается соответствующая техника.

Предполагается, что *спектральная функция* $W(\xi_1, \xi_2)$ является аналитической функцией вблизи действительной плоскости, имеющей набор особенностей типа множеств полюсов и ветвления, обусловленных физическими причинами. Отметим, что в пространстве \mathbb{C}^2 особенности функций имеют действительную коразмерность 2, то есть это поверхности.

Оценивание интеграла (1) производится следующим образом. Переменные ξ_1 и ξ_2 объявляются комплексными. Появляется возможность применить многомерную теорему Коши [1] и деформировать поверхность интегрирования без изменения величины интеграла.

Деформация поверхности интегрирования производится таким образом, чтобы подынтегральная функция оказалась экспоненциально мала почти везде. При этом поверхность интегрирования не должна пересекать сингулярности подынтегрального выражения в ходе деформации.

В докладе мы описываем достаточно простой способ описывать деформации поверхности интегрирования. Обходы сингулярностей поверхностью демонстрируются графически с помощью “мостиков”, которые обладают нетривиальными свойствами и позволяют изображать топологически реализуемые поверхности.

Асимптотическая оценка интеграла (1) строится на основе *принципа локальности*: основные члены разложения порождаются дискретным набором “специальных точек” в плоскости действитель-

ных (ξ_1, ξ_2) . Эти специальные точки — точки пересечения особенностей подынтегральной функции F , а также *седловых точек*. Седловые точки — это точки, в которых вектор (x_1, x_2) ортогонален одной из сингулярностей F .

Для каждой специальной точки существует *область активности*, т.е. множество векторов (x_1, x_2) , при которых соответствующая точка дает вклад в асимптотику интеграла (вне области активности такого вклада нет).

Предлагаемые методы ранее применялись авторами к задаче о распространении звука вдоль тонкого льда [2]. В настоящем докладе рассматривается задача о дифракции плоской волны на идеальной четвертьплоскости. Особенности спектральной функции для этой задачи описаны в [3]. Математические основы метода описаны в [4]. Получены основные вклады в волновое поле. Эти вклады сравниваются с тем, что дает ГТД (геометрическая теория дифракции), а также более тонкие методы.

Работа выполнена при поддержке гранта РФФИ 19-29-06048.

Литература

1. Б.В. Шабат. Введение в комплексный анализ. Ч. 2. Функции нескольких переменных. М.: Наука, 1985, 464 с.
2. M.A. Mironov, A.V. Shanin, A.I. Korolkov, K.S. Kniazeva. Transient processes in a gas/plate structure in the case of light loading. *Proc. Roy. Soc. A*, 477:20210530, 2021.
3. R.C. Assier, A.V. Shanin. Diffraction by a quarter-plane. Analytical continuation of spectral functions. *Quart. Journ. Math. Appl. Mech*, 72:51–85, 2019.
4. R.C. Assier, A.V. Shanin, A.I. Korolkov. A contribution to the mathematical theory of diffraction. Part I: A note on double Fourier integrals. arXiv:2204.02729.

ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ОСОБЕННОСТЕЙ РАСПРОСТРАНЕНИЯ АКУСТИЧЕСКИХ ВОЗМУЩЕНИЙ ПО ВОЗДУХОЗАБОРНИКУ СТС И ИХ ИЗЛУЧЕНИЮ В ДАЛЬНЕЕ ПОЛЕ

В.А. Шорстов

ЦИАМ им. П.И.Баранова, Москва, vashorstov@ciam.ru

Представленный доклад посвящен начальному этапу решения задачи моделирования шума двигателя сверхзвукового транспортного самолета излучаемого через входное устройство (ВЗУ) и поиску возможностей снижения его вклада в общий шум самолета, а именно, определению эффективности распространения типичных возмущений вентилятора двигателя через ВЗУ в точки дальнего поля в зависимости от структуры возмущений.

Формы ВЗУ продиктованы их эффективностью в крейсерском сверхзвуковом полете, что приводит к наличию острых кромок, проточной части длиной в несколько диаметров входа в двигатель и существенному изменению площади и формы ее сечений. Как следствие на режиме взлета формируется течение с отрывными зонами на кромка, разгоном потока вплоть до сверхзвука в окрестности горла и высокой неоднородностью параметров вдоль всего канала. Высокие числа Маха среднего потока приводят к уменьшению длины акустической волны по пространству, что требует мелкой сетки, высокой разрешающей способности расчетной схемы и неизбежно приводит к нефизичной потере некоторых возмущений. В докладе освещается эта проблема.

Объектом исследований на текущей стадии работы является ВЗУ смещенного сжатия и шестиугольной формой входа, предложенное в рамках проекта НЦМУ Сверхзвук в 2021 году. Перестроение сечения ВЗУ по каналу с круга на шестиугольник создает проблемы при выборе топологии расчетной сетки. Для выбора ее параметров была решена модельная задача о распространении возмущений по цилиндрическому каналу с однородным потоком на сетках разной топологии. В качестве возмущений была взята вращающаяся система ударных волн

характерная для вентилятора двигателя со сверхзвуковой скоростью вращения и сложная для воспроизведения в расчете за счет резких фронтов. Сопоставление действительной части коэффициента Фурье от давления для удвоенной частоты следования лопаток в двух ортогональных плоскостях на сетках O и H топологии представлено на рисунке 1. Обе сетки имеют примерно 20 ячеек на представленную длину волны и дают близкие решения.

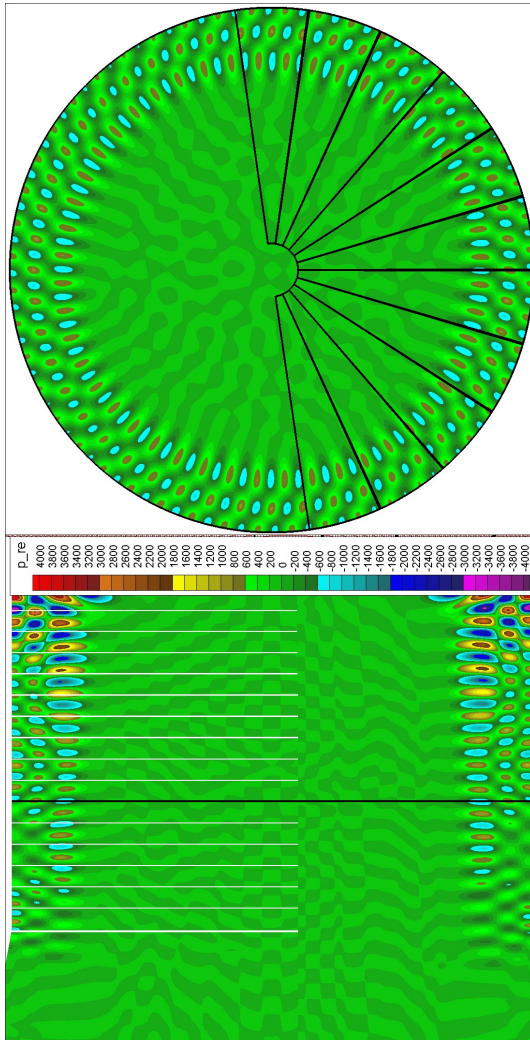


Рис. 1. Поля действительной части коэффициента Фурье на удвоенной частоте следования лопаток в сечении по оси канала (слева) и ортогонально оси (справа) для сетки O топологии (снизу) и H топологии (сверху)

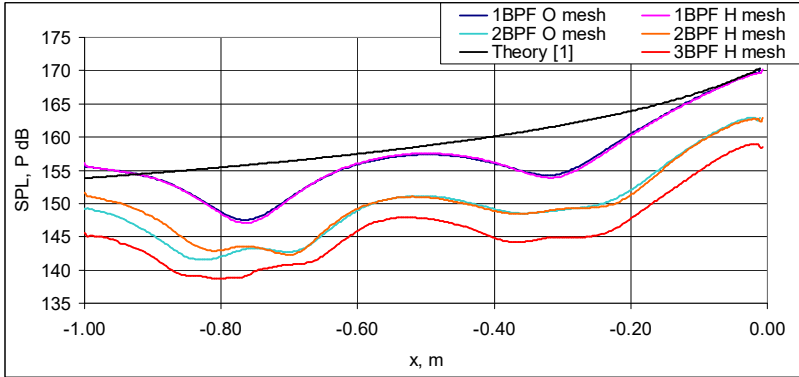


Рис. 2. Уровни акустического давления для нескольких частоты следования в сопоставлении с данными [1]

Близость и адекватность полученных решений подтверждает рисунок 2. На котором уровни акустического давления на стенке сопоставляются с аналитической кривой [1] для нелинейного затухания N волны.

Видно что H сетка хорошо воспроизводит как темп затухания так и соотношение кратных коэффициентов Фурье вплоть до утроенной частоты на длину волны которой приходится 14 ячеек. Поле утроенной гармоники в окрестности топологического угла представлено на рисунке 3.

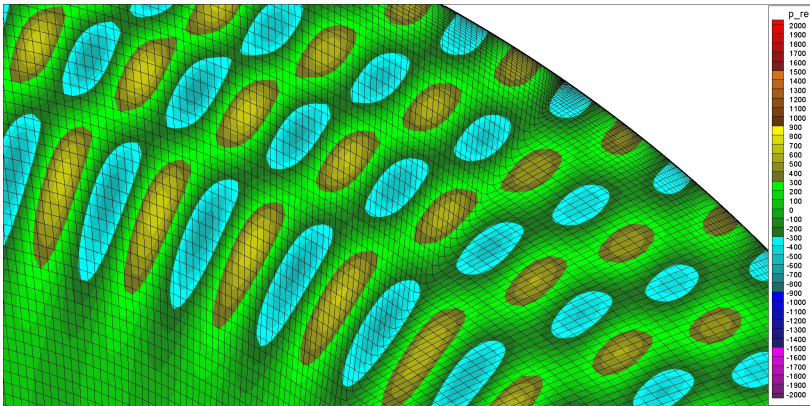


Рис. 3. Поля действительной части коэффициента Фурье на утроенной частоте следования в окрестности топологического угла H сетки

Сетка вполне удовлетворительно разрешает возмущения в окрестности особенности и именно H топология была выбрана для расчета задачи о ВЗУ как более удобная в условиях сильного изменения формы канала по его длине и с учетом особенности расчетной схемы [2], для которой такие области являются областями с двумя направлениями невязности.

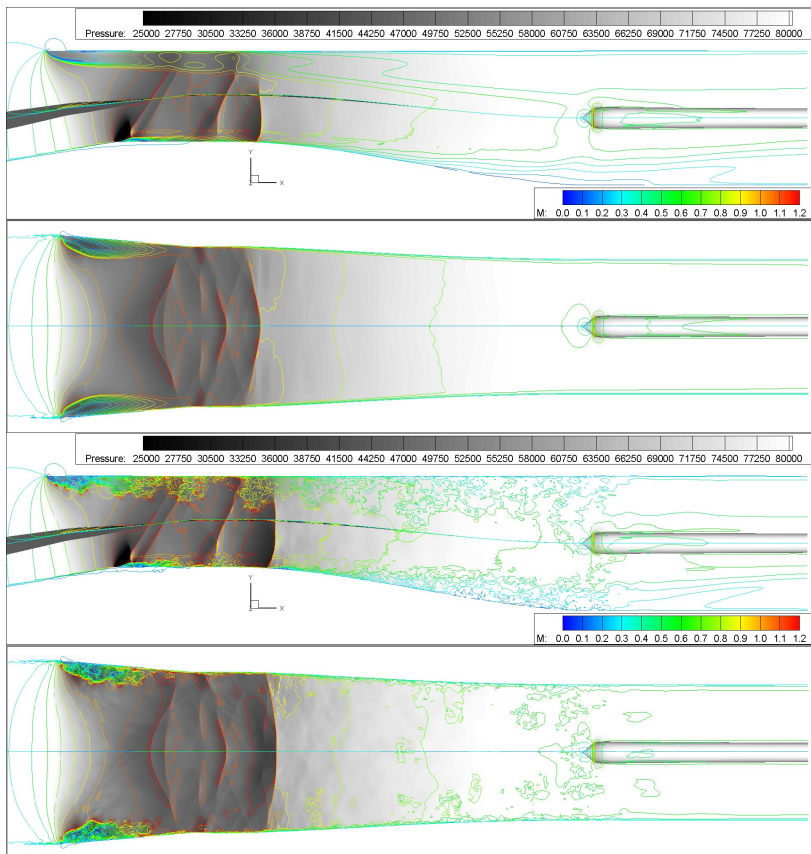


Рис. 4. Мгновенная картина течения в постановка URANS и IDDES последовательно

Расчетная сетка для ВЗУ содержит 251М ячеек, является равномерной по продольной координате во всем внутреннем канале, а в сечении канала повторяет сетку H топологии модельной задачи. Мгновенные картины течения в URANS и IDDES постановке представлены на рисунке 4.

Изначально предполагалось ограничиться URANS постановкой, но в ней не удалось получить стационарного приближения. В этих условиях рассмотрение задачи вихреразрешающим методом предпочтительней.

Работа выполнена в рамках реализации Программы создания и развития научного центра мирового уровня «Сверхзвук» на 2020...2025 годы при финансовой поддержке Минобрнауки России (соглашение от 24 июня 2021г. №075-15-2021-605).

Литература

1. C.L. Morfey, M.J. Fisher. Shock-wave radiation from a supersonic ducted rotor. *Aeronaut. J.*, Vol. 74, 1970, pp. 579–585.
2. В.А. Шорстов, В.Е. Макаров. Расчет аэродинамических и акустических характеристик профиля NASA0012 с использованием зонного RANS-IDDES подхода. *Математическое моделирование*, 2018, том 30, N. 5, с. 19–36.

**Специальная
тематическая
сессия**

ПРОЕКТИРОВАНИЕ БАЗОВЫХ МОДЕЛЬНЫХ СТУПЕНЕЙ ЦЕНТРОБЕЖНЫХ КОМПРЕССОРОВ МЕТОДАМИ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОЙ ГИДРОДИНАМИКИ

А.М. Ахметзянов, Е.В. Дубинин, **Н.Г. Хасанов**,

И.Ф. Хуснутдинов

АО «НИИ Турбокомпрессор», Казань, *niitk@niitk.ru*

Проектирование ступени промежуточного типа

Проектирование центробежных компрессоров на гарантированный уровень расхода, эффективности и напора возможно путем пересчёта характеристик модельной ступени на натурные условия. В АО «НИИ Турбокомпрессор» применяются ряды модельных ступеней, как собственной разработки, так и модифицированные ступени лицензионного ряда Dresser Klark.

Используемые ступени не в полной мере удовлетворяют возросшие требования к компрессорной технике и требуют модификации с целью повышения газодинамических качеств проточной части и повышения динамической стабильности ротора увеличением относительного диаметра втулки колеса с 0.27 до 0.4. Уменьшение диаметра корпусов сжатия требует расширения области применения ряда до условного коэффициента расхода $\phi_0=0.13$. Ограничения проектирования: осевой размер $z \leq 0.2$, условное число Маха $M_U=0.6 \dots 0.95$.

В распоряжении проектантов имелась высокорасходная модельная ступень с $\phi_0=0.13$ рассчитанная и испытанная ранее при отсутствии современных инструментов газодинамического проектирования. С целью снижения затрат на проектирование и для верификации модели, данная ступень перепроектирована. Расчётная (CFD) и экспериментальная характеристика приведена на рисунке 1, верификация газодинамической модели приемлема для дальнейших исследований. Задача решена в стационарной постановке RANS – методом, с замыканием системы уравнений моделью турбулентности Спаларта-Аллмараса. Начальные условия при нормальной атмосфере, рабочее тело – идеальный воздух, диаметр колеса 300мм. Размер сетки 2.5 млн. ячеек (из

них 1 млн. – для описания протечки между покрывным диском и колесом) Используются адаптивные пристеночные функции.

Анализ поверхностей тока в рабочей точке в CFD модели показал срыв потока на задней поверхности лопатки рабочего колеса (РК) и плохое натекание на входную кромку обратно-направляющего аппарата (ОНА). Срыв усугублен влиянием перетечки по покрывному диску (притрактовая полость).

В ПК Concepts NREC Axcent исходное колесо параметризовано, лопатка описана распределением углов и толщин по длине канала. Меридиональные обводы колеса описаны сплайнами. С помощью MST – анализа рассчитана величина газодинамической нагрузки. При модификации колеса, распределение нагрузки смещено с конца лопатки в середину канала путем уменьшения выходного лопаточного угла с 70 до 55 градусов, и перераспределения углов в середине канала. Сохранены меридиональные обводы колеса, что позволило применить старый экспериментальный стенд.

ОНА модифицирован изменением угла входной кромки с 28 до 22 градусов для предотвращения ударного входа.

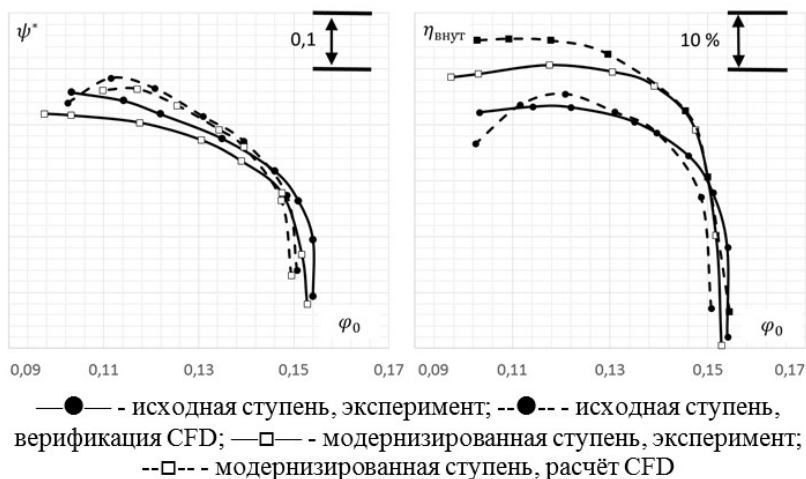


Рис. 1. Расчётные и экспериментальные характеристики

Расход перетечки по покрывному диску оказал сильное влияние на характеристику ступени, проведены сравнительные расчёты. Затруднения в расчёте вызывает нагрев проточки,

находящейся в адиабатных условиях. В модифицированной ступени применено контактное лабиринтное уплотнение (зазор лабиринта снижен с 0.2 мм до 0.005 мм, что впоследствии будет проверено экспериментально).

Экспериментальные и расчётные характеристики модифицированной модельной ступени приведены на рисунке 1.

Рассогласование расчёта и эксперимента в модернизированной ступени можно объяснить разбитым уплотнением при эксперименте.

Проектирование ступени концевой типа для газоперекачивающего агрегата

По заказу ПАО «Газпром» разрабатывается проточная часть одноступенчатого нагнетателя природного газа с осевым входом и политропным КПД в рабочей точке не менее 89%. В рамках технического задания, переходя к безразмерным величинам, необходимо сформировать ряд ступеней, ограниченных $\phi_0 = 0.075$ (высокорасходная) и $\phi_0 = 0.035$ (быстроходная).

Проектирование высокорасходного исполнения ступеней ведется на основе ступени – аналога низконапорной ступени, испытанной ранее в концевом исполнении. Ступень имеет политропный КПД до 85 процентов с оптимумом при $\phi_0 = 0.085$. Ступень испытана с хорошей воспроизводимостью экспериментальных данных, прошла эксплуатацию на ГПА.

Результаты предварительной верификации расчётной модели, проведенной по параметрам на выходе из безлопаточного диффузора в ПО Numeca FINE/Turbo. Согласие расчётных и экспериментальных данных хорошее.

Достижение определенного техзаданием политропного КПД проведено модификацией статорных элементов. На основе измеренных в CFD модели параметров потока на выходе из колеса, разработан лопаточный диффузор с 18 лопатками. В качестве выходного устройства применена свернутая на бок внешняя улитка. Расчётная сетка улитки блочно-структурированная, с конформным соединением блоков.

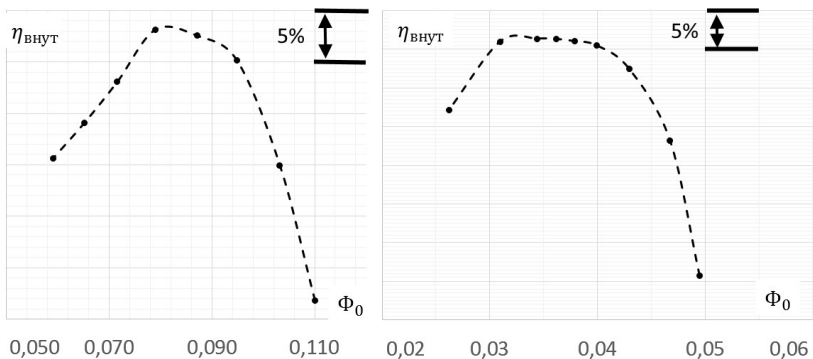


Рис. 2. Расчётные характеристики быстроходного ГПА; слева – высокорасходная ступень, справа – быстроходная

Расчётная характеристика ступени с модифицированной статорной частью приведена на рисунке 2. Достигнут проектный уровень политропного КПД, применение лопаточного диффузора не повлияло на диапазон работы ступени.

Разработка быстроходной ступени с $\phi_0 = 0.035$ наиболее очевидным способом – путем подрезки высокорасходного варианта по меридиональному контуру, оказалась неуспешной. Характеристика оказалась заниженной. Потеря КПД составляет 4 абсолютных процента: 1,5% внутреннего КПД подрезанная геометрия теряет из-за увеличения относительного влияния протечки по покрывному диску и 3% ввиду газодинамического несовершенства более узкого канала.

Быстроходная ступень спроектирована заново сквозным методом в ПК Concept NREC Compal по средней линии тока, с привлечением эмпирических зависимостей об углах отставания и коэффициентах потерь, в одномерной постановке. Далее, в первом приближении, в ПК Axcent спрофилирована геометрия проточной части, и рассчитана в Numesa FINE/Turbo.

Достичь требуемых параметров на основе одномерного проектирования не удалось, сложность задачи требует постановки задачи автоматической оптимизации. Полученная твердотельная геометрия параметризована описанием лопаточных аппаратов и меридиональных обводов сплайнами. Варьируются координаты полюсов сплайна. План эксперимента формируется

для равномерного и равновероятного выбора варьируемых параметров (19 параметров).

На основе рассчитанной в CFD по плану эксперимента базе данных методами нейронных сетей построена суррогатная модель – многомерная аппроксимация целевой функции. В процессе поиска экстремума функции, ПО Numeca FINE/Design комбинирует параметры оптимизации, селекционируя результаты с наиболее высоким КПД, обращаясь к суррогатной модели, а не к CFD для экономии времени. Задача оптимизации однокритериальная, по максимуму изоэнтропийного КПД. В CFD расчёте проверяется только лучшее решение в популяции. Расчёт ведется на грубой упрощенной сетке (уровень вложенности 1 1 1), в 8 раз меньше необходимой для качественного разрешения потока (0 0 0).

На основе оптимизированной геометрии на подробной сетке с учётом перетечек по покрывному диску построена характеристика быстроходной ступени, рисунок 2. В качестве выходного устройства применена свернутая на бок внешняя улитка. Характеристика достигла проектного КПД в расчётной точке и имеет достаточные запасы газодинамической устойчивости. Планируются экспериментальные исследования.

ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ВХОДНОЙ НЕРАВНОМЕРНОСТИ ПОТОКА НА ХАРАКТЕРИСТИКИ СТУПЕНИ ВЕНТИЛЯТОРА ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

О.В. Батурин, Е.С. Горячкин, В.М. Зубанов, Г.М. Попов,
А.И. Щербань

Самарский университет, Самара,

oleg_baturin@ssau.ru, goryachkin.es@ssau.ru, zubanov.vm@ssau.ru,

popov@ssau.ru, korneeva.ai@ssau.ru

В условиях полета, в некоторых случаях, например, при сильном боковом ветре, полете со скольжением вбок и т.д., на входной кромке воздухозаборника возникает отрывное течение, которое приводит к тому, что поток на входе в вентилятор становится неравномерным. Это приводит к существенному снижению эффективности компрессора низкого давления (КНД) и двигателя в целом. Кроме того, входная неравномерность является причиной колебаний лопаток вентилятора, которые могут привести к их разрушению [1].

Как правило, исследование влияния входной неравномерности на рабочий процесс газотурбинных двигателей (ГТД) проводится во время натурных испытаний с самолетным воздухозаборником или его имитатором. Последний представляет собой комплекс сопротивлений (сеток, пластин, стоек), располагаемый между лемнискатным насадком и двигателем, создающим такое же неравномерное поле скоростей на входе в вентилятор, как и самолетный воздухозаборник на интересующем режиме полета (рис. 1) [2].

В настоящее время, в связи с развитием численных методов моделирования газодинамических процессов и прочностных расчетов, появилась возможность смоделировать влияние входной неоднородности на рабочий процесс вентилятора и двигателя в целом. Это позволит провести оценку влияния неоднородности еще на этапе расчетов, не прибегая к изготовлению большого числа опытных образцов. В итоге, еще на начальном этапе проектирования, будут отсеяны варианты конструкции,

неудовлетворительно работающие в указанных условиях, что существенно сократит время и затраты на разработку двигателя.

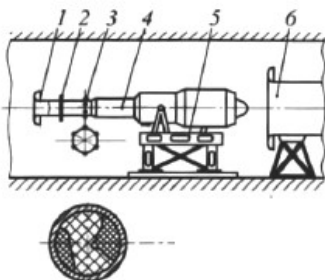


Рис. 1. Система испытания двигателя с имитатором входной неоднородности: 1 – лемнискатный насадок; 2 – имитатор; 3 – приборы, контролирующие неравномерность пото-ка; 4 – двигатель; 5 – тягоизмерительное устройство; 6 – эжекторная труба

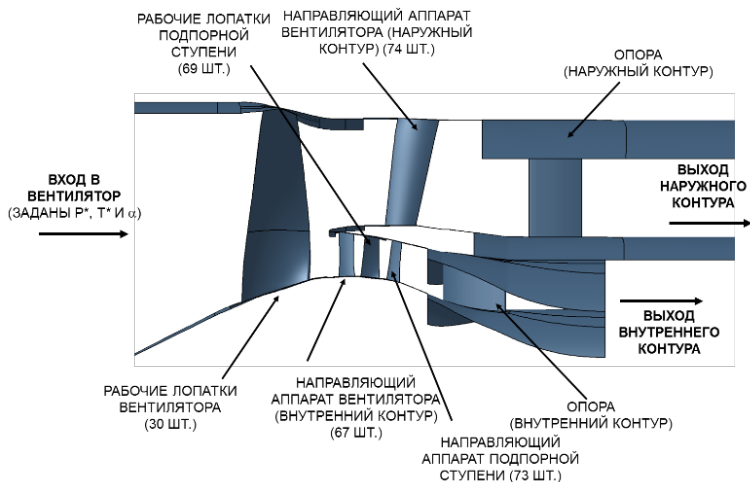


Рис. 2. Расчетная схема численной модели вентилятора ГТД

Геометрия расчетной области численной модели была создана в соответствии рабочими чертежами в программном комплексе Numesa FINE/Turbo. Расчетная область включала в себя входной участок, рабочее колесо (РК) и направляющие аппараты (НА) вентилятора, участок канала второго контура и вторую ступень КНД с опорой двигателя (рис. 2). При

построении численной модели учитывалась деформация рабочих лопаток вентилятора, величина которой была определена в результате трехмерного прочностного моделирования с учетом газодинамических нагрузок, определенных при газодинамическом моделировании вентилятора.

В качестве граничных условий на входе в расчетную область задавались значения полного давления $p^* = 101325$ Па и полной температуры $T^* = 288,15$ К. На выходе из каждого контура задавался расход рабочего тела. Соотношение расходов на выходе из каждого контура соответствовало требуемому значению степени двухконтурности.

Для выбора настроек расчетной сетки и модели турбулентности было создано несколько численных моделей с разной плотностью расчетной сетки и разными моделями турбулентности. С их помощью были рассчитаны характеристики и выполнено их сравнение с экспериментальными характеристиками. На основе проведенных исследований окончательно была выбрана расчетная сетка, содержащая около 7 млн. элементов, и модель турбулентности Spalart-Allmaras.

На втором этапе работы была создана численная модель, учитывающая имитатор входной неравномерности на входе в вентилятор (рис. 3). В такой постановке требуется нестационарное моделирование, поэтому численная модели вентилятора была упрощена. Был устранен разделитель контуров (задача стала одноконтурной), а в расчетная область стала содержать только РК и модельный НА («уделенный вверх» НА вентилятора внутреннего контура). Ко входной границе доменов вентилятора был пристроен входной участок, имитирующий входной канал двигателя с интерцептором. Его геометрия создана в программном комплексе Numesa IGG. Было создано несколько вариантов его геометрии, отличавшихся длиной, на которую был выдвинут интерцептор. Общее число конечных объемов расчетной модели, показанной на рис. 3 составило 4 млн. Сеточные модели доменов РК и НА были сделаны с настройками, определенными по результатам ранее выполненных исследований.

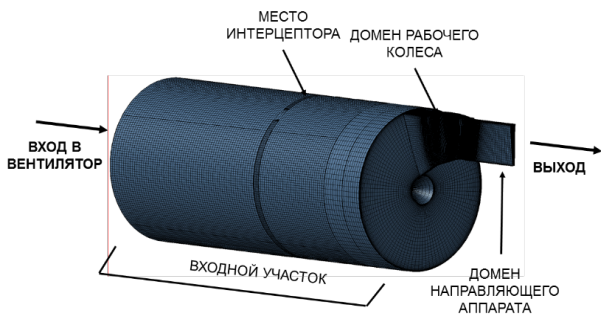


Рис. 3. Численная модель вентилятора с имитатором входной неравномерности

Затем была проведена серия квазинестационарных расчетов методом NLN, отличающихся расстоянием, на которое был выдвинут интерцептор. Анализ полученных результатов показал, что перекрытие проточной части входного канала интерцептором вызывает появление отрывной зоны на входе в вентилятор, которая оказывает существенное влияние на его рабочий процесс.

Количественная оценка влияния перекрытия проточной части входного канала на параметры рабочего процесса компрессора приведена на рис. 4.

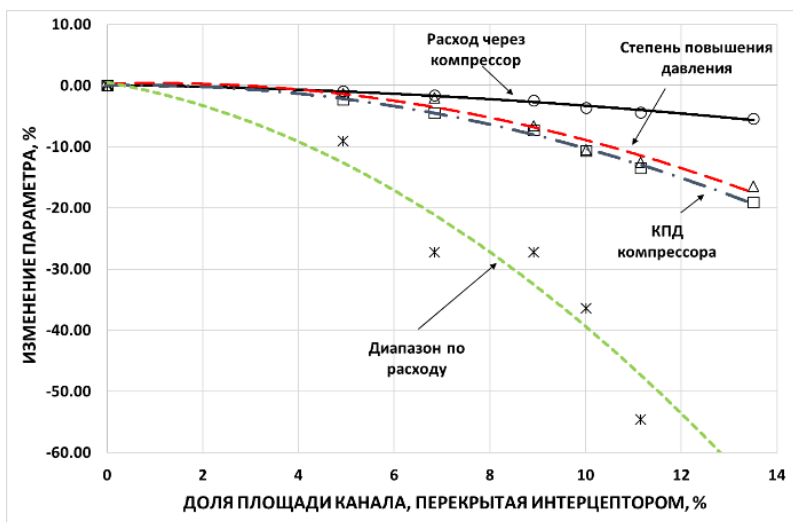


Рис. 4. Изменение параметров вентилятора в зависимости от положения интерцептором

Как видно из рис. 4, рост степени выдвижения интерцептора ухудшает параметры не линейно, а по параболической зависимости. Наименее всего изменится расход рабочего тела (при уменьшении площади входного канала на 10% снижается на 3%). Более всего изменяется разница между расходами запираания и срыва (при уменьшении площади канала на 10% снижается на 40%). При уменьшении площади канала на 10% КПД компрессора уменьшается на 11% (отн.), а степень повышения давления на 9%.

Литература

1. Кампти, Н. Аэродинамика осевых компрессоров [Текст] / Н. Кампти. М.: Мир, 2000. 688 с.
2. Зрелов В.А. Отечественные ГТД. Основные параметры и конструктивные схемы. Часть 2. Самара: СГАУ, 2002. 250 с.

ЧИСЛЕННОЕ РЕШЕНИЕ УРАВНЕНИЙ МЕТОДА НЕЛИНЕЙНЫХ ГАРМОНИК С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ СХЕМ ГОДУНОВСКОГО ТИПА НА НЕСТРУКТУРИРОВАННЫХ СЕТКАХ

О.Б. Бутаков

ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, г. Москва, butakovoleg@gmail.com

Метод нелинейных гармоник, впервые предложенный в работе [1], является мощным инструментом моделирования периодических нестационарных гидродинамических течений, в частности течений в турбореактивных установках. Этот подход предполагает решение осредненных по времени уравнений Навье-Стокса, дополненных комплексными уравнениями переноса относительно амплитуд гармоник нестационарных возмущений:

$$\begin{aligned} \mathbf{Q} &= \bar{\mathbf{Q}} + \mathbf{Q}' = \bar{\mathbf{Q}} + \sum_k \left(\tilde{\mathbf{Q}}_k e^{i\omega t} + \tilde{\mathbf{Q}}_{-k} e^{-i\omega t} \right), \\ \nabla \cdot \bar{\mathcal{F}}(\bar{\mathbf{Q}}, \mathbf{Q}') &= 0, \quad i\omega \tilde{\mathbf{Q}}_k + \nabla \cdot \tilde{\mathcal{F}}_k(\tilde{\mathbf{Q}}_k, \bar{\mathbf{Q}}) = 0. \end{aligned} \quad (1)$$

Уравнения (1) метода нелинейных гармоник обычно [1] решаются методом установления по псевдовремени. В литературе тема пространственной дискретизации уравнений (1) встречается не часто. Обычно применяются центральные схемы с сенсорами давления, использование которых на неструктурированных сетках может сопровождаться возникновением неустойчивостей.



Рис. 1: Распространение возмущений плотности от двух точечных источников с некрatными амплитудами, полученное методом нелинейных гармоник с применением гoдуновских схем

В свою очередь, при расчете на неструктурированных сетках успешно применяются схемы гoдуновского типа с реконструкциями, позволяющие моделировать с высокой точностью широкий спектр задач. Мы рассмотрим вопрос построения гoдуновских схем для уравнений (1). Ключевой частью Гoдуновской схемы является приближенный решатель задачи Римана. Мы построим аналоги широко-известных решателей Local-Lax-Friedrichs и Roe для уравнений метода нелинейных гармоник, которые применим в схеме с

кусочно-линейными реконструкциями методом наименьших квадратов.

Будут приведены результаты тестовых расчетов, демонстрирующие высокую точность и эффективность предложенных разностных схем.

Работа поддержана грантом РФФ 21-71-10100.

Литература

1. He, Li and Wei Ning. Efficient Approach for Analysis of Unsteady Viscous Flows in Turbomachines. *AIAA Journal* 36 (1998): 2005-2012.

РАЗРАБОТКА КОМПРЕССОРА ГТЭ-170.2

А.К. Воробьев, Ф.А. Малышев

Акционерное общество «Силовые машины – ЗТЛ, ЛМЗ, Электросила, Энергомашэкспорт», г. Санкт-Петербург, vorobyev_ak@power-m.ru, malyshev_fa@power-m.ru

Повышение технико-экономических показателей газотурбинных установок является одной из основных задач современного газотурбостроения. Активное внедрение и распространение методов расчета вязкого трехмерного течения в ступенях проточных частей газотурбинных установок позволяет использовать этот подход в задачах повышения эффективности и мощности турбомашин.

В ходе выполнения работ по проектированию установки ГТЭ-170.2 на повышенные параметры поставлена задача разработать компрессор с увеличенным расходом воздуха на 6,4%, степенью сжатия на 8,3% относительно базового компрессора. Также задание предполагало увеличение коэффициента полезного действия на величину не менее 0,5% и сохранение запасов устойчивой работы в сравнении с базовым компрессором.

Базовым компрессором для установки ГТЭ-170.2 является 16 ступенчатый осевой компрессор установки ГТЭ-170.1. Модернизация этого компрессора проводилась за счет перепроектирования входной группы ступеней (с 1 по 5 ступень). Перепроектирование осуществлялось в части изменения углов рабочих и направляющих лопаток и изменением C_{max} профиля с сохранением присоединительных размеров и диаметральных обводов.

Для аэродинамического перепроектирования входной группы ступеней в качестве расчетного инструмента использовался алгоритм непрямой оптимизации на основе самоорганизации IOSO [5] в связке с ПО Numeca AutoBlade, Autogrid5 [3] и Ansys CFX [4] (рис. 1). Для оценки прочностных параметров использовалось ПО Ansys Mechanical [4].

Модернизация компрессора ГТЭ-170.2 проходила в два этапа. На первом этапе определена концепция усовершенствования проточной части в части увеличения расхода

воздуха и повышения степени сжатия за счет первых двух ступеней. На втором этапе проходила оптимизация лопаточного аппарата входной группы ступеней компрессора по коэффициенту полезного действия.

В связи с ограничением максимального количества входных переменных IOSO (100 переменных) группа входных ступеней в ходе аэродинамической оптимизации разбивалась на несколько блоков.

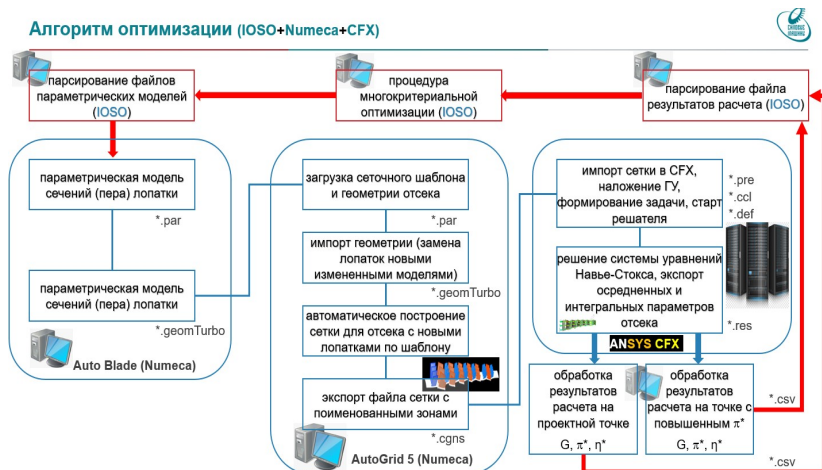


Рис. 1. Алгоритм оптимизации проточной части компрессора ГТЭ-170.2

Первый блок состоял из ВНА и первой ступени компрессора, во втором блоке оптимизировались ступени со второй по четвертую. И отдельно доводились пятая и шестая рабочие лопатки компрессора.

По результатам серий оптимизационных расчетов разработана геометрия проточной части компрессора ГТЭ-170.2, удовлетворяющая всем требованиям технического задания. Расход воздуха через компрессор в рабочей точке увеличен на 7%, степень сжатия – на 9%, КПД – на 0,7%. Характеристика компрессора (с учетом прочностной доводки) при температуре наружного воздуха при плюс 15⁰С приведена на рис. 2.

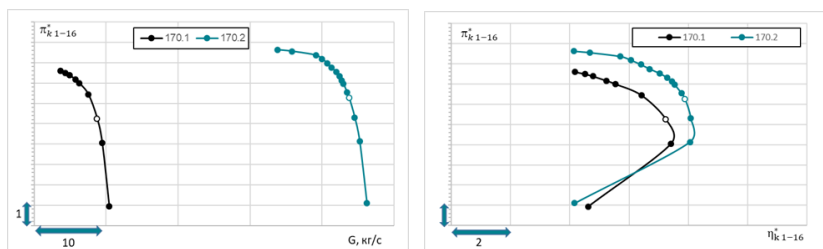


Рис. 2. Расчетные характеристики модернизированного компрессора 170.2

В ходе комплексной поэтапной аэродинамической и прочностной доводки 16-ступенчатого компрессора ГТЭ-170.2 разработанная и апробированная математическая модель трехмерной оптимизации проточной части с помощью IOSO в связке с ПО Numeca AutoBlade, Autogrid5, Ansys CFX и вычислительным кластером показала высокую эффективность. По результатам работ спроектирована проточная часть компрессора ГТЭ-170.2, соответствующая требованиям технического задания.

Литература

1. Schnoes, M. A Database of Optimal Airfoils for Axial Compressor Throughflow Design / M. Schnoes, E. Nicke // Proceedings of the ASME Turbo Expo. 2016. Paper No. GT2016-56241. P. 1–12.
2. АО «Силловые машины». URL: <https://power-m.ru>
3. Numeca. URL: <http://www.numeca.com/home>
4. ANSYS. URL: <http://www.ansys.com>
5. «Сигма Технология». URL: <http://www.iosotech.com/ru/optimization.htm>

АВТОМАТИЗИРОВАННЫЙ ГЕНЕРАТОР БЛОЧНО-СТРУКТУРИРОВАННЫХ РАСЧЕТНЫХ СЕТОК ДЛЯ ТУРБОМАШИН TURBOR&D.MESHER

Д.В. Ворошнин¹, Р.А. Загитов^{1,2}, С.Д. Сальников¹,
Н.В. Шуваев^{1,2}

¹ООО «ИЦЧисл», Санкт-Петербург, *d.voroshnin@rescent.ru*

²ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, Москва, *tatiana.kozubskaya@gmail.com*

Работа посвящена разработке и реализации методики автоматического построения расчетных сеток для турбомашин в программном комплексе (ПК) TurboR&D.Mesher. Рассматривается многоблочная структурированная расчетная сетка. Блок расчетной сетки представляет собой упорядоченный трехмерный массив узлов. Блоки расчетной сетки соединяются между собой «узел в узел», то есть координаты соответствующих узлов смежных блоков расчетной сетки совпадают. Задача построения расчетной сетки заключается в определении многоблочной топологии и координат узлов расчетной сетки таким образом, чтобы расчетная сетка удовлетворяла заданным критериям качества: невырожденность, ортогональность и др.

Основная идея используемого для оптимизации расчётной сетки вариационного метода [1, 2] заключается в выборе некоторых целевых форм и размеров для каждой ячейки и последующей оптимизации расчетной сетки таким образом, чтобы формы и размеры ячеек расчетной сетки приближались к целевым. В качестве целевых форм всех ячеек расчетной сетки используются прямоугольные параллелепипеды. Целевые размеры выбираются с учетом кривизны границ расчётной области и заданных сгущений расчетной сетки в областях, где ожидаются большие градиенты искомым характеристик (вблизи твердых стенок). В качестве методов оптимизации используются метод Ньютона-Рафсона, градиентные методы, метод Монте-Карло.

Вторым ключевым моментом при разработке ПК TurboR&D.Mesher была разработка алгоритмов автоматического определения топологии расчетной сетки. Используемый сеточный шаблон позволяет перейти от задачи построения трёхмерной

топологии к последовательному построению нескольких двумерных топологий. Для построения двумерных топологий реализовано 2 алгоритма. Первый основан на использовании срединной оси расчетной области (medial axis set) [3]. Алгоритм обладает достаточной универсальностью относительно сложности геометрических границ расчётной области и применяется для моделирования различных притрактовых полостей. Второй алгоритм разработан для построения топологии расчетной сетки непосредственно в межлопаточном канале и аналогичен методу продвигающегося фронта для генерации неструктурированных расчетных сеток. При этом строится единая двумерная топология с учётом нескольких различных геометрических сечений по высоте лопатки.

В настоящее время в ПК TurboR&D.Mesher реализованы возможности построения расчетной сетки в ручном и автоматическом режиме с учетом радиальных зазоров и галтелей, лабиринтов уплотнения и отборов воздуха, обтекателей и двухконтурных конфигураций. ПК TurboR&D.Mesher протестирован на различных геометриях осевых и радиальных компрессоров и турбин, вентиляторов, насосов, суммарное количество сеток в тестовой базе превышает 4000.

Дополнительно разработаны утилиты для конвертации сетки и автоматизации подготовки расчётной модели в 3D газодинамическом решателе уравнений Навье-Стокса NOISEtte, разрабатываемом в ИПМ им. М.В. Келдыша РАН.

Разработка газодинамического решателя выполняется при поддержке Российского научного фонда, проект N. 21-71-10100.

Литература

1. Azarenok B.N. A variational hexahedral grid generator with control metric. *J. Comput. Phys.*, v.218, 2006, pp.720–747.
2. Ivanenko S.A. Harmonic mappings in: Thompson J.F., Soni B.K., Weatherill N.P. (Eds) *Handbook of Grid Generation*. CRC Press, Boca Raton, FL, 1999 (Chapter 8).
3. Fogg, H.J., Armstrong, C.G., Robinson, T.T. (2016). Enhanced medial-axis-based block-structured meshing in 2-D. *Computer-Aided Design*, 72, 87–101.

РАЗРАБОТКА 3D ГАЗОДИНАМИЧЕСКОГО РЕШАТЕЛЯ В РАМКАХ СИСТЕМЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ И РАСЧЕТА ТУРБОМАШИН TURBO.R&D

Д.В. Ворошнин¹, А.В. Горобец², А.П. Дубень², Т.К. Козубская²,
О.В. Маракуева^{1,2}

¹ООО «ИЦ ЧИссл», Санкт-Петербург, *d.voroshnin@rescent.ru*

²ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, Москва, *tatiana.kozubskaya@gmail.com*

Компания ООО «Инженерный Центр Численных Исследований», основываясь на богатом опыте работы, начала разработку системы специализированного программного обеспечения САЕ для турбомашиностроения в рамках импортозамещения: профилиатора 3D геометрии лопаточных машин, структурированных сеточных генераторов (лопаточного и общего назначения), 3D газодинамического решателя.

В докладе приводится описание основного функционала и характеристик 3D газодинамического решателя уравнений Навье-Стокса NOISEtte, разрабатываемого в ИПМ им. М.В. Келдыша РАН. Приводится оценка его возможностей при решении задач турбомашиностроения на базе валидации, сравнения результатов и скорости работы с коммерческими решателями для ряда различных задач: плоских решеток, 3D многоступенчатых конфигураций компрессоров и турбин. Также обсуждаются преимущества решателя перед существующими коммерческими кодами и основные этапы его дальнейшего развития.

Разработка газодинамического решателя выполняется при поддержке Российского научного фонда, проект N. 21-71-10100.

РАЗРАБОТКА СИСТЕМЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ И РАСЧЕТА ТУРБОМАШИН TURBOR&D

Д.В. Ворошнин¹, А.В. Горобец², А.П. Дубень², Р.А. Загитов¹,
Т.К. Козубская², О.В. Маракуева¹, **А.И. Овчинников¹**,
Н.В. Шуваев¹

¹ООО «ИЦЧИssl», Санкт-Петербург, *d.voroshnin@rescent.ru*

²ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, Москва, *tatiana.kozubskaya@gmail.com*

Компания ООО «Инженерный Центр Численных Исследований» является одним из лидеров в направлении вычислительной газовой динамики в турбомашиностроении. За время работы компания выполнила более 100 проектов по проектированию, анализу, доводке турбомашин различных классов: от промышленных до авиационных. Компания внедрила в производственный цикл лидеров отечественного турбомашиностроения современные системы проектирования и анализа. Основываясь на богатом опыте работы, ООО «Инженерный Центр Численных Исследований» начала разработку системы специализированного программного обеспечения CAE для турбомашиностроения в рамках импортозамещения: профилиатора 3D геометрии лопаточных машин, структурированных сеточных генераторов (лопаточного и общего назначения), 3D газодинамического решателя.

В докладе приводится описание основного функционала блочно-структурированного сеточного генератора для лопаточных машин, эффективность которого уже подтверждена на обширной базе примеров турбомашин различного типа. Также обсуждаются преимущества разрабатываемого сеточного генератора перед существующими коммерческими кодами и основные этапы его дальнейшего развития.

Описываются основные характеристики 3D газодинамического решателя уравнений Навье-Стокса NOISEtte, адаптируемого совместно с ИПМ им. М.В. Келдыша РАН. Приводится оценка его возможностей при решении задач турбомашиностроения на базе валидации и сравнения результатов и скорости работы с другими решателями для ряда примеров.

Разработка газодинамического решателя выполняется при поддержке Российского научного фонда, проект N. 21-71-10100.

АВТОМАТИЧЕСКОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ ТОПОЛОГИИ ДВУМЕРНЫХ БЛОЧНО-СТРУКТУРИРОВАННЫХ РАСЧЕТНЫХ СЕТОК В ПК TURBOR&D.MESHER

Д.В. Ворошнин, Р.А. Загитов, С.Д. Сальников, Н.В. Шуваев

ООО «ИЦЧИссл», Санкт-Петербург, contact@rescent.ru

Данная работа посвящена методике автоматического определения топологии блочно-структурированных расчетных сеток. Рассматривается блочно-структурированная расчетная сетка, то есть расчетная область описывается не одним упорядоченным набором узлов, а несколькими четырехгранными блоками. Внутренний узел расчетной сетки, в котором стыкуются четыре блока, является типовым. Если в узле стыкуются три или пять блоков, то такой узел называется отрицательной либо положительной сингулярностью, соответственно. Введение сингулярностей позволяет избегать сильно деформированных элементов, а также позволяет улучшить общее качество расчетной сетки, сохраняя при этом преимущества использования структурированных расчетных сеток. Построение топологии расчетной сетки происходит в два этапа. Первое это определение местоположения сингулярностей, и второе - построение топологии блоков расчетной сетки на основе полученных данных о сингулярностях.

Основная идея рассматриваемого в работе метода заключается в анализе топологии срединной оси (Medial Axis) [1] с учетом геометрических данных расчетной области и последующим разбиением расчетной области на блоки [2]. Для построения срединной оси используется ограниченная триангуляция Делоне, которая строится по равномерно распределенным узлам на границах расчетной области, также на триангуляцию накладывается ограничение, что все полученные треугольники должны находиться внутри расчетной области. Для полученной триангуляции находятся центры описанных около треугольников окружностей. По данным центрам строится приближенная срединная ось. Для каждой точки срединной оси проводится анализ на основе угла между перпендикулярами из данной точки к границам расчетной области. В итоге данного

анализа определяется наличие и местоположение сингулярностей. На основе полученной информации о сингулярностях, и геометрических границах области производится разбиение расчетной области на блоки. Для инициализации расчетной сетки на полученной топологии блоков, используются алгебраические методы построения сеток. Полученная блочно-структурированная расчетная сетка оптимизируется при помощи средств ПК TurboR&D.Mesher.

Тестирование данного алгоритма проводится на притрактовых областях, таких как отборы воздуха из проточной части, и лабиринтные уплотнения различных осевых и радиальных компрессоров и турбин. Также возможно применение реализованного алгоритма для построения расчетных сеток иных двумерных областей.

В настоящее время в ПК TurboR&D.Mesher реализованы возможности построения расчетной сетки в автоматическом режиме для притрактовых полостей.

Литература

1. Fogg, H.J., Armstrong, C.G., & Robinson, T.T. (2016). Enhanced medial-axis-based block-structured meshing in 2-D. *Computer-Aided Design*, 72, 87–101.
2. Sun, L., Armstrong, C.G., Robinson, T.T., & Papadimitrakis, D. (2021). Quadrilateral multi-block decomposition via auxiliary subdivision. *Journal of Computational Design and Engineering*, 8(3), 871–893.

РАСЧЕТНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗДЕЙСТВИЯ НРУ НА ХАРАКТЕРИСТИКИ ВЕНТИЛЯТОРА С НЕРАВНОМЕРНЫМ ВХОДНЫМ ПОТОКОМ

Я.М. Дружинин, В.И. Милешин

ЦИАМ им. П.И. Баранова, Москва, ymdruzhinin@ciam.ru

Использование надроторных устройств является хорошо известным способом повышения уровня запаса газодинамической устойчивости компрессоров и имеет широкое применение, как на КНД, так и на КВД турбовентиляторных двигателей. ЦИАМ обладает большим опытом разработки и исследования особенностей работы НРУ целевого и лабиринтного типа на основе экспериментальных и расчётных методов. Численное моделирование работы НРУ в рамках решения системы уравнений Рейнольдса представляет собой сложную задачу ввиду существенного вклада нестационарных эффектов при взаимодействии НРУ и лопаток ротора. Как правило, вентиляторы современных двигателей с прямым приводом и высокой степенью двухконтурности разрабатываются таким образом, чтобы уровень запаса газодинамической устойчивости, а также низкий уровень переменных напряжений в лопатках был обеспечен во всем диапазоне режимов работы без использования надроторных устройств. Однако в некоторых случаях могут быть реализованы условия, существенно ухудшающие эти характеристики.

В настоящей работе рассмотрено воздействие НРУ лабиринтного типа на нестационарный характер обтекания лопаточного венца рабочего колеса модели двухконтурного вентилятора с $U \sim 400$ м/с в условиях неравномерного входного потока (рис. 1). Исследуется эффект воздействия на локальные и интегральные аэродинамические характеристики. Рассматриваются два варианта вентилятора: с гладкой проточной частью и с надроторным устройством лабиринтного типа. По результатам расчета собственных частот колебаний лопатки для моделирования нестационарного течения был выбран режим, на котором присутствует возможный резонанс. Выполняется нестационарный URANS расчет с пластинчатым интерцептором

во входном канале для создания входной неравномерности. Производится накопление мгновенных полей давления на поверхности лопатки для выполнения Фурье-анализа и расчёта напряженно-деформированного состояния. Показано, что НРУ оказывает существенное воздействие на нестационарное поле течения в межлопаточных каналах вентилятора в условиях неравномерного входного потока.

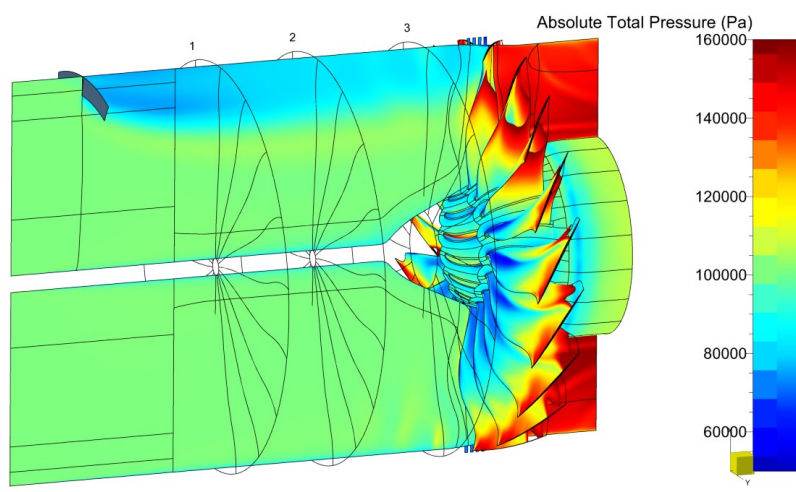


Рис. 1. Мгновенное поле полного давления в проточной части вентилятора с неравномерным входным потоком

АНАЛИЗ ВЛИЯНИЯ ФОРМЫ СМЕСИТЕЛЯ НА АКУСТИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ВЫХОДНОГО УСТРОЙСТВА ДВИГАТЕЛЯ ДЛЯ РЕГИОНАЛЬНОГО САМОЛЕТА СРЕДСТВАМИ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОГО ЭКСПЕРИМЕНТА

А.В. Косоногова, К.Р. Пятунин, Д.С. Ханталин

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

При разработке новых модификаций турбореактивных двигателей для региональной авиации, которые создавались и проходили сертификацию в начале двухтысячных годов весьма актуальной становится задача обеспечения более жестких требований по уровню шума, установленными в главе 14 стандарта ИСАО при максимальном уровне унификации конструкции двигателя с прототипом. Особенную актуальность этот вопрос приобретает если двигатель имеет невысокую степень двухконтурности и смешение потоков, т.к. в таких двигателях резервы по снижению шума с помощью модернизации системы шумоглушения минимальны, а одним из основных источников шума является реактивная струя.

Численное моделирование шума, генерируемого при истечении реактивной струи рассматривалось множеством авторов, однако большинство работ содержат результаты моделирования модельных сопел, а значительная часть работ по полноразмерным выходным устройствам авиационных двигателей относится к соплам с раздельным истечением.

В работе представлены результаты численного моделирования генерации и распространения шума при истечении реактивной струи из полноразмерного сопла турбореактивного двигателя со смешением потоков. Моделирование выполнено для двух конфигураций смесителя и проанализировано его влияние на акустические характеристики выходного устройства.

Литература

1. Численное моделирование нестационарных явлений в газотурбинных двигателях: Научное издание / Августинovich В.Г., Шмотин Ю.Н. и др. – М.: Машиностроение, 2005. – 536 с.
2. Расчеты и измерения характеристик шума, создаваемого в дальнем звуковом поле реактивными самолетами. / Под ред. Л.И. Соркина. М., 1968.
3. ANSYS v.19.2 Fluent User's Guide, 2018.

НЕСТАЦИОНАРНОЕ ВЗАИМОДЕЙСТВИЕ ВХОДНЫХ КАМЕР И РАБОЧИХ КОЛЁС В СТАЦИОНАРНЫХ ЦЕНТРОБЕЖНЫХ КОМПРЕССОРАХ

А.Н. Любимов, И.В. Чеглаков

ООО НПФ "ЭНТЕХМАШ", Санкт-Петербург,

cheglaakov@entechmach.com

Основным направлением деятельности фирмы является глубокая модернизация проточных частей стационарных центробежных компрессоров (ЦК) с сохранением существующего корпуса. Существующий корпус вносит свои геометрические ограничения в возможный облик новой проточной части. Имеются ограничения по диаметру и осевому габариту корпуса, возможности или невозможности замены торцевых крышек, положению фланцев трубопроводов. Для достижения современного уровня КПД компрессора требуется проектировать не только лопаточные аппараты, но и входные камеры и улитки.

В данном докладе будет рассмотрено несколько реальных примеров проектирования входных камер с учётом геометрических ограничений и нестационарного влияния на рабочее колесо. Расчёты взаимного влияния были проведены в программе Numesa Fine/Open [1] методом NLN. Будут определены критерии для проектирования входных камер стационарных ЦК. Будет показано важность влияния равномерности течения в входной камере на КПД смежных рабочих колёс (РК) с разными коэффициентами расхода, показано сравнение влияния исходных и перепроектированных входных камер на течение в РК (рис. 1), сделан вывод о второстепенности критерия снижения коэффициента потерь в входной камере. Показано применимость метода NLN для решения данных задач в промышленном проектировании в сжатые сроки работы над проектом.

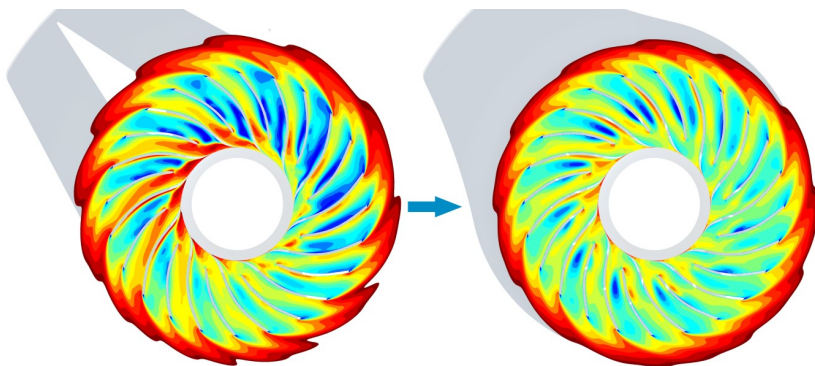


Рис. 1. Влияние формы входной камеры на равномерность течения в дозвуковом осерадиальном рабочем колесе. На рисунке представлена скорость в относительной системе координат.

Слева – исходная, справа – модернизированная.

Литература

1. FINE™/Open with OpenLabs™ 10.1 User Guide.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ГАРМОНИЧЕСКИХ МЕТОДОВ ДЛЯ РАСЧЕТА ТОНАЛЬНОГО ШУМА ВЕНТИЛЯТОРОВ И КОМПРЕССОРОВ

В.И. Милешин, А.А. Россихин

ФАУ ЦИАМ им. П.И. Баранова, Москва, aarossikhin@ciam.ru

При разработке авиационных двигателей для гражданской авиации существенной проблемой является обеспечение низких уровней шума на местности и в салоне самолета. Наиболее значительной компонентой шума является тональный шум вентилятора. На некоторых режимах работы двигателя существенный вклад в шум может вносить также взаимодействие между венцами в подпорных ступенях вентилятора и в турбине низкого давления. Поэтому при проектировании перспективных авиационных двигателей важно иметь эффективные и достаточно точные методы оценки шума лопаточных машин.

В ЦИАМ разработан и реализован численный метод 3D расчета тонального шума лопаточных машин в ближнем и дальнем поле [1]. Метод основан на разложении нестационарного трёхмерного вязкого потока в системе отсчета лопаточного венца на две части: на стационарный неоднородный трёхмерный вязкий поток и нестационарные трёхмерные возмущения. Невязкие уравнения для возмущений решаются с использованием численных схем высокого порядка, хорошо зарекомендовавших себя при проведении исследований в области вычислительной акустики.

В рамках численного метода дискретизация по пространству построена на основе метода конечных объемов, с использованием обобщенной на метод конечных объемов DRP схемы (Dispersion Relation Preserving Scheme) [2]. При проведении расчета можно выбирать порядок схемы. Для дискретизации уравнений по времени используется шестишаговая схема Рунге-Кутты типа HALE-RK (High-Accuracy Large-step Explicit Runge-Kutta) четвертого порядка [3]. Для расчета акустических характеристик в дальнем поле используется метод, основанный на уравнении Фокс Вильямса – Хоукинга.

С использованием численного метода можно проводить как расчет генерации шума, при взаимодействии венцов, так и расчет распространения излучения по каналам лопаточной машины. В обоих случаях возможно использование как линейных, так и нелинейных уравнений для возмущений.

Проведение нестационарного расчета допускается как во временной, так и в частотной области. В первом случае производится непосредственное решение дискретизированных уравнений в течение заданного числа шагов по времени. Во втором случае решение ищется в виде конечного набора полей гармоник некоторой базовой частоты, достаточного для описания эволюции течения во времени. При этом нестационарная задача сводится к стационарной задаче для набора коэффициентов Фурье. Для целого ряда задач, метод расчета в частотной области обеспечивает более быструю сходимость решения. Для расчета нестационарного взаимодействия между венцами многоступенчатой турбомшины используется подход, основанный на представлении поля течения в виде комбинации гармонических фрагментов – совокупностей компонентов поля течения с одинаковой частотой и фазовым сдвигом между границами межлопаточного канала [4].

В рамках гармонических методов есть два различных подхода к построению интерфейсов между блоками, связанными с различными венцами. Один подход подразумевает разложение решений с обеих сторон интерфейса по азимутальным модам. Для заданного набора азимутальных мод параметры, характеризующие эти моды, передаются между венцами. Второй подход состоит в реконструкции временной зависимости поля течения с одной стороны от интерфейса, а затем разложения полученного решения в ряд Фурье по времени с другой стороны от интерфейса. Хотя этот подход более ресурсоёмок, он является более универсальным. При использовании численного метода, описываемого в работе, второй подход к построению интерфейсов мог использоваться ранее только для одноступенчатых турбомашин. В данной работе представлена отгалкивающаяся от формализма гармонических фрагментов реализация интерфейсов второго типа, предназначенная для использования при расчётах многоступенчатых турбомашин. Работоспособность этой методики продемонстрирована на различных тестовых примерах.

Литература

1. Nyukhtikov M.A., Rossikhin A.A., Sgadlev V.V., Brailko I.A., “Numerical method for turbo-machinery tonal noise generation and radiation simulation using CAA approach”, Proceedings of ASME Turbo Expo 2008: Power for Land, Sea and Air, GT2008, June 9-13, 2008, Berlin, Germany.
2. C.K.W. Tam, J.C. Webb. Dispersion-relation-preserving finite difference schemes for computational acoustics. *J. Comput. Phys.*, v.107, 1993, pp.262–281.
3. Allampalli V., Hixon R., Nallasamy M., Sawyer S.D. High-accuracy large-step explicit Runge–Kutta (HALE-RK) schemes for computational aeroacoustics, *Journal of Computational Physics*, vol. 228, pp. 3837–3850, 2009.
4. Rossikhin A.A., Pankov S.V., Milesin V.I. Numerical investigation of the first booster stage tone noise of a high bypass ratio turbofan, GT2016-57352, ASME Turbo Expo 2016, Seoul, South Korea, June 13-17, 2016.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ СИСТЕМЫ «СТУПЕНЬ-ДИФФУЗОР» НА ЧАСТИЧНЫХ РЕЖИМАХ НАГРУЗКИ

Е.Ю. Семакина¹, М.Г. Черкасова², В.А. Черников¹

¹*Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого, г. Санкт-Петербург*

²*Акционерное общество «Силовые машины – ЗТЛ, ЛМЗ, Электросила, Энергомашэкспорт», г. Санкт-Петербург, cherkasova_tm@power-m.ru*

На сегодняшний день большинство стационарных газовых турбин средней и большой мощностей имеют затурбинный выходной диффузор. Эффективность турбины во многом зависит от аэродинамики и восстановительной способности диффузора [1]. Проектирование газотурбинной установки (ГТУ), как правило, проходит для номинального режима ГТУ, при этом переменные режимы рассматриваются только с точки зрения поверочных расчётов. В силу наличия в затурбинном диффузоре силовых стоек, диффузор оказывается чувствителен к смене режима из-за неоптимального обтекания стоек и образования отрывов на режимах частичной нагрузки [2, 3].

На режимах частичной нагрузки с перебросом воздуха, угол атаки на силовые стойки диффузора достигает 40 градусов и более. Это приводит к развитым отрывам потока от стоек и большой неравномерности в диффузоре. Подмешивание дополнительного воздуха к такому возмущенному потоку, может вызвать пульсации, которые, в свою очередь, могут привести к разрушению конструкции, поэтому исследование течения в диффузоре на частичных режимах является актуальной и важной задачей.

На экспериментальном стенде ЭТ-4 Санкт-Петербургского политехнического университета имени Петра Великого были проведены исследования модельной системы «ступень-диффузор» созданной на основе прототипа ГТЭ-65 (рис. 1) на частичных режимах нагрузки без учёта и с учётом перебрасываемого воздуха из компрессора в затурбинный диффузор, который необходим на режимах нагрузки до 50% мощности.

В ходе экспериментов проводились замеры давления торможения с помощью пятиканальных зондов методом траверсирования 3D потока по площади контрольных сечений, которые приведены на рис. 1. Также, в сечении 7 проводились измерения пульсаций полного давления малоинерционным зондом с пьезорезистивным датчиком давления. Выполнялись регулярные измерения пристеночных давлений вдоль всего тракта, распределения давлений по поверхности силовой стойки в среднем сечении и параметров потока на входе в ступень. Режимные характеристики, такие как барометрическое давление, частота вращения вала, сила на рычаге гидротормоза и массовый расход воздуха, регистрировались в автоматическом режиме с заданным временным интервалом, что обеспечивало необходимую выборку этих величин для оценки случайных неопределенностей.

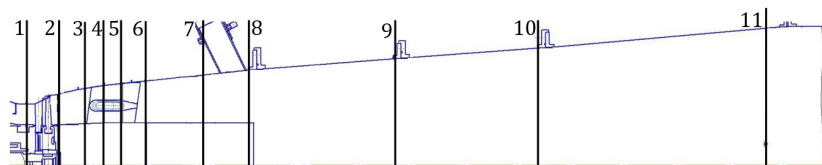


Рис. 1. Эскиз стенда ЭТ-4 с контрольными сечениями

Было исследовано 6 режимов с различной нагрузкой в диапазоне от 25% от 100% мощности турбины без переброса воздуха и 3 режима с нагрузкой менее 50% мощности с перебросом воздуха (рис. 2 и 3).

Для сравнения и оценки эффективности системы «ступень-диффузор» на каждом из режимов использовались следующие параметры:

η , $\eta_{\partial n}$ – КПД ступени, посчитанный по параметрам торможения на входе и статическим параметрам на выходе из ступени без и с дополнительным подводом (дп) соответственно.

η^* , $\eta^*_{\partial n}$ – КПД ступени, посчитанный по параметрам торможения на входе и выходе из ступени без и с дополнительным подводом (дп) соответственно.

$\eta_{+\partial}$, $\eta_{+\partial \partial n}$ – КПД системы «ступень-диффузор» по параметрам торможения на входе в ступень и статическим параметрам на выходе из диффузора без и с дополнительным подводом соответственно.

C_p – коэффициент восстановления статического давления в диффузоре, определяется как разница статических давлений на входе и выходе из диффузора, отнесенная к динамическому напору на входе в диффузор. Характеризует эффективность работы диффузора.

u/C_0 – характеристическое число, определяющее режим работы системы «ступень-диффузор».

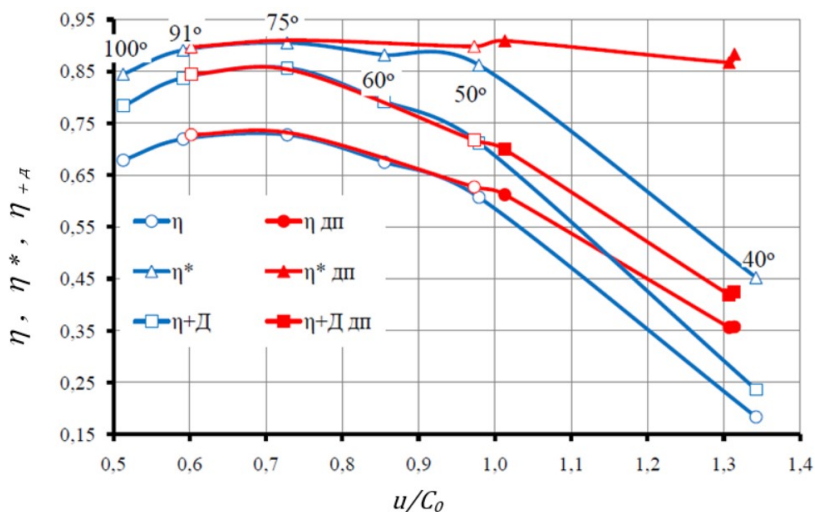


Рис. 2. Эффективность работы системы «ступень-диффузор» на частичных режимах нагрузки

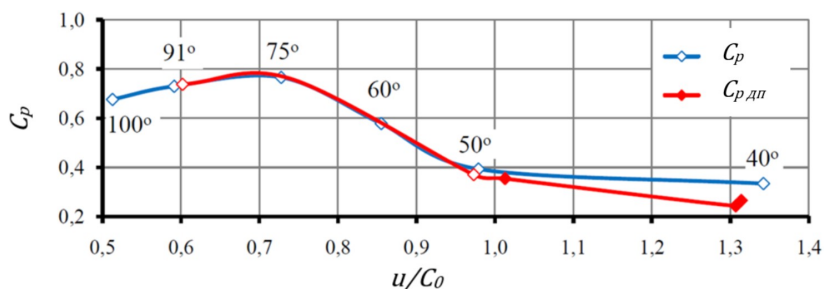


Рис. 3. Коэффициент восстановления давления в диффузоре на частичных режимах нагрузки

В ходе эксперимента был обнаружен интересный эффект – на режимах малой нагрузки дополнительный подвод воздуха

действует положительно на эффективность системы «ступень-диффузор», но отрицательно на коэффициент восстановления давления в диффузоре. Дело в том, что дополнительный подвод воздуха оказывает влияние на периферийные слои течения в кольцевом диффузоре, усугубляя отрыв. При этом уменьшается и локализуется циркуляционная отрывная зона за втулкой. Подтверждение этого было получено в ходе численных расчётов в программе ANSYS CFX, повторяющих эксперимент (рис. 4).

В сечении за силовыми стойками зарегистрированы пульсации полного давления, вызванные отрывами от стоек. Амплитуды пульсаций достигают 105% от динамического напора в сечении на расстоянии двух хорд от выходной кромки силовой стойки.

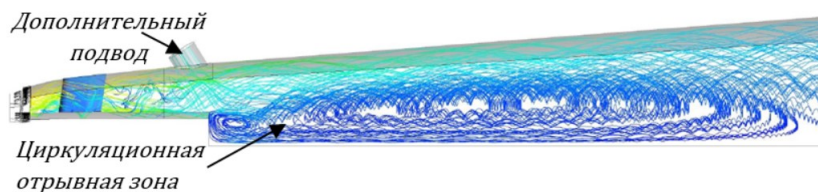


Рис. 4. Линии тока в диффузоре

Фазы пульсаций изменяются по высоте канала и зависят от величины расхода воздуха через дополнительные подводы.

Стоит отметить, что на режимах нагрузки 70-100%, численный и физический эксперименты дают хорошее совпадение в осесимметричной постановке. На частичных режимах, характеризующихся углами атаки на силовых стойках 40 градусов и более (менее 50% нагрузки), в межстоечном пространстве кольцевого диффузора происходит отрыв от стоек, из-за которого поток отрывается от периферийного обвода диффузора. В результате, течение в диффузоре становится неосесимметричным. Это приводит к необходимости моделировать всю окружающую во время численных расчётов, для получения достоверной структуры потока, высокого уровня совпадения результатов расчёта и эксперимента в выходной части кольцевого диффузора и в коническом диффузоре.

Литература

1. Черников В.А., Зандер М.С., Семакина Е.Ю. Экспериментальные и численные исследования структуры 3D-потока в блоке «ступень-выходной диффузор». – Научно-технические ведомости СПбГПУ. СПб., 2013. N. 2-2 (148). С. 52–61.
2. Vassiliev, V., Irmisch, S., Claridge, M., Richardson, D.P. Experimental and Numerical Investigation of the Impact of Swirl on the Performance of Industrial Gas Turbines Exhaust Diffusers. In Proceedings of the ASME Turbo Expo 2003, pp. 19–29.
3. M. Bauer, S. Hummel, M. Schatz. Investigation of the Flow Field and the Pressure Recovery in a Gas Turbine Exhaust Diffuser at Design, Part-load and Over-load Condition, In: Proceedings of ASME Turbo Expo 2020, GT2020-14310.

ПРОБЛЕМЫ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ШУМА ВИНТОВЫХ ДВИЖИТЕЛЕЙ АКУСТИКО- ВИХРЕВЫМ МЕТОДОМ

С.Ф. Тимушев, Е.Ю. Торопылина, П.А. Мошков,

А.А. Яковлев

*Московский авиационный институт (национальный
исследовательский университет), Москва, irico.harmony@gmail.com*

В настоящее время актуальной является задача разработки эффективных численных методов расчета аэроакустических характеристик различных типов винтовых движителей с целью обеспечения концепции акустического проектирования винтовых летательных аппаратов, т.е. по заданным акустическим параметрам. При этом возможности коммерческого программного обеспечения при решении данной задачи существенным образом ограничены.

В работе [1] представлено сравнение уровней звукового давления первой гармоники шума вращения для различных воздушных винтов в различных условиях эксперимента с расчетами по известным ранним теориям шума винта (Гутин Л.Я., Барри и Маглиоцци, Хансон) и численными расчетами на базе интегрального метода Фокса Вильямса–Хоукинга (FW-H), реализованными в пакетах коммерческих программ SmartRotor и STAR-CCM+. На рис. 1 представлена матрица тестовых конфигураций, рассмотренная для валидации расчетных моделей, а на рис. 2 представлено сравнение характеристик направленности первой гармоники шума винта для тестового случая N. 1, полученных на базе расчетных моделей и в эксперименте.

Было получено, что наилучшие результаты расчета со средней погрешность 7,2 дБ относительно экспериментальных данных обеспечивает модель Хансона. При этом модель Гутина показывает хорошее согласование с экспериментом при числах Маха набегающего потока менее 0,3, а модель Барри и Маглиоцци при числах Маха менее 0,6. А результаты расчета тонального шума воздушного винта в коммерческих продуктах (SmartRotor, STAR-CCM+) не могут быть использованы при

сопровождении проектирования винтовых ЛА ввиду высокой погрешности результатов расчета. Поэтому заинтересованные организации разрабатывают собственное программное обеспечение для моделирования шума воздушного винта [2–4].

Test Case	Author	Year	Propeller	No. of Blades	Diameter (m)	Free Stream Mach No.	Helical Tip Mach No.
1	Soderman and Horne ²²	1990	SR-2	4	0.591	0.2	0.77
2	Dittmar ⁴⁰	1989	SR-2	8	0.622	0.6	0.86
3	Dittmar ⁴⁰	1989	SR-2	8	0.622	0.8	1.15
4	Dittmar and Jeracki ⁷	1981	SR-3	8	0.622	0.5	0.72
5	Dittmar and Jeracki ⁷	1981	SR-3	8	0.622	0.8	1.14
6	Dittmar and Stang ⁴¹	1988	SR-7 ⁴²	8	0.622	0.6	0.86
7	Dittmar and Stang ⁴¹	1988	SR-7 ⁴²	8	0.622	0.8	1.15
8	Brooks and Metzger ⁴³	1980	SR-3	2	0.648	0.2	0.78
9	Brooks and Metzger ⁴³	1980	SR-3	4	0.648	0.32	0.91
10 [†]	Woodward ⁶	1987	SR-7 ⁴⁴	8	0.622	0.2	0.74
11	Hubbard ⁴⁵	1950	*	2	1.219	0.0	0.62
12	Brown and Ollerhead ⁴⁶	1971	Sensenich W60LK18	2	1.219	0.0	0.40
13	Brown and Ollerhead ⁴⁶	1971	W6 STD 8°	6	1.219	0.0	0.40
14	Dobrzynski et al. ⁴⁷	1986	F8475D-4	2	2.030	0.2	0.86

Рис. 1. Тестовые конфигурации для валидации расчетных моделей [1]

Главным плюсом численных методов при правильно поставленной задаче и граничных условиях является возможность учета всех параметров и факторов, влияющих на шумность винтового движителя. Недостаток большинства численных методов, приводящий к значительной погрешности моделирования до 10 дБ и более, связан с ошибкой решения задачи декомпозиции – разделения акустической и вихревой (псевдозвуковой) мод в области источника колебаний.

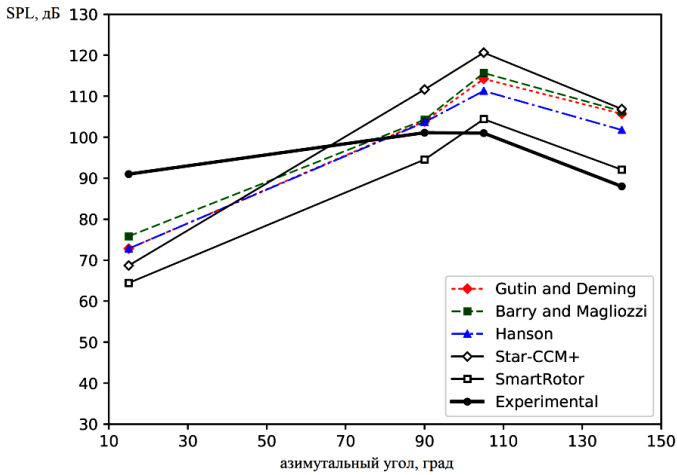


Рис. 2. Сравнение характеристик направленности первой гармоники шума винта для тестового случая N. 1, полученных на базе расчетных моделей и в эксперименте (рис. 1) [1]

В работе рассмотрен акустико-вихревой метод расчета шума тональных составляющих шума винтовых движителей [4]. Описаны проблемы, возникающие при моделировании звукового поля. Представлены примеры расчета винтовых движителей – воздушного винта самолета АН-2 и малоразмерного воздушного винта квадрокоптера.

В качестве примера на рис. 3 представлено распределение амплитуды первой гармоники шума винта самолета АН-2 в плоскости винта (а) и в меридиональной плоскости (б): режим работы винта – частота вращения винта 1238 об/мин, скорость набегающего потока 50 м/с. На рис. 4 выполнено сравнение уровней звуковой мощности первых трех гармоник шума винта, полученных при численном моделировании, с экспериментальными данными и расчетом по полуэмпирической модели [5, 6].

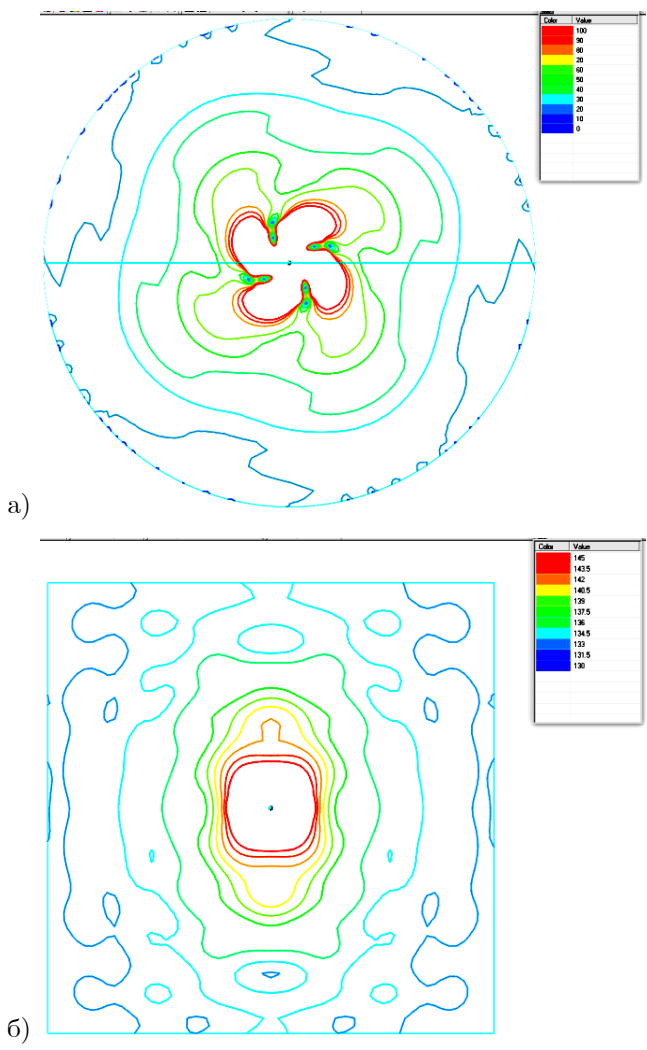


Рис. 3. Амплитуда (Па) первой гармоники шума винта самолета АН-2 (направление полета вдоль оси y)

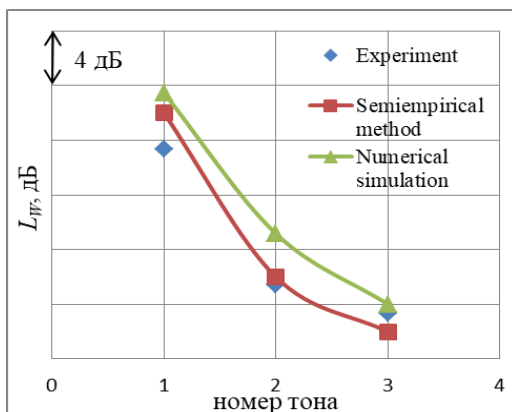


Рис. 4. Сравнение уровней звуковой мощности первых трех гармоник шума винта

Литература

1. Herniczek M.T.K., Feszty D., Meslioui S., Park J. Applicability of Early Acoustic Theory for Modern Propeller Design // 23rd AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. No. AIAA 2017-3865. 2017.
2. Кошьев В.Ф., Титарев В.А., Беляев И.В. Разработка методологии расчета шума винтов с использованием суперкомпьютеров // Ученые записки ЦАГИ. 2014. Т. XLV. N.2. С. 78–106.
3. Абалакин И.В., Аникин В.А., Бахвалов П.А., Бобков В.Г., Козубская Т.К. Численное исследование аэродинамических и акустических свойств винта в кольце // Известия РАН. МЖГ. 2016. N.3. С. 130–145.
4. Timushev S., Yakovlev A., Moshkov P. Numerical simulation of the light aircraft propeller noise under static condition // Akustika. 2021. Vol. 41. pp. 100–106.
5. Самохин В.Ф. Полуэмпирический метод прогноза шума воздушного винта // Инженерно-физический журнал. 2012. Т. 85. N.5. С. 1064–1072.
6. Мошков П.А., Самохин В.Ф. Интегральная модель шума винтомоторной силовой установки // Инженерно-физический журнал. 2018. Т. 91. N.2. С. 353–360.

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ КОЛИЧЕСТВА ЛОПАТОК СТАТОРА НА СТРУКТУРУ ШИРОКОПОЛОСНОГО И ТОНАЛЬНОГО ШУМА ВЕНТИЛЯТОРА ТРДД С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ЗОННОГО RANS-LES ПОДХОДА

В.А. Шорстов, В.Е. Макаров

ЦИАМ им. П.И.Баранова, Москва,

vashorstov@ciam.ru, vemakarov@ciam.ru

Представленный доклад посвящен сравнительному расчетному анализу структуры тонального и широкополосного шума ротор–статор взаимодействия двух вариантов модельной ступени вентилятора ТРДД со степенью двухконтурности ~ 8 , имеющих одинаковый ротор с 22-мя лопатками (прототип рабочего колеса вентилятора двигателя GE90), но разный статор с существенно разным числом лопаток (54 и 26), экспериментально исследованных в рамках программы NASA SDT (2001-2002 гг.).

В рамках настоящей работы полученные ранее результаты [1] по расчету шума варианта ступени NASA с 54 лопатками статора на режиме посадки (61.7% оборотов ротора, дозвуковое обтекание ротора), были дополнены аналогичными результатами для варианта ступени с 26 лопатками статора. Расчет проводился в зонной постановке на основе расчетной методики из работы [2] со входом в зону LES в $\sim 10\%$ хорды лопатки ротора за задними кромками лопаток ротора. Для каждого из рассмотренных вариантов ступени получены результаты по прохождению акустических возмущений по каналу воздухозаборника и их излучения через него.

Картины уровня акустического давления представлены на рисунке 1. Видно, что возмущения, генерируемые вариантом ступени со статором из 26-ти лопаток, несколько больше, чем для варианта со статором из 54-х лопаток и для обоих вариантов ступени их уровень слабо падает при прохождении по каналу мотогондолы и излучении из нее.

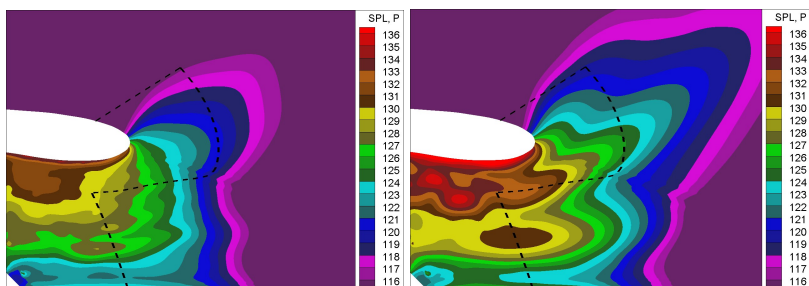


Рис. 1. Уровни акустического давления для вариантов ступени на режиме посадки: 54 лопатки статора (слева), 26 лопаток статора (справа)

Спектры акустической мощности, посчитанные через плоскость входа в вентилятор и внешние поверхности, с образующими, показанными черными штриховыми линиями на рисунке 1, представлены на рисунке 2.

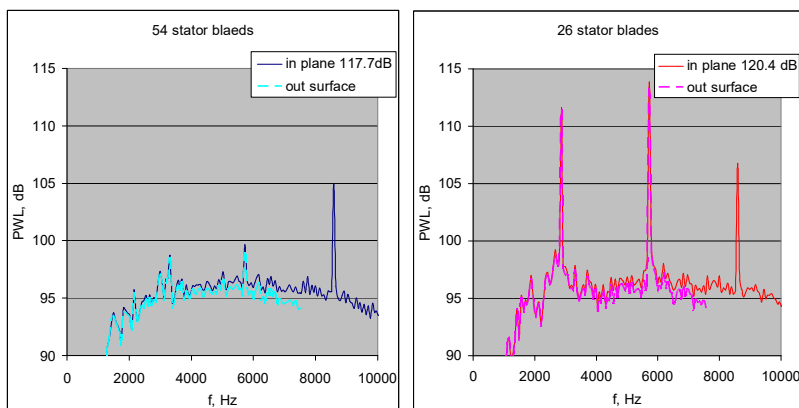


Рис. 2. Спектры акустической мощности для вариантов ступени на режиме посадки: 54 лопатки статора (слева) и 26 лопаток статора (справа)

До удвоенной частоты следования акустическая мощность через плоскость входа в вентилятор и внешнюю поверхность отличаются слабо, и, следовательно, воздухозаборник мотогондолы не является препятствием для излучения в дальнее поле присутствующих в расчете возмущений. Этим объясняется хорошее соответствие расчетного спектра перед вентилятором и экспериментального спектра, полученного по выходящим из

воздухозаборника мотогондолы возмущениям, для режима посадки [1]. Для более высоких частот есть расхождения, что может объясняться как недостаточным сеточным разрешением на внешней поверхности, так и влиянием мотогондолы.

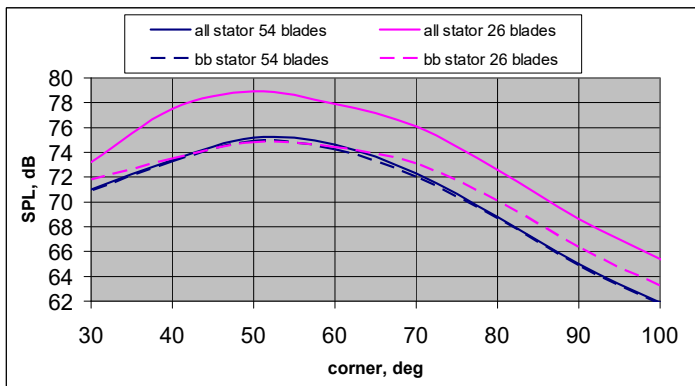


Рис. 3. Диаграммы направленности шума в дальнем поле (расстояние ~ 55 диаметров вентилятора) на режиме посадки для различных вариантов ступени

На рисунке 3 сопоставляются диаграммы направленности шума, в том числе и его широкополосных составляющих, выделенных из общего уровня. Для обоих вариантов ступени максимум излучения приходится на довольно острый угол 50° и падает на ~ 9 dB к 90° . По близости максимумов и характеру изменения по углу можно предположить, что модальная структура широкополосного шума не имеет сильных отличий.

На рисунке 4 представлены поля азимутальной декомпозиции акустической мощности в плоскости входа в вентилятор для варианта ступени с 26-ю лопатками статора на режиме посадки и варианта ступени с 54-мя лопатками статора на посадочном и проектном (взлетном) режиме, соответствующем 100% оборотов (сверхзвуковой режим обтекания ротора). Ярко красными точками отмечены моды с уровнем мощности более 90 dB. За редким исключением это тона ротор-статор взаимодействия либо распространяющиеся вперед скачки уплотнения для сверхзвукового режима. Точкам белых пунктирных линий будут соответствовать моды аналогичные тонам ротор-статор взаимодействия, но формируемые медленно

меняющимися по времени неоднородностями по ротору с угловыми числами, отличными от количества лопаток. Кроме этого можно заметить размытые зоны концентрации акустической мощности, отмеченные тонкими белыми линиями. Для дозвуковых режимов обтекания ротора они имеют схожий отрицательный наклон, но отличающийся шаг появления, а для нижней части рисунка 4, соответствующей большим оборотам, их наклон намного меньше. Механизм их появления пока не ясен, но можно предположить, что на частоту их появления влияет соотношение числа лопаток ротора и статора, а на угол наклона – некоторый скоростной параметр.

Литература

1. Труды ЦАГИ том 2807, сборник тезисов.
2. В.А. Шорстов, В.Е. Макаров. Расчет аэродинамических и акустических характеристик профиля NACA0012 с использованием зонного RANS-IDDES подхода. Математическое моделирование, 2018, том 30, N. 5, с. 19–36.

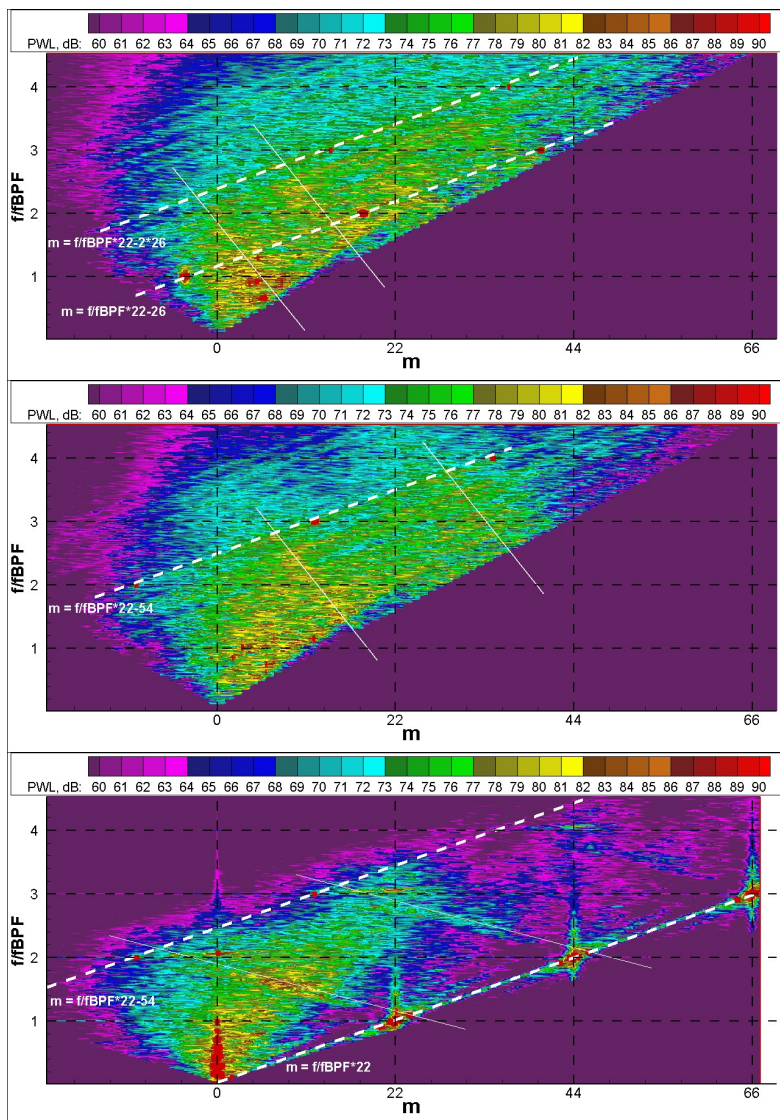


Рис. 4. Поля акустической мощности в координатах (угловая мода, частота) для различных вариантов ступени и разных оборотах ротора (последовательно сверху вниз): 26 лопаток статора и 61.7% оборотов ротора; 54 лопатки статора и 61.7% оборотов ротора; 54 лопатки статора и 100% оборотов ротора

Тестовые задачи

ТЕСТОВЫЙ ПРИМЕР: СВЕРХЗВУКОВОЕ ОБТЕКАНИЕ ТАНДЕМА КЛИНЬЕВ РАЗРЕЖЕНИЯ И СЖАТИЯ

С.М. Босняков

ФАУ ЦАГИ, г. Жуковский Московской обл., bosnyakov@tsagi.ru

Целью предлагаемого теста является анализ точности расчета отрывных зон с использованием классических и вновь создаваемых программных продуктов.

Работа поддержана «ЦКМ им. Белоцерковского», а также НИЦ РПТВАТ ЦАГИ.

Введение

Задача обтекания обратного уступа и следующего за ним клина сжатия является актуальной и вызывает интерес у различных групп ученых. Так, физические особенности возникающего за уступом течения подробно исследованы в работах [1-2]. При этом расчет в [2] выполнен методом DNS. Показано не только качественное, но и количественное соответствие расчетных и экспериментальных данных. Отмечено появление регулярных структур типа продольных вихрей Гетлера. Подробно исследованы волны сжатия и разрежения.

В рамках договора № 620-2014 между ФГУП ЦАГИ и ИТПМ СО РАН сотрудником ИТПМ А.А. Желтоводовым получены и систематизированы надежные экспериментальные данные, которые направлены в ЦАГИ в виде отчетов с первичной и вторичной документацией. По условиям договора «Все права на результаты интеллектуальной деятельности, в том числе способные к правовой охране, полученные при выполнении настоящего договора, принадлежат заказчику (ЦАГИ)».

Расчетные исследования предложенной задачи выполнены в ЦАГИ им. Жуковского и ИПМ им. Келдыша с применением различных подходов. В обоих случаях использованы оригинальные программные продукты EWT ЦАГИ и NOISEtte. Результаты расчета и эксперимента опубликованы [3].

1. Экспериментальная модель и особенности эксперимента в ИТПМ

Экспериментальная модель (см. рис. 1) представляла собой прямоугольные в плане параллельные пластины (1 и 3) шириной 400 мм, образующие прямой уступ высотой $h = 15$ мм на расстоянии 315 мм от передней кромки пластины. Общая длина модели 585 мм. С помощью вкладыша (2) с углом отклонения подветренной грани 45° реализована наклонная поверхность уступа. Модель установлена горизонтально на специальной опоре, размещенной под рабочей частью сверхзвуковой аэродинамической трубы (САДТ) Т-313 ИТПМ СО РАН [4], с помощью вертикального пилона, который проходил через технологический люк в ее полу. При этом положение поверхности пластины (1) примерно соответствовало горизонтальной плоскости симметрии рабочей части.

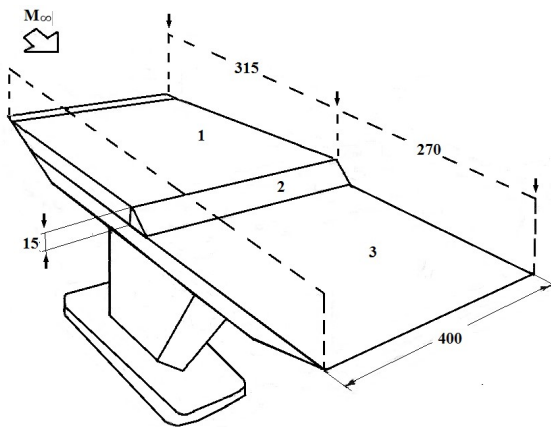


Рис. 1. Схема экспериментальной модели

Поверхности пластины (1), вкладыша (2), а также задней пластины (3) были дренированы. Дренажные отверстия диаметром 0.5 мм располагались в окрестности плоскости симметрии модели с переменным шагом от 1 до 5 мм. Для исключения влияния ламинарно-турбулентного перехода в пограничном слое на исследуемое течение на поверхности пластины (1) на расстоянии 3 мм от ее передней кромки располагался проволочный турбулизатор диаметром 0.5 мм. Измерения профилей полного давления в невозмущенном пограничном слое перед уступом, в отрывной

зоне и далее вниз по потоку проводились в окрестности вертикальной плоскости симметрии модели с помощью соответствующих миниатюрных пневмозондов. Зонды перемещались по вертикали в направлении от поверхности модели с помощью координатника. Минимальный шаг и точность их перемещения по вертикали 0.1 мм, по горизонтали – 0.5 мм. Момент касания пневмозондов с поверхностью контролировался с помощью электрического контакта. Все зонды были изготовлены из медицинских игл с малым диаметром 0.87 мм и закреплены на тонких обтекателях с острой (толщиной 0.02-0.05 мм) передней кромкой. Входное отверстие было сплющено и имело высоту 0.1 мм. Для измерений в области возвратного течения в зоне отрыва использовался соответствующий зонд, ориентированный навстречу этому течению.

В таблице 1 указаны номинальные значения параметров набегающего потока в рабочей части САДГ Т-313 и максимальные их отклонения от эксперимента к эксперименту.

Таблица 1. Параметры набегающего потока

Модель	M_∞	p_0 , кПа	p_∞ , кПа	T_0 , К	$Re_l \times 10^{-6}$, m^{-1}
BFS 45	3.01 ± 0.005	419.7 ± 2	11.2 ± 0.1	292 ± 0.4	32.7 ± 0.7

Степень неоднородности полей чисел Маха M_∞ в зоне расположения модели не превышала 1% [4]. Согласно термоанемометрическим измерениям [5], параметры турбулентности в набегающем внешнем потоке характеризовались относительным уровнем пульсаций массового расхода $\langle m \rangle / m = \langle \rho u \rangle / \rho u = 0.51\%$ и температуры торможения $\langle T_0 \rangle / T_{0c} = 0.03\%$. Относительный уровень пульсаций скорости составлял $\langle u \rangle / u = 0.13\%$. При этом распространяющиеся в потоке возмущения представляли собой акустическую моду пульсаций, генерируемых пограничным слоем на стенках сопла и рабочей части САДГ. Основные измерения распределений давления на поверхности модели проводились с помощью многоканального пневмокоммутатора с тензометрическими датчиками номинала 0.1 МПа класса 0.2. Также использованы групповые регистрирующие манометры ГРМ-2 класса 0.5 с пределами измерения 0÷1 атм. Это гарантировало точность измерений не хуже 0.5%. Проведенные сопоставления данных, получен-

ных с использованием этих приборов, показали хорошую повторяемость измерений, разброс которых находился в пределах 1%.

2. Расчетная методика для тестового расчета в рамках RANS

RANS-моделирование задачи проведено в ЦАГИ им. Жуковского с помощью осредненной по Рейнольдсу системы уравнений Навье-Стокса, замкнутой дифференциальной моделью турбулентности:

$$\frac{\partial \bar{u}}{\partial t} + \frac{\partial \bar{F}_i}{\partial x_i} = \bar{W},$$

$$\bar{u} = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u_k \\ \rho E \\ \rho p_m^t \end{bmatrix}, \quad \bar{F}_i = \begin{bmatrix} \rho u_i \\ \rho u_k u_i + \Pi_{ki} \\ \rho E u_i + \Pi_{ki} u_k + \Theta_i + J_i(k) \\ \rho p_m^t u_i + J_i(p_m^t) \end{bmatrix}, \quad \bar{W} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ S(p_m^t) \end{bmatrix}.$$

В обозначениях принято t – время, x_i ($i=1\dots 3$) – декартовы координаты, ρ – плотность газа, u_k ($k=1\dots 3$) – три компоненты скорости, $E = u_i u_i / 2 + k + C_V T$ – полная энергия единицы массы газа ($k = \overline{u_i'' u_i''} / 2$ – кинетическая энергия турбулентности, C_V – удельная теплоемкость единицы массы газа при постоянном объеме, T – температура), p_m^t ($m=1, \dots, N_{turb}$) – m -й параметр турбулентности (N_{turb} – число дифференциальных уравнений модели турбулентности),

$\Pi_{ki} = \left(p + \frac{2}{3} \rho k \right) \delta_{ki} - (\mu + \mu_t) \left[\frac{\partial u_k}{\partial x_i} + \frac{\partial u_i}{\partial x_k} - \frac{2}{3} \frac{\partial u_j}{\partial x_j} \delta_{ki} \right]$ – сумма молекулярного и турбулентного потоков k -й компоненты импульса в направлении оси x_i (p – давление, μ и μ_t – молекулярная и турбулентная вязкость, соответственно),

$\Theta_i = - \left(\frac{\mu}{Pr} + \frac{\mu_t}{Pr_t} \right) C_p \frac{\partial T}{\partial x_i}$ – сумма молекулярного и турбулентного потоков тепла вдоль оси x_i (C_p – удельная теплоемкость

при постоянном давлении, $Pr = 0.72$, $Pr_t = 0.9$),

$$J_i(p^t) = - \left(\frac{\mu}{Pr(p^t)} + \frac{\mu_t}{Pr_t(p^t)} \right) \frac{\partial p^t}{\partial x_i}$$
 – сумма молекулярного и турбулентного потоков параметра турбулентности p^t вдоль оси x_i ($Pr(p^t)$ и $Pr_t(p^t)$ – молекулярное и турбулентное числа Прандтля для параметра p^t), $S(p_m^t)$ – источниковый член в уравнении для p_m^t . Предполагается суммирование по повторяющемуся индексу. Параметры осреднены по Фавру. Система уравнений замыкается уравнением состояния $p = \rho RT$ (R – газовая постоянная для воздуха). Вводятся константы $Pr(p^t)$, $Pr_t(p^t)$ и выражение для $S(p_m^t)$, которые зависят от выбранной модели турбулентности. В настоящей тесте рассматривается SST ($k-\omega$)-модель турбулентности [6] (далее используется краткое обозначение SST). Расчеты выполнены с использованием промышленного солвера ZEUS [7] (EWT ЦАГИ).

3. Расчетная методика для тестового расчета в рамках IDDES

Вихреразрешающее моделирование задачи проведено в ИПМ им. Келдыша с помощью гибридного RANS-LES подхода IDDES [8] на основе модели замыкания SST [6]. Для расчетов использовался вычислительный алгоритм, реализованный в программном комплексе NOISEtte [9]. В его основе лежит оригинальная EBR схема повышенной точности, основанная на квазиодномерной реконструкции переменных, используемая для аппроксимации конвективных потоков. Применимость данной схемы для моделирования трансзвуковых и сверхзвуковых течений обеспечивается ее WENO-EBR расширением. Для интегрирования по времени использовалась неявная схема второго порядка точности с линеаризацией по Ньютону разностной системы уравнений. На каждой временной итерации проводилось несколько итераций по Ньютону до сходимости по относительной невязке. Для решения системы алгебраических уравнений использовался солвер бисопряженных

градиентов. Для создания нестационарного турбулентного потока вверх по течению от кромки уступа использовался генератор синтетической турбулентности, предложенный в работе [10], с помощью которого на входной границе задавались соответствующие пульсации скоростей.

4. Особенности построения расчетной сетки для RANS

Расчетная сетка для RANS состоит из 12 блоков и содержит 12 млн. ячеек (см. рис. 2). Моделируются только верхние поверхности пластин и наклонная грань уступа. Это означает, что краевые эффекты в данной постановке не учитываются.

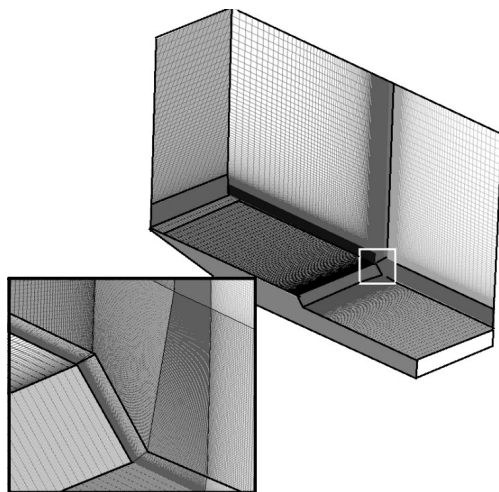


Рис. 2. Фрагменты сетки для расчета по модели RANS

Все размеры задачи приведены к высоте ступеньки, равной $h = 15$ мм. Сетка построена таким образом, что непосредственно к поверхностям прилежит 4 блока. Они имеют равную высоту $\Delta_1 = 1.67h$. В вертикальном направлении проведено сгущение узлов к стенке по закону геометрической прогрессии. В результате высота ячеек у всех поверхностей стала равной $\Delta_2 = 1.33 \cdot 10^{-5} \cdot h$. Кроме того, сгущение узлов выполнено в продольном направлении с коэффициентом 100. В результате размеры ячеек с разных сторон обоих изломов стали приблизительно равными, что обеспечило непрерывность (но не гладкость) сеточных функций. Промежуточный слой сетки имеет

высоту $\Delta_3 = 17.8h$, а верхняя граница расчетной области проходит по координате $y = 26.67h$. В продольном направлении сетка ограничена размерами $-26.67h < x < 20h$. Ширина расчетной области равна полуширине модели $0 < z < 13.33h$. Это обеспечивает приемлемое соотношение сторон ячеек за пределами пограничного слоя и отсутствие значительного влияния сетки на периодическую структуру вихрей Гетлера. Сетка доступна и может быть предоставлена по запросу.

5. Особенности построения расчетной сетки для IDDES

На рис. 3 представлен фрагмент неструктурированной вычислительной сетки, использованной для моделирования течения с помощью IDDES подхода, в двумерном (XY) сечении. Входная, выходная вниз по потоку и верхняя границы расчетной области располагались на расстояниях $3h$, $50h$ и $50h$ соответственно от кромки уступа. В поперечном направлении, где на границах ставились условия периодичности, размер расчетной области составлял $1.5h$. Первый пристеночный шаг сетки выбирался из условия $y^+ \leq 1$, необходимого для постановки условий прилипания. В продольном и поперечном направлениях в зоне основного турбулентного взаимодействия (от входной границы $x/h = -3$ до $x/h = 8$ и от твердой поверхности до расстояния $\approx 0.8h$) шаги сетки не превышали значения $0.017h$ и $0.01h$ соответственно. Это было меньше, чем $\delta_{0.99}/10$ для шага вдоль координаты X и $\delta_{0.99}/20$ вдоль Z ($\delta_{0.99}$ – толщина пограничного слоя), рекомендуемых для IDDES расчета в режиме LES с пристеночным моделированием (WMLES режиме). В самой чувствительной области, в районе склона уступа, сетка сгущалась так, чтобы $\Delta \leq 0.01h$ в тангенциальном направлении. Коэффициенты разбега и сгущения во всей области не превышали 1.1. Итоговый размер трехмерной неструктурированной вычислительной сетки составил 18.5 млн. узлов. Сетка доступна и может быть предоставлена по запросу.

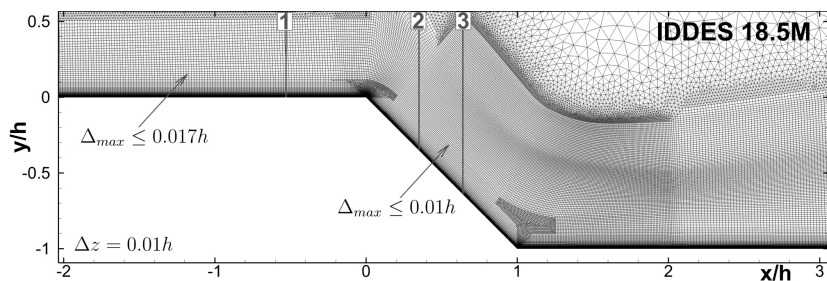


Рис. 3. Фрагменты сетки для расчета по модели IDDES

6. Особенности вычислительной постановки RANS

Как отмечено выше, сетки построены таким образом, что краевые эффекты не учитываются. На боковых границах ставится периодическое граничное условие. Тем не менее, данная постановка не является двумерной, так как не препятствует образованию в решении продольных вихревых структур. На твердых поверхностях выполняется граничное условие прилипания с учетом теплоизолированной стенки, как в эксперименте, на которой реализуется температура восстановления. При реализации RANS расчет проводится вплоть до поверхностей пластин без применения «закона стенки». При этом использована линейная неявная разностная схема, что позволило применить достаточно большой расчетный шаг по времени, соответствующий коэффициенту устойчивости 50 (аналог числа CFL). Сходимость решения контролировалась по функции плотности. Расчет останавливался при достижении стабилизации решения с точностью $\varepsilon < 0.0001$, где $\varepsilon = \max(\Delta\rho/\rho)$ по всем ячейкам. Особое внимание уделено начальному сечению ($x = 0$), соответствующему вершине (положению передней кромки наклонной грани) уступа. Пограничный слой в указанном сечении рассчитан с достаточной точностью для «привязки» к эксперименту, его толщина равнялась $\delta_{0,99} = 4.3$ мм. Соответствующая толщина в эксперименте была несколько выше $\delta_{0,99} = 5.8$ мм, но при этом оказались близкими формы профилей и величина формпараметра H .

7. Особенности вычислительной постановки IDDES

Для проведения IDDES расчета на входной границе, расположенной на расстоянии $3h$ от кромки уступа, задавались нестационарные трехмерные турбулентные пульсации с помощью метода, описанного в работе [10]. Необходимые профили газодинамических величин, турбулентных переменных (k и ω), а также необходимых для генератора синтетической турбулентности компонент тензора Рейнольдсовых напряжений были получены в процессе предварительного 2D SST RANS расчета плоской пластины. При этом профиль на входной границе задавался такой, чтобы в сечении $x/h = -0.53$ толщины вытеснения $\delta^* = 0.123h$ и потери импульса $\theta = 0.0253h$ максимально соответствовали указанным экспериментальным значениям.

Для минимизации численной диссипации и сохранения устойчивости счета в области разрешенных турбулентных структур использовалась гибридная численная схема, эффективно сочетающая противопоточную, центрально-разностную и монотонизированную WENO-аппроксимации. Максимальное число Куранта для всей области было равно 150. При этом в области разрешаемой в расчетах турбулентности (начиная с расстояния свыше $\approx 0.005h$ от обтекаемой поверхности) оно не превышало 1.

Для получения результатов IDDES расчета сначала, стартовав с двумерного RANS решения, в течение $30h/U_\infty$ моделировался «переходный» период до получения статистически установившегося течения. Далее проводилось накопление статистики в течение времени $50h/U_\infty$. При этом осреднение полей производилось как по времени, так и по пространству по гомогенному (поперечному, вдоль оси Z) направлению.

8. Физические особенности течения

При сверхзвуковом обтекании рассматриваемого наклонного уступа от его вершины во внешний поток распространяется веер волн разрежения (ВВР) (см. рис. 4, верхний). В результате отрыва пограничного слоя ниже вершины от поверхности наклонной грани образуется отрывной (или краевой) скачок (1), а при повороте течения параллельно поверхности за уступом формируется основной скачок (2), который фактически является инициатором отрыва. Зафиксированные в эксперименте на

тепловизионной фотографии особенности течения для рассматриваемого случая (рис. 4, сверху) хорошо воспроизводятся на рассчитанных методом RANS полях плотности и рассчитанных методом IDDES полях градиентов плотности (см. рис. 4, средний и нижний, соответственно).

При сверхзвуковом обтекании рассматриваемого наклонного уступа от его вершины во внешний поток распространяется веер волн разрежения (ВВР) (см. рис. 4, верхний). В результате отрыва пограничного слоя ниже вершины от поверхности наклонной грани образуется отрывной (или краевой) скачок (1), а при повороте течения параллельно поверхности за уступом формируется основной скачок (2), который фактически является инициатором отрыва. Зафиксированные в эксперименте на тепловизионной фотографии особенности течения для рассматриваемого случая (рис. 4, сверху) хорошо воспроизводятся на рассчитанных методом RANS полях плотности и рассчитанных методом IDDES полях градиентов плотности (см. рис. 4, средний и нижний, соответственно).

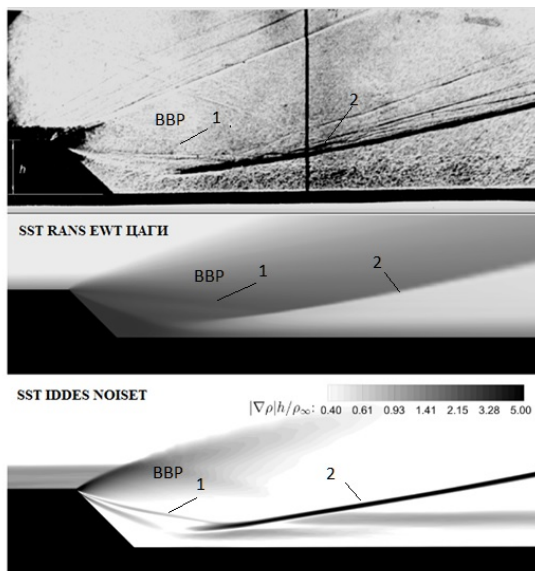


Рис. 4. Тепловизионная фотография обтекания наклонного уступа, поля плотности (RANS) и градиенты плотности (IDDES)

На рис. 5 приведены полученные в расчетах поля чисел Маха и линии тока, которые характеризуют рециркуляционное течение в зоне отрыва за уступом в вертикальном сечении, совпадающем с плоскостью симметрии модели. Штриховой линией обозначено зафиксированное в экспериментах положение линии нулевой продольной скорости, которая отделяет зоны прямого и возвратного течений. Как и выше, показаны результаты расчетов на основе подходов RANS (см. рис. 5 сверху) и IDDES (см. рис. 5 снизу). В таблице 2 указаны координаты линий (точек) отрыва (S) и присоединения (R), которые получены экспериментально и в расчетах (обозначены на отмеченных выше рисунках 5).

Таблица 2. Значения точек отрыва и присоединения потока.

	Эксперимент	SST RANS	SST IDDES
Отрыв S	0.1 h	0.03 h	0.11 h
Присоединение R	1.85 h	3.14 h	1.6 h

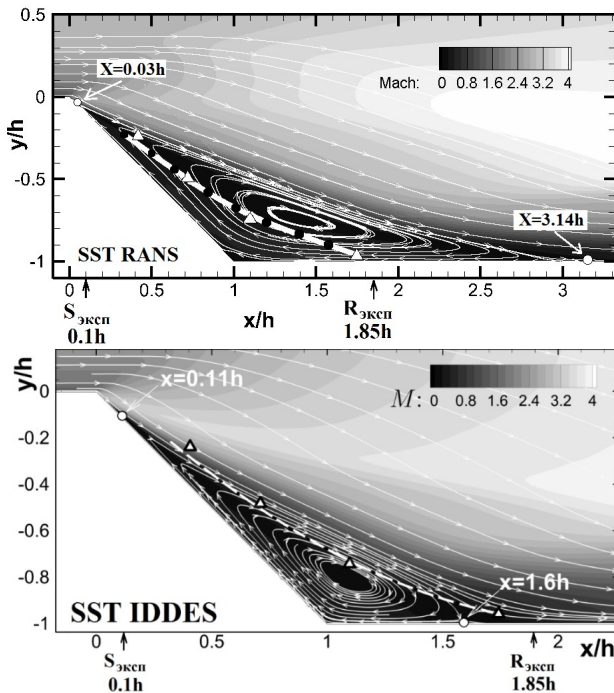


Рис. 5. Поля чисел Маха и линии тока в отрывной зоне из расчетов на основе RANS (сверху) и IDDES (снизу)

На рис. 6 (сверху) приведена фотография (при виде сверху) предельных линий тока на поверхности модели, зафиксированных в эксперименте с помощью саже-масляной визуализации. Буквой S отмечена линия отрыва (стекания) на наклонной грани за вершиной уступа, а буквой R – линия присоединения (растекания). На фотографии также просматриваются расположенные по ширине модели характерные продольные линии стекания и растекания, которые ассоциируются с возникающими продольными периодическими вихревыми структурами (вихрями Гертлера). Измерения дают оценку для характерного размера отмеченных вихревых структур $D = 0.53h$.

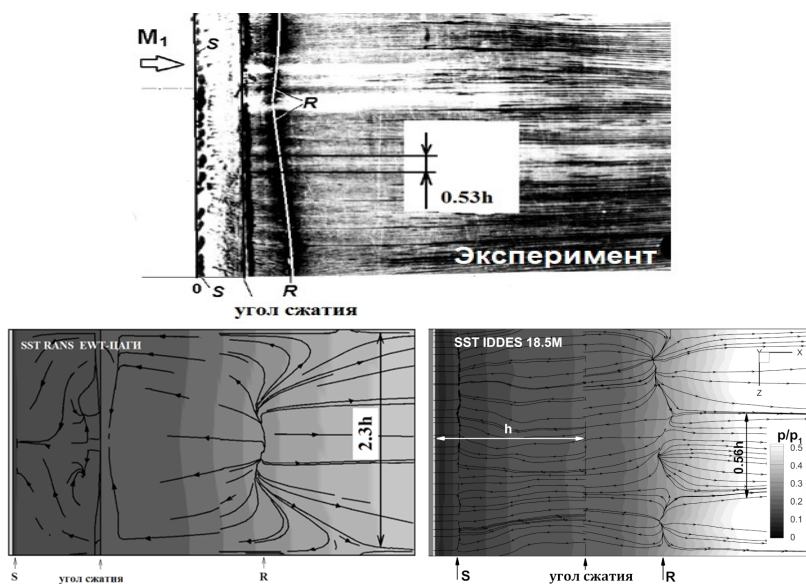


Рис. 6. Фотография предельных линий тока на поверхности в эксперименте (сверху) и предсказанные линии тока на поверхности по результатам расчетов по моделям RANS и IDDES (снизу)

Аналогичные особенности течения на поверхности обнаружены в расчетах. На рис. 6 (снизу) приведены результаты, полученные в рамках моделей SST RANS и SST IDDES. Оценка показывает, что характерный размер вихревых структур, полученных при помощи уравнений RANS, в 4 раза превышает соответствующий размер из расчета по модели IDDES. При этом IDDES дает результат, близкий к эксперименту (см. таблицу 3).

Таблица 3. Характерные размеры вихревых структур

	Эксперимент	SST RANS	SST IDDES
Размер вихревых структур	$0.53h$	$2.3h$	$0.56h$

Полученные в расчетах распределения статического давления на поверхности модели вдоль центральной линии, совпадающей с плоскостью ее симметрии, приведены совместно с экспериментальными данными на рис. 7. Выполненный для невязкого обтекания предварительный расчет на основе уравнений Эйлера показал, что статическое давление за волнами разрежения падает непосредственно за вершиной уступа до низких значений $p/p_\infty = 0.012$, а в случае реального течения в эксперименте его величина не опускается ниже $p/p_\infty = 0.14$.

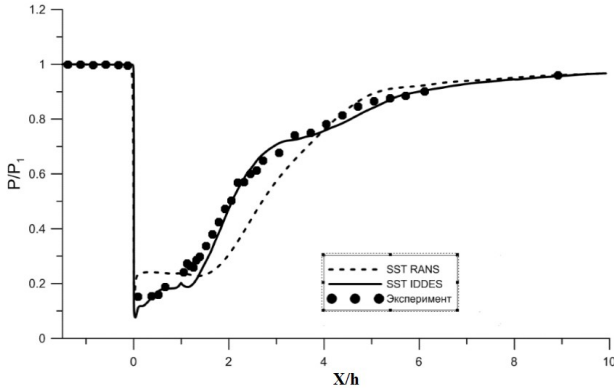


Рис. 7. Распределение статического давления по поверхности модели

Полученные в расчетах распределения давления с использованием различных моделей заметно отличаются. Например, модель SST RANS (см. рис. 7, пунктирная линия) дает завышенный уровень давления при $0 < X/h \leq 1$, по сравнению с экспериментом. При этом наблюдаемая в расчете протяженная область с «полочкой» почти постоянного давления с превышающими зафиксированные в эксперименте значения при $0.2 \leq X/h \leq 1.8$, по всей видимости, обусловлена завышенным размером предсказанной отрывной зоны.

В случае SST IDDES (см. рис. 7, сплошная линия) проявляются признаки пониженной диссипации. Так, минимальное дав-

ление непосредственно за вершиной уступа опускается ниже экспериментального уровня, а размеры отрывной зоны сокращаются. Если не учитывать небольшую область непосредственно в окрестности вершины уступа, то ошибка расчета по уровню статического давления не превышает 5-10%.

Значительный интерес представляют анализ расчетов профилей полного давления, которые в экспериментах измерялись при помощи пневмозонда Пито. Как известно, в условиях сверхзвуковых течений таким способом измеряется “полное” давление с учетом его потерь в прямом скачке уплотнения, возникающем перед зондом. Для корректных измерений в областях зоны отрыва такие пневмозонды ориентируются навстречу возникающему возвратному течения. В данном случае такая корректировка не использовалась.

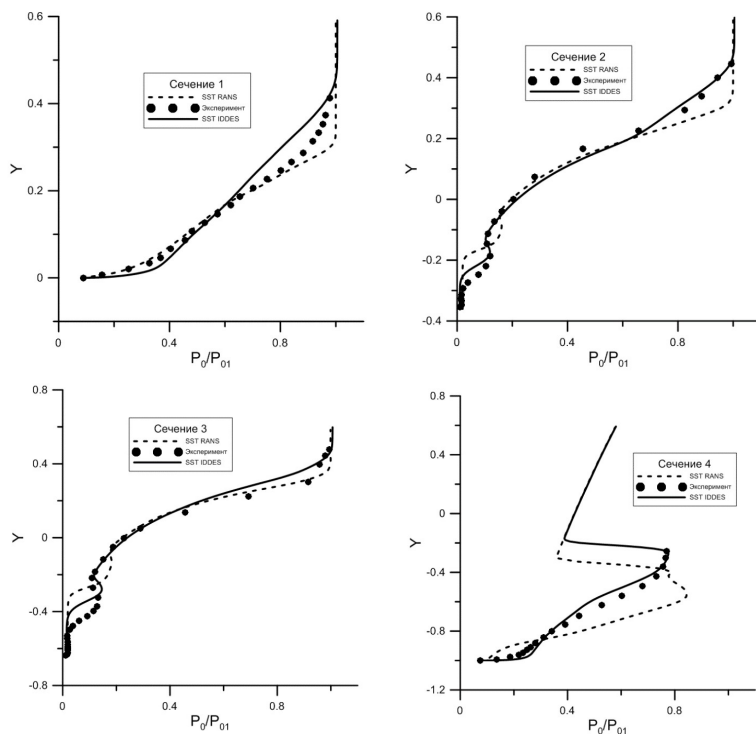


Рис. 8. Распределения полного давления в различных сечениях

На рис. 8 приведены сопоставления расчетных и экспериментальных профилей “полного” давления в различных вертикаль-

ных сечениях, которые обозначены на рис. 3 вертикальными линиями. Первое сечение ($x/h = -0.53$) расположено перед вершиной уступа, второе сечение ($x/h = 0.35$) – вблизи точки отрыва потока, третье сечение ($x/h = 0.64$) – над наклонной гранью уступа перед последующим углом сжатия, а четвертое (не показано) – над горизонтальной поверхностью за уступом (в области течения за скачком уплотнения 2, показанным на рис. 4). На рис. 8 используется отнесенная к высоте уступа вертикальная координата Y и отношение измеряемого (и рассчитанного) локального “полного” давления P_0 к его значению в набегающем внешнем потоке P_{01} (в начальном сечении 1). В зоне возвратного течения используется расчетное значение статического давления, которое наиболее близко к величине давления, реализующегося в застойной зоне у входного отверстия пневмозонда.

Заклучение

Участникам конференции предлагается протестировать свои программы с использованием экспериментальных и расчетных данных. При этом можно воспользоваться имеющимися расчетными сетками или подготовить собственные.

Полученные результаты предлагается обрабатывать в графическом и табличном виде, с явным выделением всех особых точек.

Организаторы тестирования могут предоставить имеющиеся в наличии таблицы, по которым построены приведенные выше графики (при условии участия в тестировании).

Литература

1. А.А. Желтоводов, Л.Ч.-Ю. Меклер, Э.Х. Шилейн. Особенности развития отрывных течений в углах сжатия за волнами разрежения // Препр. ИТПМ СО АН СССР № 10-87. Новосибирск, 1987.
A.A. Zheltovodov, L.Ch.-Yu. Mekler, E.Kh. Shilein. Osobennosti rasvitiia otrivnykh techenii v uglakh szhatiia za volnami razrezheniia // Preprint ITPM SO AN SSSR № 10-87. Novosibirsk, 1987.

2. J. Fang, Y. Yao, A. Zheltovodov, Z. Li, L. Lu. Direct numerical simulation of supersonic turbulent flows around a tandem expansion-compression corner. *Physics of Fluids* 27, 125104 (2015); doi: 10.1063/1.4936576
3. С.М. Босняков, А.П. Дубень, А.А. Желтоводов, Т.К. Козубская, С.В. Матяш, С.В. Михайлов. Численное моделирование сверхзвукового отрывного обтекания обратного наклонного уступа методами RANS и LES. *Математическое Моделирование*, Т. 31, № 11, - Москва, 2019 г., стр. 3–20.
4. И.И. Волонихин, В.Д. Григорьев, В.С. Демьяненко, Х.И. Писаренко, А.М. Харитонов. Сверхзвуковая аэродинамическая труба Т-313 // В сб. научных трудов ИТПМ СО АН СССР: Аэрофизические исследования. – Новосибирск, 1972. С. 8–11.
5. Лебига В.А. Термоанемометрия нестационарных процессов сжимаемых течений // Новосибирск, Изд-во НГТУ, 1997.
6. F.R. Menter. Improved two-equation $k-\omega$ turbulence models for aerodynamic flows // NASA TM-103975, 1992.
7. Практические аспекты решения задач внешней и внутренней аэродинамики с применением технологии ZEUS в рамках пакета EWT-ЦАГИ / Ред. С.М. Босняков. Труды ЦАГИ, выпуск 2735, 2015.
8. M.L. Shur, P.R. Spalart, M.Kh. Strelets, A.K. Travin. A hybrid RANS-LES approach with delayed-DES and wall-modeled LES capabilities // *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 2008, v. 29(6), pp. 1638-1649.
9. И.В. Абалакин, П.А. Бахвалов, А.В. Горобец, А.П. Дубень, Т.К. Козубская. Параллельный программный комплекс NOISEtte для крупномасштабных расчетов задач аэродинамики и аэроакустики // *Вычислительные методы и программирование*, 2012, т. 13, с. 110-125
10. M.L. Shur, P.R. Spalart, M.K. Strelets, A.K. Travin. Synthetic turbulence generators for RANS-LES interfaces in zonal simulations of aerodynamic and aeroacoustic problems // *Flow Turbulence Combust.*, 2014, v. 93, No. 1, pp. 63–92.

ВЗАИМОДЕЙСТВИЕ УДАРНОЙ ВОЛНЫ С ВИХРЕМ: ТЕСТОВАЯ ЗАДАЧА ДЛЯ МЕТОДОВ СКВОЗНОГО СЧЕТА

А.В. Родионов^{1,2}

¹*РФЯЦ-ВНИИЭФ, Саров, avrodionov@rambler.ru*

²*ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, Москва*

Одна из актуальных и быстро развивающихся областей вычислительной аэрогазодинамики включает в себя широкий спектр задач, в которых турбулентные течения моделируются с помощью вихреразрешающих подходов. Такие задачи могут решаться только в трехмерной нестационарной постановке на подробных сетках; они предполагают привлечение больших вычислительных ресурсов и использование высокоэффективных CFD-методов.

Среди множества приложений вихреразрешающих подходов можно выделить класс задач, в которых турбулентный поток взаимодействует с ударной волной. При моделировании такого рода задач исследователи сталкиваются с дилеммой – противоречивыми требованиями к используемым численным методам. С одной стороны, методы, рассчитывающие такие течения, должны обладать надлежащей диссипацией, чтобы подавлять нефизические осцилляции решения вблизи разрывов (ударных волн и контактных поверхностей). С другой стороны, они не должны подавлять моделируемые вихри в турбулентном потоке. В наиболее рафинированном виде эта проблема находит свое отражение в канонической задаче о взаимодействии ударной волны с турбулентным потоком (canonical shock/turbulence interaction), когда номинально плоская волна распространяется по изотропной турбулентной среде. Решение этой задачи имеет фундаментальное значение, а также может использоваться для валидации моделей турбулентности, широко применяемых в настоящее время при решении сложных практических задач.

Выработка оптимальных алгоритмов расчета выделенного выше класса задач представляет собой серьезную проблему, решение которой невозможно без тщательной отработки методик на последовательности тестовых задач, для которых могут быть

получены эталонные решения. Одной из таких задач является одномерная тестовая задача Шу и Ошера (распространение ударной волны по газу с синусоидальным распределением плотности). Другой, существенно более сложной тестовой задачей является двумерная задача о взаимодействии одиночного вихря с ударной волной (shock-vortex interaction). В этой задаче моделируется нестационарное течение газа, в котором присутствуют поверхности разрывов – скачки уплотнения (помимо основной ударной волны) и контактные поверхности.

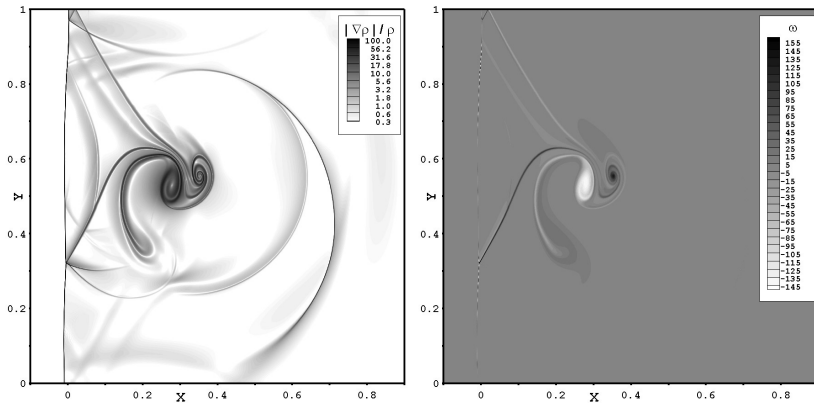


Рис. 1. Эталонное решение тестовой задачи. Численная шпирен-визуализация (слева) и поле завихренности (справа)

В предлагаемом докладе будут рассмотрены следующие вопросы, связанные с тестовой задачей о взаимодействии вихря с ударной волной: (1) зависимость структуры потока от базовых параметров задачи; (2) краткий обзор работ по задаче; (3) выбор постановки задачи, при которой ударно-волновая структура течения остается устойчивой; (4) получение эталонного решения на выбранной постановке с максимально возможным сеточным разрешением (см. Рис. 1); (5) проведение сопоставительного анализа точности нескольких отобранных методов сквозного счета (с оценкой порядка сходимости к эталонному решению).

Работа выполнена при поддержке Российского Научного Фонда, проект N.22-11-00199.

Авторский указатель

Assier R.C.	248	Дружинин Я.М.	277
Абалакин И.В.	38	Дубень А.П.	126, 128, 130, 273,
Абдрашитов Р.Г.	40		274
Акинъшин Р.В.	41	Дубинин Е.В.	256
Аксенов А.А.	18, 46, 49	Дубко Е.Б.	151
Александров А.В.	57	Дядькин А.А.	61
Аникеева М.И.	61	Егоров И.В.	132
Ахметзянов А.М.	256	Елизарова Т.Г.	161
Бабич Е.В.	64, 166	Епихин А.С.	161
Балакирева Н.В.	68	Еремеев В.О.	68
Барышева Д.В.	69	Жаворонкин А.О.	136
Батраков А.С.	73	Жданова Н.С.	91, 99
Батурин О.В.	261	Жуков В.Т.	138
Бахнэ С.В.	77, 81	Загитов Р.А.	271, 274, 275
Башкатов В.В.	180	Зайцев М.Ю.	41, 142, 176
Беляев И.В.	176	Зайцева С.Г.	68
Бендерский Л.А.	31	Зиновьев В.Н.	147
Бобков В.Г.	38, 85, 88, 91	Зубанов В.М.	261
Болсуновский А.Л.	19, 93	Иванова Е.В.	69, 103
Босняков С.М.	95, 302	Ивчин В.А.	21
Брагин Н.Н.	93	Исаев С.А.	151
Бузуверя Н.П.	93	Калугин В.Т.	239
Бутаков О.Б.	266	Канев Н.Г.	156
Васильев О.В.	96, 99	Карабасов С.А.	114
Васкецов И.А.	101	Каракулев А.Е.	158
Вершков В.А.	85	Ким Н.В.	69
Вишняков А.Н.	103	Кирюшина М.А.	161
Вовк М.Ю.	34	Клименко Д.В.	46, 49, 171
Войтишина М.С.	20	Клюев Н.А.	164
Волков А.В.	81	Козубская Т.К.	38, 85, 91, 126, 128,
Воробьев А.К.	268		130, 158, 273, 274
Воронков А.А.	103	Колесник Е.В.	64, 166
Воронцов В.И.	41	Кондратов А.В.	171
Ворошин Д.В.	271, 273, 274, 275	Копьев В.А.	142
Горобец А.В.	107, 273, 274	Копьев В.Ф.	25, 176, 180
Горячкин Е.С.	261	Корин И.А.	241
Григорьева М.С.	88	Корольков А.И.	185, 248
Гурбатов С.Н.	114	Косоногова А.В.	279
Гусева Е.К.	109	Косушкин К.Г.	187
Демин И.Ю.	114	Краснов М.М.	192
Денисенко В.В.	116	Крашенинников С.Ю.	31
Денисов С.Л.	119	Крицкий Б.С.	85, 187
Долотовский А.В.	20	Кудрявцев А.Н.	197
Долуденко А.Н.	123	Кудрявцева Л.Н.	91
Дородницын Л.В.	57	Курсаков И.А.	136

Кустов О.Ю.	101	Пахов В.В.	73
Кусюмов А.Н.	73, 200	Печагин Д.В.	69
Кусюмов С.А.	200	Плаксин Г.М.	158
Лебига В.А.	147	Поливанов П.А.	231
Лесных Т.О.	69, 103	Польняков Н.А.	31
Ливерко Д.А.	95	Попов Г.М.	261
Лисин А.А.	114	Попов И.В.	235
Лопато А.И.	203	Попов О.Ю.	40
Лысенков А.В.	208	Пятунин К.Р.	279
Любимов А.Н.	281	Родионов А.В.	318
Любимов Д.А.	211	Родионов П.В.	130
Макаров В.Е.	296	Романенко Г.А.	69
Маленко В.А.	95	Романова Е.В.	200
Мальшев Ф.А.	268	Россихин А.А.	283
Маракуева О.В.	273, 274	Рыбак С.П.	128
Маркин В.В.	231	Савельев А.А.	136
Маслов В.П.	216	Сальников С.Д.	271, 275
Матяш Е.С.	136	Семакина Е.Ю.	286
Матяш И.С.	81	Семенёв П.А.	31, 216
Матяш С.В.	81, 208	Сергеев М.С.	69
Меньшов И.С.	218	Сидоренко А.А.	231
Милешин В.И.	277, 283	Синер А.А.	241
Миргазов Р.М.	85, 187	Слободянюк Д.М.	239
Миронов А.К.	31, 216	Смирнов Е.М.	166
Миронов Д.С.	147	Смирновский А.А.	166
Миронов М.А.	223	Сорокин Е.В.	241
Михайлов М.В.	33, 61, 128, 239	Сорокин К.Э.	54
Михайлов С.А.	200	Софронов И.Л.	158
Михайлов С.В.	95	Старцев А.А.	241
Морозов А.Н.	95	Степанов Р.П.	73
Мошков П.А.	49, 291	Стрелец М.Х.	109, 176
Мухин А.Н.	34	Суворов А.С.	68
Мышенков Е.В.	216	Судаков А.Г.	151
Никущенко Д.В.	151	Тимушев С.Ф.	46, 49, 171, 291
Новиков А.В.	224	Титарев В.А.	41, 142
Новикова Н.Д.	138	Толстых А.И.	242
Образ А.О.	224	Торопылина Е.Ю.	291
Овчинников А.И.	274	Травин А.К.	109, 176
Ореховский В.В.	208	Трошин А.И.	77, 81, 136
Останко Д.А.	40	Усачов А.Е.	151
Остриков Н.Н.	119, 180	Фараносов Г.А.	25, 41, 142
Пак А.Ю.	147	Фёдоров А.В.	224, 244
Пальчеховская Н.В.	132, 228	Федосеев С.Ю.	49
Пальчиковский В.В.	101, 241	Феодоритова О.Б.	138, 192
Паранин Г.В.	103	Фортова С.В.	116, 123

Хангалин Д.С.	279
Хасанов Н.Г.	256
Хотяновский Д.В.	197
Храмцов И.В.	101, 241
Хуснутдинов И.Ф.	256
Цветкова В.О.	91
Чеглаков И.В.	281
Черкасова М.Г.	286
Черников В.А.	286
Чернышев И.Л.	93
Чернышев С.А.	25
Чувахов П.В.	244
Чулонин А.Ю.	151
Чучкалов И.Б.	40
Шанин А.В.	185, 248
Шапоренко Е.В.	46
Шевяков В.И.	54
Широбоков Д.А.	242
Шорстов В.А.	250, 296
Шуваев Н.В.	271, 274, 275
Шур М.Л.	109, 176
Щербань А.И.	261
Яковец М.А.	180
Яковлев А.А.	49, 291